

République Algérienne Démocratique Et Populaire

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

Pour Obtention du Diplôme D.E.U.A en Aéronautique
Option : Structure

THEME

ETUDE ET REALISATION
D'UNE AILE D'AVION

Proposé par :

Monsieur : **BERGHEUL SAID**

Monsieur : **BENHAMISSI ABEDERRAHMENE**

Présenté par :

REZALA AICHA

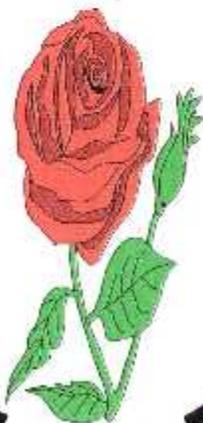
PROMOTION 2001 -2002



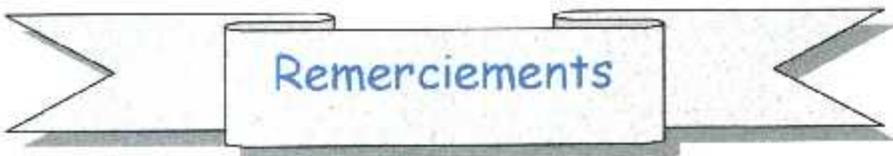
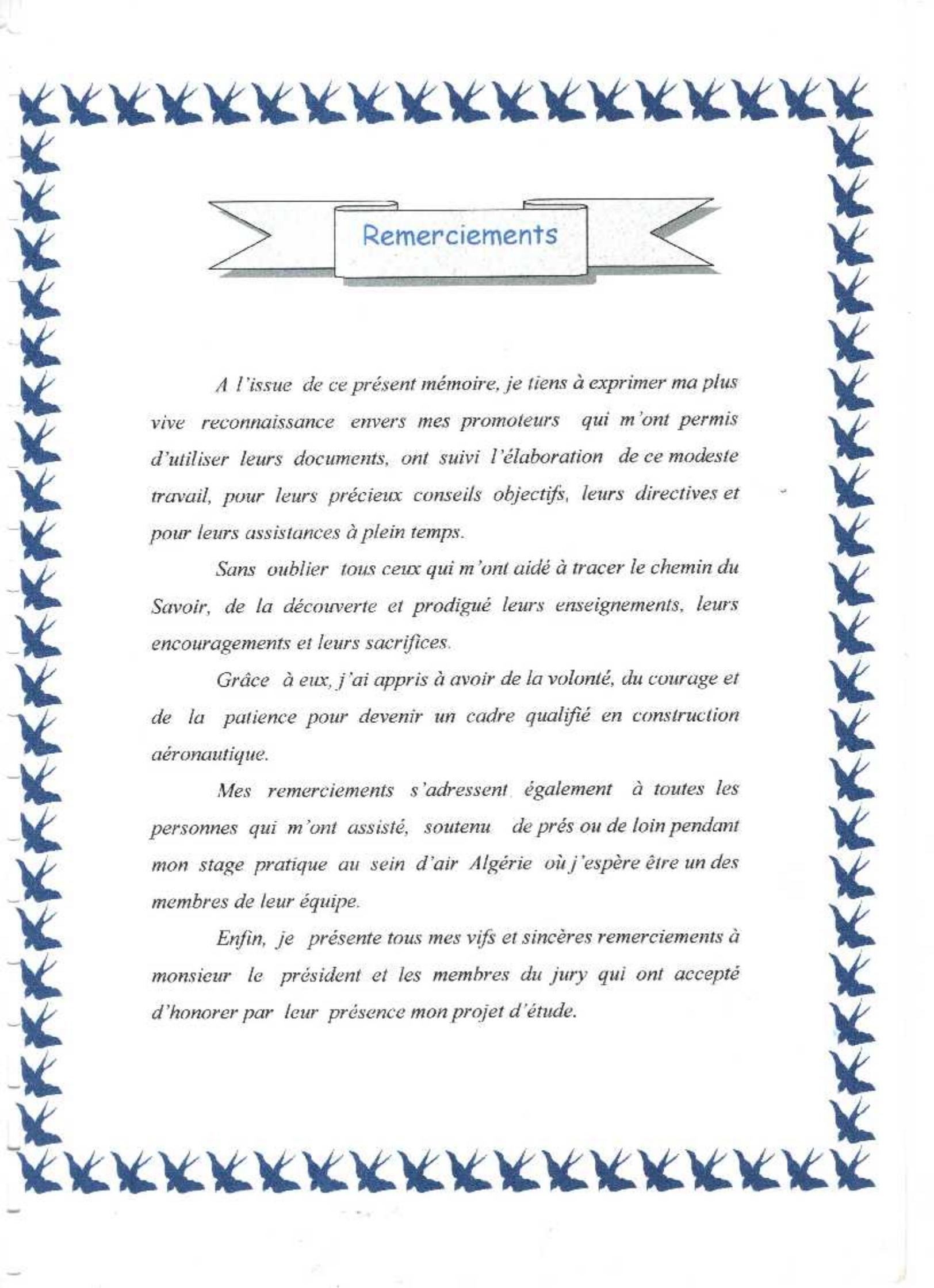
Dédicaces

Sans le soutien moral et matériel de toutes les personnes aux quelles je dédie ce modeste travail, qui n'aurait été impossible à réaliser :

*A la mémoire de mon père,
A ma très chère mère qui m'a permis d'étudier et m'a comblé d'affection et d'ambles sacrifices,
A toutes mes sœurs qui ont été présentées à plein temps,
A toutes mes amies (amis),
Et toute la promotion 01 / 02.*



Aicha . R



Remerciements

A l'issue de ce présent mémoire, je tiens à exprimer ma plus vive reconnaissance envers mes promoteurs qui m'ont permis d'utiliser leurs documents, ont suivi l'élaboration de ce modeste travail, pour leurs précieux conseils objectifs, leurs directives et pour leurs assistances à plein temps.

Sans oublier tous ceux qui m'ont aidé à tracer le chemin du Savoir, de la découverte et prodigué leurs enseignements, leurs encouragements et leurs sacrifices.

Grâce à eux, j'ai appris à avoir de la volonté, du courage et de la patience pour devenir un cadre qualifié en construction aéronautique.

Mes remerciements s'adressent également à toutes les personnes qui m'ont assisté, soutenu de près ou de loin pendant mon stage pratique au sein d'air Algérie où j'espère être un des membres de leur équipe.

Enfin, je présente tous mes vifs et sincères remerciements à monsieur le président et les membres du jury qui ont accepté d'honorer par leur présence mon projet d'étude.

SOMMAIRE

Nomenclature	i
PREFACE	1
INTRODUCTION	4
I.PRESENTATION DE L'AVION	
I.1 Aperçu de l'avion.....	5
I.2 Les constituants de l'avion	6
II. AERODYNAMIQUE DE L'AILE	
II.1 Définitions Géométriques	8
II.1.1 Le profil d'aile	9
II.1.2 Voilure	13
II.2 ETUDE AERODYNAMIQUE	17
II.2.1 Répartition des pressions et des vitesses autour d'un profil	17
II.2.2 Résultante aérodynamique	18
II.2.3 Portance	18
II.2.4 Traînée.....	19
II.2.5 Polaire	20
II.2.6 Finesse	20
III.ETUDE DES DIFFERENTES SOLLICITATIONS D'UNE AILE	
III.1 Généralités	21
III.2 Réponse d'un matériau à des sollicitations	21
III.3 Les sollicitations simples	22
III.4 Les poutres	30
III.5 Application de la flexion simple	32
III.6 Efforts supportés par la voilure	34
III.7 Exemple d'efforts appliqués à la voilure d'un avion A300-B Mercure	36
IV.TECHNOLOGIE DE CONSTRUCTION	
IV.1 Architecture de la voilure	38
IV.2 Eléments de la voilure	39
IV.3 Matériau utilisés	41
IV.3.1 Généralités	41
IV.3.2 Les alliages légers	42
IV.3.3 Les alliages d'Aluminium	43

IV.3.4 Matériaux composites	45
IV.4 Différents procédés de transformations	45
IV.4.1 Le cisailage	45
IV.4.2 Le cintrage	46
IV.4.3 Le pliage	46
IV.4.4 Le profilages	47
IV.4.5 Le perçage	47
IV.5 Différents procédés d'assemblages	48
IV.5.1 Préliminaire	48
IV.5.2 Rivetage	49
IV.5.3 Boulonnage	59
V. EXEMPLE DE REALISATION D'UNE AILE	
V.1 Construction	61
V.2 Machines utilisés	61
V.3 Matériaux utilisés	61
V.4 Transformation des matériaux	62
V.5 Assemblage	62
CONCLUSION	63
ANNEXES	
BIBLIOGRAPHIE	

NOMENCLATURE

Lettres Latines

- B : envergure d'une aile.
C : courbure relative.
Cx : Coefficient de traînée.
Cz : coefficient de portance.
E : Module de Young.
e : Epaisseur relative.
f : La flèche du profil.
g : Module de Coulomb.
h : Epaisseur maximale du Profil.
l : Corde du Profil.
lm : La Corde moyenne.
Mf : Moment fléchissant.
n : Facteur de Charge.
q : Charge uniforme par unité de longueur.
R : Résultante aérodynamique.
Rx : Traînée.
Rz : Portance.
S : Surface de référence de l'aile.
T : Effort tranchant.
V : vitesse de l'avion.

Lettres grecques

α :Angle d'incidence.

α_0 :Angle de Portance nulle.

δ :Dièdre de l'aile.

φ :Flèche de l'aile.

λ :Allongement de l'aile.

σ :Contrainte de traction-compression.

σ_c :Contrainte critique de flambage.

τ :contrainte de cisaillement.

Préface :

• L'aviation

L'aviation dont l'histoire a commencé , il y a une centaine d'années, crée des liens de plus en plus étroits entre les peuples du monde, elle améliore sans cesse les moyens de communication et fortifie, les liens d'interdépendance entre toutes les nations de la terre. Par ses progrès constants, ce monde de transport essentiel nous fait connaître de nouveaux produits et de nouveaux services. Il nous aide à trouver de nouvelles sources de matières premières et nous fait connaître les bienfaits de la confrontation et de l'intégration d'innombrables cultures.

L'aviation a ouvert bien des horizons à l'humanité ; elle a fait repousser les limites du temps et elle a décuplé les moyens d'action de l'homme elle a repoussé les frontières de l'inaccessible. Le monde de l'aviation a donné naissance à une multitude d'emplois et de possibilités financières à l'échelle mondiale. L'avion a donné à l'homme la liberté qu'il enviait à l'oiseau et lui a permis d'acquérir une perspective plus large de sa planète.

L'aviation est un excellent exemple des promesses complexes de la technique et de l'esprit créateur de l'homme, il convient de bien comprendre et d'apprécier à sa juste valeur ce produit des efforts de l'humanité.

Tous les aspects de notre monde ont été modifiés par l'aviation, c'est pourquoi le sens même de l'aviation, ses buts, les rôles qu'elle joue, les voies qu'elle suit, les différentes manières dont elle se développe méritent d'être étudiés par les peuples de tous les pays.

• Origines de l'aviation

Certaines légendes de l'Antiquité faisaient déjà allusion à la faculté de se déplacer dans les airs, telle l'histoire de Icare qui tomba dans la mer avec ses ailes de plumes et de cire. Même les Grecs pensaient que ce rêve deviendrait un jour réalité, si l'on parvenait à s'inspirer du vol des oiseaux. Mais des siècles d'études et d'expérimentations s'avèrent nécessaires avant d'aboutir au premier vol d'une machine.

Au début du XVIème siècle, Léonard de Vinci rassembla des données sur le vol des oiseaux, qui l'amènèrent à imaginer l'hélice et le parachute. Les inventeurs se tournèrent alors vers la conception d'engins plus légers que l'air, comme les frères Montgolfier qui firent voler le premier ballon à air chaud en 1783.

• Naissance de l'avion

L'histoire de l'aviation connut un tournant décisif au début du XIXe siècle, grâce aux progrès réalisés dans les domaines de la construction et de la mécanique.

Grâce au perfectionnement des moteurs à vapeur et à combustion interne, les expériences effectuées sur des avions motorisés se multiplièrent à la fin du XIXe siècle.

En 1890, l'ingénieur français Clément Ader (Muret 1841 – Toulouse 1925), construisit une machine volante qu'il baptisa « avion » avec laquelle il réussit le premier vol d'un « plus lourd que l'air ».

Aux Etats – Unis, l'aviateur américain Wright Wilbur (Millville Indiana 1867 – Dayton Ohio 1912) aidé de son frère Orville, monta tout d'abord des planeurs, le 17 décembre 1903 à bord d'un avion équipé de deux hélices et d'un moteur à explosion conçu par eux, les frères Wright effectuèrent le premier vol mécanique en demi-cercle après l'expérience d'Ader, puis parvinrent, par la suite, à décrire avec leur avion un circuit fermé. Ce fut le début de la merveilleuse aventure de l'avion.

• Evolution de l'avion

Le record le plus marquant de cette époque fut sans nul doute celui qu'établit Louis Blériot le 25 juillet 1909, en traversant la Manche à bord d'un monoplane en 37 min, reliant Calais à Douvres. Le 28 mars 1910, l'ingénieur français Henri Fabre pilota avec succès le premier hydravion sur l'étang de Berre.

Dans les premiers mois de la première guerre mondiale dont on prévoyait une issue rapide, les chefs militaires n'eurent recours à l'aviation que pour des opérations de reconnaissance ou d'information. Mais en raison de l'enlisement du conflit et de la stabilisation des fronts, les responsables des armées décidèrent de confier aux aviateurs des missions de plus en plus offensives. En conséquence, il fallut apporter aux avions de nombreuses modifications techniques afin d'améliorer leurs performances : on s'attacha en particulier à augmenter leur stabilité en vol, ainsi que la puissance de leurs moteurs pour qu'ils puissent embarquer plus de charge.

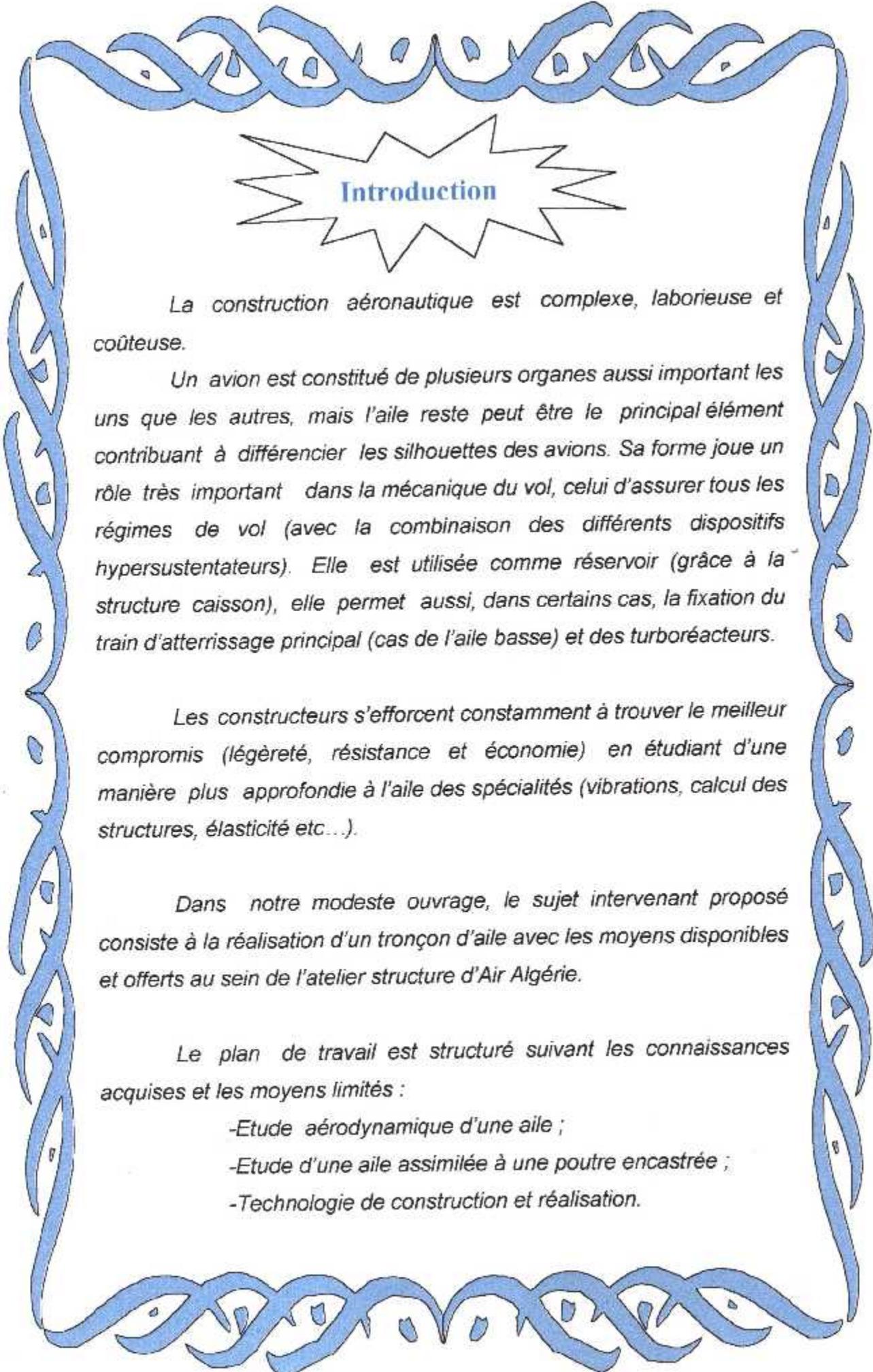
La quête des records se poursuivit, une fois la guerre terminée. Ainsi, En 1919, un officier américain relia les Etats-Unis à la Grande-Bretagne en trois étapes à bord d'un hydravion. Quelque mois plus tard, des Britanniques réussirent le premier vol transatlantique sans escale à bord d'un bombardier. Le premier vol complet autour du monde fut réalisé en six mois et demi sur trois avions américains Douglas, qui revinrent à leur point de départ en 1924. Mais l'exploit qui marqua le plus les esprits fut celui établi par Charles Lindbergh, qui effectua, les 20 et 21 mai 1927, la première traversée de l'Atlantique, sans escale et en solitaire. Il relia l'Amérique du nord à la France en 33h30 min, après avoir parcouru une distance de 5 809 km, à bord du Spirit of Saint Louis.

A la veille de la Seconde Guerre mondiale, les principaux pays industrialisés disposaient ainsi d'une aviation commerciale structurée, qui ouvrait progressivement ses lignes au transport de passagers. Les compagnies américaines étaient alors les plus présentes dans le monde, avec en première ligne la Pan Am qui desservait 47 pays au début des années 1940.

Durant les trois décennies qui suivirent la seconde Guerre mondiale des progrès considérables furent enregistrés dans tous les domaines de l'industrie aéronautique. On augmenta régulièrement la capacité et la vitesse des appareils, tout en améliorant les conditions de décollage et d'atterrissage ainsi que le confort des passagers. Equipés d'instrument de navigation plus fiables, les appareils commerciaux devinrent donc plus sûrs et plus confortables tout en présentant des performances techniques bien meilleur.

En 1952, fut mis en service le premier avion commercial à réaction, le Comet britannique, rapidement suivi par d'autres appareils de ce type, comme le Boeing 707 ou la Caravelle. Puis apparurent, dans les années 1970, les premiers avions gros porteurs comme le Boeing 747 ou le Douglas DC 10.

En 1976, fut inauguré le premier appareil supersonique civil, l'avion franco-britannique Concorde. Il effectue le trajet Paris-New York en 3h40mn.



Introduction

La construction aéronautique est complexe, laborieuse et coûteuse.

Un avion est constitué de plusieurs organes aussi importants les uns que les autres, mais l'aile reste peut être le principal élément contribuant à différencier les silhouettes des avions. Sa forme joue un rôle très important dans la mécanique du vol, celui d'assurer tous les régimes de vol (avec la combinaison des différents dispositifs hypersustentateurs). Elle est utilisée comme réservoir (grâce à la structure caisson), elle permet aussi, dans certains cas, la fixation du train d'atterrissage principal (cas de l'aile basse) et des turbo-réacteurs.

Les constructeurs s'efforcent constamment à trouver le meilleur compromis (légereté, résistance et économie) en étudiant d'une manière plus approfondie à l'aile des spécialités (vibrations, calcul des structures, élasticité etc...).

Dans notre modeste ouvrage, le sujet intervenant proposé consiste à la réalisation d'un tronçon d'aile avec les moyens disponibles et offerts au sein de l'atelier structure d'Air Algérie.

Le plan de travail est structuré suivant les connaissances acquises et les moyens limités :

- Etude aérodynamique d'une aile ;*
- Etude d'une aile assimilée à une poutre encastree ;*
- Technologie de construction et réalisation.*

I.1 APERCU SUR L'AVION

L'avion est une machine volante appelée un aéronef. Cet appareil de navigation est plus lourd que l'air qui est capable de se déplacer au moyen de plusieurs éléments. Ces aéronefs sont classés en deux catégories en fonction de leur mode sustentation : Les aérostats et les aérodynes.

Les aérostats : ce sont des ballons sphériques, les ballons dirigeables qui sont remplis d'un gaz plus léger que l'air. Ils subissent la poussée d'Archimède qui induit la force ascensionnelle.

Les aérodynes : possèdent une surface sustentatrice ou voilure, qui en se déplaçant engendre la force résultante de sustentation. En fonction du mode de création de la portance, on distingue :

Les aérodynes à voilure battante : orthoptère et ornithoptère.

Les aérodynes à voilure pivotante ou basculante permettent le décollage court ou vertical.

Les aérodynes à voilure tournante (les giravions) : autogire, girodyne et hélicoptère.

L'aérodyne que ce travail propose d'étudier est l'avion, à voilure fixe, propulsée par un ou plusieurs moteurs à combustion interne, ayant besoin d'une piste pour décoller ou atterrir.

La fonction d'un avion est de voler, en emportant des charges utiles, mais il faut qu'il possède une certaine indépendance en vol et qu'il puisse se déplacer au sol.

I.2 LES CONSTITUANTS DE L'AVION

Les éléments essentiels d'un avion sont :

- ✓ Le fuselage ;
- ✓ Les ailes ;
- ✓ Les empennages ;
- ✓ Les groupes de propulsion ;
- ✓ Les circuits et les équipements.

CHAPITRE I



PRESENTATION DE L'AVION

a) Le fuselage :

Le fuselage constitue la structure principale de l'avion et ses fonctions sont extrêmement variées. Il est destiné à l'emport des charges utiles (passagers, fret, équipements électroniques) ainsi que les différents systèmes pour le fonctionnement de l'avion. De plus, le fuselage réunit les ailes et les empennages. Sa longueur est déterminée non seulement en fonction de la capacité de charge désirée mais en fonction des qualités aérodynamiques et de vol.

b) Les ailes (ou voilure) :

Elles constituent le système sustentateur principal de l'avion. Leurs qualités aérodynamiques sont déterminées par leurs formes géométriques (surface, forme, profil).

c) Les empennages :

Ils assurent le contrôle et la stabilité de l'avion. Ils sont constitués de plans fixe et mobile. On distingue l'empennage vertical (dérive et gouverne de direction) et l'empennage horizontal. (Stabilisateur et gouverne de profondeur).

d) Les groupes de propulsion :

Généralement suspendus sous l'aile, ils servent à propulser l'avion. Les avions modernes utilisent les réacteurs et les turbopropulseurs (avions entraînés par l'hélice).

e) Les circuits :

Certains équipements de la cellule et les groupes de propulsion ne peuvent être utilisés que s'ils sont servis par des circuits. On distingue :

- Les circuits de génération d'énergie : électrique, hydraulique, pneumatique ;
- Les circuits de servitudes : carburant, huile, etc... ;
- Les circuits ou installations de sécurité ;
- Le circuit de conditionnement d'air.

f) Les équipements :

Les équipements sont les ensembles qui permettent de contrôler le comportement de l'avion. On trouve essentiellement :

- Les instruments de bord (de contrôle, de pilotage, de navigation) ;
- Les équipements radio.

CHAPITRE II



ETUDE AERODYNAMIQUE
D'UNE AILE

II-1. DEFINITION GEOMETRIQUE :

II-1.1 Le profil d'aile :

II-1.1.1 Définition :

On désigne par «profil d'aile» la section de l'aile par un plan vertical P parallèle au plan de symétrie de l'avion.

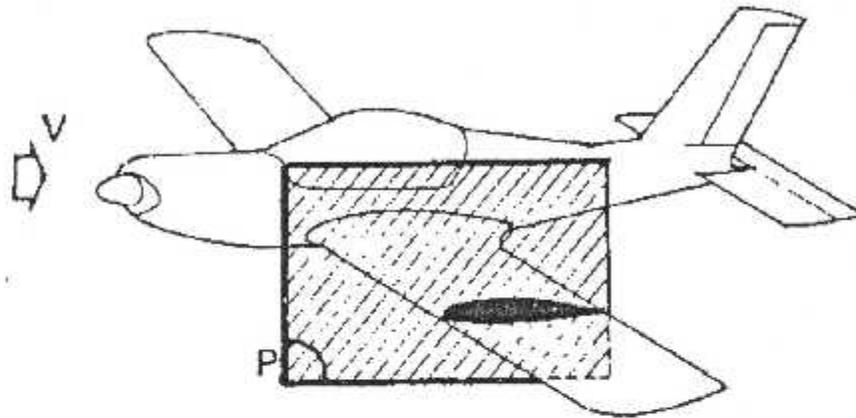


Fig II.1 : Profil d'aile

Dans un profil d'aile on a :

- Le point le plus avant s'appelle bord d'attaque (A) ;
- Le point le plus arrière s'appelle bord de fuite (F) ;
- La courbure supérieure (AEF) s'appelle l'extrados ;
- La courbure inférieure (AIF) s'appelle l'intrados.

II-1.1.2 Références d'un profil :

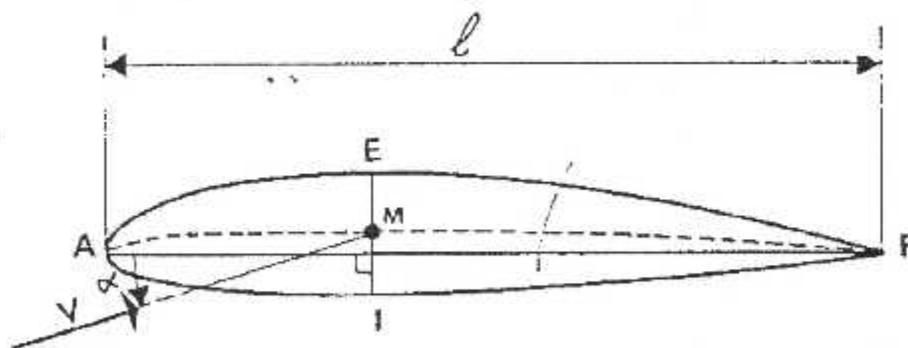


Fig II.2 : références d'un profil

Un) *Corde de profil* : c'est la distance du point A bord d'attaque au bord de fuite F désigné généralement par la longueur L.

Deux) *Ligne moyenne* : c'est la ligne qui joint le milieu des segments compris entre l'extrados et l'intrados.

Trois) *Angle de calage* : c'est l'angle formé par la corde de profil et l'axe longitudinal de l'avion.

Quatre) *Angle d'incidence* : c'est l'angle formé par la corde de profil et le vecteur.

Cinq) *Angle de portance nulle* : c'est l'angle d'incidence correspondant à une portance nulle du profil (α_0).

II.1.1.3 Caractéristiques géométriques d'un profil :

Un) *Epaisseur maximum* : c'est la distance maximum entre l'extrados et l'intrados.

Deux) *Epaisseur relative*: c'est le rapport de l'épaisseur maxi à la corde du profil soit h/l , est compté en % de la corde.

