

République Algérienne Démocratique Et Populaire

Ministère De L'enseignement Supérieur Et De La Recherche Scientifique

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE
Pour Obtention De Diplôme D.E.U.A en Aéronautique
Option :Structure

THEME

**REALISATION DU FUSELAGE D'UN
AVION CARGO**



Proposé par:

Mr: BENHAMISSI ABDERRAHMENE

Mr : SETTAUF MOHAMED

Présenté par :

ABDERRAHIM LEILA

ZAKKOUMI ZINAB

PROMOTION 2003-2004



dédicaces

Sans le soutien moral et matériel de toutes les personnes
aux quelles je dédie ce modeste travail :

A la mémoire de mon grand père ,et ma grand mère .

A mon père qui m'a permis d'étudier et m'a comble
d'affection et d'ambles sacrifices

A ma très chère mère

A toutes mes sœurs : nawal,amina,hafida .

A tout mes frères : toufik ,nabil,adel,mohamed.

A toutes mes amies :lamia ,wahiba,dalila ,saida

Et toutes la promotion 03- 04

Leila.A.



dedicaces

Je dédie ce modeste travail à :

mon père

ma très chère mère,

mes frères,

toute la famille,

tous mes amis.(ies)

et toute la promotion 03 /04

Zineb.z.



Remerciements

A l'issue de ce présent mémoire, nous tenons à exprimer notre vive reconnaissance envers nos promoteurs qui nous ont permis d'utiliser leurs documents et qui 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 nous ont aidé à travers le chemin du savoir, de la découverte et prodigué leurs enseignements, leurs encouragements et leurs sacrifices, à savoir tous nos professeurs sans exception, l'encadrement administratif et pédagogique de l'Institut aéronautique et à la tête Monsieur le Directeur BERGHEUL SAID.

Grâce à eux nous avons appris à avoir de la volonté, du courage, et de la patience pour devenir des cadres qualifiés en construction aéronautique. Nos remerciements s'adressent également à toutes les personnes qui nous ont soutenu de près ou de loin pendant notre stage pratique au sein d'Air Algérie, sans oublier Monsieur TSABIT ALI, RAHNI, BOUMAIL, AMAR GHERBI, qui n'ont épargné aucun effort pour nous aider et nous orienter, ainsi à toute l'équipe de l'atelier Structure.

A Monsieur le Président et les membres du jury qui ont accepté d'honorer par leur présence notre projet d'étude.



Résume :

A partir d'un avion cargo aux caractéristiques données, on se propose à l'étude technologique structurale suivi d'un exemple de réalisation pratique.

Summary :

From an air freighter with the characteristics given, on proposes being studied structural technological followed of a practical example of realization.

المخلص:

من خلال الخصائص المعطاة لطائرة شحن قمنا بدراسة تكنولوجية هيكلها و أنهينا مذكرتنا بصنع مقطع لهيكلها.

SOMMAIRE :

Nomenclature.....	1
Préface.	1
Introduction.....	4
I-présentation de l'avion :	
I-1 Aperçu de l'avion.....	5
I-2 les constituants de l'avion	5
I-3 description générale	5
I-4 description structural.....	6
I-4-1 le fuselage.....	6
I-4-2 la voilure.....	8
I-4-3 l'empennage.....	8
I-4-4 dispositifs hypersustentateurs	8
I-4-4-1 dispositifs de bord d'attaque.....	8
I-4-4-2 dispositifs de bord de fuite.....	8
I-4-4-3 Les groupes propulsion	9
II- études des efforts appliqués sur le fuselage :	
II-1 Généralité	13
II-2 les sollicitation simples.....	13
II-2-1 la traction.....	13
II-2-1-1 Définition	13
II-2-1-2 Condition de résistance à la traction	14
II-2-1-2 expression de l'allongement correspondant a une déformation élastique	14
II-2-1-3 expression de l'allongement correspondant à une déformation élastique	14
II-2-2 compression simple.....	14
II-2-2-1 définition.....	14
II-2-2-2 condition de résistance d'une pièce courte à la compression.....	15
II-2-2-3 expression du raccourcissement correspondant à une déformation élastique	15
II-2-3 le flambage.....	16
II-2-3-définition	16
II-2-3-1 calcule des pièces exposées au flambage	16
II-2-3-3 formule d'Euler	17
II-2-4 le cisaillement.....	18
II-2-4-1 généralités.....	18
II-2-4-2 définition	18
II-2-4-3 formules relative au cisaillement	19
II-2-5 la torsion	20
II-2-5-1 définition	20
II-2-6-1 la flexion	20
II-2-7 la fatigue.....	21
II-2-7-1 définition	21
II-2-7-2 limite	21

II-2-7-3 importance de la rupture par fatigue en construction aéronautique.....	22
II-3-efforts sur le fuselage	22
II-3-1-flexion verticale	23
II-3- 2-flexion horizontale.....	24
II-3-3 torsion.....	24
II-4 effort du a la pressurisations.....	25
II-5 effort localises.....	26
III- technologique de construction :	
III-1 description technologique du fuselage	27
III-2- Fuselage semi-monocoque.....	27
III-2-1 les couples	27
III-2-2- les lisses.....	28
III-2-3-revetement	28
III-2-4-les ouvertures	28
III-3 insonorisation	32
III-3-1 les sources de bruit	32
III-3-2- isolation d'une cabine et absorption des bruits.....	32
III-4- assemblage voilure	33
III-5- assemblage des empennages	33
III-6- matériaux utilisés.....	38
III-6-1- généralités.....	38
III-6-2 les alliages légers	38
III-6-2-1 l'aluminium.....	38
III-6-2-2 propriété de l'aluminium	38
III-6-3- les alliages d'aluminium.....	39
III-6-3-2 alliages d'aluminium - Magnesium (Al-mg).....	39
III-6-3-2-alliages d'aluminium silicium (al-si)	40
III-6-3-3 -alliages duralumin (alliages cuivre).....	40
III-6-4 matériaux composites.....	41
III-7- différents procédés de transformation	41
III-7-1- le cisailage.....	41
III-7-2- le cintrage	42
III-7-2-1- le cintrage des profilés	42
III-7-3 le pliage.....	42
III-7-4- le profilage.....	43
III-7-5 le perçage.....	43
III-7-5-1 – principe.....	43
III-7-5-2 outils.....	44
III-7-3- le perçage manuel.....	44
III-8- les différents procédés d'assemblage	44
III-8-1-éliminaire.....	44
III-8-2- rivetage.....	44
III-8-2-1 définition.....	45