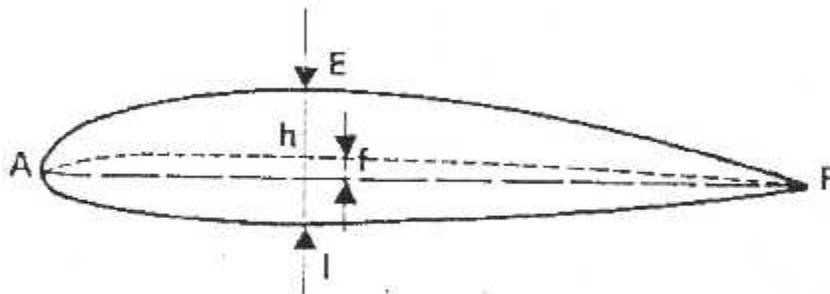


Fig II.3 : Caractéristiques géométriques d'un profil

En pratique la valeur de l'épaisseur relative varie de 6 à 14 % . Elle permet aussi de classer les profils :

Si $h < 6\%$	le profil est dit mince (vol très grande vitesse et supersonique) ;
Si $6\% < h < 12\%$	le profil est dit semi épais (vol subsonique grande vitesse) ;
Si $h > 12\%$	le profil est dit épais (vol subsonique basse vitesse) .

Trois) *Flèche maximum* : c'est la distance maximum entre la ligne moyenne et la corde du profil.

Quatre) *Courbure relative* : c'est le rapport de la flèche maximum à la corde du profil. Sa valeur varie entre 0% pour les profils symétriques et de 4 à 5% pour les profils creux.

II-1.1.4 Différentes formes de profil :

Un) Profil biconvexe symétrique :

Quand l'extrados et l'intrados sont convexes et symétriques par rapport à la corde AF. La ligne moyenne et la corde de référence sont confondues et la flèche est nulle ainsi que la cambrure relative et l'angle de portance nulle $\alpha_0 = 0$.

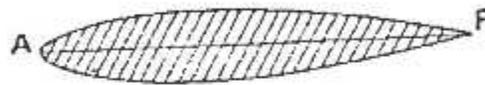


Fig II.4 : Profil biconvexe symétrique

b) Profil biconvexe dissymétrique :

La cambrure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados. L'angle de portance nulle est généralement négatif (ordre de 2 à 3°). Ces profils sont les plus employés pour les ailes d'avion.

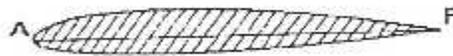


Fig II.5 : Profil biconvexe dissymétrique

c) Profil plan convexe :

Extrados convexe et intrados plan.



Fig II.6 : Profil plan convexe

d) Profil plan creux :

L'extrados est convexe et l'intrados concave. Utilisé pour les planeurs.

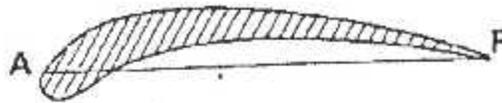


Fig.II.7 : Profil plan creux

e) Profil à double courbure :

La ligne moyenne coupe la corde de profil; ces profils sont auto stables contrairement aux autres qui sont instables. Ils nécessitent un empennage horizontal pour la stabilité longitudinal de l'avion.

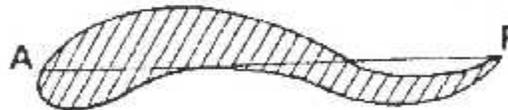


Fig II.8 : Profil à double courbure

II-1.1.5 Désignation d'un profil :

Les profils les plus utilisés sont les profils de la série NACA (National Advisory Commuttée for Aéronautics –Organisme américain de recherches aéronautiques). Ils sont caractérisés par la séparation des effets de courbure et de la distribution d'épaisseur.

Ces profils sont désignés par le nombre de chiffres dont la composition permet de déduire les principales caractéristiques géométriques. Ils sont diffusés par leurs coordonnées qui indiquent pour un certain nombre de points répartis du bord d'attaque au bord de fuite, la position de la ligne d'extrados et celle de la ligne d'intrados par rapport à la ligne de référence.

Un) NACA 4 chiffres
NACA XXXX

Le 1^{er} chiffre de la série NACA 4 chiffres est la courbure relative en % ;

Le 2^{ème} est la position de la flèche de la ligne moyenne en dixième de la corde ;

Le 3^{ème} et le 4^{ème} chiffre l'épaisseur relative en %.

Exemple : NACA 2412

- 1^{er} chiffre : Courbure relative : $c=f/l=2\%$;
2^{ème} chiffre : La flèche est située à 0.4 (40%) de la corde à partir du bord d'attaque ;
3^{ème} et 4^{ème} chiffre : Epaisseur relative $e=h/l=12\%$.

Deux) NACA 5 chiffres

NACA XXXXX

- Le 1^{er} chiffre de la série NACA 5 chiffres est la courbure relative en %,
Le 2^{ème} et 3^{ème} est la position de la flèche (à partir du bord d'attaque) de la ligne moyenne en divisant par 2 ;
Le 5^{ème} chiffre l'épaisseur relative en %

Exemple : NACA 23012

- 1^{er} chiffre : Courbure relative : 2% ;
2^{ème} et 3^{ème} chiffre : La flèche est située à 30/2 (15%) de la corde à partir du bord d'attaque ;
5^{ème} chiffre : Epaisseur relative 12%.

Trois) NACA 6 chiffres

NACA XXXXXX

- 1^{er} chiffre : 6 numéro de la série ;
2^{ème} : Position, 1/10 de la corde, du minimum de pression ;
3^{ème} : Facultatif donne la plage de trainée minimum en 1110 de C_z ;
4^{ème} : Indique que la partie postérieure de l'extrados est rectiligne ;
5^{ème} : C_z optimum en 1/10 ;
6^{ème} : Epaisseur relative.

d) NACA 7 chiffres

NACA XXXXXXX

Elle est caractérisée par un grand nombre d'écoulements laminaires possibles sur les deux surfaces du profil.

Le coefficient de moment de tangage est faible tandis que celui de la portance est grand .

- 1^{er} chiffre : 7 numéro de la série ;
2^{ème} : Indique la mesure sur la surface supérieure de la corde à partir du bord d'attaque, le gradient de la pression favorable pour l'extrados ;
3^{ème} : Mesure sur la surface inférieure de la corde à partir du bord d'attaque pour l'intrados ;
4^{ème} : Désigne les différents types de profils ayant des paramètres correspondants à la même désignation numérique ;
5^{ème}, 6^{ème} et 7^{ème} : Identiques à celles des profils NACA série 6.

II -1.2 Voilure :

Un) Surface de référence (S) :

C'est la surface projetée sur un plan horizontal, des deux ailes et de la partie du fuselage comprise entre elles (partie hachurée).

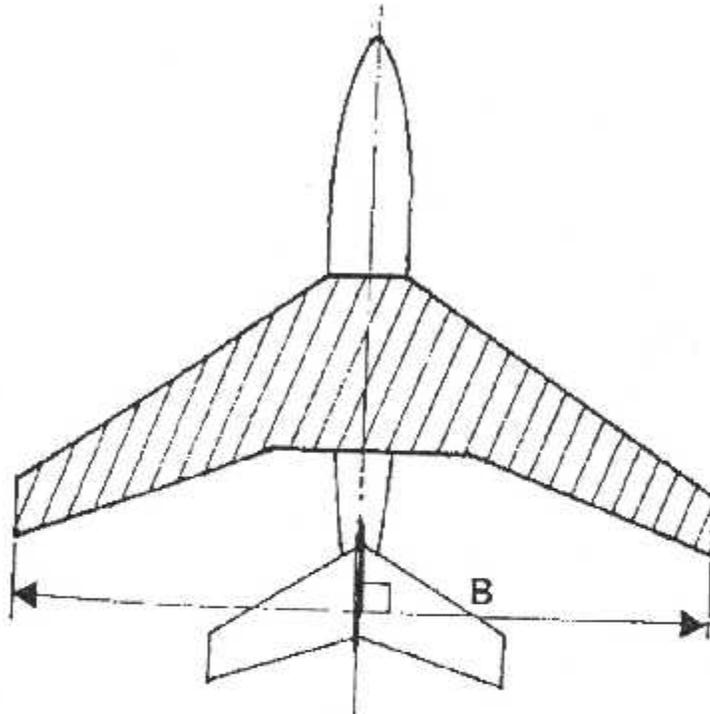


FIG 112 - SURFACE DE RÉFÉRENCE

II-1.2.1 Caractéristiques géométriques d'une voilure :

a) Envergure d'une aile (B) :

C'est la longueur B d'une extrémité de l'aile à l'autre comptée perpendiculairement à l'axe longitudinal de l'avion.

Deux) Corde moyenne (ou profondeur moyenne) :

La profondeur étant plus grande à l'emplanture qu'aux extrémités, on définit une profondeur moyenne l_m par le rapport :

$$l_m = S/B = \text{Surface de référence} / \text{Envergure} \quad (\text{Formule II.1})$$

Trois) Allongement (λ) :

L'allongement d'une voilure est défini par le rapport :

$$\lambda = B/l_m = B^2/S \quad (\text{Formule II.2})$$

Cette grandeur, sans dimension, joue un rôle important dans l'étude de la traînée induite.

Ordre de grandeur :
Avions rapides $\lambda = 3$ à 5.
Avions classiques $\lambda = 6$ à 16.
Avions lents (planeurs) $\lambda = 20$ à 22.

d) Dièdre d'une voilure (δ)

C'est l'angle que fait le plan des cordes de chaque aile (plan de l'aile) avec le plan horizontal perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion ; le dièdre peut être positif si l'aile est vers le haut et négatif si l'aile est vers le bas.

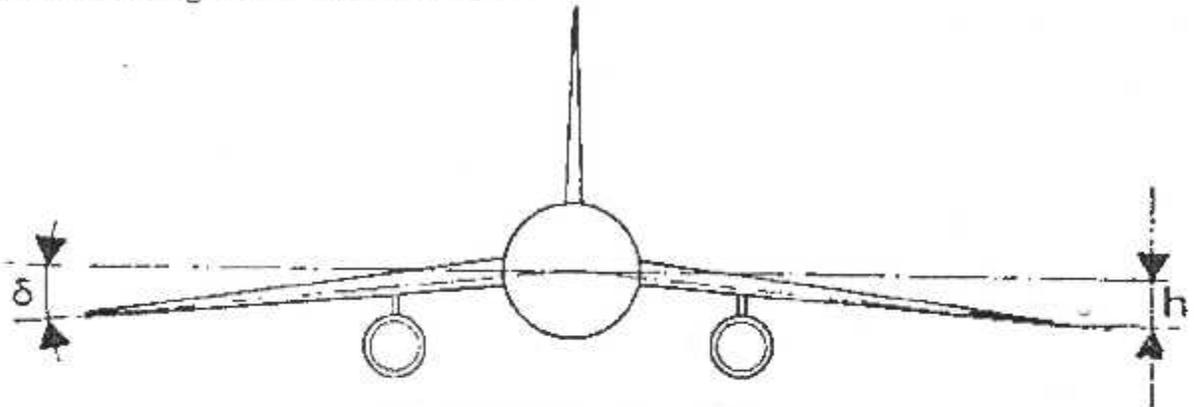


Fig II.10 Dièdre d'une voilure

Quatre) Flèche d'une voilure (φ) :

C'est l'angle formé entre une ligne de référence longitudinale de la voilure (par exemple le bord d'attaque) et la perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion. La flèche, exprimée en degrés, peut être positive ou négative.

Dans le cas de la figure la flèche est positive. La flèche a une influence sur la stabilité de route d'un avion.

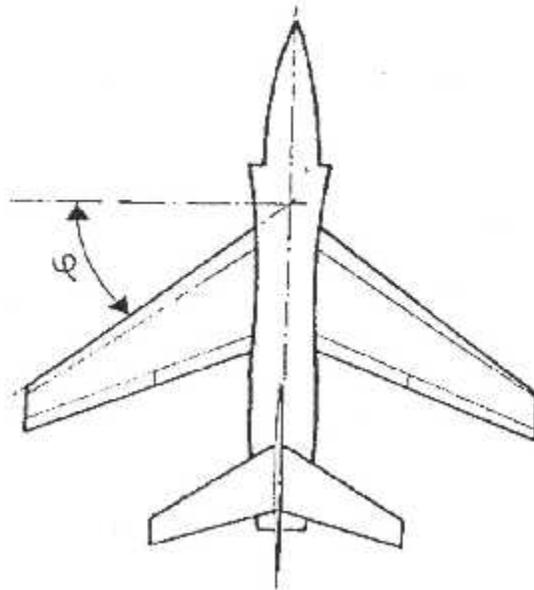


Fig II.11 : Flèche d'une voilure

II.1.2.2 Différents types d'ailes :

II-1.2.2.1 formes d'ailes :

Dans la construction aéronautique, il existe différents types d'ailes, généralement différenciées par leur forme en plan et par leur position par rapport au fuselage. Le comportement aérodynamique est différent. On a :

Un) *Aile rectangulaire* : La partie centrale décroche en premier puis se propage vers l'extrémité, le pilote garde, donc encore, le contrôle latéral.

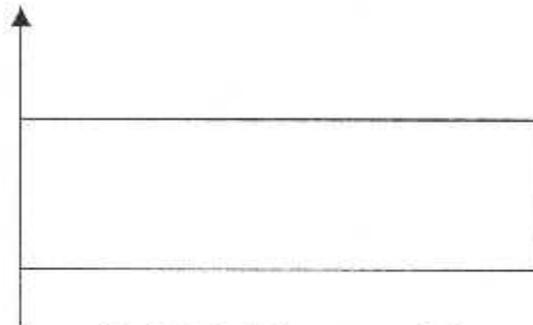


Fig II.12 : Aile rectangulaire

Deux) *Aile trapézoïdale* : L'extrémité décrochera en premier. On remédie en faisant varier le calage des profils en envergure (gauchissement géométrique)

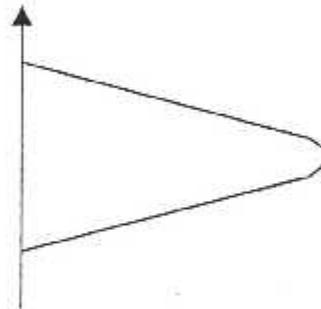


Fig II.13 : Aile trapézoïdale

Trois) *Aile gothique* : permet une bonne stabilité en vol à grande vitesse et diminue la traînée d'ondes.

Quatre) *Aile delta* : forte flèche au bord d'attaque, faible allongement, faible épaisseur relative. Utilité pour les avions supersoniques.

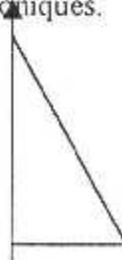


Fig II.14 : Aile delta

II-1.2.2.2 Positions d'ailes :

La position de l'aile dépend des considérations aérodynamiques et structurales suivant performances aérodynamiques.

- Simplicité de construction.
- Exploitation.

Il existe 3 types de position

Un) *Aile basse* : le plancher principal est situé à une hauteur assez importante (environ 2m du sol) son exploitation est difficile et ce type d'aile est utilisé surtout pour les avions de transport de passagers.

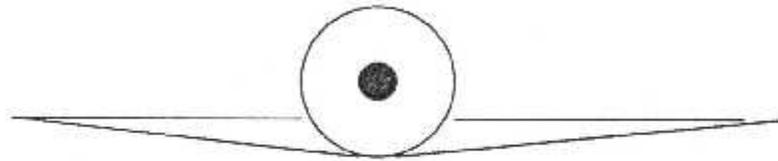


Fig II.15 : Aile basse

Deux) *Aile médiane* : cette position permet à l'aile un bon rendement aérodynamique mais elle pose un sérieux problème au niveau de l'attache aile/ fuselage.

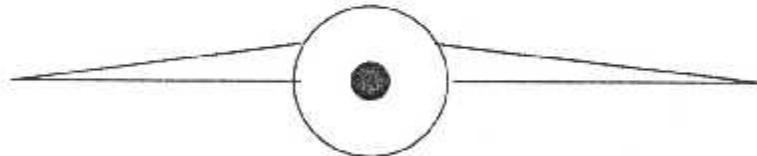


Fig II.16 : Aile médiane

Trois) *Aile haute* : le plancher principal est près du sol ; cette position est surtout dégagée pour l'atterrissage sur des pistes sommairement aménagées.

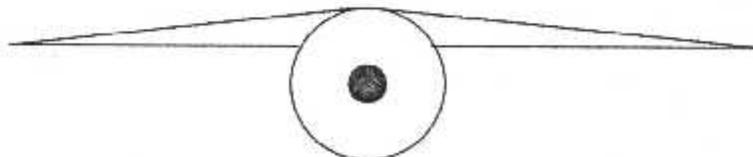


Fig II.17 : Aile haute

II-2. Etude aérodynamique :

II- 2.1 Répartition des pressions et des vitesses autour d'un profil :

L'écoulement de l'air autour d'un profil peut être assimilé à l'écoulement de l'air dans une tuyère.

En effet, prenons par exemple, pour simplifier, un profil plan convexe comme sur le schéma ci-dessous, placé à incidence nulle dans un écoulement d'air.

A une certaine distance du profil (B pour l'extrados, C pour l'intrados), les filets d'air ne sont plus perturbés par ce dernier.

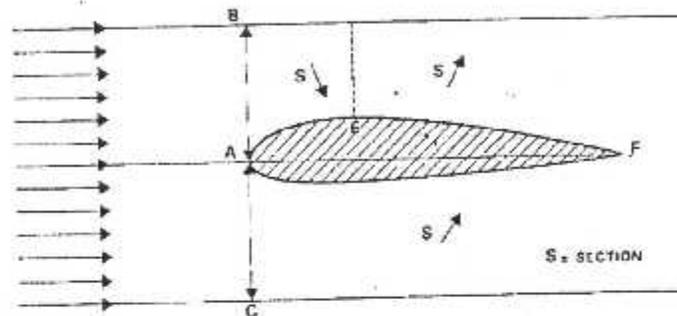


Fig II.18 : Répartition des pressions et des vitesses autour d'un profil

Il s'ensuit que l'écoulement d'air se fait :

- A l'extrados - de A à E dans un convergent.
- de E à F dans un divergent.

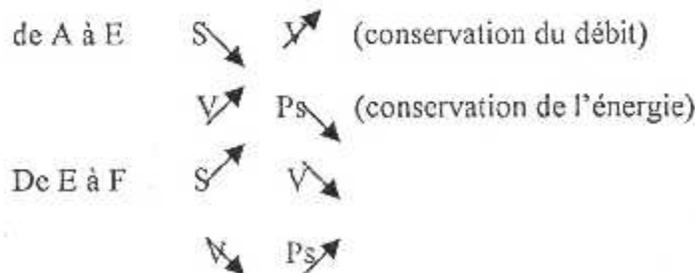
A l'intrados - pratiquement dans un divergeant seulement.

Les variations de pression et de vitesse seront alors régies, en incompressible, par :

- d'une part, la loi de conservation du débit ($SV=cte$)
- d'autre part, la loi de conservation de l'énergie (théorème de Bernoulli : $ps+1/2\rho V^2=cte$).

ce qui donne :

à l'extrados :



Résultat : cette accélération des filets d'air à l'extrados de l'aile crée donc une zone de dépression qui sera maximum en E.

A l'intrados :

De A à F $S \nearrow V \searrow$ (conservation du débit)

$V \searrow P_s \nearrow$ (conservation de l'énergie)

Résultat : cette décélération des filets d'air à l'intrados de l'aile crée donc une zone de pression.

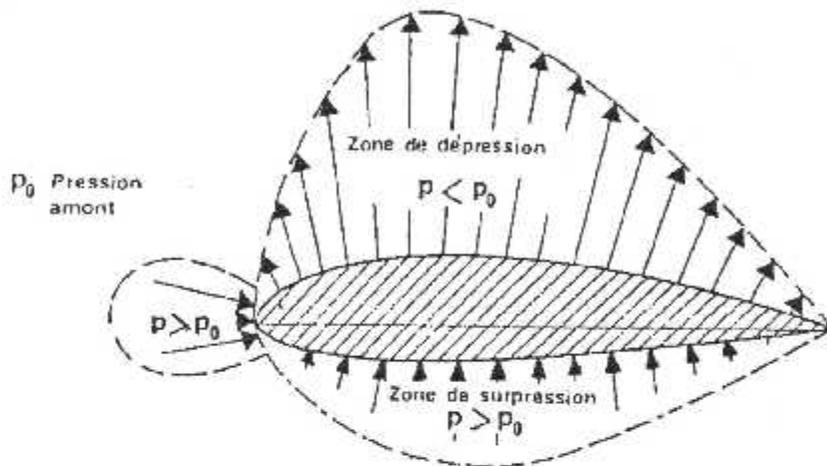


Fig II.19 : Zone de pression

II-2.2 Résultante aérodynamique :

La résultante est décomposée en 2 forces relatives à l'écoulement :

- ♦ La composante perpendiculaire à l'écoulement : PORTANCE (R_z).
- ♦ La composante parallèle à l'écoulement : TRAINEE (R_x).

La résultante aérodynamique R est donnée par la formule suivante :

$$R = 1/2 \rho V^2 . S . C \quad \text{(Formule II.3)}$$

Où :

ρ : est la masse volumique de l'air ;

V : vitesse de l'écoulement ;

S : surface de l'aile ;

C : coefficient aérodynamique sans dimension dépendant de la forme et de la surface du profil ainsi que l'angle d'incidence.

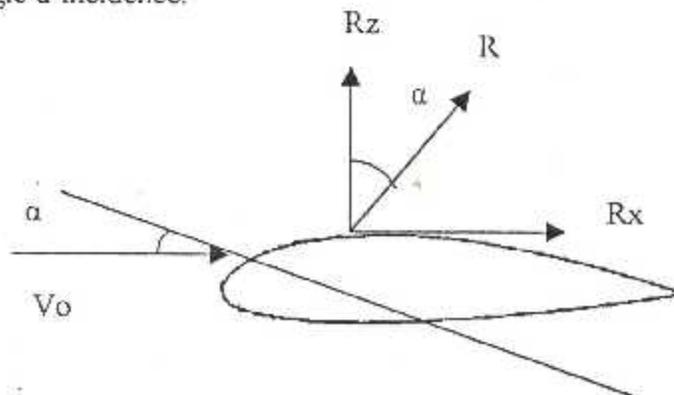


Fig II.19 bis : Résultante aérodynamique

II-2.3 Portance :

La composante verticale de la résultante aérodynamique R_z (fig II.19 bis) est la force dirigée vers le haut pour soulever l'avion (la portance). Elle est donnée par la formule :

$$R_z = \frac{1}{2} \rho V^2 . S . C_z \quad (\text{Formule II.4})$$

Le profil étant donné le coefficient C_z dépend de l'angle d'incidence α dont la variation est suivant la courbe $C_z=f(\alpha)$

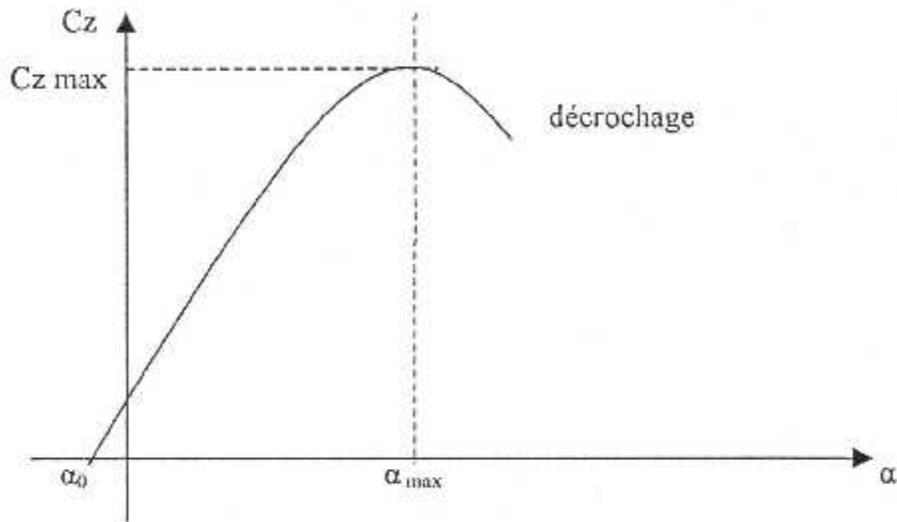


Fig II.20 . la courbe de portance

Nous savons que le C_z d'un profil augmente avec l'incidence. La théorie des profils précise que cette variation est linéaire. Cette droite coupe l'axe des incidences en un point d'abscisse α_0 appelée angle de portance nulle. Cet angle est, en général, négatif et sa valeur est nulle pour les profils symétriques.

II-2.4 Traînée :

La composante horizontale de la résultante aérodynamique R_x (fig II.19 bis) est la force qui tend à s'opposer à l'écoulement de l'air (la traînée). Elle est donnée par la formule :

$$R_x = \frac{1}{2} \rho V^2 . S . C_x. \quad (\text{Formule II.5})$$

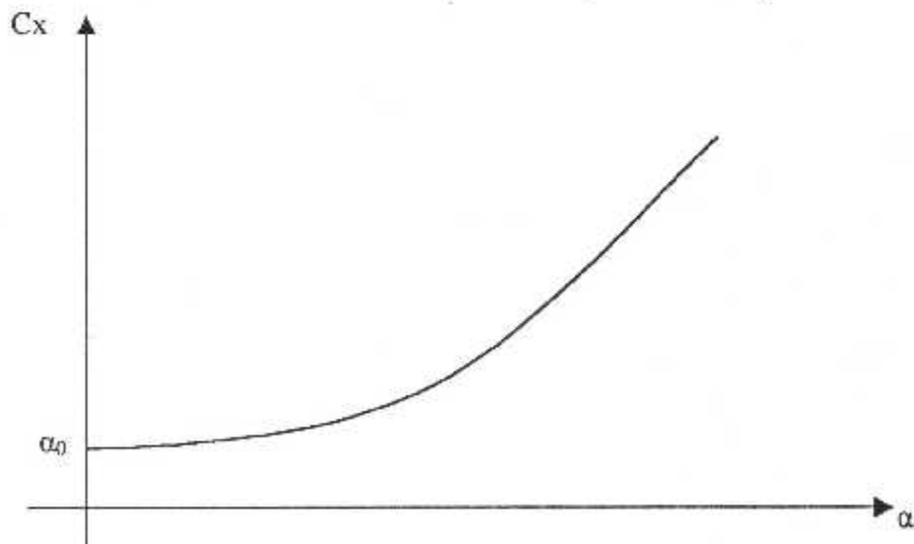


Fig II.21 : Courbe de traînée

II-2. 5 Polaire:

Le physicien EIFFEL a appelé POLAIRE la courbe donnant les variations de C_z en fonction de C_x . Cette représentation graphique résume en une seule courbe les deux courbes vues précédemment :

$C_z=f(\alpha)$ et $C_x=f(\alpha)$ (Formule II.6)

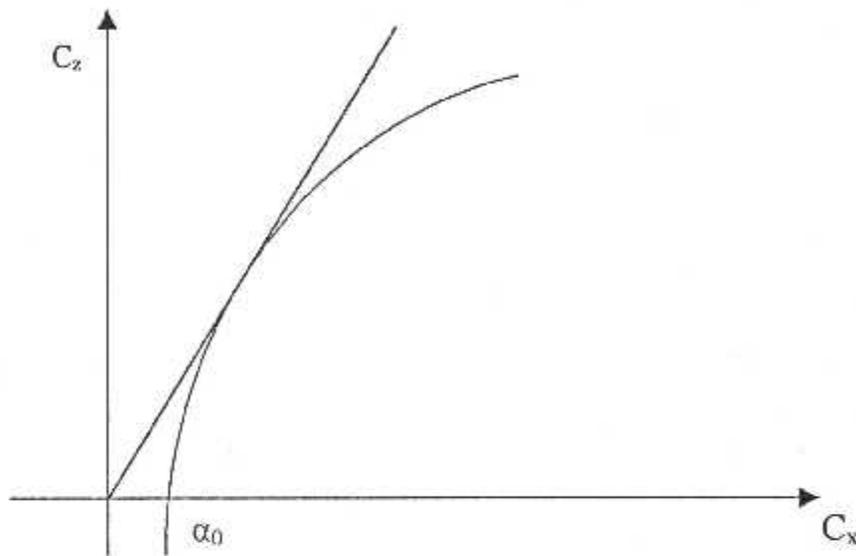


Fig II.22 : courbe de polaire

II-2.6 Finesse :

Par définition, la finesse f de l'aile est le rapport C_z/C_x , supposant que l'aile se présente avec une incidence α , qui correspond à un point M sur la polaire, donc l'expression de la finesse de l'aile est donnée par :

$$F=C_z/C_x=R_z/R_x=\frac{1}{2}\rho sv^2 C_z / \frac{1}{2}\rho sv^2 C_x \quad (\text{Formule II.7})$$

- R : Résultante aérodynamique ;
- α : l'angle que fait OM avec l'axe de C_z ;
- C_z : coefficient de traînée ;
- C_x : coefficient de portance ;
- V : vitesse de l'écoulement d'air.

CHAPITRE III



ETUDE DES DIFFERENTES
SOLLICITATIONS D'UNE
AILE

III-1 Généralités :

La conception de la structure, tant de la forme et les dimensions des éléments qui la constituent que dans le choix des matériaux est guidée par la nécessité d'obtenir une résistance élevée, tout en se cherchant un poids minimum.

La connaissance des charges appliquées à l'avion est nécessaire à la réalisation rationnelle de la structure.

Les charges qui seront réellement appliquées à l'avion sont difficiles à prévoir, les charges suivant le calcul doit être simple et schématiser les charges réelles qui sont complexes.

Elles doivent donner toute sécurité dans l'utilisation de l'avion mais sans excès. Les charges utilisées pour les calculs sont les suivants .

a-Les charges sûres : qui peuvent être couramment atteintes en vol normal, leur application provoque une déformation élastique de la structure.

b-Les charges limitées : qui ont des pointes de charges exceptionnelles, leur application provoque des contraintes égales à la limite élastique.

c-Les charges extrêmes : ou ultimes qui sont des charges maximales que l'appareil peut supporter avec rupture d'un des éléments de la structures.

Elles sont égales aux charges limites multipliées par le coefficient de sécurité (1,5).

III.2 Réponse d'un matériau à des sollicitations :

Des efforts répartis au concentrés peuvent être introduits en différents points d'un corps. Celui-ci n'est généralement pas isolé ; il se reprend sur d'autres corps, soit : il possède des points de liaison – points d'appui, d'encastrement, appelés points de reprise.

Tandis que les efforts introduits vont cheminer dans la masse jusqu'en ces points où ils rencontreront des réactions de la part de l'entourage.

Alors le cheminement des introductions aux reprises affectera la masse qui répondra par certaines déformations mais les possibilités de déformation sont limitées par la solidité des liaisons inter-moléculaires.

Il existe donc pour une masse et un type de sollicitation donnés un seuil au delà duquel la déformation sera permanente, ou bien se soidera par une décohésion appelée rupture.

III-3 Les Sollicitations simples :

III-3.1 La Traction :

III-3.1.1 Définition :

On dit qu'un corps prismatique ou cylindrique est soumis à un état de traction lorsque les efforts le sollicitant ne tendent qu'à allonger les différentes fibres longitudinales de ce corps. Il ne doit y avoir aucune tendance au glissement ni à la courbure des fibres donc la matière constituante doit être homogène et isotrope.

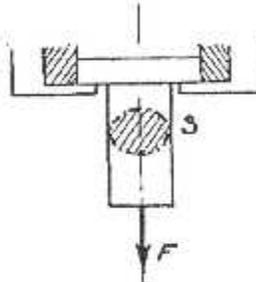


Fig III .1 :Exemple de traction

III-3.1.2 Condition de résistance à la traction :

Pour qu'une pièce sollicitée à la traction résiste en toute sécurité, il faut que la contrainte σ soit inférieure ou au plus égale à la résistance pratique R_p .

La condition de sécurité se traduit par l'inéquation d'équarrissage.

$$F/S \leq R_p \quad (\text{Formule III,1})$$

Avec :
 F en N
 S en mm^2
 R_p en N/mm^2

On en déduit les relations :

$$S \geq F/R_p \quad \text{et} \quad R_p \geq F/S \quad (\text{Formule III,2})$$

III-3.1.3 Expression de l'allongement correspondant à une déformation élastique :

On néglige le poids P de la pièce devant l'effort de traction F qui est beaucoup plus grand.

Soit L "mm" la longueur table de la pièce. Pour un même matériau, on peut faire varier successivement :

La charge F et la longueur L - leur allongement est directement proportionnel à l'effort tranchant.

La section S - L'allongement est inversement proportionnel à la section.

On déduit l'allongement ΔL :

$$\Delta L = (1/E) \times (F \cdot L / S) = (F \times L) / (S \times E) \quad (\text{Formule III.3})$$

E étant le module d'élasticité longitudinal du matériau constituant la pièce, donc une constante ; il s'exprime en N/mm^2 .

On peut en déduire la relation suivante, en représentant l'allongement unitaire $\Delta L/L$ par i :

$$\bar{\sigma} = E \cdot i \quad (\text{Formule III.4})$$

Si le poids P de la pièce n'est pas négligé, la relation devient :

$$\Delta L = (F \times L)/(S \times E) + 1/2 \times (P \times L)/(S \times E). \quad (\text{Formule III.5})$$

III-3.2 Compression simple :

III-3.2.1 définition :

On dit qu'un corps prismatique ou cylindrique est soumis à un état de compression simple lorsque les efforts le sollicitant ne tendent qu'à raccourcir les différentes fibres longitudinales de ce corps. Il ne doit y avoir aucune tendance au glissement ni à la courbure des fibres donc la matière constituante doit être homogène et isotrope.

Il faut, en plus des conditions de la traction, que la pièce soit courte et massive. Dans le cas contraire, elle risque d'être affectée par un phénomène d'instabilité connu sous le nom de flambage.

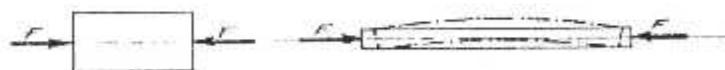


Fig. III.2 : Compression simple

III-3.2.2 Condition de résistance d'une pièce courte à la compression :

Pour que la pièce sollicitée à la compression résiste en toute sécurité, il faut que la contrainte $\bar{\sigma}$ soit inférieure ou au plus égale à la résistance pratique R_p .

D'où l'inéquation :

$$F/S \leq R_p \quad (\text{Formule III.6})$$

Avec : F en N
 S en mm^2
 R_p en N/mm^2

On déduit les relations équivalentes :

$$S \geq F / R_p \quad \text{et} \quad R_p \geq F / S \quad (\text{Formule III.7})$$

III-3.2.3 Expression du raccourcissement correspondant à une déformation élastique :

On néglige le poids de la pièce devant l'effort de compression F , le raccourcissement ΔL d'une pièce de longueur L est donné par la relation :

$$\Delta L = (1/E) \times (F \times L)/S = (F \times L)/(S \times E) \quad (\text{Formule III.8})$$

Si on désigne par i le raccourcissement unitaire $\Delta L/L$, on peut écrire la relation :

$$N/S = \sigma = E \cdot i, \quad (\text{Formule III.9})$$

E est le module d'élasticité longitudinal.

Si le poids P de la pièce n'est pas négligé, la relation devient :

$$\Delta L = (F \times L)/(S \times E) + 1/2((P \times L)/(S \times E)) \quad (\text{Formule III.10})$$

III-3.3 Le Flambage :

III-3.3.1 définition :

Une pièce n'était soumise à des efforts de compression simple que si sa longueur n'était pas trop grande par rapport à la plus petite des dimensions transversales.

Lorsque L est beaucoup plus grand que d , la pièce est exposée à se courber par flexion latérale ; les efforts normaux dus à la charge F ne sont plus uniformément répartis ; ils varient d'un côté à l'autre de la pièce. On dit qu'il y a flambage.

Sous l'action de l'effort de compression F , la pièce fléchit dans le sens où elle oppose à la flexion la résistance la plus faible. Le moment d'inertie de la section interviendra dans les formules relatives au flambage. L'axe passant par le centre de gravité de la section et par rapport auquel devra être calculé ce moment d'inertie est celui pour lequel ce moment est le plus faible dans le cas d'une section rectangulaire, ce sera l'axe xy parallèle aux grands côtés du rectangle.

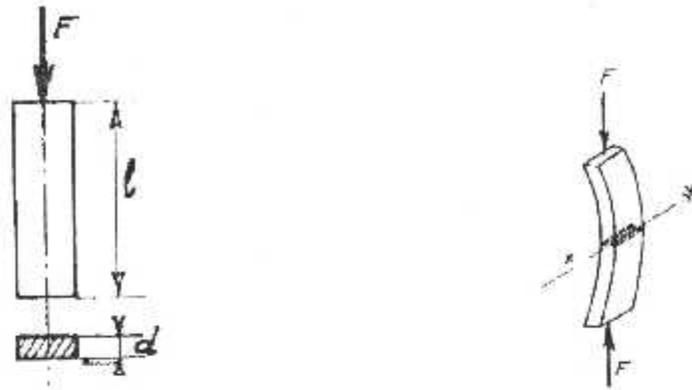


Fig. III.3 Le flambage

III-3.3.2 Calcul des pièces exposées au flambage :

Selon le mode de fixation de ses extrémités, une pièce exposée au flambage est plus ou moins libre de fléchir.

Un coefficient K est une constante qui dépend du mode de flambage et que nous indiquons ci-après pour les quatre cas courants.

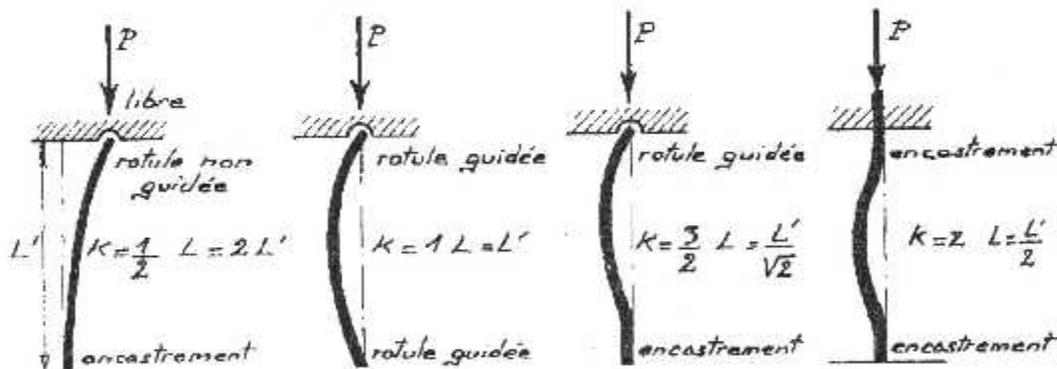


Fig III.4 Calcul des pièces au flambage.

- ① = libre - encastré $k = 0,5$.
- ② = bi - rotulé $k = 1$.
- ③ = rotulé - encastré $k = 3/2$.
- ④ = bi - encastré $k = 2$.

III-3.3.3 Formule d'Euler :

L'effort critique de flambage est donné par formule d'Euler. FC exprimée en N. Elle est la charge pour laquelle la limite d'élasticité à la compression est atteinte donc la pièce fléchit.

$$FC = \Pi^2 \times (E \times I) / L^3$$

(Formule III.11)

- E : module d'élasticité longitudinale du matériau en N/mm^2 .
 I : moment d'inertie minimal de la section droite de la pièce par rapport à l'axe xy en mm^4 .
 L : longueur libre du flambage en mm .

Cette formule n'est applicable qu'aux pièces très longues (élancement > 110).
D'autre part :

$$FC = \Pi^2 \times (E \times I) / l_0^2 \quad \text{(Formule III.12)}$$

où l_0 est la longueur de la 1/2 onde. La poutre ayant une Longueur l , posons : $l = k \times l_0$ où :

K : coefficient d'encastrement dépend des reprises.

Donc la formule devient :

$$E_c = (\Pi^2 \times E) / \lambda^2 \quad \text{(Formule III.13)}$$

Où λ est l'élancement. Le remède au flambage consistera à diminuer λ soit :

- $L_0 \searrow$ interposition de paliers ou de guignols de renvoi.
- $n \nearrow$ puisque $l = n \cdot l_0$ soit : choix du type de reprise .
- $I \nearrow$ tube circulaire grand diamètre faible épaisseur.

Conclusion :

Le flambage devra être évité à tout prix :

- (a) Son apparition peut être soudaine, non progressive , la pièce refuse brusquement l'effort , d'où risque de mise en butée , de rupture.
- (b) Le flambage tourne très vite à l'irréversibilité car l'énergie emmagasinée : FdL , devient rapidement trop importante .
- (c) Quelques cas d'emploi systématique de flambage réversible où FdL se transforme en $m \cdot v^2/2$ pour projeter une masse m : Le saut à la perche en fibre de verre , le Tir à l'arc.
- (d) En compression : $\sigma = F/S =$ Traction au signe près.

III-3.4 Le Cisaillement :

III-3.4.1. Généralités :

Lorsque deux sections droites voisines d'un corps prismatique, en état de déformation élastique, se déplacent parallèlement l'une par rapport à l'autre, de manière qu'en supposant l'une fixe, l'autre paraisse glisser sur la première, on dit qu'il y a glissement.

Si ce glissement s'effectue en translation, il y a cisaillement.

S'il s'effectue en rotation, il y a torsion.

III-3.4.2. Définitions :

Considérons une poutre encastree suivant sa section droite AB et soumise dans une section CD très voisine à un effort tranchant T. Sous l'action de cet effort, la section CD tend à glisser par translation par rapport à AB. La région ABCD est donc cisailée. Sous l'action du cisaillement, le point C glisse en C', D en D', M en M'. Les grandeurs CC', NM', DD' sont appelées glissements totaux ou absolus des fibres correspondantes. L'angle θ de rotation des fibres, tel que l'angle $\widehat{NMM'}$ est l'angle de glissement ; il est tel que :

$$\text{tg } \theta = \text{NM}' / \text{MN} = \text{glissement absolu} / \Delta l \quad (\text{Formule III.14})$$

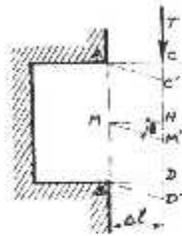


Fig. III.5 Le cisaillement.

Le glissement absolu étant petit, l'angle θ est également faible et l'on peut confondre sa valeur (exprimée en radians) avec sa tangente.

L'angle de glissement mesure donc le glissement par unité de longueur.

Une pièce travaille au cisaillement lorsque l'effort tranchant se répartit uniformément sur toute sa section. C'est le cas des assemblages par rivets, des assemblages par boulons bien ajustés, du mode de travail des cisailles.

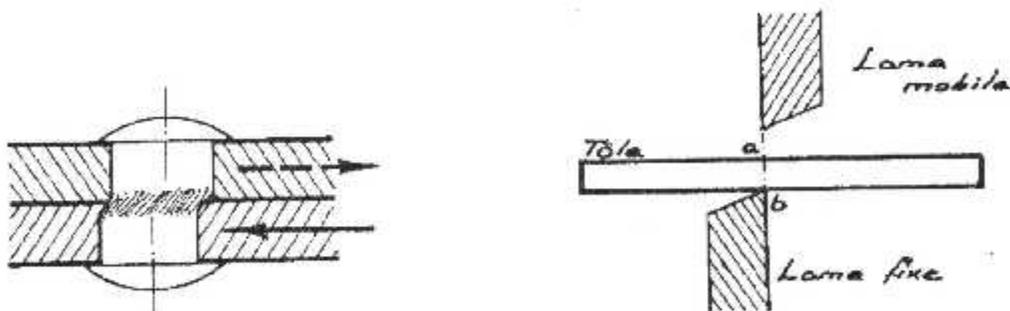


Fig III.6 Le cisaillement d'une tôle

Pratiquement, lorsqu'on cisaille une tôle, celle-ci s'écrase en partie sous la poussée des lames, puis elle se sépare en deux tronçons qui glissent l'un par rapport à l'autre dans le plan de la trace ab. Comme le talon des lames porte nécessairement sur la tôle en dehors de la section de cisaillement, ce phénomène s'accompagne d'écrasement et de flexion.

III-3.4. 3 Formules relatives au cisaillement :

Equation de résistance :

Son expression est donnée par la relation :

$$\tau = T/S \quad (\text{Formule III.15})$$

Avec :

T (effort tranchant) en N.
S (section cisailée) en mm²
 τ en N/mm²

On désigne souvent τ par contrainte tangentielle parce qu'elle s'exerce tangentiellement à la section cisailée

On déduit immédiatement l'inéquation d'équarrissage en cisaillement simple, connaissant la résistance pratique R_g du matériau au cisaillement.

$$T/S \leq R_g \quad (\text{formule III.16})$$

cette formule peut s'écrire sous les formes équivalentes :

$$T \leq R_g \times S \quad \text{et} \quad S \geq T/R_g \quad (\text{Formule III.17})$$

Equation de déformation :

On admet en élasticité que l'angle de glissement θ est lié à la fatigue tangentielle τ par la relation :

$$\tau = G \times \theta \quad (\text{Formule III.18})$$

G étant le module d'élasticité transversal du matériau ou module de coulomb.

Le glissement θ est directement proportionnel à l'effort tranchant T et inversement proportionnel à la section S et il dépend de la nature du matériau. Il est défini par la relation :

$$\theta = (1/G) \times (T/S) \quad (\text{Formule III.19})$$

Pour les métaux, $G \simeq 0,4 E$. Par exemple, le module d'élasticité longitudinal d'un acier étant $E = 200\,000 \text{ N/mm}^2$, son module d'élasticité transversal est $G = 80\,000 \text{ N/mm}^2$.

La formule précédente est comparable à celle de déformation de traction et de compression ; elle peut s'écrire :

$$\tau = G \cdot \theta \quad (\text{Formule III.20})$$

III-3. 5 La Torsion :

III-3. 5.1 Définition :

Les efforts appliqués tendent à faire tourner les sections droites d'une pièce, les unes par rapport aux autres, les génératrices ont tendance à s'enrouler suivant des hélices. La torsion est un cisaillement pur : le glissement des deux sections l'une par rapport à l'autre. Correspond à une contrainte de cisaillement.

Exemple de sollicitation à la torsion : nervure d'aile.

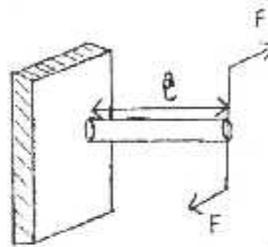


Fig. III.7 La torsion

III-3.6 La Flexion :

III-3.6.1 Définition :

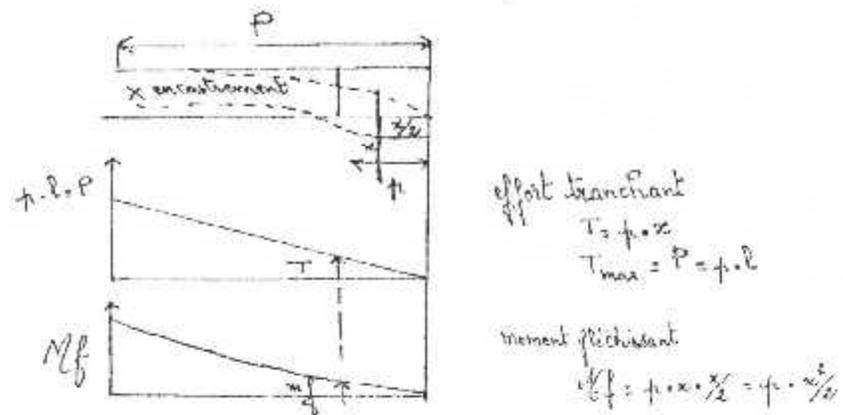
On dit qu'une poutre prismatique qui travaille en flexion quand les efforts qui la sollicitent à modifier sa courbure longitudinale.

La flexion proprement dite agit rarement seule ; elle est le plus souvent accompagnée de cisaillement provenant de l'effort tranchant. Le moment fléchissant engendre des contraintes de traction et de compression.



Fig. III.8 La Flexion

Pour calculer les contraintes dues à la flexion, d'une poutre encastree par exemple, il est nécessaire de connaître l'effort tranchant pour calculer τ et le moment fléchissant pour calculer σ .



III-3.7 La Fatigue :

III-3.7.1 Définition :

On constate que si une pièce est soumise à des efforts se succédant à des courts intervalles, la rupture se produit pour des charges inférieures à celle que la pièce supportant si les charges étaient constantes ou séparées par des intervalles assez longs. Ce qui explique que les molécules du corps n'ont pas eu le temps de reprendre leur forme initiale. Le corps est déjà déformé donc c'est la fatigue.

La rupture d'organes sollicités peut se produire sans qu'à aucun moment et en aucun point la limite élastique du matériau soit atteinte, soit par des efforts d'intensité (variable) dits ondules, soit par des efforts alternés (changent de sens). C'est la rupture de fatigue.

III-3.7.2 Limite de fatigue :

Il est nécessaire de savoir le comportement des matériaux appelés à supporter de tels efforts donc il faut passer par des essais de résistance à la fatigue de flexion rotative qui détermine la limite de fatigue f .

On remarque que la limite de fatigue est sensiblement proportionnelle à la charge de rupture.

En diminuant la charge de la contrainte, la rupture ne se produit plus quelle que soit la durée de l'essai.

III-4 Les Poutres :

III-4.1 Définitions :

Une poutre est une membrure prismatique mince soumise à des charges transversales généralement normales à son axe. La poutre est l'élément structural le plus répandu, puisqu'elle fait partie intégrante de la plupart des ouvrages de construction ou des pièces de machines. En réaction à la charge appliquée, des forces et des moments internes se développent dans les rayons pour maintenir l'équilibre. On appelle effort tranchant T la force interne transversale et moment fléchissant M le moment interne.

III-4.2 La Poutre Encastrée :

III-4.2.1 L'effort tranchant :

Dans une section X d'une poutre est la somme algébrique de toutes les forces (forces extérieures et réactions) situées d'un même côté de cette section. Comme la somme de toutes ces forces sur la poutre entière doit être nulle l'abréviation pour les efforts tranchants est T.

On a : $T = \int_0^X p dx + T_1 + T_2$ où les efforts concentrés T_1 et T_2 sont des constantes d'intégration.

III-4.2.2 Le moment fléchissant ou moment de flexion :

D'une section est la somme algébrique des moments des forces (forces extérieures et réactions) de chaque côté de la section. Comme la somme des moments en x de toutes les forces sur la poutre entière doit être nulle.

L'abréviation pour les moments fléchissants est mf

On a : $M = \int_0^X T \cdot dx$

III-5 Applications de la Flexion simple :

III-5.1 Diagrammes des efforts tranchants et des moments fléchissants :

On représente graphiquement les efforts tranchants et moments fléchissants à l'aide de diagrammes indiquant les valeurs de ces grandeurs en chaque point de la poutre. On les trace immédiatement sous les diagrammes des charges avec la même échelle horizontale; on adapte une échelle véritable et on se fixe un sens positif par rapport à l'axe, par exemple, au dessous de l'axe.

III-5.2 Les règles générales :

Concernant ces diagrammes sont les suivantes :

- Pour toute partie de la travée de la poutre ne supportant que des charges concentrées en un point, le diagramme T est une série de paliers et le diagramme mf est une série de lignes droites obliques.
- Pour toute partie de la travée supportant uniquement une charge répartie (charge étalée régulièrement) le diagramme T est une ligne droite oblique et le diagramme mf est une parabole.
- Pour tout point où le diagramme T passe par zéro (c'est-à-dire lorsque T change de signe), le mf est maximal ou minimal.
- En tout point de la travée où T est nul, le mf a une valeur constante.

- En tout point où le diagramme mf passe par zéro (c'est-à-dire lorsque le mf change de signe) la courbure de la poutre change de sens. Le point est appelé un point d'inflexion.

III-5. 3 Poutre Encastree à une Extrémité (poutre console) :

Exemple N°1 : La poutre supporte une charge à son extrémité libre :

L'effort tranchant est : $T=P$

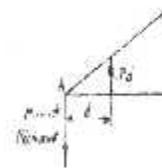
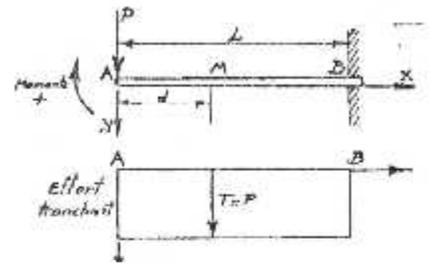
Le moment fléchissant : dans une section M situé à une distance d de A est :

$$mf = -P \cdot d$$

(nous prenons comme sens positif des moments le sens des aiguilles d'une montre).

Et le moment fléchissant maximal est :
 $mf_{max} = -P \cdot L$

La section dangereuse se trouve en B à l'encastrement. Les actions de l'encastrement sur la poutre qui assurent l'équilibre de la poutre isolée sont la force $-P$ et le moment d'encastrement $P \cdot L$.



La flèche maximale : $f = (P \times L^3) / (3 \times E \times I)$



Application numérique :

On a :

$$L = 10m$$

$$E = 70.000 \text{ N/mm}^2$$

$$P = 1000 \text{ N}$$

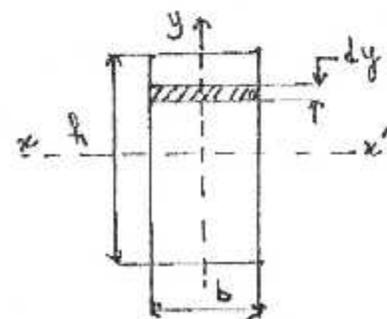
Il calcul du moment pour une poutre de section rectangulaire de hauteur $h = 30$ cm et de largeur $b = 60$ cm.

$$ds = b \cdot dy \Rightarrow dI_{xx'} = y^2 \cdot ds = b \cdot y^2 \cdot dy \Rightarrow I_{xx'} = b \int_{-h/2}^{+h/2} y^2 \cdot dy$$

$$I_{xx'} = b \cdot \frac{y^3}{3} \Big|_{-h/2}^{+h/2} = \frac{b \cdot h^3}{12}$$

Alors :

$$I_{xx'} = \frac{600 \times 300^3}{12} = 1350.000.000 \text{ mm}^4$$



donc la flèche est :

$$f = \frac{1000 \times 10.000^3}{3 \times 70.000 \times 1.350.000.000} = 3,527 \text{ mm.}$$

2/ calcul du moment pour une poutre profilée en I :

$$I_{\text{semelle}} = \frac{600 \times 150^3}{3} - \frac{600 \times 145^3}{3} = 65.275.000 \text{ mm}^4.$$

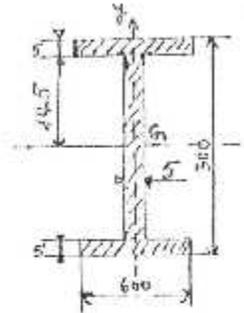
Soit pour les deux semelles :
 $65.275.000 \times 2 = 130.550.000 \text{ mm}^4.$

$$I_{\text{âme}} = \frac{5 \times 290^3}{12} = 10.162.083,33 \text{ mm}^4.$$

Le moment d'inertie de la section totale est donc de :
 $130.550.000 + 10.162.083,33 = 140.712.083,33 \text{ mm}^4.$

Donc la flèche est :

$$f = \frac{1000 \times 10.000^3}{3 \times 70.000 \times 140.712.083,33} = 33,84 \text{ mm.}$$



Exemple N°2 : la poutre supporte une charge uniformément répartie :

Si q est la charge uniforme par unité de longueur supportée par la poutre, exprimée par exemple en N/m, la charge totale est :

$$P = q L$$

L'effort tranchant dans une section M située à une distance d de A est $T = q \cdot d$. Il est maximal à l'encastrement.

$$T_{\text{max}} = q L$$

Le moment fléchissant dans une section M est égal à : $q d \times d/2$ soit $m_f = -q d^2/2$

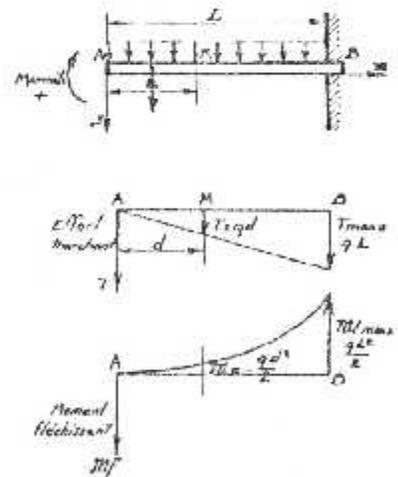
Le diagramme des moments fléchissants est une parabole et le maximum de ceux-ci se trouve à l'encastrement B ;

il a pour valeur :
 $-qL^2/2$

Les actions de l'encastrement sur la poutre sont : la force $-qL$ et le moment d'encastrement $qL^2/2$.