III-8-2-2- principaux types de rivets.....	46
III-8-2-3- exécution des assemblage	50
III-8-2-4- rivetage étanche.....	52
III-8-2-5- contrôle du rivetage	52
III-8-2-3 le vissage et le boulonnage	53
IV- réalisation :	
IV-1 construction	55
IV-2 machine utilisés	55
IV-3 matériaux utilisé.....	55
IV-4 transformation des matériaux	55
IV-4-1 prototype de fuselage d'un avion	55
IV-4-1-1 revêtement.....	55
IV-4-1-2 les couples ordinaires	55
IV-4-3- couple fort.....	55
IV-4-1-4 les lisses.....	60
IV-4-2 porte de visite.....	60
IV-4-2-1 revêtement.....	60
IV-4-2-2 porte de visite	60
IV-4-2-3 renfort.....	60
IV-5- Assemblage.....	60
IV-5-1 prototype de fuselage d'un avion	60
IV-5-1-1 revêtement couple ordinaire- couple fort.....	60
IV-5-1-2 revêtement - les lisses.....	60
IV-5-2 porte visite	60
IV-5-2-1 revêtement – renfort.....	60
IV-5-2-2 renfort et porte de visite.....	60
IV-6 protection surface.....	65

Conclusion .

Annexes.

Bibliographie.

NOMENCLATURE

Lettres grecs :

- τ : contrainte de cisaillement
- δ : contrainte de compression, de traction
- σ : contrainte de flexion
- λ : élancement
- θ : glissement

Lettres latines :

- F** : effort de compression, de traction ,de flambage
- S** : surface
- R_p** : résistance pratique
- ΔL** : allongement
- L** : longueur
- E** : Module d'élasticité longitudinal de matériau
- I** : Moment d'inertiel
- P** : poids
- K** : coefficient d'encastrement de pend des reprises
- F_c** : effort critique
- T** : effort tranchant
- G** : module de coulomb
- P_e** : Pression extérieur
- P_i** : Pression intérieur



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'expérimentation s'avèrent nécessaires avant d'aboutir au premier vol d'une machine.

Au début du XVI^{ème} 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 qui l'air, comme les frères Montgolfière 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 aéroplanes motorisés se multiplièrent à la fin du XIXe siècle.

En 1890, l'ingénieur français Clément Ader (Murent 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 ".

Au Etats – Unis, l'aviateur américain Wright Wilbur (Millville Indiana 1867 – Dayton Ohio 1912) aide de son frère Orville, monta tout d'abord des planeurs, le 17 Décembre 1903 à bord d'un aéroplane 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 monoplan 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 ne 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 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 fiable, 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 effectua le trajet Paris- New York en 3h40mn.

INTRODUCTION

L'avion est un moyen très efficace dans la conquête des territoire non développés et dans leur intégration au circuit économique moderne , grâce à sa vitesse et à son indépendance des servitudes géographique .

Il a complètement changé la notion du temps et de l'espace .

De nos jours ,l'avion est le moyen de transport le plus utilise car il est rapide d'une sécurité largement assurée et d'un confort peu offert par les autre moyens.

Un avion est constitue de plusieurs organes aussi important les uns que les autres, mais le fuselage reste le principale élément dans l'avion .(il joue un rôle très important dans l'aérodynamique).

Le sujet d'un prototype de fuselage et porte de visite avec les moyens disponibles et offerts au sein de l'atelier structure d'AIR ALGERIE peut être réaliser en suivant le travail structuré comme suit :

- Présentation de l'avion cargo.
- Etude des efforts appliqué sur le fuselage.
- Technologie de construction fuselage .
- Réalisation (proto type de fuselage porte visite.

On a termine notre travail par une conclusion.

CHAPITRE I

PRESENTATION DE L'AVION

I.1. Aperçu 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 élément. 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'aire. 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 et 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 vole, en emportant des charges utiles, mais il faut qu'il possède une certaine indépendance en vol 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 (l'empennage vertical, l'empennage horizontal)
- Les groupes de propulsion(les réacteur, les turbe propulseurs)
- Les circuits et les équipements(les circuits de génération, les circuits de Servitudes , circuits au installation de sécurité ,circuits de conditionnement d'air)

I.3. Description générale :

La présente étude consiste à évaluer les performances de vol de l'avion cargo de conception préliminaire et ce, pour les différentes phase de vol.

Pour ce but, une étude aérodynamique détaillée est nécessaire pour mettre en évidence les paramètres et les caractéristiques utilisées lors de cette étude.

L'avion à étudier est un avion cargo (sans désignation)(voir fig 2.3) répondant aux besoins spécifiques suivants :

- Facilité d'exploitation
- Utilisation polyvalente (militaire/civile)
- Version cargo/passagers : mixte
- Décollage/atterrissage sur de courtes distances et terrains sommairement aménagés
- Autonome (destiné aux aéroports peu équipés, par de matériels de support particuliers)
- Utilisation tous temps
- Réalisable en Algérie

Sa configuration est :

- Aile haute en flèche de 30° au bord d'attaque
- Empennage en T à incidence variable
- Train tricycle
- Système de propulsion : 02 moteurs turbo-fans
- Volets hypersustentateurs : bec à fente au bord d'attaque
Et volets à double fente au bord de fuite

Ses paramètres désirées sont :

- Charge marchande : 10 T
- Autonomie : 3000 km
- Altitude (de croisière) : 10.000 m
- Vitesse se croisière : 890 km/h
- Vitesse à l'atterrissage : 200km/h
- Distance à l'atterrissage : <1000m

Se référer à la figure I.1 pour autres données

I.4. Description structurale :

I.4.1. Le fuselage :

Sa construction est de type semi monocoque, de section circulaire. Son volume de chargement permet de contenir les différents types de marchandises de (2m x 2m x 10m) soit 40m³

L'architecture structurale dépend de l'étude des charges appliquées ainsi que l'emplacement des différents éléments principaux du fuselage (aile, atterrisseurs....). Sa structure est composée de $n = 28$ couples renforcés en certains endroits et de poutres longitudinales ainsi que des lisses.

Donc, le fuselage est subdivisé en 5 zones dépendant de la nature des charges appliquées.

La partir centrale (zone 3) comportant l'attache aile fuselage et la fixation des atterrisseurs est la partie la plus renforcée .

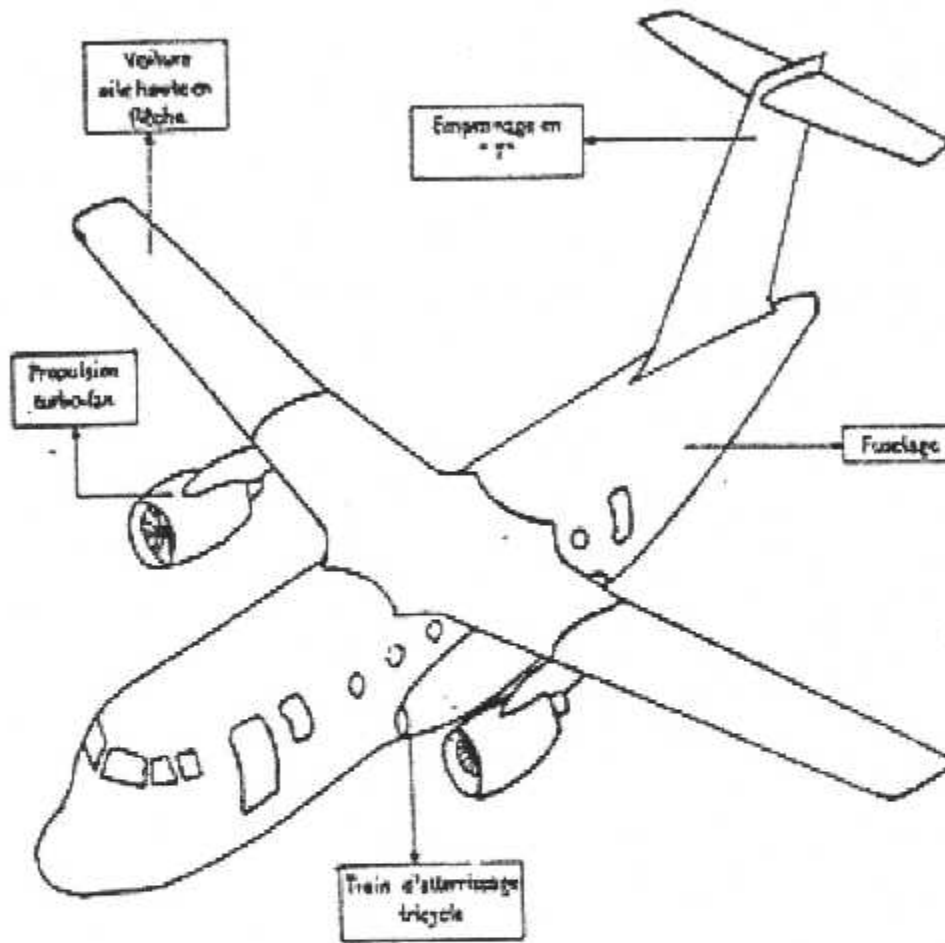


Fig I.1 Vue d'Ensemble de l'Avion

Le chargement et le déchargement s'effectue grâce à l'ouverture des portes situées à l'arrière du fuselage.

Différentes ouvertures sont pratiquées pour l'accessibilité, service, issue de secours et hublots pour l'éclairage naturel.

Les dimension du fuselage lors de la conception préliminaire sont :

- Longueur : 20m
- Largeur maximale : 3.5m

I.4.2. la voilure :

L'aile est de type haut, en flèche de 30° au bord d'attaque dont le profil choisi au départ pour les bases de calcul est NACA 23012 dont les caractéristique sont données ultérieurement.

L'envergure est de 22m, sa surface est de 61 m².

I.4.3. L'empennage :

C'est un empennage mono dérive de section en T.

L'empennage horizontal est constitué d'un stabilisateur à incidence variable et d'une gouverne de profondeur.

L'empennage vertical est constitué d'une dérive et d'une gouverne de direction.

I.4.4 Dispositifs hypersustentateurs :

L'avion étant à des décollage/atterrissages courts (STOL). Les dispositifs hypersustentateurs ont été choisis comme suivants :

I.4.4.1 Dispositifs de bord d'attaque :

Le bord d'attaque de l'avion est équipé de becs à fente qui sont commandés automatiquement ou par le pilote. Se fermant pour donner un profil d'aile et s'ouvrant en laissant une fente qui permet le passage d'une partie de l'écoulement de l'aire de l'intrados vers l'extrados. Ce dispositif est assuré par un mécanisme approprié.

Cet écoulement diminue les turbulences dues au décollement à l'extrados aux grands angles d'attaque afin de retarder le décrochage.

I.4.4.2 Dispositifs de bord de fuite :

Ces type de dispositifs sont constitués de volets mobiles articulés sur des charnières. Le braquage permet de modifier la courbure et la surface de l'aile afin de créer une

portance supplémentaire à basse vitesse. Braqués légèrement, ils diminuent ma longueur de roulement au décollage sans pénaliser les performances de l'avion.

Dans l'avion à étudier, selon la fiche technique pour les décollage et atterrissage courts, on adopte le dispositif « volet à double fente ». Avec un grand braquage, la portance supplémentaire peut être augmentée de 200%.

I.4.5. Les groupes de propulsions :

Avant d'entreprendre l'étude systématique des moteurs équipant l'avion mis en étude, il est préférable de citer les principaux types de moteurs utilisés actuellement. Parmi ces moteur, on trouve :

- les moteurs à pistons
- les moteurs à réaction (turboréacteurs à faible taux de dilution)
- les moteurs à réaction à hélice soufflante « turbofan » (turboréacteurs à taux de dilution élevé)
- les moteurs à propulsion par hélice (turbopropulseurs)
- le groupe propulseur désiré sur l'anion est un turbo fan au nombre de deux (02) dont la poussée au décollage est estimé à 50.000 Ibs (22 240 daN) par moteur.

Afin de diminuer la distance de parcours lors l'atterrissage, les moteurs sont équipés ; de système d'inverseurs de poussée.

Chaque moteur possède son propre système d'alimentation en carburant, de lubrification, de l'hydraulique, de conduit d'air pour les besoins de l'avion.

Au cas ou un des deux moteurs tombe en panne, un seul devrait suffire à maintenir l'avion en vol jusqu'au prochain atterrissage.

Le réacteur, d'une façon générale, est constitué essentiellement d'un compresseur, d'une turbine liée au compresseur par un arbre et d'une chambre de combustion.

Le compresseur et de type axial constitué d'une série de roues mobiles et fixes équipées de grilles d'aubes dont l'ensemble (fixe + mobile) forment les étages du compresseur.

La turbine peut également posséder plusieurs étages de détente.

L'air parés son passage dans le compresseur, pénètre avec une pression élevée, dans la chambre de combustion. Le carburant délivré à haute pression puis pulvérisé par les injecteurs brûle en présence de l'aire (combustion continue).

Dans un réacteur simple flux, toute l'énergie disponible à la sortie de la turbine est en principe transformée en énergie cinétique des gaz d'échappement par détente dans la tuyère. Dans un turbopropulseur, toute l'énergie disponible à la sortie de la turbine du générateur est en principe transformée en énergie mécanique disponible sur l'arbre d'une ou

plusieurs turbines supplémentaires. Cette énergie mécanique sert, à son tour, à entraîner une hélice.

Dans un réacteur a double flux, une partie de :

L'énergie disponible à la sortie de la turbine et en principe transformée en énergie cinétique des gaz d'échappement par détente dans la tuyère. Le reste de l'énergie disponible étant récupérée par une turbine libre entraînant une sorte d'hélice carénée ou soufflante (Fan).