La flèche maximale à l'extrémité de la poutre est :

$$f = qL^4/8.E.I$$



III-6 Efforts Supportés par la Voilure :

Les efforts peuvent être repartis sur l'ensemble de la structure ou localisés en des points de celle-ci.

III-6.1 Flexion verticale :

La voilure élément sustentateur en vol normal, est soumise à des charges aérodynamiques orientés de bas en haut qui provoquent la flexion verticale de l'aile ; l'extrados travaille en compression, l'intrados en traction. La voilure se présente comme une poutre soumise à des charges réparties (actions aérodynamiques) prennent des réactions concentrées sur le fuselage.

Les efforts supportés croissent de l'extrémité de l'aile vers l'emplanture. En effet, les parties situées près du fuselage supportent leurs propres charges et transmettent au fuselage, les charges des autres sections d'ailes.

Les dimensions des éléments constitutifs de la structure seront donc plus importants près de l'emplanture.

De plus au cours des évolutions, les forces d'inertie ajoutent leur action aux forces aérodynamiques. La charge que doit équilibrer la portance devient supérieure au poids de l'avion. Les éléments de la structure doivent être capables de supporter ces suppléments de charges sans déformation, ni rupture. Les rafales provoquent de brusques variations d'incidence entraînant également des charges aérodynamiques sur l'aile.

Au sol, un avion reposant sur ses roues, l'aile fléchit vers le bas sous l'action de son poids, l'extrados de l'aile travaille en traction et l'intrados en compression. Les contraintes sont donc de sens inverse et d'intensité plus faibles que celles supportées en vol.

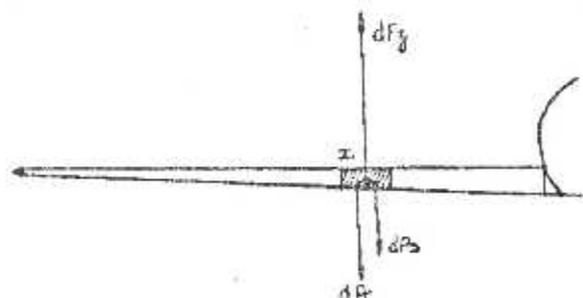


Fig.III.9 La flexion verticale

III-6.2 Torsion :

Les charges aérodynamiques qui entraînent la flexion verticale de l'aile peuvent également engendrer de la torsion. En effet, l'aile admet un axe élastique. Toute charge appliquée en dehors de cet axe provoque une flexion accompagnée d'une torsion. Cette torsion fait supporter des efforts importants aux éléments de la structure.

Ceux-ci doivent donc être calculés pour supporter ces efforts sans qu'il en résulte une déformation excessive qui pourrait avoir des conséquences sur la totalité de l'avion.

La structure de la voilure devra assurer à celle-ci une grande rigidité transversale.



Fig III.10 La Torsion

Sous l'effets de ces contraintes, une section donnée de l'aile va subir une torsion autour de l'axe élastique de l'aile. Celui-ci se trouve entre 30 et 35% du bord d'attaque.

III-6. 3 Flexion horizontale :

La flexion horizontale est provoquée par l'action simultanée de la traction (ou de la poussée) et de la traînée sur la voilure. Si les moteurs sont fixés sur la voilure, celle-ci est soumise en vol, à une flexion horizontale vers l'avant. Ces efforts sont appliqués dans un sens où la profondeur de l'aile lui permet de supporter les contraintes qui en résultent.



Fig III.11 La flexion horizontale

III-6.4 Efforts localisés :

Aux efforts repartis et supportés par l'ensemble de la structure viennent s'ajouter des efforts localisés en certains points de l'aile. Ces efforts sont dus principalement aux attaches de train d'atterrissage, de gouvernes, de volets, d'aérofreins. Etant appliqués en des points précis, ces charges seront encaissées par des pièces prévues à cet effet. Toutes les ouvertures pratiquées dans l'aile affaiblissent localement sa résistance, elles devront donc être bordées d'encadrements destinés à prévoir la rigidité et la résistance.

III-7 Exemple d'Efforts Appliqués à la Voilure d'un Avion A300b Mercure :

III-7.1 Au sol :

Nous trouverons des efforts massiques verticaux uniquement : fig. A ,B.

1- Poids réparti de la structure.

2,3- Poids réparti de carburant

4,5- Poids concentrés des moteurs.

6- Réaction ponctuelle de l'atterrisseur.

En cheminant de l'extrémité à l'emplanture, on obtient qualitativement la forme des courbes ci- contre pour l'effort tranchant T_z et le moment de flexion M_x : fig.C.

Le moment maxi se situe au droit de l'atterrisseur.

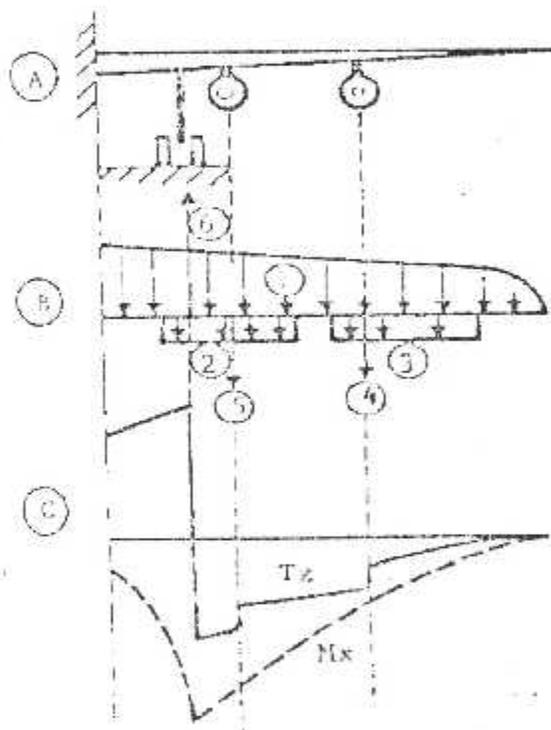


Fig III.12 Efforts Appliqués à la voilure au sol

III-7.2 En vol :

III-7.2.1 Efforts verticaux :

L'effort concentré dû à l'atterrisseur est remplacé par un effort réparti de portance. fig.A.

La portance étant supérieure au poids de l'aile puisqu'il faut aussi porter le fuselage, l'effort tranchant T_z est toujours dirigé vers le haut. Le moment de flexion M_x tend à faire monter l'aile en comprimant l'extrados : fig.B.

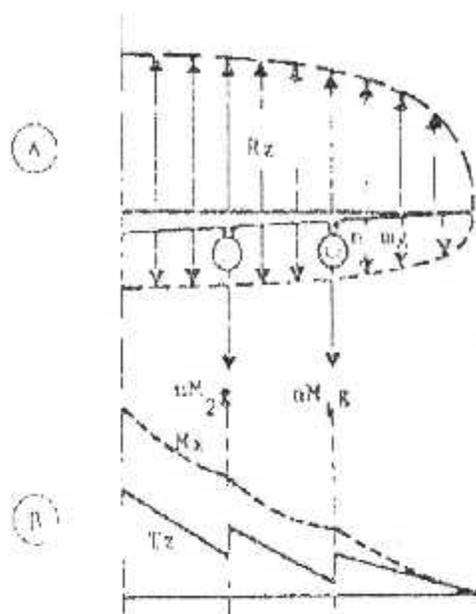


Fig III.13 Les efforts verticaux

III-7.2.2 Efforts longitudinaux :

On trouve la traînée répartie et les poussées ponctuelles réacteurs. fig.D.

La poussée étant supérieure à la traînée de l'aile seule, l'effort tranchant change de signe pour être dirigée vers l'avant au niveau du premier réacteur.

Le moment de flexion M_z change de signe entre le deuxième réacteur et l'emplanture (fig E-G au point B).

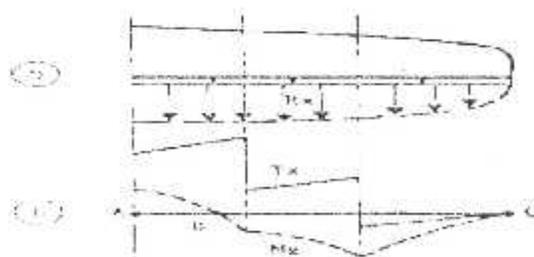


Fig III.14 Les efforts longitudinaux

III-7.3 Autres efforts s'exerçant sur la voilure :

Aux efforts répartis et supportés par l'ensemble de la structure viennent s'ajouter des efforts localisés en certains points de l'aile, les attaches des trains d'atterrissage, de gouvernes, de volets, d'aérofreins, des spoilers. Ces charges seront encaissées par des pièces fortes qui devront être renforcées par des encadrements de manière à conserver la résistance générale de la voilure.

CHAPITRE IV



TECHNOLOGIE DE
CONSTRUCTION

IV-1 Architecture de la Voilure :

Une aile est, en général, constituée en trois parties :

- **Le bord d'attaque** : démontable où passent les commandes, les calages électriques et différentes conduites.
- **La poutre d'aile** : qui transmettra les efforts les plus importants.
- **Le bord de fuite** : qui termine le profil constitué par les ailerons et les volets hypersustentateurs.

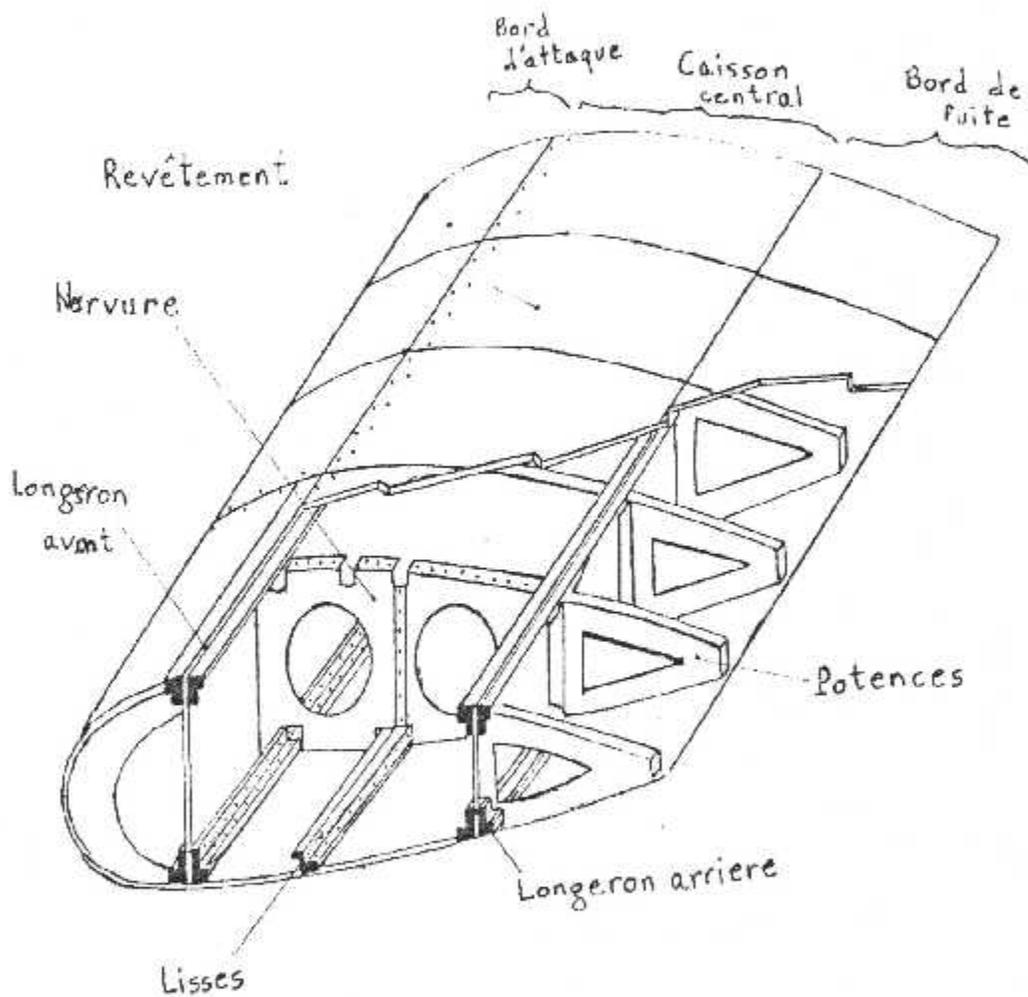


Fig IV .1 Architecture de la voilure

IV – 2 Eléments de la Voilure :

IV-2.1 Les Longérons :

C'est l'élément fort de l'aile. Il supporte la majorité des contraintes en flexion. C'est une poutre placée dans le sens de l'envergure, qui va de l'emplanture au bout de l'aile. Ils sont en forme en «I». C'est effectivement cette forme que l'on retrouve sur presque tous les longerons de voilure qui ont une structure composée de deux semelles (en alliage léger) forgées ou usinées et réunies par une ou deux âmes en tôles minces raidies (deux âmes dans le cas d'un longeron caisson).

La résistance d'un longeron est proportionnelle au carré de son épaisseur. Donc les longerons des ailes cantilevers vont en s'amincissant depuis l'emplanture où la concentration des charges est plus grande, jusqu'au bout d'aile où les charges sont moindres.

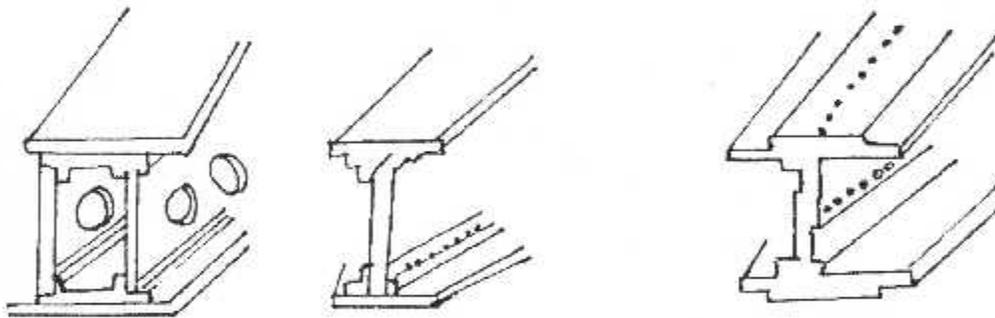


Fig IV .2 Les différents types de longerons

IV- 2.2 Les Nervures :

Les nervures sont placées perpendiculairement aux longerons. Elles ont pour rôle de :

- Maintenir le profil aérodynamique de l'aile.
- Transmettre aux longerons, les efforts perpendiculaires au revêtement.
- Dans certains cas (de plus en plus rares), elles encaissent une partie des contraintes.

Les nervures courantes sont constituées de deux semelles et d'une âme en tôle emboutie, ajoutée parfois des raidisseurs verticaux.

Les nervures fortes ont des semelles usinées ou forgées et une âme en tôle raide.

Sur les nervures, dans le même sens que le longeron, on trouve des lisses qui servent à répartir les charges et à fixer le revêtement.

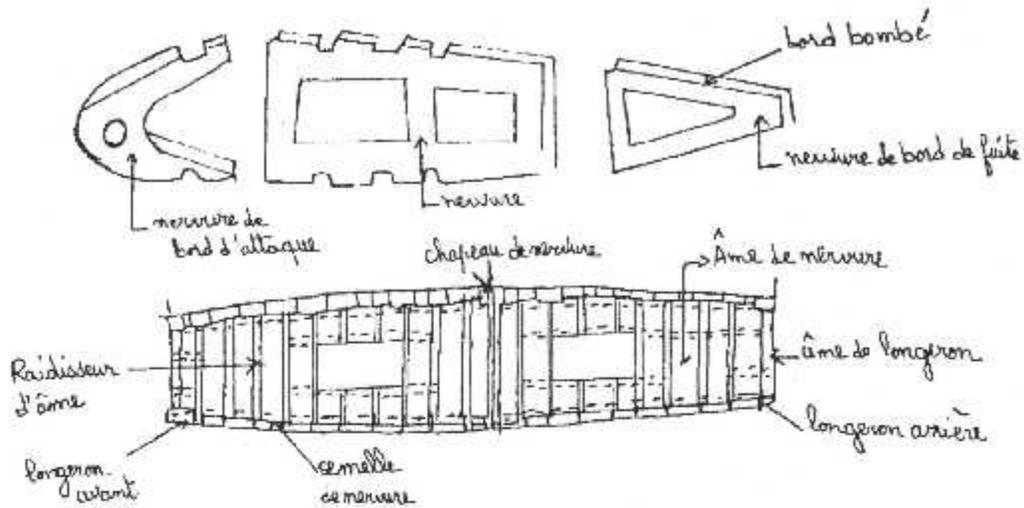


Fig IV .3 Les Nervures

IV- 2.3 Le Revêtement :

Sur toutes les structures modernes, le revêtement est un revêtement travaillant qui encaisse essentiellement les contraintes de cisaillement dues au moment de torsion ce qui nécessite un raidissement par des lisses rapportées.

Soit par rivetage, soudage ou collage, soit fraisées directement dans la masse de revêtement (revêtement auto-raidi).

Le revêtement ainsi raidi constitue un «caisson» de torsion dont la disposition sur l'aile peut varier suivant qu'il s'agit d'une réalisation monolongeron ou d'une réalisation bi longeron ou multi-longeron.

Le revêtement rigide en contre plaqué est vissé et collé.

Le revêtement métallique est généralement riveté, parfois collé.

On rencontre très fréquemment à l'heure actuelle des revêtements constitués de panneaux usinés pour former des raidisseurs intégrés qui donnent la rigidité et la résistance.

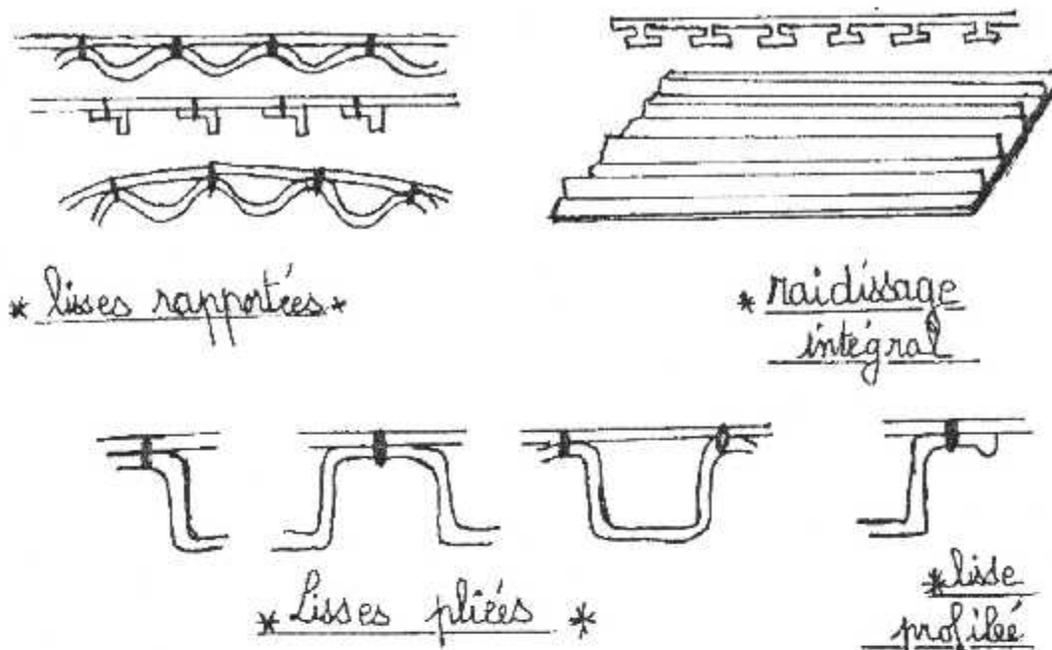


Fig IV .4 Le Revêtement

IV -3 Matériaux Utilisés :

IV-3.1 Généralités :

Dans la construction aéronautique, le choix des matériaux est à la base de toutes les réalisations du constructeur. Or en aviation, ce choix est soumis à des critères qui offrent un meilleur compromis. Alors l'étude approfondie du matériau a assuré les qualités de construction légère, robuste, souple et l'endurance en tenant compte de l'importance des contraintes mécaniques chimiques pour assurer la sécurité et prévoir des considérations économiques (comme prix de revient et facilité d'usinage).

En conséquence, les matériaux choisis devront posséder des caractéristiques chimiques et physiques qui relèvent du laboratoire. C'est le principe d'analyse qui détermine la composition chimique du matériau. Elle étudie et met au point des procédés de protection contre la corrosion. Les essais physiques permettent de déterminer la densité, le point de fusion et la conductibilité électrique du matériau.

Par contre les caractéristiques mécaniques concernent des essais mécaniques qui sont généralement effectués sur des éprouvettes extraites du matériau à étudier. Par ces essais, on détermine la résistance à la rupture, l'allongement, la limite d'élasticité à la compression, la dureté, la résistance aux chocs ou résilience et la limite de l'endurance et la fatigue.

Toutes ces caractéristiques mises en œuvre, nous mènent à l'utilisation des alliages légers qui se prêtent très bien à tous les critères cités.

IV-3.2 Les Alliages Légers :

Ce sont des alliages dont la densité est comprise entre 2 et 3. Le rapport de la résistance mécanique à la masse volumique du matériau est pris en considération. De ce fait, les alliages légers sont l'élément de base de la construction aéronautique dont le métal de base est l'aluminium qui présente les avantages suivants : légèreté – grande résistance aux écarts de température – grande facilité d'usinage à froid.

IV-3.2.1 L'Aluminium :

L'Aluminium est un des éléments les plus répandus à la surface du globe et le plus utilisé en construction. Sa production pure est fabriquée à partir de plusieurs procédés car la résistance à la corrosion dépend beaucoup de la teneur en impuretés dissoutes ou non.

IV-3.2.2 Propriétés de l'Aluminium :

-Physiques :

- La densité de l'Aluminium est de 2,7 (3 fois plus faible que celle du fer pur).
- Le point de fusion est de 658°
- Coefficient de dilatation linéaire élevé : 24×10^{-6} (2 fois plus grand que celui du fer).
- Conductivité thermique : 200 Kcal . m/h.
- Résistivité électrique : $2,7 \mu\Omega \times \text{Cm}$. Très bon conducteur de l'électricité (60% environ de celle de cuivre).

-Mécaniques :

- L'Aluminium est en effet particulièrement sensible à l'érouissage qui augmente la dureté, charge de rupture et la limite élastique et qui diminue l'allongement et la résilience.

-Résistance à la corrosion :

- Elle est remarquable est essentiellement fonction de sa pureté. L'Aluminium se recouvre d'un film d'Alumine adhérent, continu et imperméable d'où protection contre une oxydation en profondeur. L'eau pure est sans action mais l'eau de mer et l'air marin produisent une attaque d'où il est nécessaire d'une protection.

En conclusion, l'Aluminium ne peut-être utiliser comme pièces de structure soumises à des sollicitations étant donné ses faibles caractéristiques mécaniques par contre, il sera employé lorsque il s'agira d'éviter la corrosion.

IV-3.3 Les Alliages d'Aluminium :

L'Aluminium présente l'avantage de s'allier facilement à la plupart des métaux usuels donc les alliages d'Aluminium ont trouvé de larges emplois industriels. Ils se partagent en deux grandes familles.

Les alliages dits «à durcissement structural » dont les éléments d'addition permettent une amélioration des caractéristiques mécaniques.

Quand l'on procède à un traitement thermique de trempe. Ce sont essentiellement les alliages à base de cuivre (AL-CU) ; à base de magnésium et de silicium (AL -Mg - Si) ; à base de zinc et de magnésium (AL -Zn - Mg)ou à base de zinc , de magnésium et de cuivre (AL - Zn - Mg -Cu).

Les alliages dits «sans traitements thermiques » dont le traitement de trempe n'apporte pas d'augmentation sensible des caractéristiques mécaniques. Ce sont les alliages Aluminium – Manganèse(AL-Mn), Aluminium Magnésium (AL-Mg), Aluminium –Silicium (AL -Si) .

IV-3.3.1 Alliages Aluminium – Magnésium (AL -Mg) :

Ce sont les plus employés car ils contiennent 3%, 5 % ou 7 % de magnésium. Ce sont les alliages A-G3 - A-G5 - A-G7 connus sous les noms commerciaux de «DURALINOX ou ALUMAG ».

De petites quantités de Manganèse et de Chrome sont ajoutées pour améliorer la soudabilité et la résistance à la corrosion.

- Propriétés mécaniques :

- La présence du Magnésium en quantités croissantes augmente les caractéristiques mécaniques.

-Propriétés physiques :

- L'alliage a une excellente tenue à la corrosion chimique donc les alliages Duralinox peuvent recevoir toute une gamme de coloration par corrosion anodique.

-Emploi :

- Comme les alliages se soudent très facilement, on peut réaliser des structures en tôles assez compliquées. Alors en aéronautique, toutes les tuyauteries, raccords et carénages emboutis travaillant peu sont faits en Duralinox.

IV-3.3.2 Alliages Aluminium –Silicium (AL-Si) :

Les alliages les plus classiques auront une teneur en Silicium voisine de 12 % ; donc leur facilité d'utilisation en fonderie augmente avec la teneur.

-Propriétés mécaniques :

- Tous ces alliages sont des alliages de fonderie. Les caractéristiques mécaniques dépendront du mode utilisé en fonderie et sont relativement modestes et les allongements faibles.

- Propriétés physiques :

- La résistance à la corrosion reste excellente. Ils ont un coefficient de dilatation faible 22.10^{-6} . Cette propriété permettra la fabrication des pistons qui réduira les jeux à froid et d'améliorer le rendement des moteurs.

- Emploi :

- En aéronautique , ces alliages concernent les carters de moteurs à pistons et à réaction .Or pour les pistons qui sont obtenus par matriçage à partir d' alliages de forge, paraissent être plus résistants.

IV-3.3.3 Alliages Duralumin (alliages cuivre) :

C'est un alliage de forge qui a pour composition suivante :

- Cuivre 4%.
- Magnésium 0,7%.
- Silicium 0,5%.
- Manganèse 0,5 %.

Son symbole est A-U4G (2017). On tend à augmenter soit la teneur en Magnésium, soit la teneur en Silicium de manière à améliorer les propriétés mécaniques (charge de rupture, limite élastique, limite de fatigue).

-Propriétés mécaniques :

-Le Duralumin est le plus remarquable des alliages à durcissement structural. Il suit la règle générale lorsque la charge de rupture et la limite élastique augmentent, l'allongement décroît donc on obtiendra les caractéristiques suivantes :

Etat recuit à 350 ° - 400°	-R= 20 daN/mm ²	E= 10 daN/mm ²	A=15%
Sur trempe à l'eau à 500°	-R= 28 daN/mm ²	E= 10 daN/mm ²	A=22%
Trempe et revenu	-R= 40 daN/mm ²	E= 27 daN/mm ²	A=15%

- Propriétés physiques :

-Densité : 2,7- Module d'Young :7500 daN/mm².

La résistance à la corrosion est médiocre bien que sa structure soit hétérogène alors les tôles de Duralumin doivent être protégées en faisant recours au placage d'Aluminium pur.

-Alliage Duralumin français (A-U4G1)(2024) :

Il contient plus de Magnésium et moins de Silicium que le Duralumin normal. Sa composition est la suivante :

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

Ces caractéristiques mécaniques sont plus élevées que pour l'alliage A-U4G.

trempe et revenu - R= 48 daN/mm² -E= 34 daN/mm² - A=12%.

-Emploi :

-Le Duralumin est l'alliage aéronautique par excellence. Il est utilisé sous forme de tôles et de profilés de toutes espèces pour cela il entre dans la construction des fuselages et des voilures d'avions. Sous forme forgée, il sert à la réalisation des pièces massives : semelles de longerons, revêtements structuraux fraisés, pales d'hélices et dans le domaine moteur les bielles, les carters de moteur en étoile, les roues des compresseurs.