Dans un réacteur à double flux, le flux d'air est divisé en deux : flux primaire (flux entrant dans la combustion) et flux secondaire (flux d'air enveloppant le moteur servant au refroidissement et à la réduction du bruit)

Le turbo-fan est caractérisé par le rapport du flux secondaire au flux primaire. Ce rapport, appelé taux de dilution, est nul pour le réacteur à simple flux atteint une valeur de 5 au turbo-fan.

Le turbo-fan se caractérise aussi par la consommation de carburant réduite et à la réduction de bruit ainsi qu'à l'utilisation à des vitesses subsoniques élevées ($M = 0.70$ à 0.85).

D'ou le choix est porté au réacteur turbo-fan.



Fig I.2 : L'avion cargo ANTONOV AN-12B



Fig 1.3 L'avion cargo ANTONOV AN 124-100 RUSLAN

CHAPITRE II

**ETUDE DES EFFORTS APPLIQUES
SUR LE FUSELAGE**

II.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 guidé par la nécessité d'obtenir une résistance élevée, tout en se cherchant un poids minimum.

La connaissance des charges appliqués 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 suivent le calait doit être simple et schématiser les charges réelles qui complexes.

Elles doivent donner toute sécurité dans l'utilisation de l'avion mais sans exécution.

Les charges utilisées pour les calculs sont les suivant :

- Les charges sûres :qui peuvent être couramment atteintes en vol normal ,leur
- Les charges limitées :qui ont les pointes de charges exceptionnelles ,leur application provoque des contraintes égales à la limite élastique.
- Les charges extrêmes :ou ultimes qui sont des charges maximales que l'appareil peut supporter avec rupture d'un des éléments de la structure.

Elles sont égales aux charge limite multiples par le coefficient de sécurité (1,5).

II-2-Les sollicitations simples :

Les corps résistent aux sollicitations des forces extérieures au prix de certains déformations :

Ceux-ci entraînent des contraintes sur les matériaux constituant les pièces :

Les principales sollicitations extérieures sont :

Le traction - la compression simple - le flambage - Le cisaillement - la torsion - la flexion- la fatigue

II-2-1 La traction :

II-2-1-1 Définition :

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

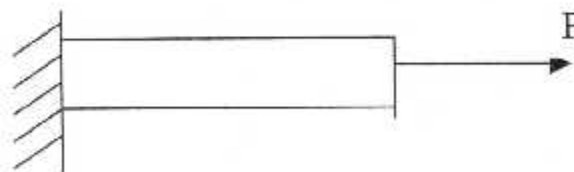


Fig II.1 Exemple de traction

II.2.1.2 Condition de résistance à la traction :

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

Avec : $F/S \geq R_p$ (Formule II.1)

F en N
S en mm^2
Rp en N/mm^2

On en déduit les relations :

$S \geq F/R_p$ et $R_p \geq F/S$ (Formule II.2)

II.2.1.3 Expression de l'allongement correspondant à une déformation élastique :

On néglige le poids P de la pièce 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'allongement est directement proportionnel à l'effort de traction
- La section S - l'allongement est inversement proportionnel à la section.

On déduit l'allongement ΔL :

$\Delta L = (1/E) (F.L/S) = (F . L) / (S . E)$ (Formule II. 3)

E étant le module d'élasticité longitudinal de matériau constituant la pièce. Donc une constante ; il s'exprime en N/mm^2 on peut en déduite la relation suivante,

En représentant l'allongement unitaire $\Delta L/L$ par ϵ :

$\sigma = E . \epsilon$ (Formule II.4)

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

$\Delta L = (F.L / S.E) + 1 / 2(P.L/S.E)$ (Formule II.4)

II.2.2 Compression simple :

II.2.2.1 Définition :

Sa définition est analogue à celle de la traction simple en remplaçons le mot « allonger » par le mot « raccourcir » on peut dire les forces appliqué à la raccourcir la pièce.

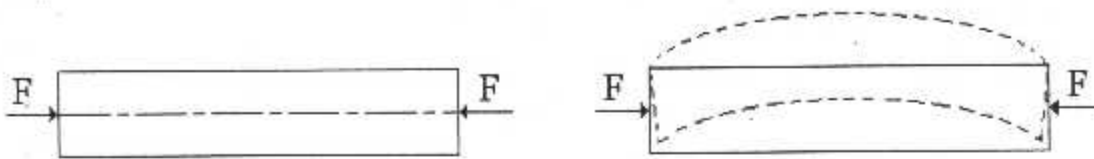


Fig II.2 compression simple

II.2.2.2 condition de résistance d'une pièce courte à la compression :

Pour que la pièce sollicitée à la compression résister en toute sécurité ,il faut que la contrainte σ soit inférieur ou a plus égale à la résistance pratique R_p
D'ou l'inéquation :

Avec
$$F / S < R_p \quad \text{(Formule II.6)}$$

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

On déduit les relations équivalentes :

$$S > F/R_p \quad \text{et} \quad R_p > F/s \quad \text{(Formule II.7)}$$

II.2.2.3 Expression du raccourcissement correspondant à une déformation élastique :

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

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

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

$$N/S = \sigma = E \cdot I \quad \text{(Formule II.8)}$$

E est le module d'élasticité longitudinal.

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

$$\Delta L = (F \cdot L) / (S \cdot E) + 1/2 (P \cdot L) / (S \cdot E)$$

II.2.3 Le flambage :

II.2.3.1 Définition :

Une pièce n'était soumise à des efforts de compression simple que si sa longueur n'était 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.

Sans 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 est le plus faible dans le cas d'une section rectangulaire, ce sera l'axe (xy) parallèle aux grands cotés du rectangle.