IV-3.4 Matériaux Composites :

Une structure en matériau composite est constituée par l'assemblage d'éléments très différents par leurs propriétés physiques et leurs caractéristiques mécaniques, un matériau composite est essentiellement hétérogène. En conséquence, leur développement constitue un des aspects de l'évolution en construction aéronautique. Le but est d'obtenir un matériau de grande rigidité et de faible poids.

Actuellement, les éléments de remplissage sont constitués par nids d'abeilles faits en alliages légers. Ils sont réalisés à partir de bandes primitives en clinquant de 15 à 40 microns d'épaisseur. Ces bandes de clinquant passent par plusieurs opérations. Une caractéristique importante de la structure en nids d'abeilles est la rigidité des panneaux offrant une bonne résistance aux vibrations. Le nid d'abeilles est généralement à cellules carrées obtenues à partir de rubans de 0,03 à 0,05 mm d'épaisseur, le côté du carré est de 4 à 7 mm. Il peut-être brasé ou soudé sur le revêtement ; aussi il est fabriqué directement au moment de la constitution du panneau.

IV-4 Différents Procédés de Transformation:

IV-4.1 Le Cisailage :

Le principe du cisailage est de serrer la feuille de tôle entre deux lames coupantes dont les faces en regard sont sensiblement dans le même plan. Il y a rupture par glissement dû à l'effort tranchant.



Fig IV .5 Le Cisailage

La surface de coupe porte généralement des bavures et le bord présente des déformations. Il est nécessaire de procéder à un ébavurage.

Les machines utilisées sont :

- *La cisaille guillotine* : lame horizontale fixe et lame inclinée mobile sur glissières.
- *La cisaille à levier* : la lame mobile, actionnée par un levier à main, est courbe pour assurer un cisailage progressif.

IV-4.2 Le Cintrage :

Le cintrage est une opération courante. Il existe un rayon minimal de cintrage, dépendant de la nature et de l'état du métal, de la section et notamment de l'épaisseur relative du tube ou du profilé.

IV-4.2.1 Le cintrage des profilés :

Le profilage et le cintrage combinés, directement à partir de la bande, sont réalisés en utilisant un reproducteur interne qui matérialise la courbe à réaliser. On fait passer l'ensemble du reproducteur et de la bande entre deux molettes de forme.

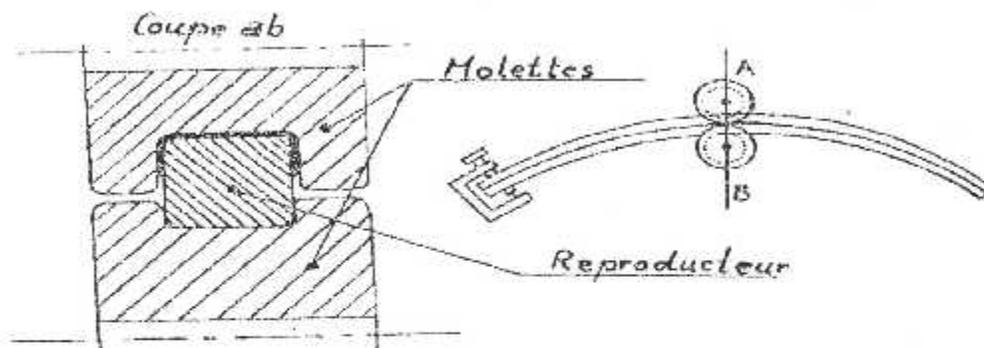


Fig IV .6 Le cintrage des profilés

IV-4.3 Le Pliage :

La tôle est pliée suivant une ligne droite ; c'est le cas de formage le plus simple. Le pliage s'effectue sur une plieuse à tablier ou sur une presse-plieuse, notamment pour les profilés.

Pour le Duralumin, le pliage dans le sens du laminage est plus facile que dans le sens perpendiculaire à celui de laminage. Le rayon de pliage est fonction de la nature et de l'état du métal ainsi que de son épaisseur.

Le pliage peut-être effectuer à froid sur métal recuit ou immédiatement après trempe et à chaud à 400° pour les très courts rayons et les très fortes épaisseurs ; à 180° - 200° pour des épaisseurs faibles ou moyennes et des petites déformations.

Pour les alliages ultra-légers, les possibilités de travail à la température ambiante sont plus restreintes. Une tôle de 2mm d'épaisseur doit avoir pour un pliage à froid, un rayon de 20mm alors qu'une tôle de Duralumin de même épaisseur peut-être pliée avec un rayon de 2mm. Le pliage à chaud s'effectue à une température moyenne de 300° ; le rayon de pliage minimal est de l'ordre de 1 fois et demi l'épaisseur de la tôle.

IV-4.4 Le profilage :

Les profilés généralement utilisés en construction aéronautique sont normalisés et de ce fait livrés comme produits ouverts.

Pour réaliser les profilés, on utilise la technique du pliage et on utilise la presse-plier. La longueur est évidemment limitée à la dimension principale de la machine.

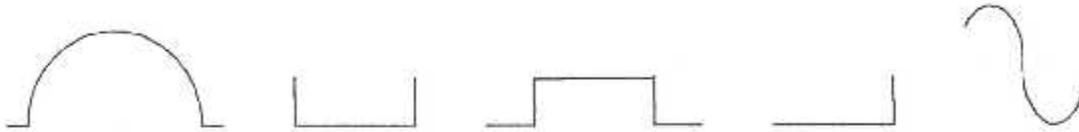


Fig IV .7 Le Profilage :

IV-4.5 Le Perçage :

Dans la technique courante de l'avion métallique où les éléments sont assemblés par rivet, le nombre de trous à percer est considérable (800'000 pour CARAVELLE). D'où l'importance de cette opération qui, concerne dans la plupart des cas des tôles et profilés minces, est un perçage court .

IV-4.5.1 Principe :

D'une manière générale, on ne perce pas les trous sur toutes les pièces . On peut :

- Soit percer entièrement une des pièces et contre percer au montage l'autre pièce à laquelle elle sera liée en ayant soin de positionner les deux pièces en les réunissant provisoirement au moyen d'épingles, vis à écrou (nécessite le perçage de quelques trous d'épingle) ou agrafes.
- Soit percer simultanément les deux pièces superposées au montage après épingleage.

IV-4.5.2 Outils :

On utilise soit des forets ordinaires soit des forets spéciaux permettant une grande vitesse de coupe avec les perceuses rapides (15 à 20'000 tr/mn).

Les trous de grand diamètre dans des épaisseurs minces sont réalisés avec une fraise à pilote ou un outil à trépaner.

L'outillage peut être en acier doux ou en complexe verre – résine.

Il comporte, pour l'outillage en acier, soit :

- Une plaque de perçage dans laquelle sont emmanché à force des cylindres creux d'acier cémentés appelés canaux de perçage.

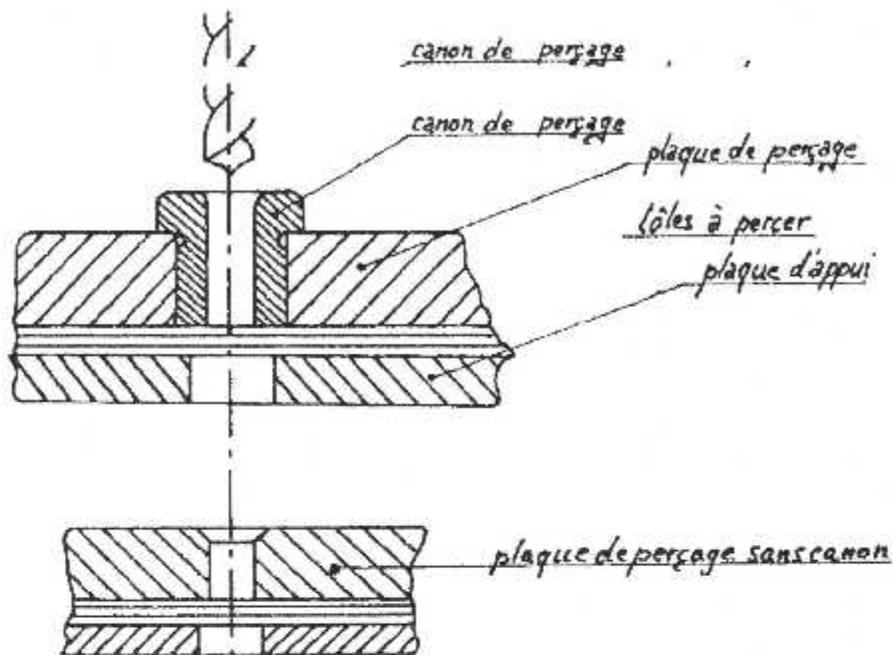


Fig IV. 8 Le Perçage

IV-4.5.3 Le perçage manuel :

Le perçage manuel, exclusivement pour les travaux de montage en utilisant une perceuse portative (chignolle) mue à l'électricité ou à l'air comprimé.

IV-5 Les Différents Procédés d'Assemblages

IV-5.1 Préliminaires :

En fabrication aéronautique, l'assemblage des pièces est réalisé par des procédés suivants :

- Le rivetage
- Le soudage
- Le collage

Les raccords constituent un moyen de jonction des tuyauteries permettant une séparation des éléments les constituant.

Le boulonnage et le vissage présentent des opérations initiales similaires au rivetage.

Chaque procédé d'assemblage a ses propres particularités mais quel qu'il soit, il faut que les pièces élémentaires destinées à être réunies soient placées en position relative correcte et invariable et bridées dans cette position par un outillage approprié.

IV-5.2 Rivetage :

Les assemblages par rivetage sont encore actuellement ceux qui sont le plus souvent réalisés dans les structures d'avions. Comme pour un seul appareil, le nombre de rivets atteint ou dépasse plusieurs centaines de mille (800'000 pour CARAVELLE), on conçoit que le rivetage est une opération primordiale en fabrication aéronautique.

Les avantages du rivetage sont :

- la sécurité
- une exécution relativement facile ne nécessitant pas d'équipements coûteux
- un contrôle simple.

Il présente par contre les inconvénients suivants :

- surface extérieure moins nette, en raison des déformations qu'il entraîne
- diminution des sections de tôles par perçage.
- difficultés relatives d'étanchéité.
- prix de revient élevé.

IV-4.2.1 Définition :

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

Types de rivetage

Il en existe trois :

-le *type apparent* : les têtes de rivets restent en relief de chaque côté du joint.

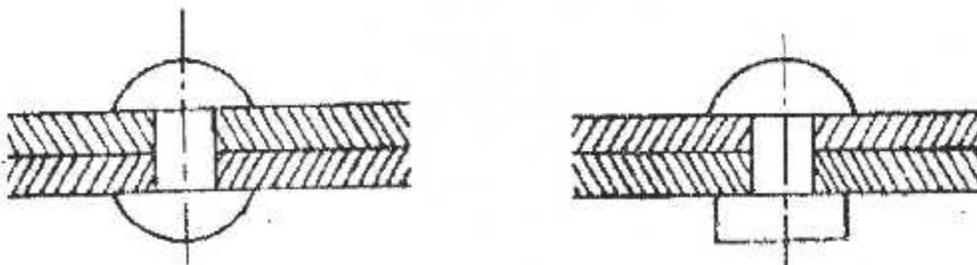


Fig IV . 9 le type apparent

-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 .

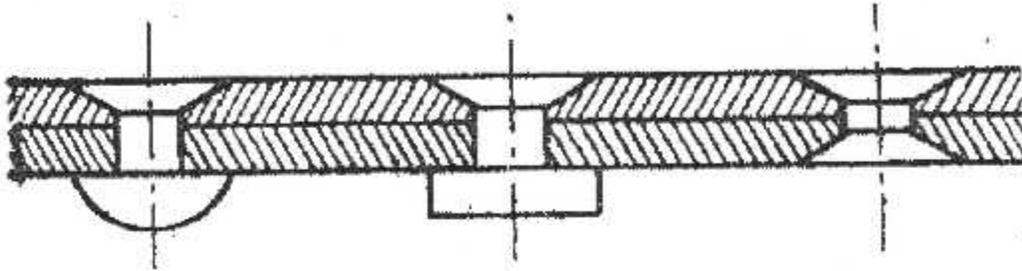


Fig IV . 10 le type fraisé

-le type *embrevé* : la tête d'origine du rivet est noyée dans un embouti (embrèvement) réalisé soit sur la tôle extérieure seule, la tôle intérieure étant fraisée soit sur les deux tôles constituant le joint.

Ce mode de rivetage n'est utilisé que dans les cas où au moins une des tôles est mince. Son prix est très élevé (2 à 3 fois celui du rivetage apparent).

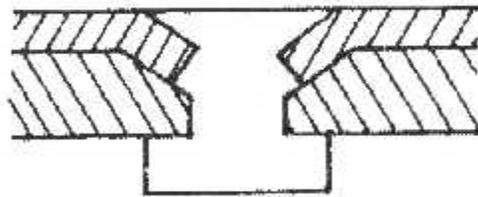


Fig IV . 11 le type embrevé

IV-5.2.2 Principaux types de rivets :

Les rivets courants sont normalisés et désignés par des symboles correspondant à la forme de la tête.

Les rivets utilisés pour les fabrications aéronautiques sont représentés ci-après :

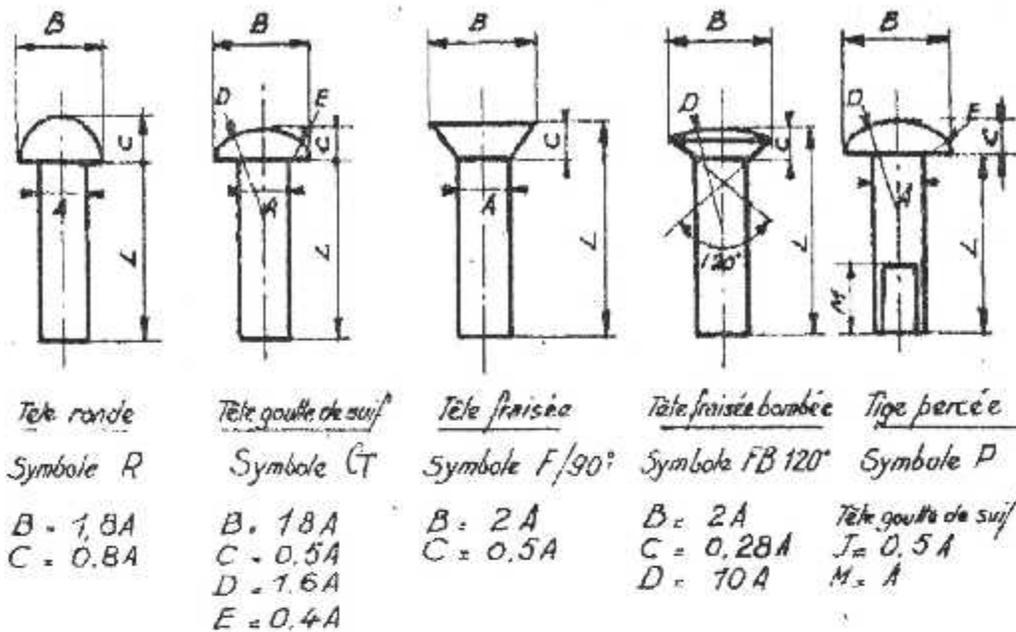


Fig IV . 12 les rivets courants

Ils sont désignés en ajoutant au symbole de la tête, le diamètre de la tige et la longueur sous tête. Ainsi F/90 4.10 désigne un rivet tête fraisée à 90°, diamètre 4mm et longueur sous tête 10mm.

La longueur L est fonction du nombre d'éléments constituant le joint et du diamètre du contre-perçage.

Les alliages employés pour la confection des rivets sont :

- L'A-U4G.
- Les alliages A-U2G et A-U3G dont la pose peut s'effectuer à l'état dur.
- Les alliages AG1-AG3-AG4-AG5 (Duralinox) pour les alliages de Mg.
- L'alliage ASG (almasilicium).
- L'Aluminium pur A5et l'Aluminium -Manganèse.

On doit utiliser des rivets de même métal que celui des pièces à assembler, afin d'éviter tous risques de corrosion ultérieure par formation de couples électrolytiques.

Certains rivets spéciaux conçus pour assurer des conditions particulières de travail, joints travaillant au cisaillement sous de fortes contraintes, sont en acier (30 NCD 16) ou en zircal).

Rivets spéciaux :

Ces rivets sont différents des formes traditionnelles que nous venons de voir. Nous classons dans cette catégorie :

-**Les rivets aveugles** : Ils sont utilisés à l'assemblage des structures dans un seul côté et accessible. Nous trouvons :

-**Le rivet GOODRICH** : Il a une partie intérieure taraudée surmontée d'une partie lisse ; la fixation s'effectue par traction sur une tige filetée ; la tête est munie d'un ergot qui logé dans une encoche de la tôle empêche le rivet de tourner. Dans cela la pose de ce rivet est longue.

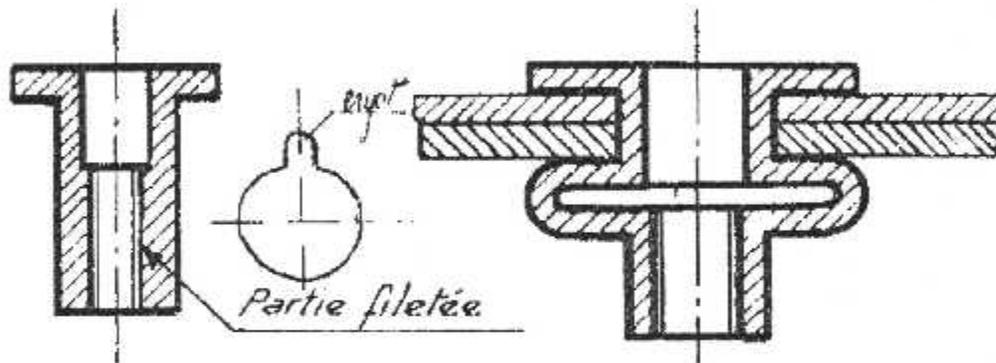


Fig IV . 13 -Le rivet GOODRICH

-**Le rivet SUD-EST (champion)** : Il comprend une collerette et une tige creuse dont la surface intérieure présente un renflement d'extrémité. Une corde à piano ayant une tête d'un diamètre légèrement inférieur au diamètre intérieur maximal de la tige reçoit une rondelle qui coiffe l'extrémité de la tige.

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

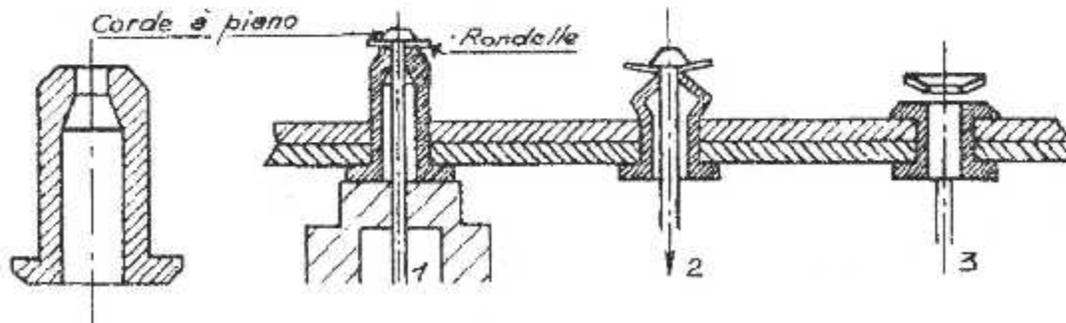


Fig IV . 14 -Le rivet SUD -EST

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

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

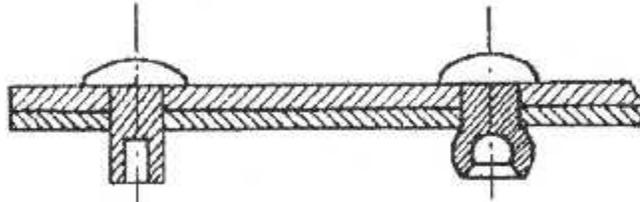


Fig IV . 15 -Le rivet explosé

Il existe un certain nombre de rivets à rupture de la broche tels que le rivet POP , le rivet AVDEL, le rivet CHERRY , le rivet JO-BOLT .

- **Le rivet POP** : soit à tête plate, soit à tête fraisée. On peut également obtenir cette étanchéité en bouchant le trou de la tige à l'aide de chevilles en matière plastique (le rivetage ne doit pas être situé dans une région chauffée : cas de dégivrage thermique par exemple).

- **le rivet AVDEL** : Soit à tête bombée, soit à tête fraisée à 120°. Douille en A-U3G et fourrure en A-Z5GU.

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

- **le rivet JO-BOLT** : C'est un rivet plein qui ne nécessite l'accessibilité que d'un seul côté. La fourrure (tige filetée) à tête ronde est un alliage à grande résistance . La douille à tête hexagonale ou fraisée (90° ou 100°) de même . C'est un rivet à haute résistance au cisaillement ; étanchéité assez bonne.

- **Les rivets spéciaux en acier** : ces rivets à haute résistance au cisaillement remplacent en fait des boulons et procurent un gain de poids car leurs têtes comparées à celles des boulons sont de faibles dimensions.

Nous citerons parmi ces rivets : le rivet HI-SHEAR.

- **le rivet HI-SHEAR** : C'est un rivet à tête plate ou fraisée en matériau résistant (cadmium , acier inoxydable ou alliage d'Aluminium(A-Z5GU). La bague est généralement en alliage d'Aluminium A-U3G .L'identification est faite par le marquage de la tête ou, pour les rivets en alliage d'Aluminium , par le traitement anodique . C'est un rivet à haute résistance au cisaillement .
La tige d'acier à tête est maintenue par sertissage d'une bague A-U4G1 .

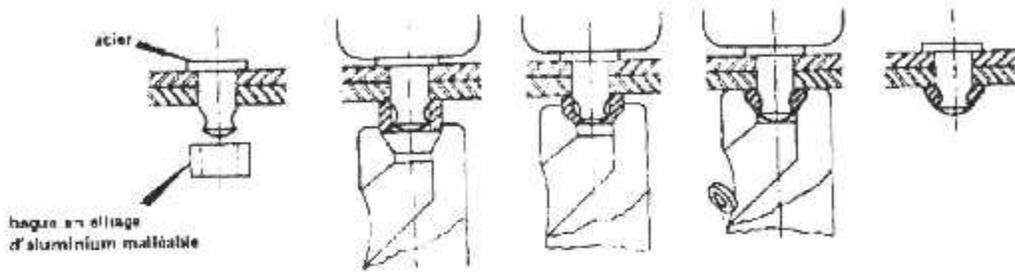


Fig IV . 16 - le rivet HI-SHEAR

- **Le rivet LOCKBOLT** : Pour les tiges en acier , les bagues sont en A-U4G1 et pour les tiges en zircal , elles sont en A-SG .

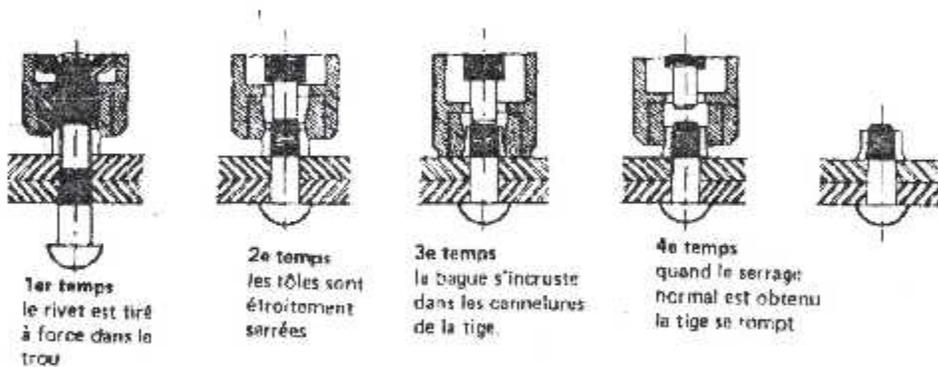


Fig IV . 17 - Le rivet LOCKBOLT :

IV-5.2.3 Exécution des Assemblages :

Choix des éléments de rivetage

-**Diamètre des rivets** : 1,5 à 2,5 fois l'épaisseur de l'une des tôles ,si celles-ci ont la même épaisseur .

Au cas , où les tôles sont d'épaisseur différente, le diamètre des rivets doit être au moins égal à l'épaisseur de la tôle la plus épaisse sans être trois fois supérieur à l'épaisseur de la tôle sur laquelle on forme la tête.

On a donc intérêt à former la tête du côté de la tôle la plus épaisse.

-Nombre de rivets : Le diamètre des rivets étant choisi, on détermine leur nombre N en écrivant qu'ils sont capables de supporter l'effort total F appliqué à l'assemblage. R_g représentant la fatigue de cisaillement admissible.

$$F = N \frac{\pi \cdot d^2}{4} \cdot R_g \quad \text{soit} \quad N = \frac{4F}{\pi D^2 \cdot R_g}$$

-Espacement des rivets (PAS) : Le pas minimal est de $2,5 d$ (pour les rivures d'étanchéité seulement). Dans le cas d'une rangée unique, le minimum acceptable est de $3d$, il est en moyenne compris entre $3,5$ et $5d$. La distance de la 1^{ère} rangée de rivets au bord de la tôle (PINCE) est de l'ordre de $2d$.

-Efficacité de l'assemblage : On appelle efficacité le rapport de la résistance de l'assemblage à la résistance de la tôle hors de l'assemblage.

- L'efficacité pour une rangée de $0,4$ à $0,5$.
- L'efficacité de 2 rangées est de $0,7$.
- L'efficacité de 3 rangées est de $0,8$.
- Le chiffre de $0,8$ est un maximum.

On constate donc une perte sensible de résistance dans le cas d'un assemblage rivé.

-Tracé : Il doit être effectué avec un crayon et non avec une pointe à tracer.

-Perçage : On perce dans l'une des pièces l'avant-trou destiné à recevoir le rivet. L'utilisation du foret est recommandée car le poinçonnage est source de criques ultérieures.

-Epinglage : L'épinglage ou positionnement a pour but de réunir entre eux les éléments constituant l'assemblage à l'aide d'appareillages spéciaux mis en place provisoirement et remplacés ensuite par des rivets. On utilise soit des vis ordinaires en acier avec écrou, soit des agrafes à pose rapide. Un joint plan nécessite une épingle tous les 300mm et un joint galbé tous les 100 ou 150mm .

-Contre-perçage : L'ensemble étant épinglé, on amène les trous aux diamètres permettant la mise en place facile du rivet et on perce ainsi les deux pièces. Le jeu entre les trous et les rivets doit être aussi réduit que possible ($0,1\text{mm}$ pour $D \leq 4\text{mm}$ et $0,2\text{mm}$ pour $5 \leq D \leq 10\text{mm}$).

- *Préparation du logement destiné à recevoir la tête du rivet* : Elle est essentiellement un ébavurage afin de diminuer les dangers de criques. Pour les rivetages à tête fraisée, on procède :

- *Par fraisage* du logement dans la tôle. Le fraisage n'est possible que si l'épaisseur de la pièce est supérieure à la hauteur de la tête du rivet. L'opération est réalisée à l'aide de machines à percer portatives sur lesquelles est montée une petite fraise, équipée d'une butée à réglage micrométrique.

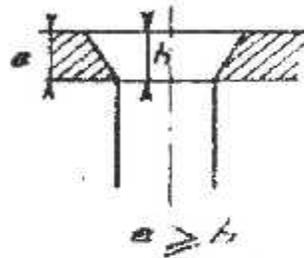


Fig IV . 18 - Le fraisage

- *Par embrèvement* qui est un emboutissage de la tôle. Cette opération est nécessaire lorsque l'épaisseur de la tôle ou du profilé constituant le joint n'est pas suffisant pour un fraisage. Il est exécuté avec poinçon et matrice ou directement par rivet (faible épaisseur de la tôle). L'embrèvement est une opération coûteuse.

- *Pose du rivet* : La pose du rivet est une technique opératoire facile pour laquelle il y a lieu toutefois d'appliquer les principes suivants :

- Un rivet est d'autant mieux posé que l'outil de frappe est plus lourd et les coups moins nombreux.

- Un rivet doit toujours être appelé, c'est à dire que les constituants du joint doivent être serrés les uns contre les autres avant que ne commence l'écrasement du rivet.

- Une rondelle (contre-rivure) doit être prévue sous la tête du rivet quand on assemble une tôle épaisse.