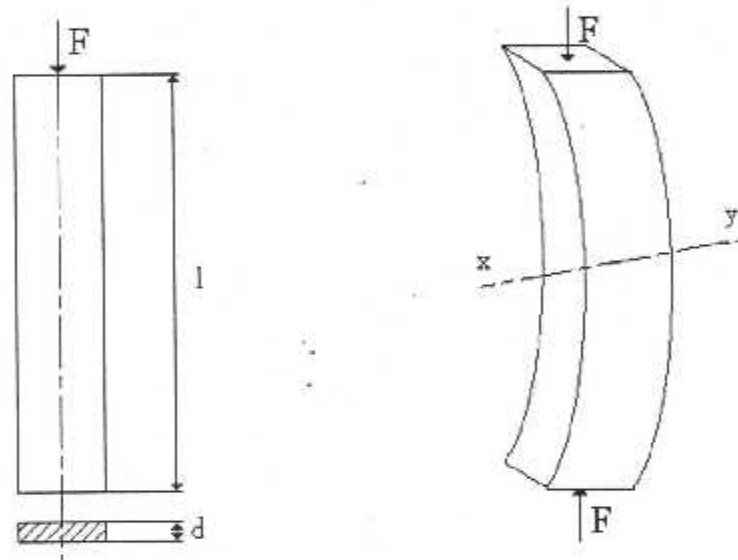


Fig II.3 Le Flambage

II.2.3.2 Calcul des pièces exposées au flambage :

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

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

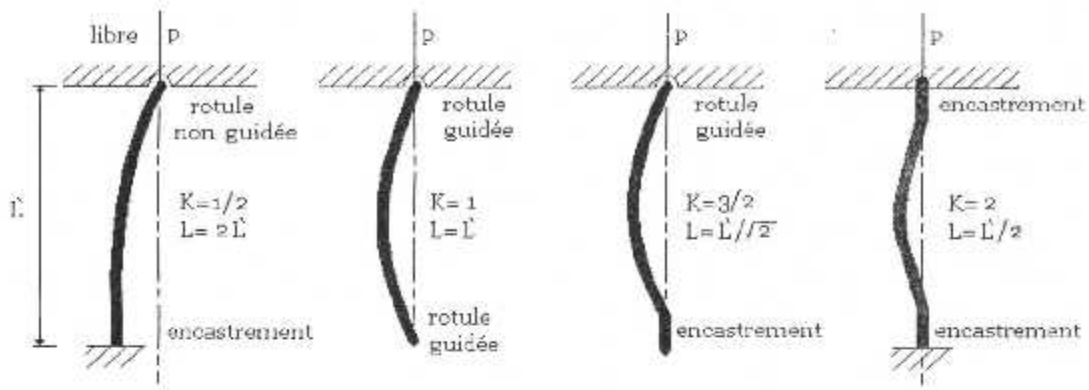


Fig. II-4 calcul des pièces au flambage

- 1= libre encastéré k=1/2
- 2= bi -rotule k=1
- 3= rotule - encastéré k = 3/2
- 4= bi - encastéré k = 2

II.2.3.3 Formule d'Euler :

L'effort critique de flambage est donné par formule d'Euler, FC exprimée en N elle est la charge pour la quelle la limite d'élasticité à la compression est atteinte donc la pièce fléchie.

$$FC = \Pi^2 \cdot (E \cdot I) / L^2 \quad \text{(Formule II-11)}$$

E : module d'élasticité longitudinal du matériau en N/mm²

I : moment d'inertie minimal de la section droite de la pièce par rapport à l'axe (xy) en mm .

L : longueur libre du flambage en mm

Où L est la longueur de l'onde, la poutre ayant une longueur l, pesons :

$$L=K \cdot l$$

K : coefficient d'encastrement de pend des reprises

Donc la formule devient :

$$FC = (\Pi^2 \cdot E) / H^2 \quad (\text{Formule II.13})$$

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

- L ↘ interposition de paliers ou de guignols de renvoi
- H ↘ puisque $L = N \cdot L_0$ soit : choix du type de reprise.
- I ↘ 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'irrecevabilité 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.

En compression : $\delta = F/S =$ Traction au signe prés

II.2.4 Le cisaillement :

II.2.4.1 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 relation , il y a torsion.

II.2.4.2 Définition :

considérons une poutre encastrée 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 de cisaillement , le point C glisse en C' , D en D' , M en M'. les grandeurs CC' , NM' , DD' sont appelées glissement

Tôt aux ou absolus des fibres correspondant, l'angle O de rotation des fibres, tel que l'angle Nmm est l'angle de glissement ; il est tel que :

$$T_{go} = Nm' / MN = \text{glissement absolu} / L \quad (\text{Formule II.14})$$

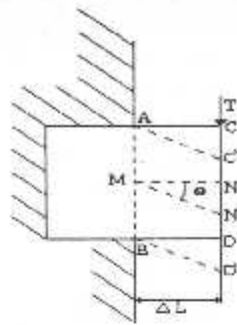


Fig II.5 le cisaillement

II.2.4.3 Formules relatives au cisaillement :

Equation de résistance :

Son expression est donnée par la relation :

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

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 tangentielle à la section cisailée.

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

$$T / S < Rg \quad (\text{Formule II.16})$$

Equation de déformation :

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

$$\tau = G.\theta \quad (\text{Formule II.17})$$

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 :

$$\theta = (1/G) \times (T/S) \quad (\text{Formule II.18})$$

Pour les métaux $G \cong 0,4.E$. par exemple, le module d'élasticité longitudinal d'un aluminium étant $E=75000 \text{ N/mm}^2$, son module d'élasticité transversal est $G = 80000 \text{ N/mm}^2$

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

$$\tau = G.\theta \quad \text{(Formule II.19)}$$

II.2.5 La torsion

II.2.5.1 Définition :

Les efforts appliqués tendent à faire tourner les sections droites d'une pièce, les unes par rapport aux autres, les généralités ont tendance à s'envoler suivant des hélices.

La torsion est un cisaillement pur : Le glissement des deux sections l'une par rapport à l'autre. Correspondant à une contrainte de cisaillement.

Exemple de sollicitation à la torsion : nervure d'aile

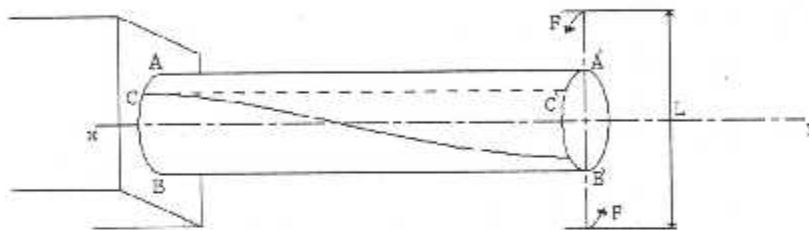


Fig II.7 la torsion

II.2.6 La flexion :

II.2.6.1. 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 II.8 exemple de flexion

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

II.2.7 La fatigue :

II.2.7.1 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 celles 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) dit on dues, soit par des efforts alternés (changent de sens). C'est la rupture de la fatigue.

II.2.7.2 Limite de fatigue :

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

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

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

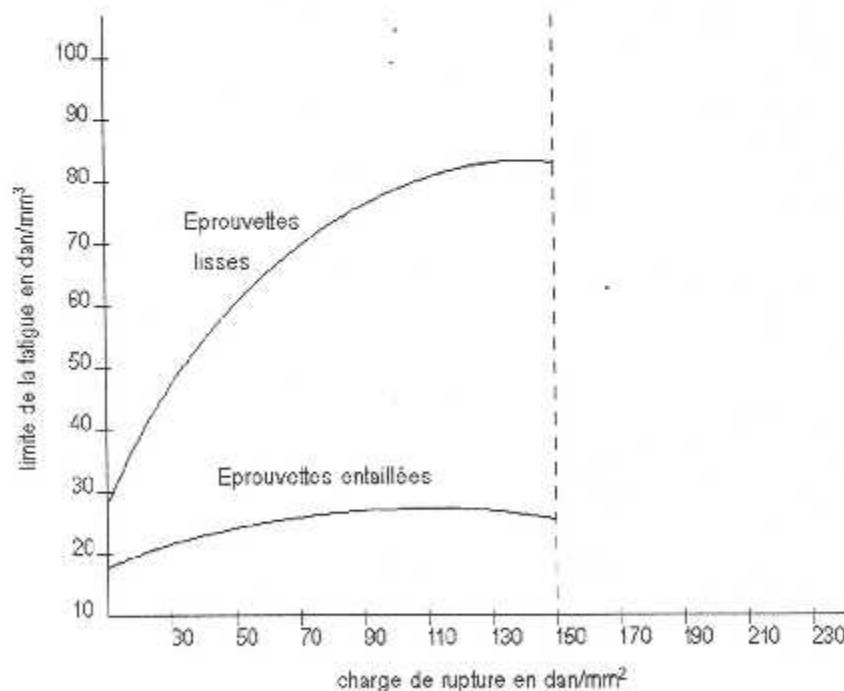


Fig II.9 diagramme de la fatigue

II.2.7.3 Importance de la rupture par fatigue en construction aéronautique :

Les performances élevées des avions et l'augmentation de la vie de cellules avec un niveau de sécurité accru ont imposé une connaissance plus due aux manœuvres et aux rafales, aux cycles de pressurisation du fuselage aux vibrations produites par les systèmes propulseurs, la structure « fatigue »

a- Pour les avions subsonique actuels :

Pour les quel la résistance à la fatigue de la structure doit permettre un temps d'utilisation de 30 000 heures, le facteur de sécurité doit courir le risque de rupture par fatigue.

Dans le but, on dit :

- estimer les charges appliquées.
- Connaître le comportement de matériaux

Et des éléments de structure à des niveaux de charges moyennes et alternées variées, sur un étalement de cycle de charges appliquées, par de tels essais on pourra estimer la résistance à la fatigue ou la probabilité de rupture de la structure.

b- Pour les avions supersoniques :

l'échauffement et refroidissement de la structure lors d'un vol n'ont soumettre celle-ci à des cycles de température se combinant soit :

-à température supposée uniforme, à des cycles de charges de vol. Et produisant un phénomène de fatigue à chaud.

-à température non uniforme, à des cycles de contraintes thermique, produisant un phénomène de fatigue thermique.

II.3 Efforts sur le fuselage :

Le fuselage doit être calculé pour résister aux efforts suivant : il se comporte en vol comme une poutre suspendus à la voilure.

II-3-1 Flexion verticale :

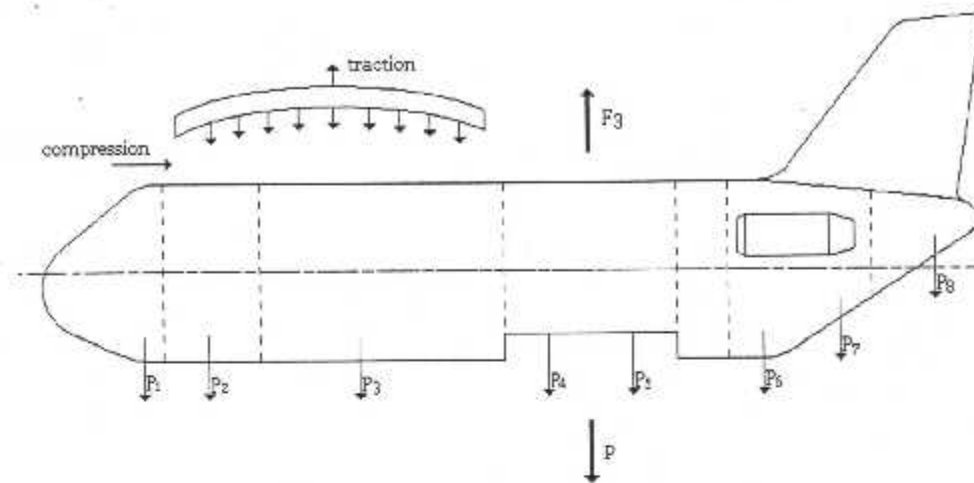


Fig II.10 flexion verticale

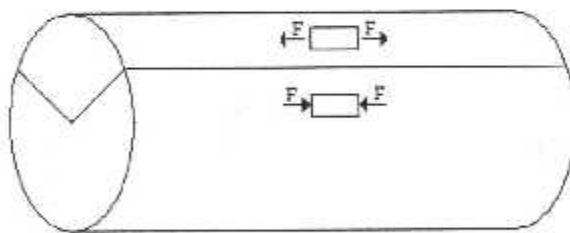
On a : $P_1 + P_2 + P_3 + \dots = P$

En vol : $P < F_3$

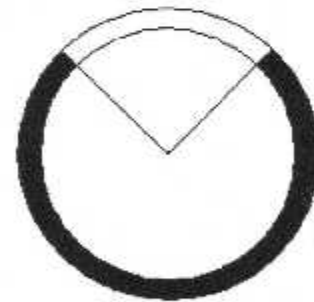
Le fuselage en vol est soumis sous l'action de son poids à une flexion verticale qui engendre des contraintes de traction à la partie supérieure et des contraintes de compression à la partie inférieure par le moment fléchissant.

La compression risque de provoquer de flambage du fuselage à la partie inférieure

L'effet tranchant engendrera une contrainte de cisaillement faible – la manœuvre de profondeur provoque aussi une flexion verticale qui peut se sous traîne ou s'ajouter à la flexion due au poids.



**Fig II.11 flexion verticale
contrainte avant
pressurisation**



**Fig II.12 zone soumise
au flambage**

II.3.2 Flexion horizontale :

Lors qu'on manœuvre la gouverne de direction, elle provoque une flexion horizontale du fuselage, elle engendre des contraintes de traction pour une partie du fuselage. Des contraintes de compression pour l'autre.