Les longueurs sous tête des rivets doivent être déterminées expérimentalement pour chaque type de joint ; il y a lieu de vérifier ainsi les dimensions calculées car les conditions d'empilage des éléments dépendant de leur nombre, de leur planéité, de leur tolérance d'usinage sont très variables.

La pose peut s'effectuer à froid ou à chaud :

Pose à froid

Rivets en A5- AM-A-G3-A-G5 : posés recuits à 400° pour les gros diamètres.

Rivets en A-U4G : posés trempés pour les diamètres inférieurs à 33mm sur trempe fraîche pour les autres.

Rivets en A-U2G -A-U3G : remplacent les rivets en A-U4G quand l'utilisateur ne peut effectuer la trempe.

Rivets en ASG : posés sur trempe fraîche pour les très gros diamètres.

Pose à chaud

Rivets en A-G4 - A-G5 : pose à 450° par écrasement à la presse.

Rivet en A-U3G - A-U4G - A-SG : pose à la température de trempé, le contact avec les éléments à assembler remplaçant l'immersion dans l'eau.

- **le rivetage à la main** : agissant par percussion, il nécessite un marteau dont le poids est assez élevé.

L'outillage est constitué par :

- La bouterolle qui sert à former la tête du rivet.

- La contre- bouterolle qui maintient la tête existante durant l'opération de rivetage.

- Le tire - rivet qui a pour rôle de faire coller les tôles entre elles.

La tête est ébauchée au marteau et finie à la bouterolle.

IV-5.2.4 Rivetage étanche :

L'assemblage étanche des tôles concerne :

- L'étanchéité à l'air (cabine pressurisée).

- L'étanchéité à l'eau (coque d'hydravion).

- L'étanchéité au combustible (réservoirs structuraux ou non).

La réalisation d'un joint rivé étanche comprendra les opérations suivantes :

- Rivetage plus serré (minimum du pas : 2,5 d) répartition des rivets en quinconce sur une double ligne de rivetage.

- Forage du trou du rivet avec des tolérances plus serrées que pour rivetage ordinaire nécessitant un alésage après le perçage.

- Interposition, entre les éléments du joint, d'un produit plastique.

- Pose du rivet dont la tige a été préalablement enduite de ce même produit.

L'écrasement doit être soigneusement réalisé afin d'obtenir un bon serrage sans déformation des tôles.

On peut augmenter l'étanchéité du rivetage en étendant sur le joint une couche d'enduit, une fois le rivetage complètement terminé.

IV-5.2.5 Contrôle Du Rivetage :

Il se fait à l'œil nu ou à la loupe. Les principales défauts du rivetage sont schématisés ci – après :

- A- chanfrein non exécuté en bordure du trou
- B- bavures non enlevées (cas du poinçonnage)
- C- tête criquée (rivet trop dur ou marteau trop léger)
- D- rivet pincé entre les tôles
- E- trous déportés – tiges courbées – tiges tordues
- F-G- trous mal remplis
- H-I- tige trop courte et tige trop longue.
- J - tête en tulipe (marteau trop léger ou puissance insuffisante du cé – rivet trop dur).
- K- rivetage trop poussé.
- L- mauvaise frappe

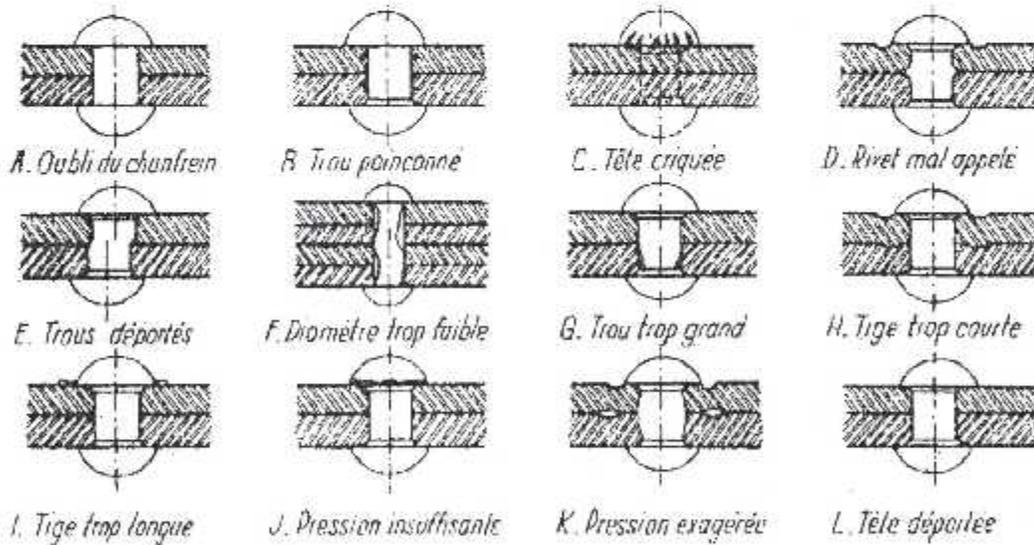


Fig IV 19 - Le Contrôle de rivetage

IV- 5.3 Le vissage et le boulonnage :

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

Les vis sont à tête hexagonale, ronde ou fraisée, celle-ci étant employée pour les assemblages nécessitant une surface exempte de toute protubérance. Le corps cylindrique doit être exécuté avec précision. Les vis à tolérances étroites, dites calibrées, sont mises en places par ajustement serré, ce qui nécessite un alésage du trou après perçage. Elles sont en acier mi-dur, dur ou inoxydable.

Les écrous sont libres ou prisonniers :

Les écrous libres, généralement hexagonaux, sont utilisés lorsque l'accessibilité permet leur serrage à l'aide de clés normalisées. Les écrous hexagonaux sont de différents types :

-écrous crénelés, freinés par des goupilles.

-écrous hauts et bas dont le freinage peut s'effectuer soit par l'interposition d'un frein en tôle, soit par une rondelle spéciale. La sécurité du freinage par contre-écrou est peu fréquente pour une raison de poids.

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

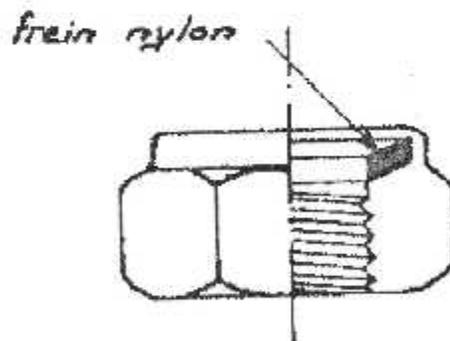


Fig IV . 20 - Les écrous libres

Les écrous prisonniers : reçoivent par vissage toutes les vis dont seules les têtes sont accessibles au moment de l'assemblage. Ils sont généralement du type auto-freineur.

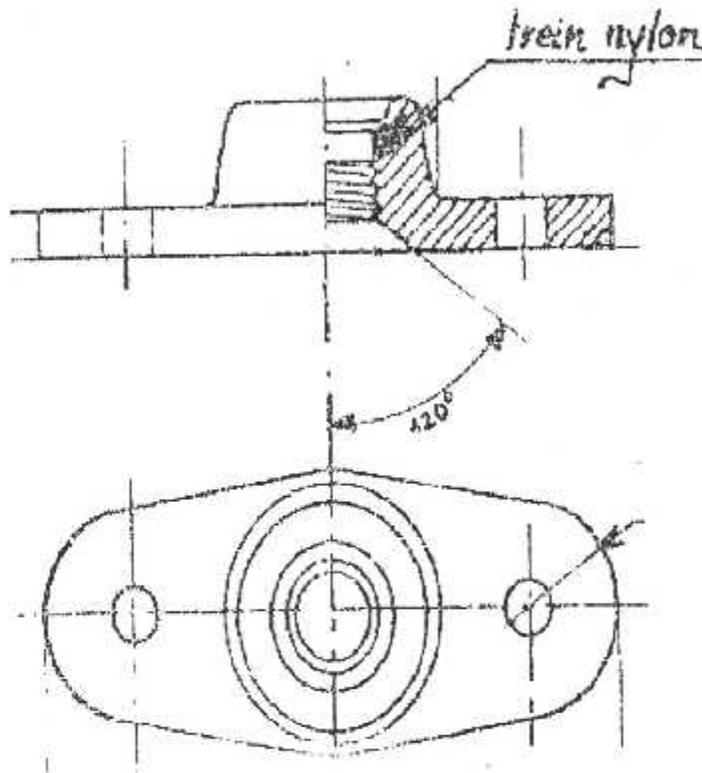


Fig IV. 21 Les écrous prisonniers

Pour les assemblages importants réalisés par boulons (attaches de voilure sur fuselage, attaches d'empennage sur fuselage, etc...) 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 un moyen de contrôle.

CHAPITRE V



REALISATION

VI-1 Construction :

Pour des raisons de moyens matériels limités, on se propose de construire un tronçon d'aile de dimensions : 600mm x 400mm dont le profil est NACA 23012.

Voir le dessin N° 1

Un gabarit en bois représentant le profil a été confectionné.

Voir le dessin N°2

VI-2 Machines utilisées :

Dans l'atelier structure, les machines nécessaires pour la réalisation du tronçon sont :

- Cintreuse ;
- Cisaille ;
- Perceuse pneumatique ;
- Machine à soyage.

Ainsi les outillages (la lime, la cisaille droite et gauche, le réglet, l'étau et la râpe ect...), pour la mise en forme et les outillages pour l'assemblage (le marteau, le pistolet, le tas et mallet ect...).

VI-3 Matériaux utilisés :

Les matériaux fournis sont l'aluminium de type : alliage Duralumin FR- symbole A-U4G1(2024).

Sa composition est la suivante :

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

VI-4 Transformation des matériaux :

VI-4.1 Les longerons :

VI-4.1.1 Longerons avant :

- Tôle : 600mm x 41mm .
- Pliage de la tôle pour obtenir des tôles en forme de U.
- Rivetage des deux tôles avec des rivets de $\Phi=3,2\text{mm}$ et l'épaisseur de la tôle $e=1\text{mm}$.

voir le dessin N° 3.

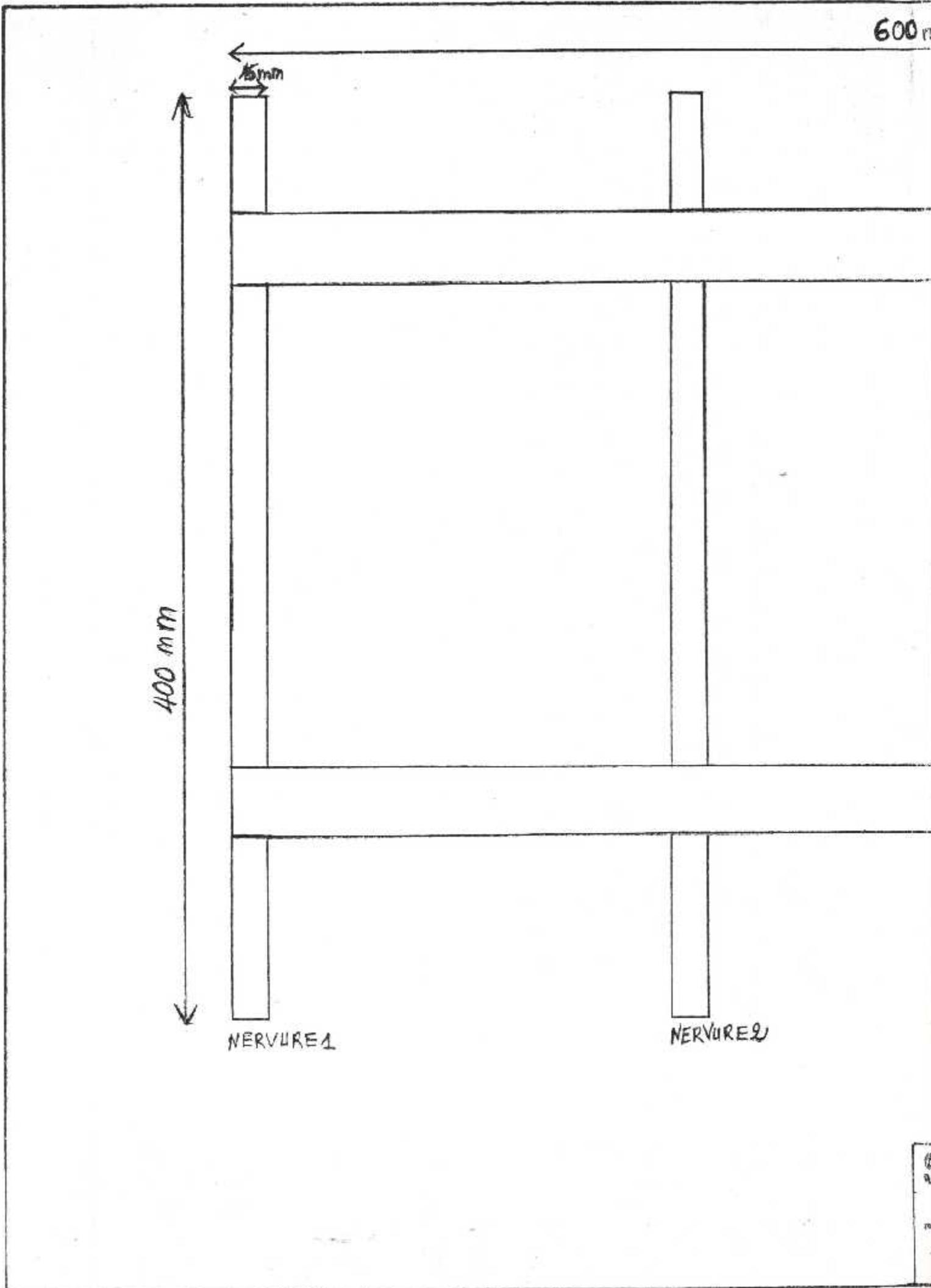
600 mm

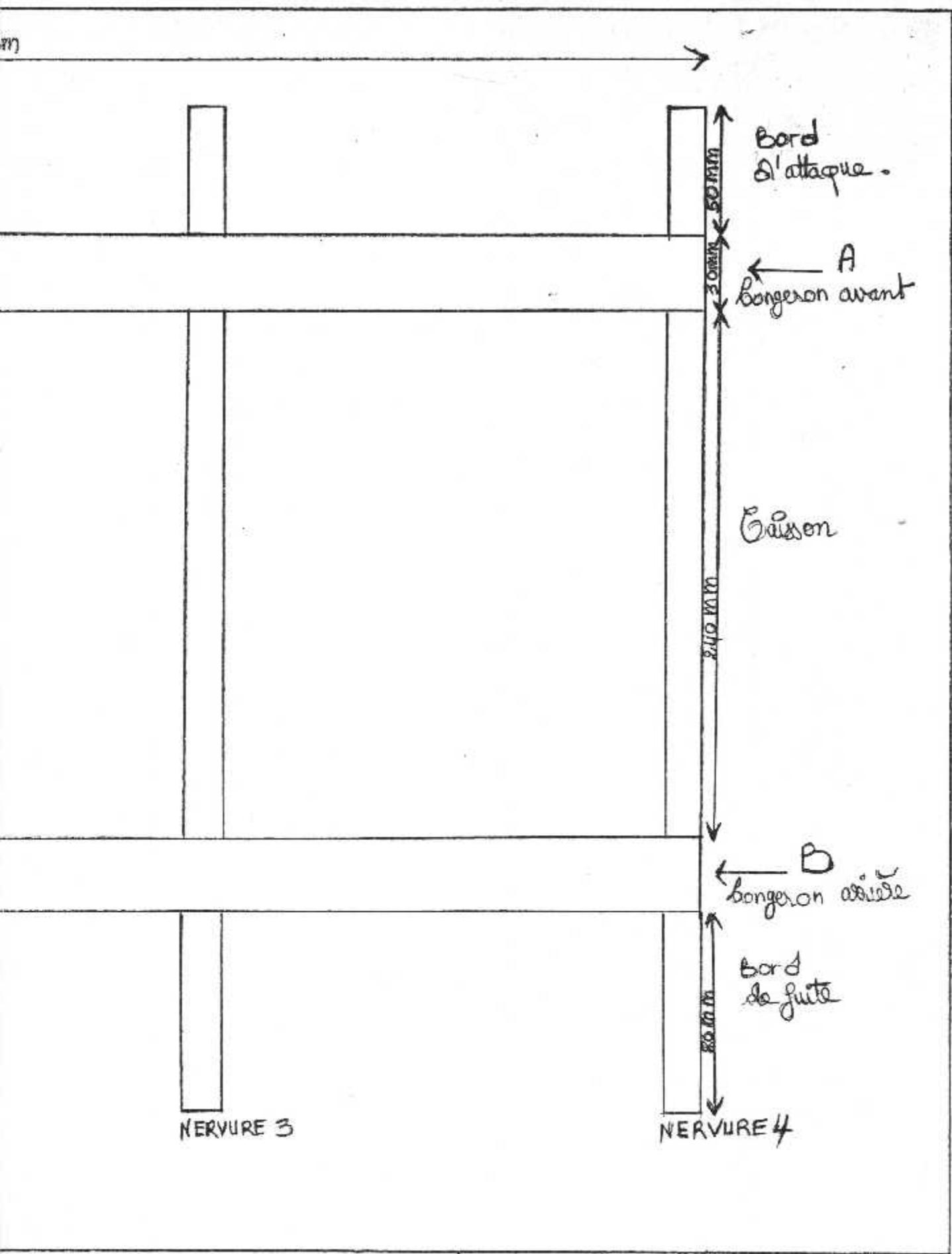
15 mm

400 mm

NERVURE 1

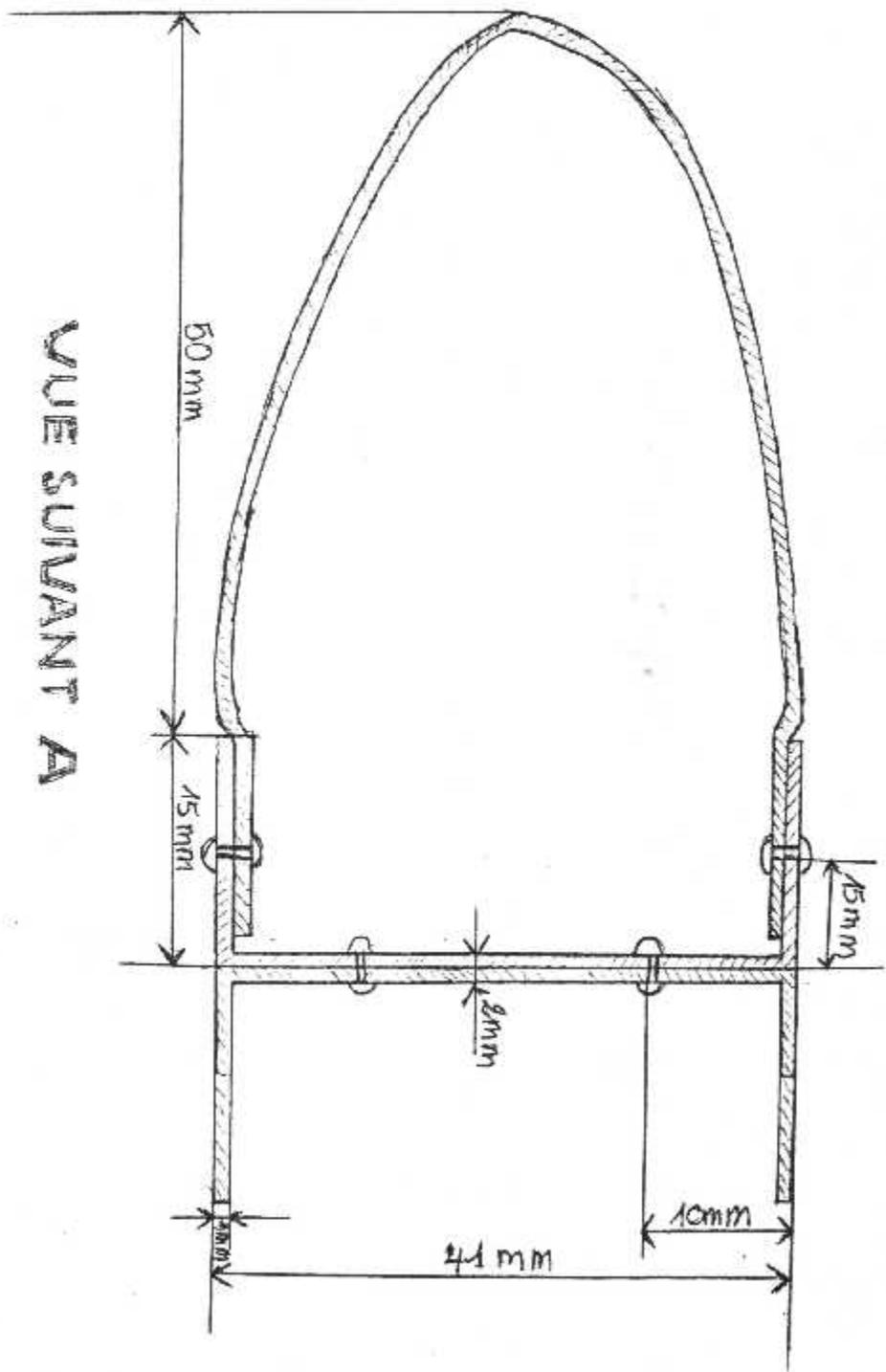
NERVURE 2



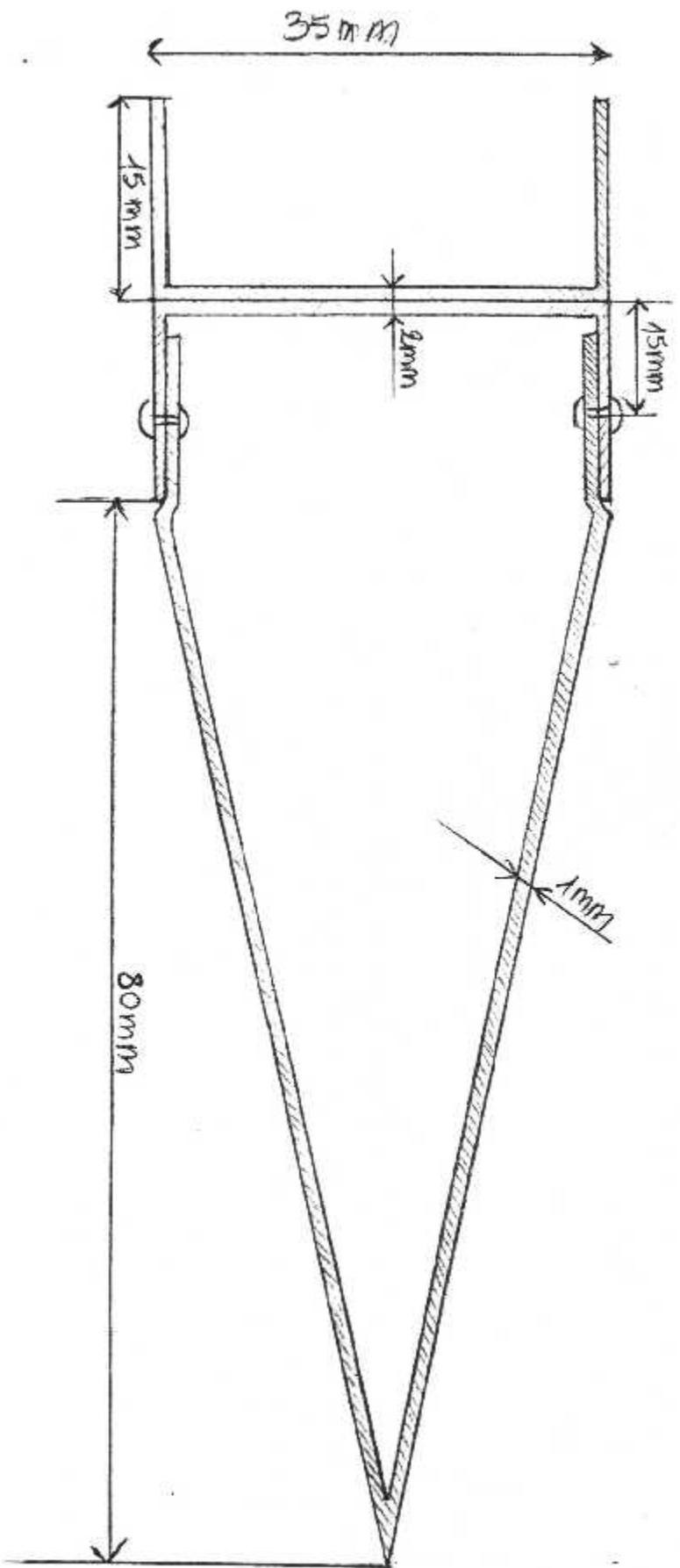


STRUCTURE DU
TRONÇON D'AILE

ECH1/2	AERONAUTIQUE
01.09.2002	STRUCTURE
REZALA AICHA	N°4



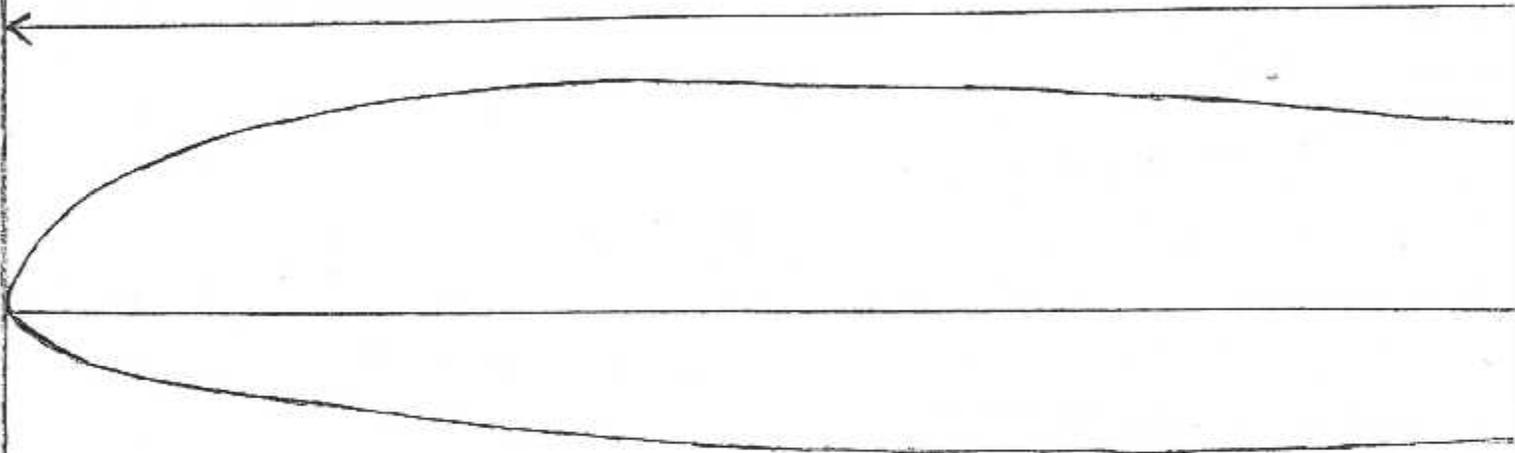
VUE SUVANT A



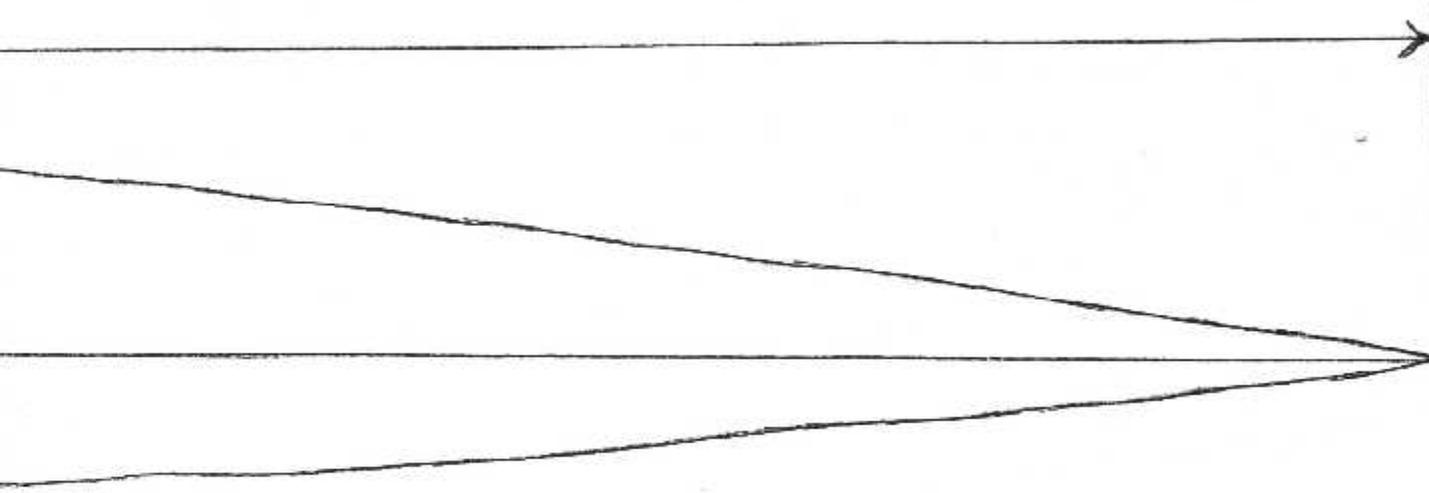
VUE SUIVANT B

BORD D'ATTAQUE	ECH 2/1	AERONAUTIQUE
ET	01.09.2002	STRUCTURE
BORD DE FUTE	REZALA AICHA	N°3

400mm



DIST. da BA em % de L	Extrados em % de L	Introducos em % de L
0	0	0
1.25	2.67	-1.23
2.5	3.61	-1.71
5	4.91	-2.26
7.5	5.80	-2.61
10	6.43	-2.92
15	7.19	-3.50
20	7.50	-3.97
25	7.60	-4.28
30	7.55	-4.46
40	7.14	-4.48
50	6.41	-4.17
60	5.47	-3.67
70	4.36	-3.00
80	3.08	-2.16
90	1.68	-1.23
95	0.92	-0.70
100	0	0



LE PROFIL : NACA 23012	ECH1/1	AERONAUTIQUE
	01.09.2002	STRUCTURE
	REZALA AICHA	N°2

VI-4.1.2 Longeron arrière :

- Tôle : 600mm x35mm.
- Pliage de la tôle pour obtenir des tôles en forme de U.
- Rivetage des deux tôles avec des rivets de $\Phi=3,2\text{mm}$ et l'épaisseur de la tôle $e=1\text{mm}$.