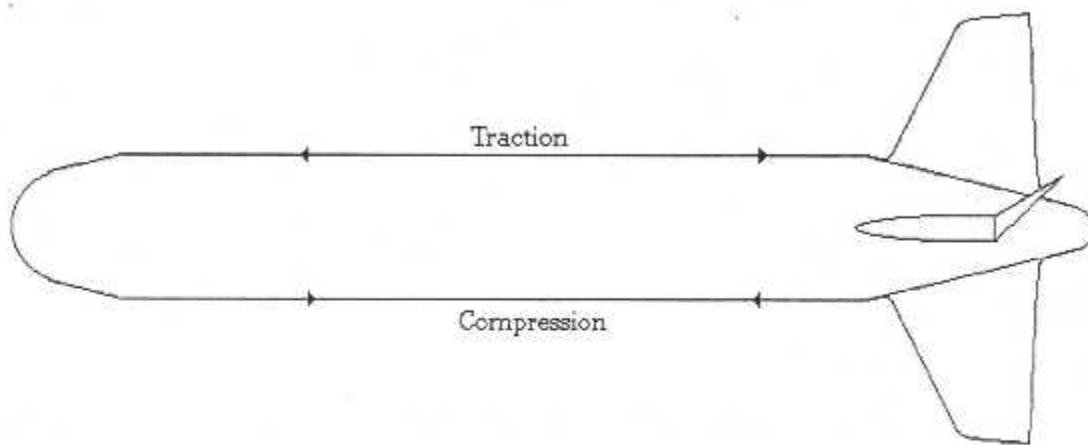


Fig II.13 flexion horizontale

II.3.3 Torsion :

Le manœuvre des gouvernes de gauchissement entraîne une torsion du fuselage – la torsion par le manœuvre de la gouverne de direction sera réduite dans les solutions « bi » et « tri » dérives. (bras de levier de la charge sur l'empennage réduit)

Lors qu'on manœvrera la gouverne de direction, il se produira une torsion du fuselage.

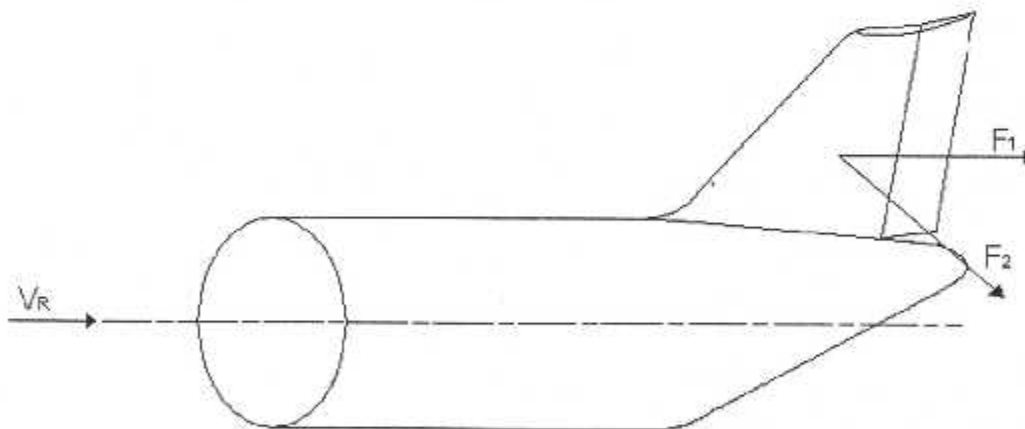


Fig II.14 Torsion

II-4. Efforts dus à la pressurisation :

La cabine de l'avion est en vol à une altitude inférieure à celle de l'avion – la pression interne de cette cabine est plus élevée qu'à l'extérieur la pression différentielle.

$$P = P_i - P_e$$

$$P_i > P_e$$

AVANT PRESSURESATION

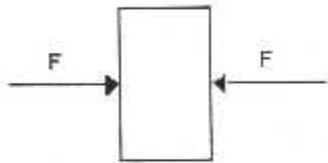


Fig II.15 traction longitudinale

APRES PRESSURESATION

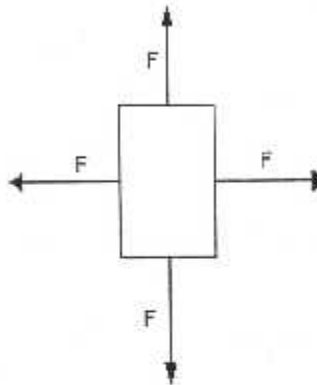


Fig II.16 traction transversale

Avec la pressurisation nous aurons des contraintes de tractions transversales et longitudinales, à ces contraintes il faut tenir compte des contraintes dues au poids qui s'ajoutent.

Dans la partie inférieure du fuselage, la zone instable soumise à la compression est diminuée mais il apparaît toujours une contrainte de flambage.

Sur un fuselage il sera donc indispensable raidir la coque par des lisses, couples et cadres.

Les traverses du plancher avec les montants participeront à ce raidissage.

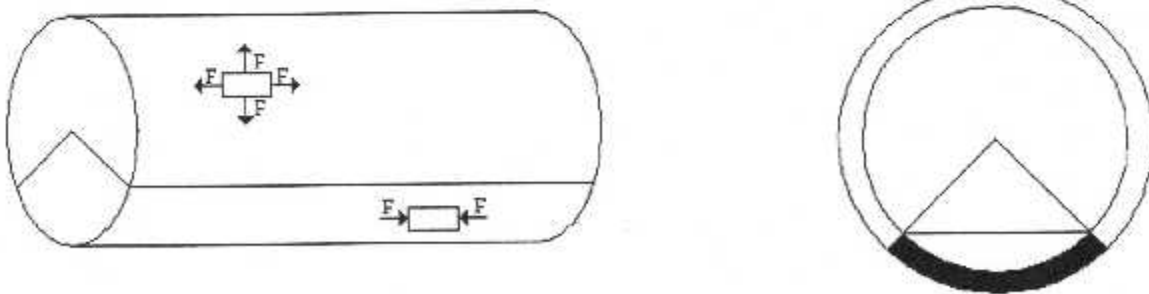


Fig II.17 zone soumise au flambage

II-5. Efforts localises :

Sur un fuselage, les efforts localisés sont appliqués aux attaches des ails, aux points des attaches de l'empennage horizontal et vertical

Les ouvertures pratique pour l'aménagement de la cabine véduirant la résistance de la structure du fuselage.

A la construction, les encadrements de ces ouvertures (portes d'accès, hublots , pare brise) seront renforcées.