Voir le dessin N° 3.

VI-4.2 Nervure :

VI-4.2.1 Nervures 2 et 3 :

- Découpage de la tôle :
- La partie supérieure (pour l'extrados) on fait un pliage ensuite avec la cintreuse on donne la forme voulue .
- La partie inférieure (pour l'intrados) on fait un pliage pour obtenir une forme en L.
- Fixation des deux parties par des profilés avec rivets de $\Phi=3,2\text{mm}$.

voir le dessin N° 4.

VI-4.2.2 Nervures 1 et 4 :

- Découpage de la tôle .
- Pliage de la tôle pour obtenir la forme suivant le profil NACA 23012.

Voir le dessin N° 4.

VI-4.2.3 Nervure du bord d'attaque :

- Tôle :50mm x 41mm.
- Pliage de la tôle pour obtenir la forme suivant le profil NACA 23012.

VI-4.2.4 Nervure du bord de fuite :

- Tôle :35mm x 80mm.
- Pliage de la tôle .

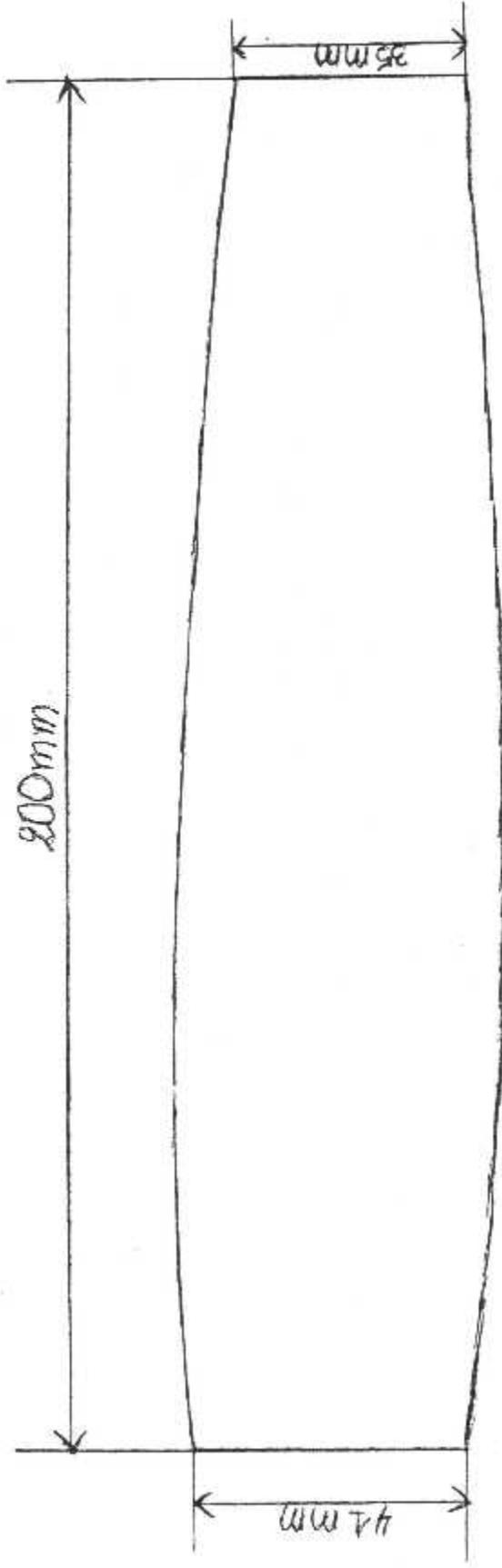
VI-5 Assemblages :

VI-5.1 Longeron –Nervure (avant et arrière) :

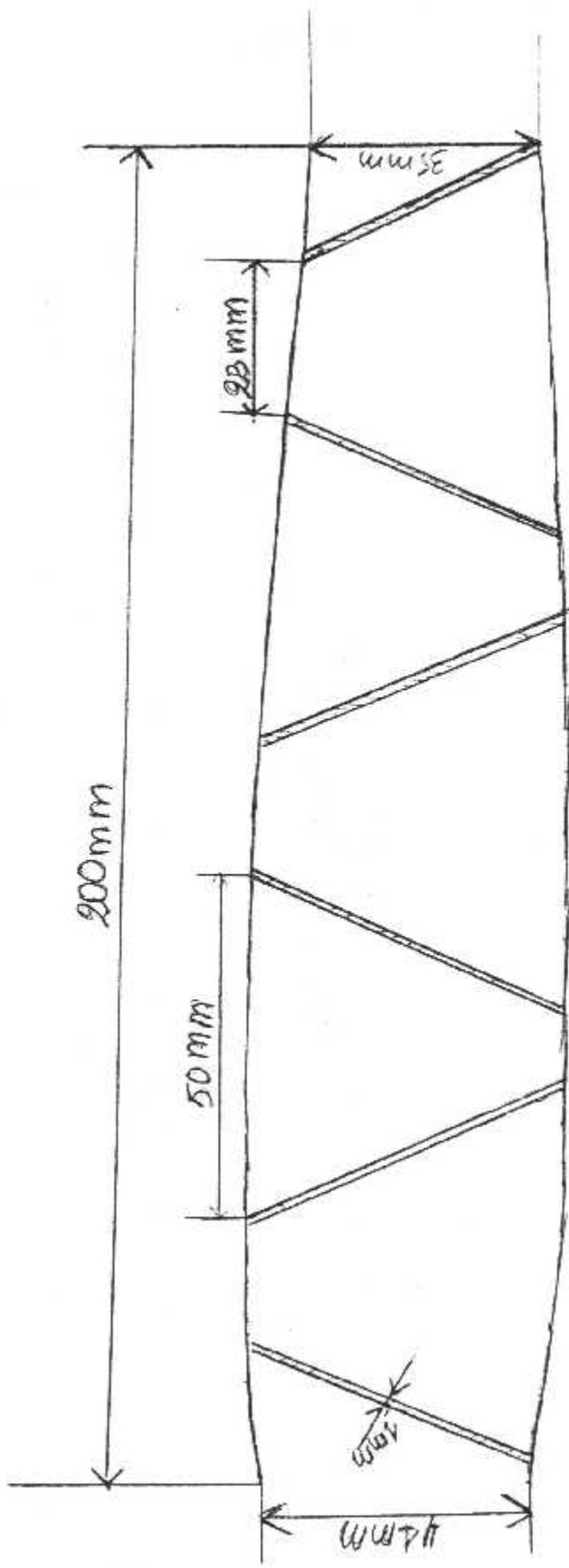
- Fixation par des rivets de $\Phi=3,2\text{mm}$ espacés par des distances de 200mm.

VI-5.2 Revêtement :

Le revêtement est fixé par des rivets de $\Phi=3,2\text{mm}$, en laissant une ouverture à l'extrados servant de porte de visite.



NERVURES 1 et 4



NERVURES 2 et 3

<h1>LES NERVUR</h1> <h2>-ES</h2>		ECH 1/1	AERONAUTIQUE
		01.09.2002	STRUCTURE
		REZALA AICHA	N° 4



CONCLUSION

L'étude de ce projet m'a permis de déterminer, de savoir les différentes phases et de me familiariser avec les techniques de fabrication utilisées dans le domaine d'une conception structurale d'une aile d'un avion malgré la complexité de la construction aéronautique.

Bien que les ouvrages, la documentation et les moyens aient été limités, j'ai pu réaliser ce travail avec sérieux et passion pour le choix de mon cycle dont j'ai toujours rêvé d'être un cadre compétent dans notre pays qui doit se développer.

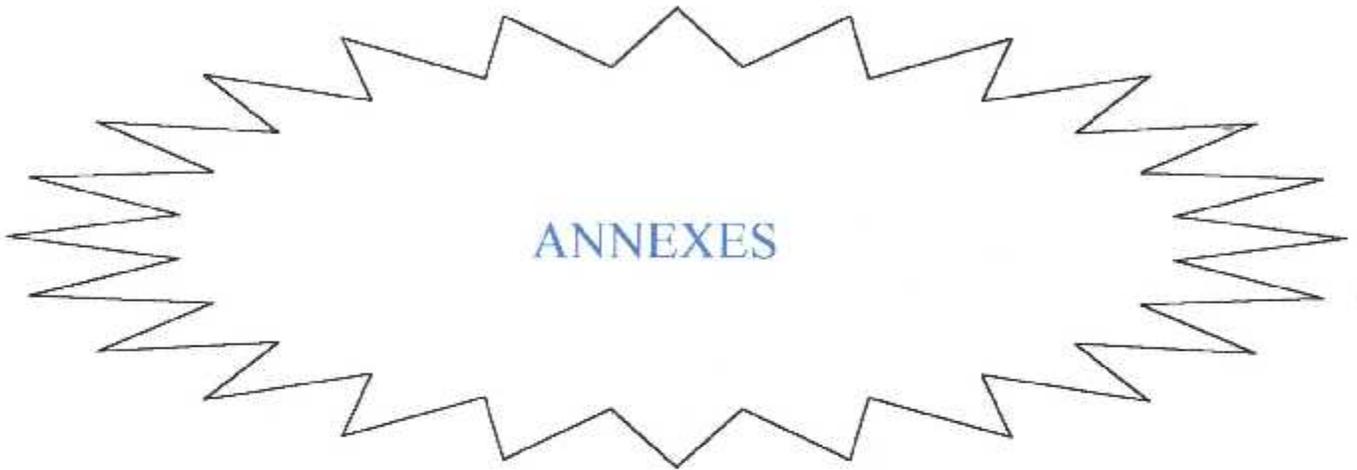
Ce travail a été effectué à l'institut d'aéronautique de Blida où j'ai pu établir un dessin de l'aile en donnant ses caractéristiques générales.

Ensuite, une étude a fait l'objet d'une estimation optimiste en résistance des matériaux. Ce qui m'a permis de connaître la Technologie de la construction aéronautique.

Grâce au stage pratique à la direction technique d'Air Algérie, dans l'atelier structure aéro qui m'a été d'un soutien absolu pour approfondir et améliorer mon étude et mon savoir-faire.

Enfin, j'espère que mon mémoire servira comme base et sera bénéfique pour d'autres étudiants qui voudraient continuer dans ce domaine vaste, l'étude des parties restantes (vibrations, élasticité, mécanique du vol, aérodynamique, etc...) qui interviennent dans la construction d'une aile.

C'est ainsi que mon plus grand désir et qu'à l'avenir, je pourrai réaliser une aile complète et propre algérienne dans le cadre d'un projet de construction d'un avion.

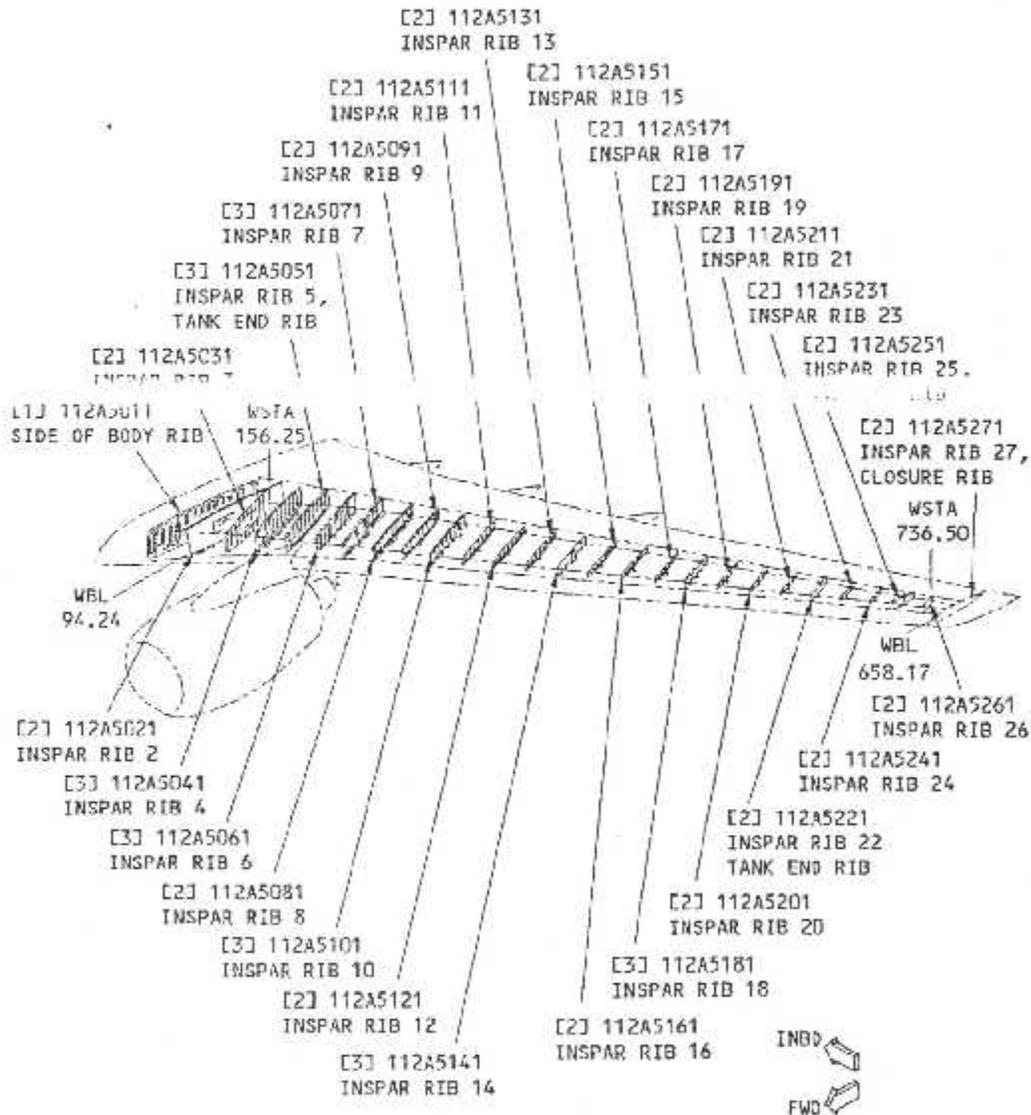


ANNEXES

ANNEXE II



La Structure de l'Aile



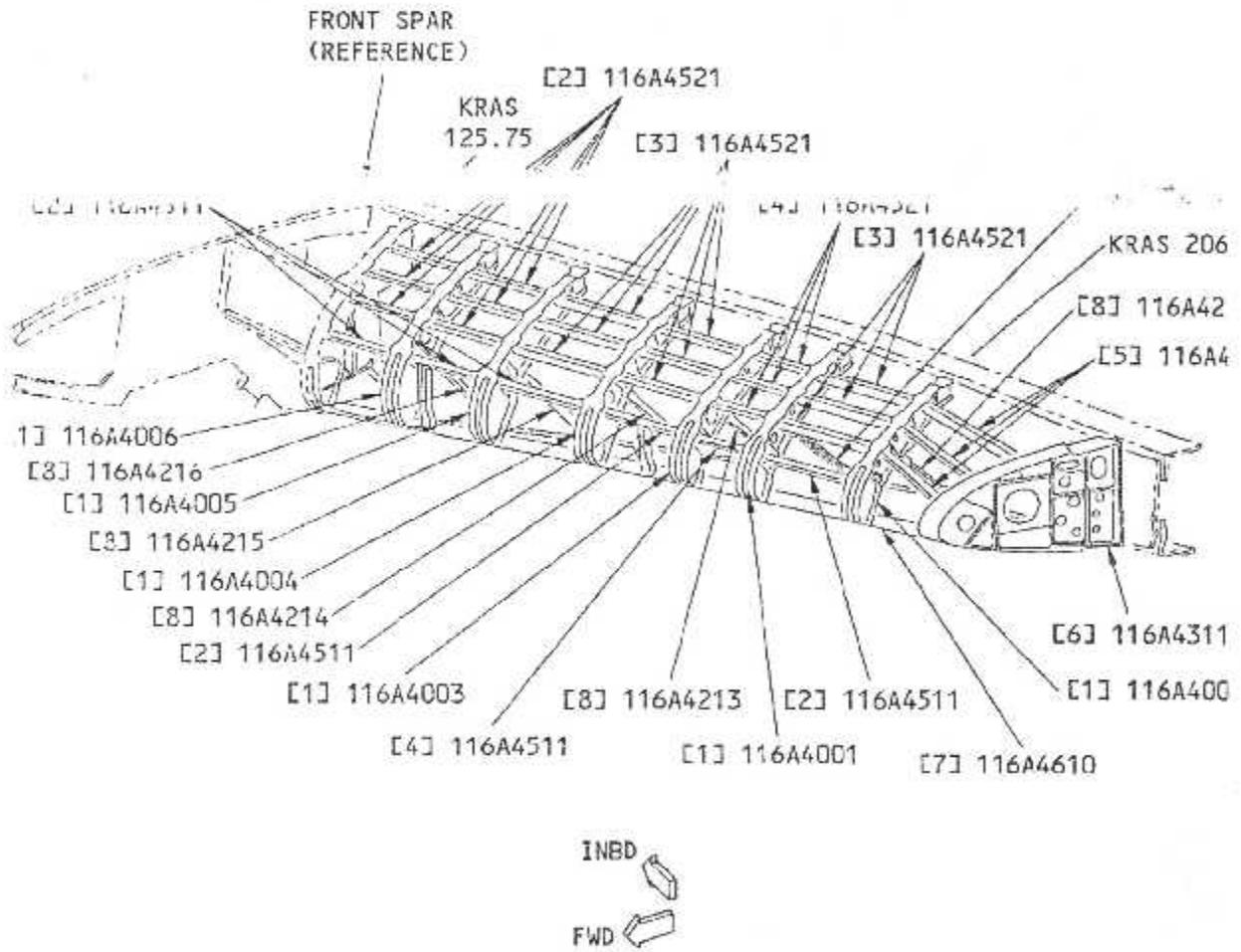
NOTE: REFER TO TABLE 2 FOR THE LIST OF MATERIALS.

LEFT SIDE IS SHOWN, RIGHT SIDE IS OPPOSITE

Fig : Outer Wing Rib Identification



La Structure de l'Aile



LEFT SIDE IS SHOWN, RIGHT SIDE IS OPPOSITE

Fig : Wing Inboard Fixed Leading Edge Structure

ANNEXE III

FOKKER F-27

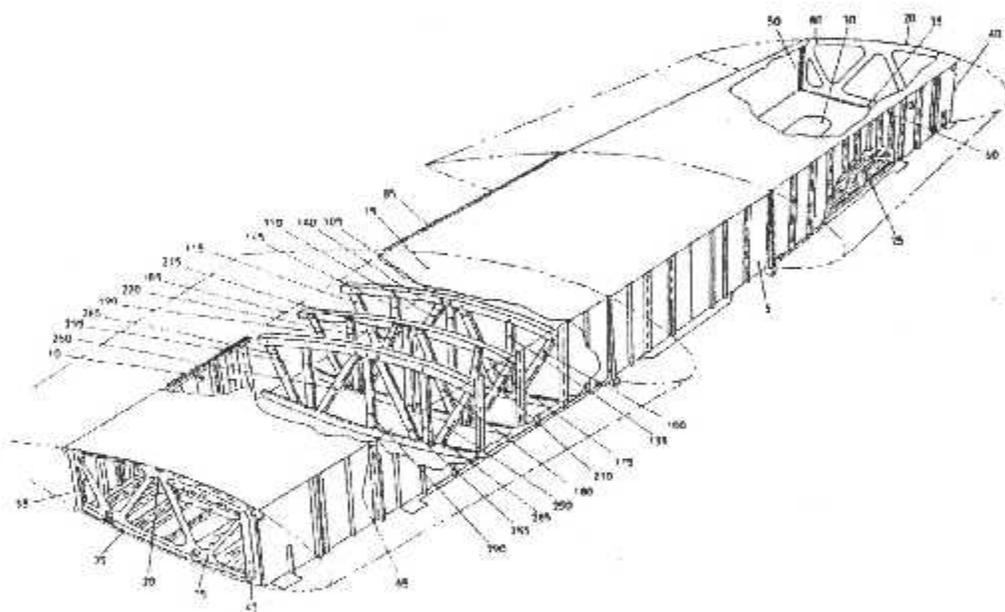


Fig : Center Wing Main Frame Installation

FOKKER F-27

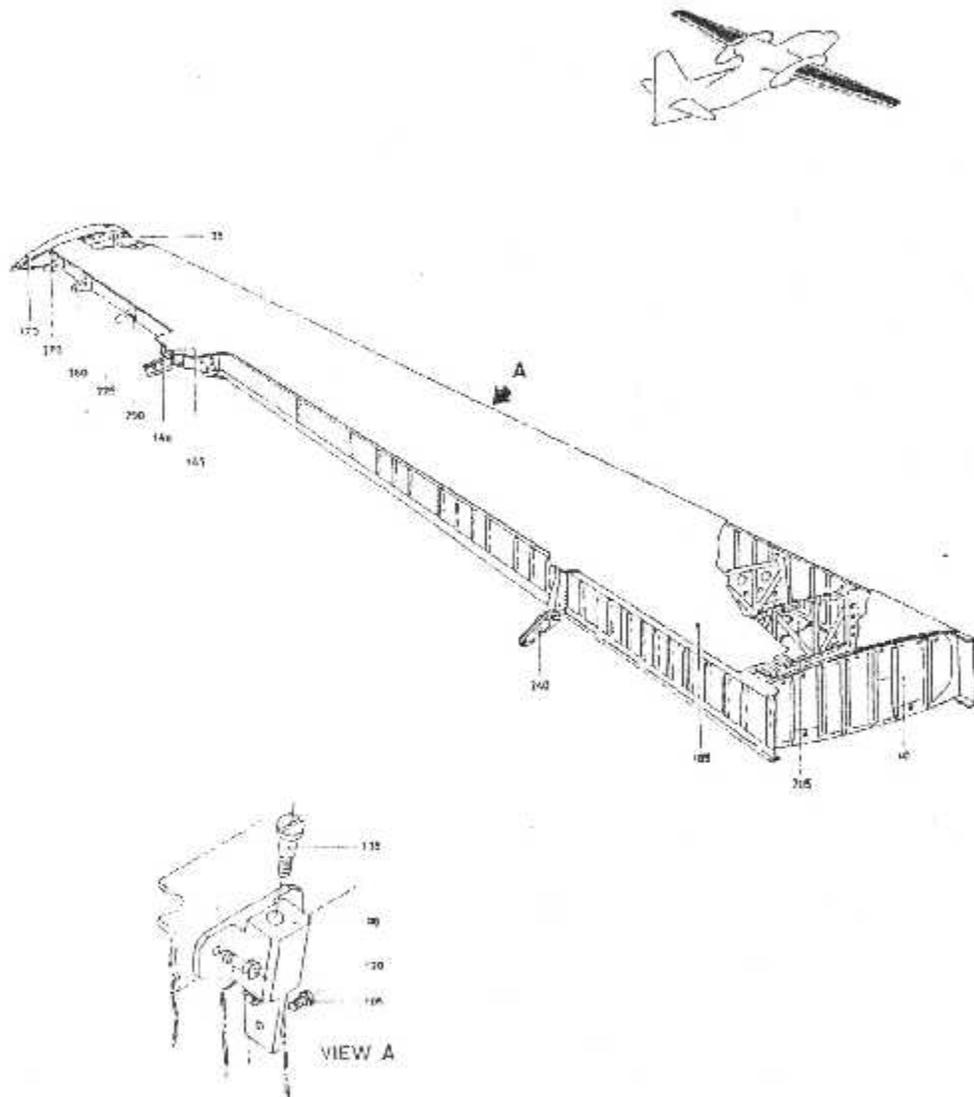


Fig : Outer Wing Main Frame Installation

ANNEXE IV

A310

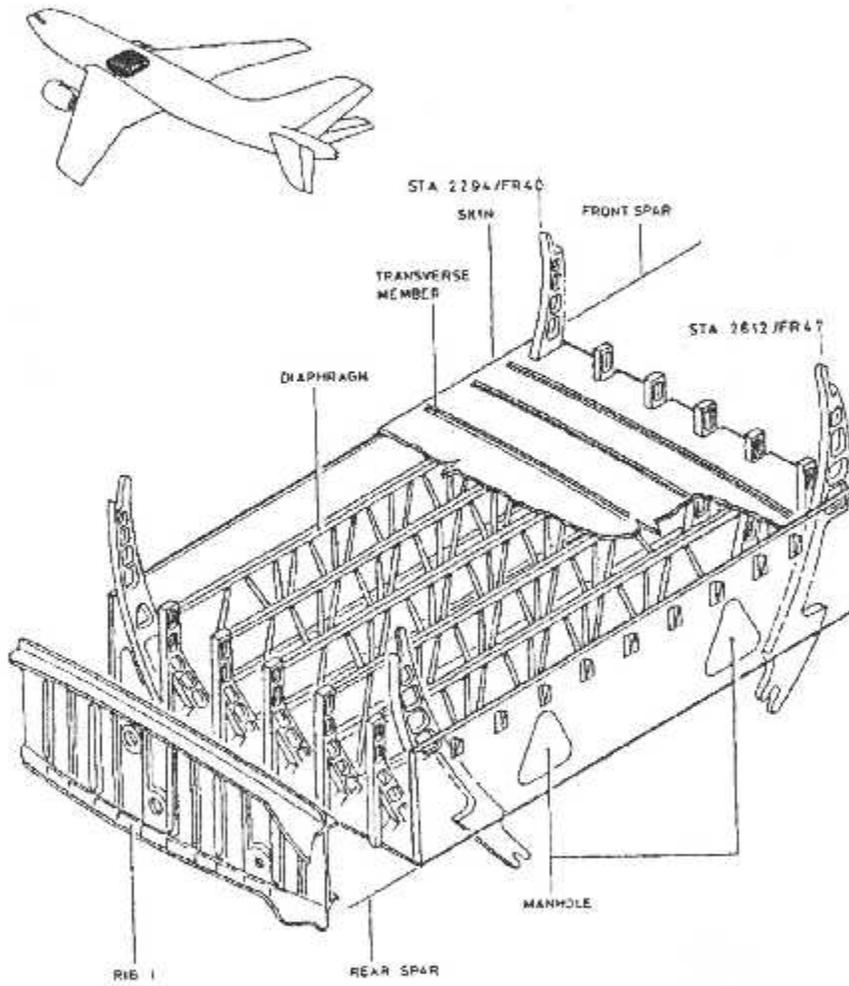


Fig : Center Wing Box Structure

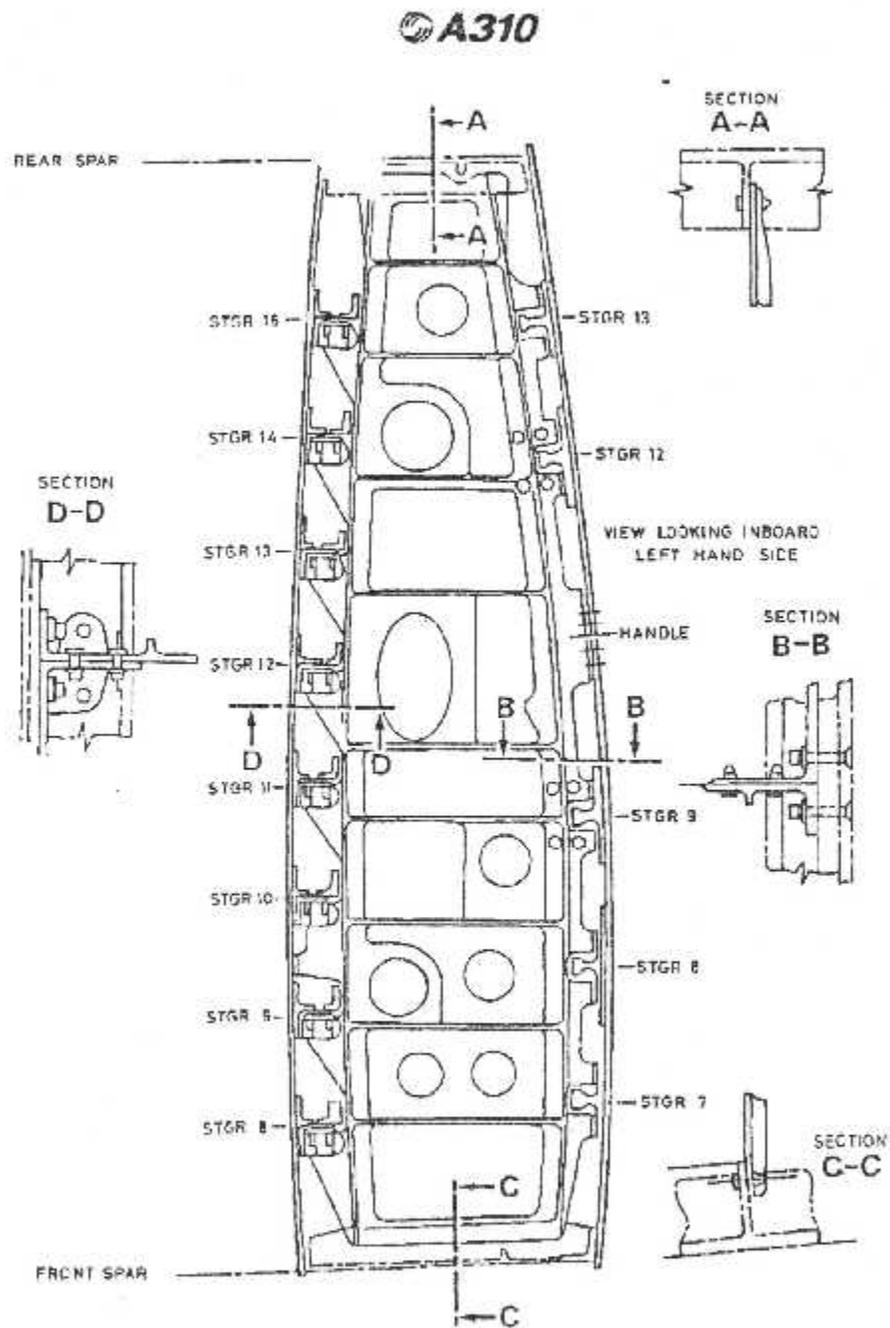


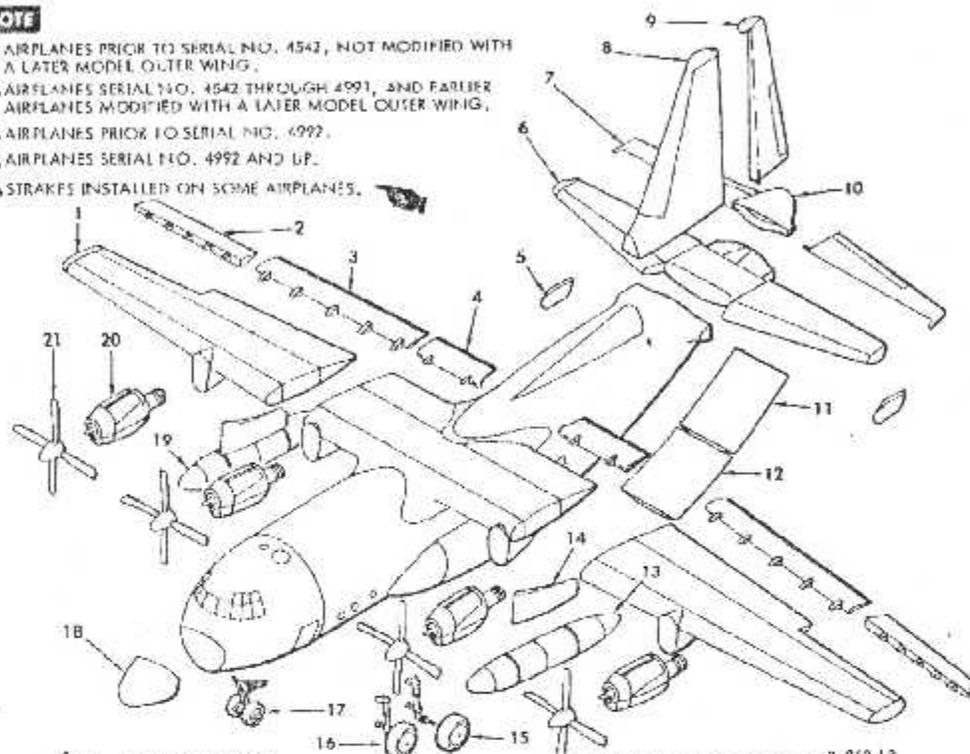
Fig : Typical Rib

ANNEXE V

HERCULES LOCKHEED-GEORGIA COMPANY
A DIVISION OF LOCKHEED CORPORATION

NOTE

- 1 AIRPLANES PRIOR TO SERIAL NO. 4542, NOT MODIFIED WITH A LATER MODEL OUTER WING.
- 2 AIRPLANES SERIAL NO. 4542 THROUGH 4991, AND EARLIER AIRPLANES MODIFIED WITH A LATER MODEL OUTER WING.
- 3 AIRPLANES PRIOR TO SERIAL NO. 4992.
- 4 AIRPLANES SERIAL NO. 4992 AND UP.
- 5 STRAKES INSTALLED ON SOME AIRPLANES.



1	OUTER WING (DRY)	3,962 LB
2	OUTER WING (DRY)	4,257 LB
3	OUTER WING (DRY)	4,620 LB
4	2. ALERON	204 LB
	3. OUTER WING FLAP AND CARRIAGE	308 LB
	4. CENTER SECTION FLAP AND CARRIAGE	153 LB
5	5. AFT BODY VENTRAL STRAKE	37 LB
6	6. HORIZONTAL STABILIZER ASSEMBLY	2,261 LB
7	7. ELEVATOR (RIBBOARD COUNTERWEIGHT REMOVED)	295 LB
8	8. VERTICAL STABILIZER	869 LB
9	9. VERTICAL STABILIZER	913 LB
10	10. RUDDER (NOT INCLUDING BALANCE WEIGHT)	190 LB
11	11. TAIL CONE	48 LB
12	12. AFT CARGO DOOR	734 LB
13	13. CARGO RAMP	1,152 LB
14	14. WING PYLON TANK (DRY AND LESS PYLON ATTACHMENT BOLTS)(LOCKHEED TANK)	629 LB
15	15. WING PYLON TANK (DRY AND LESS PYLON ATTACHMENT BOLTS)(LEAR-SIEGLER TANK)	575 LB
16	16. WING PYLON SUPPORT (LESS WING ATTACHMENT BOLTS)	135 LB
17	17. MAIN GEAR WHEEL (COMPLETE WITH TIRE AND TUBE)	507 LB
18	18. MAIN LANDING GEAR (ONE GEAR COMPLETE WITH WHEEL, TIRE AND BRAKE)	899 LB
19	19. NOSE LANDING GEAR	662 LB
20	20. RADOME	218 LB
21	21. WING PYLON TANK INSTALLATION (LOCKHEED TANK)	791 LB
	22. WING PYLON TANK INSTALLATION (LEAR-SIEGLER TANK)	727 LB
	23. POWER PACKAGE (DRY ENGINE)	2,094 LB
	24. PROPELLER (WITH SPRINGER)	1,066 LB

5-2701-111-B-00-01

Fig : Major Component Weights

HERCULES LOCKHEED-GEORGIA COMPANY
 A DIVISION OF LOCKHEED AIRCRAFT CORPORATION

La Structure de l'Aile

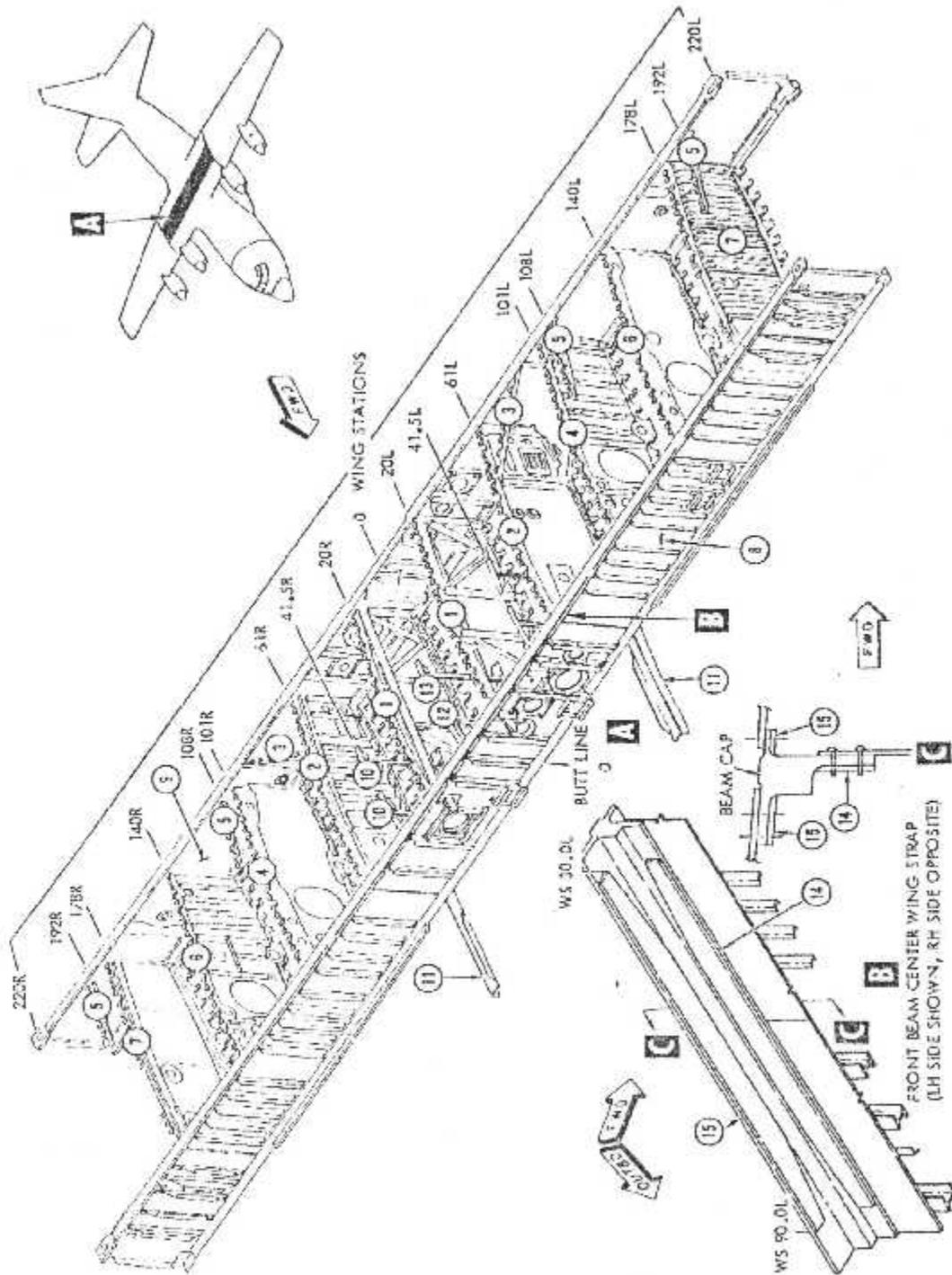
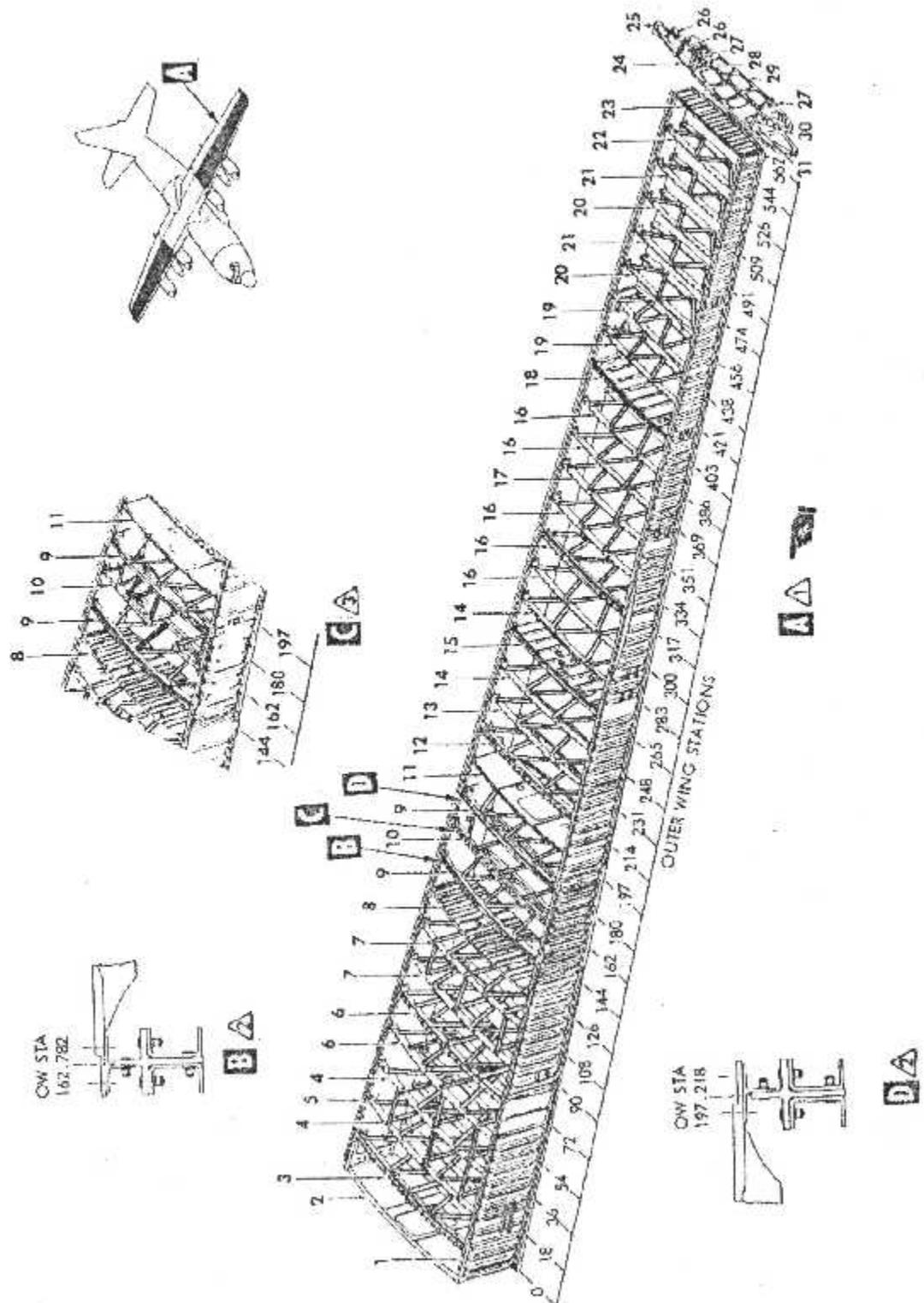


Fig : Center Wing Box Beam Structure (Sheet 1 of 3)

HERCULES | LOCKHEED-GEORGIA COMPANY
A DIVISION OF LOCKHEED AIRCRAFT CORPORATION

La Structure de l'Aile



ANNEXE VI

BOEING
737-600
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

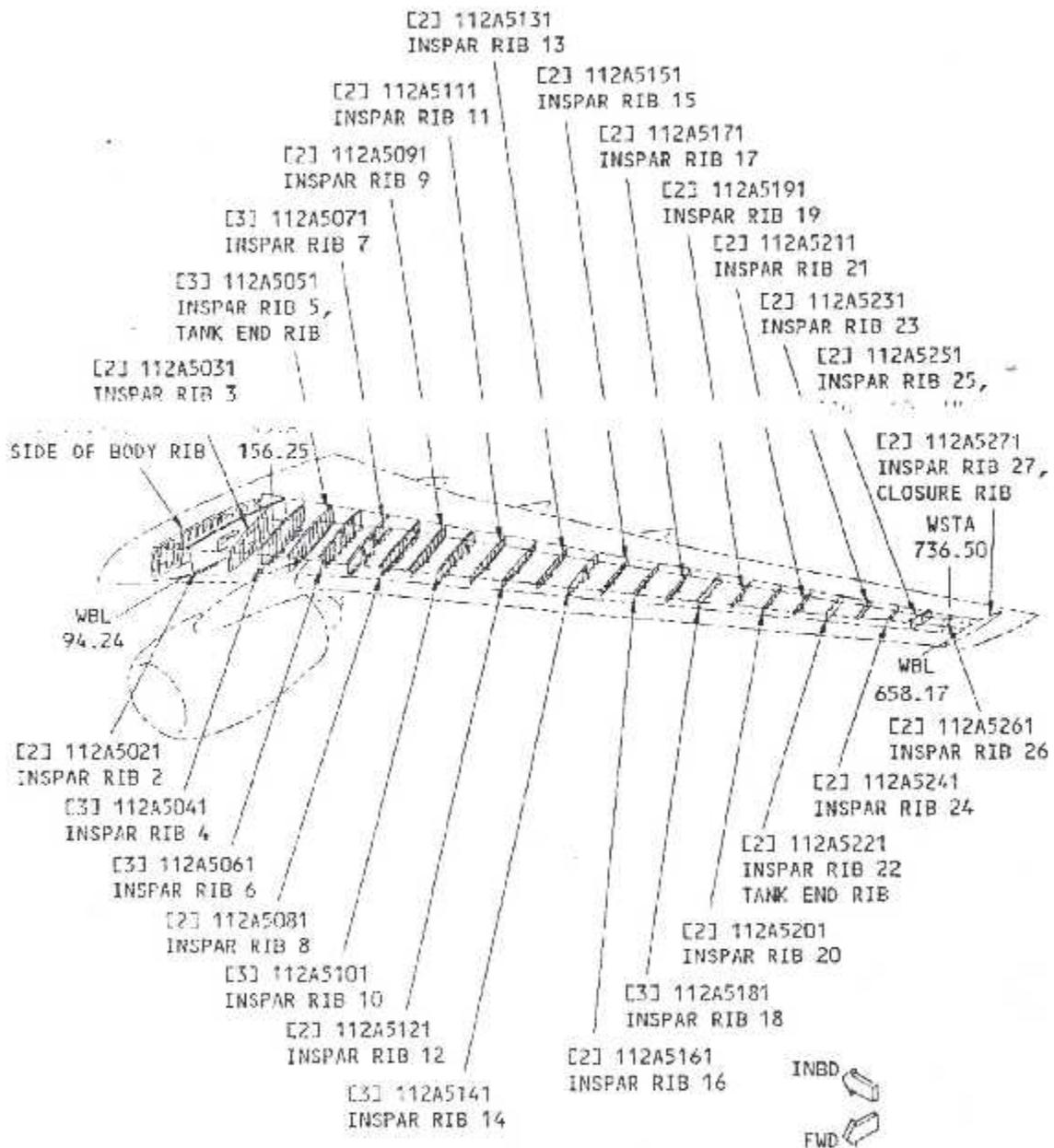
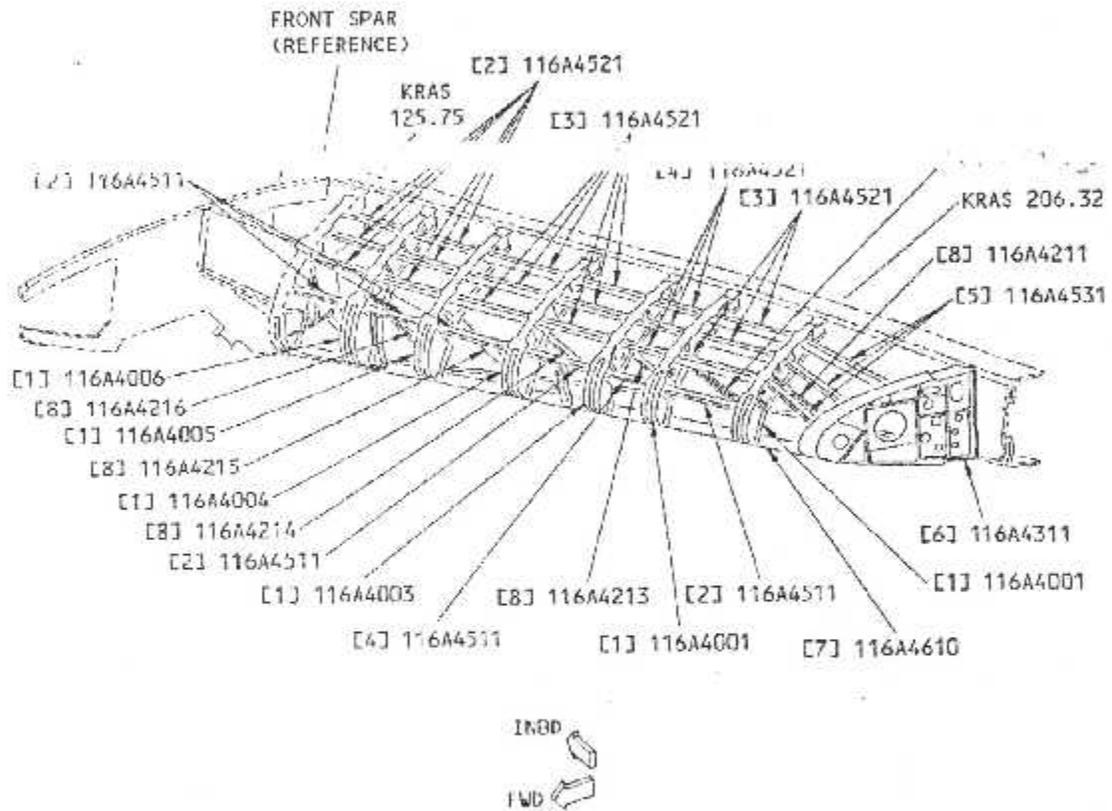


Fig : Outer Wing Rib Identification

BOEING
737-600
La Structure de l'Aile



LEFT SIDE IS SHOWN, RIGHT SIDE IS OPPOSITE

Fig : Wing Inboard Fixed Leading Edge Structure

ANNEXE VII

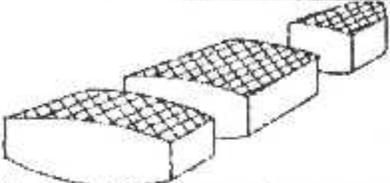
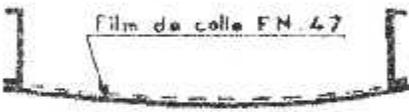
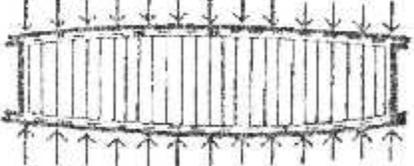
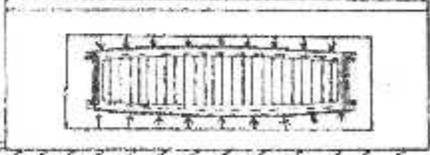
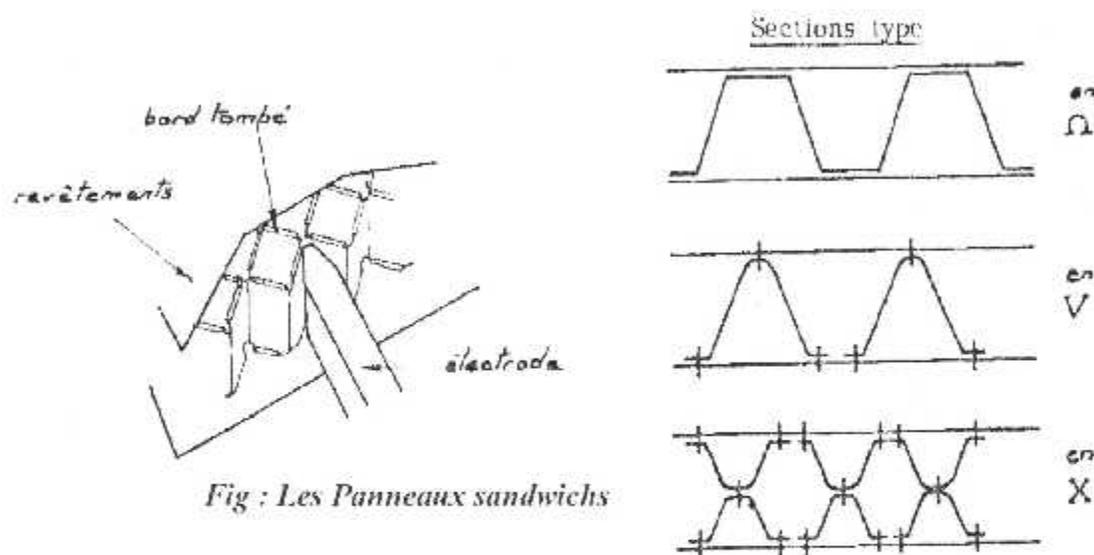
N° des Opérations	Croquis	Observations
1		Sciage et préparation des éléments de nids d'abeilles
2		Mise en place du revêtement inférieur et des longerons
3		Mise en place du film de colle F.M. 47
4		Mise en place des éléments de nids d'abeilles
5		Mise en place du 2 ^{ème} film de colle FM 47 et du revêtement supérieur
6		Mise en pression
7		Etuvaage Polymérisation 170°C pendant 1h 1/2 140°C pendant 10h
8	 Ventouse et ultra sons	Contrôle vérification

Fig : Les Différentes Opérations de Nids d'Abeilles

- La bande élémentaires est munie sur la tranche de petits bords tombés permettant le soudage par points, ou continu sur la tôle de revêtement



On réalise des panneaux sandwichs en Ω , en V, en X ; ces panneaux ainsi que les nids d'abeilles en acier inoxydable sont utilisés sur les avions supersoniques volant à Mach 2 et au-delà.

BIBLIOGRAPHIE

[1] - G.Cassou " Technologie générale " . Ed. 1972.

[2] - André Moldant et Gilbert Salomon. " Notions élémentaires d'aéronautique"

[3] - Jean - claude Ripoll. "Aérodynamique mécanique du vol ", Ed. 1994.

[4] - Jean Mermoz . " Technologie Cellule",