CHAPITRE III



TECHNOLOGIQUE DE CONSTRUCTION

II-1- Description technologique du fuselage :

Dans la construction d'un avion, on trouve des voilure entoilées (treillis)
il existe aussi des fuselages entoilés – mais ce type de construction est presque abandonné ;

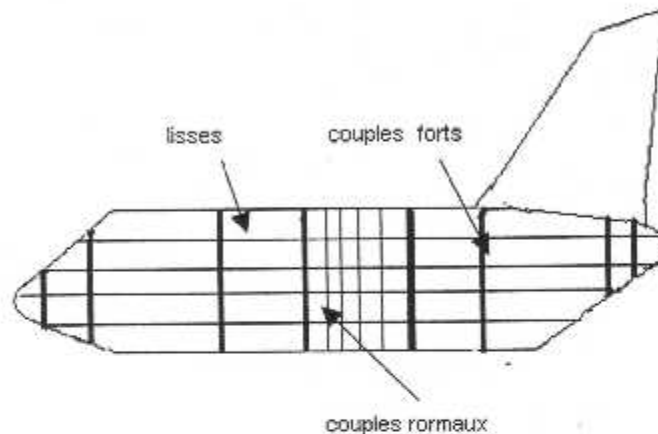


Fig III.1 construction d'un avion

- les couples – situés dans le sens transversal
- les lisses – situés dans le sens longitudinal
- le revêtement

III-2- Fuselage semi- monocoque :

Il est composé :

- Les longerons
- Le revêtement raidi par les lisses

Note :

Le fuselage semi- monocoque peut être réalisé en plusieurs tronçons et assemblés en usine en fin de fabrication.

III-2-1 Les couples :

Dans un fuselage, les couples ont le même rôle que les nervures dans la voilure. Les couples assureront :

- Le maintien du profil
- La rigidité transversale
- De support des efforts locaux, importants

Sur un fuselage, sont montés dans sortes de couples. (voir fig III -2)

- Les couples courants qui donnent la forme du fuselage et assurent le raidissage transversale.

- Les couples forts sont montés :

- Aux points de charges importantes .

- Aux points où la structure est affaiblie par des ouvertures (portes et hublots).

Des couples spéciaux très résistants pour assurer la séparation des zones pressurisées et non pressurisées

Il faudra également tenir compte de l'étancheité.

III-2-2 Les lisses :

Elles ont la même rôle que les raidisseurs longitudinaux dans une voilure leur nombre est important et variable suivant le type d'avion .(voir fig III-3)

III-2-3 Revêtement :

Dans toutes les structures d'un avion moderne, le revêtement métallique participe aux différents efforts en particulier dans la construction coque – Dans ce cas il est réalisé par des plaques épaisses mises en forme –(Duralumin plaqué).(voir fig III-3)

III-2-4 Les ouvertures :

a)Portes :

Les ouvertures, portes de la cabines, des soutes, provoquent une concentration d'efforts importantes (pour conserver la résistance du fuselage , un cadre résistant sera mis en place)Les portes étant situées dans la zone pressurisée, il faudra en assurer l'étanchéité (cette étanchéité sera réalisé par des joints en caoutchouc).

On utilise des joints creux, gonflés par la pression de la cabine l'intermédiaire d'une circuit qui comprimera lors de la fermeture.(voir fig III-4)

a)Hublots

Une cabine est équipée d'une série de hublots servant a la visibilité et a l'éclairage.(voir fig III-5)

Les formes varient suivant le type d'avion.

Généralement les formes les plus répandues sont :

- Rectangulaire
- Ovale
- Triangulaire
- Circulaire

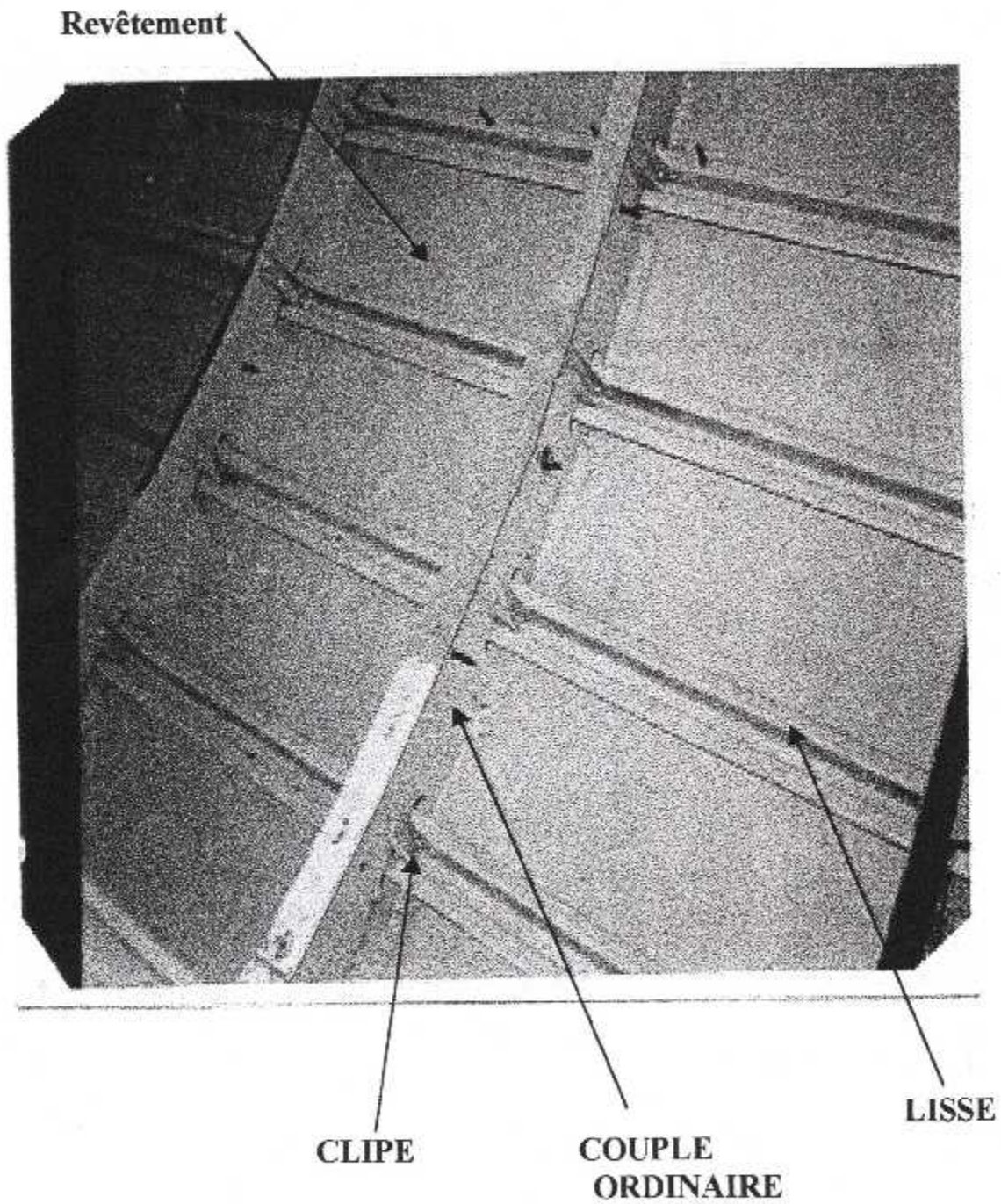


Fig III-3 :lisses et revêtement et couples

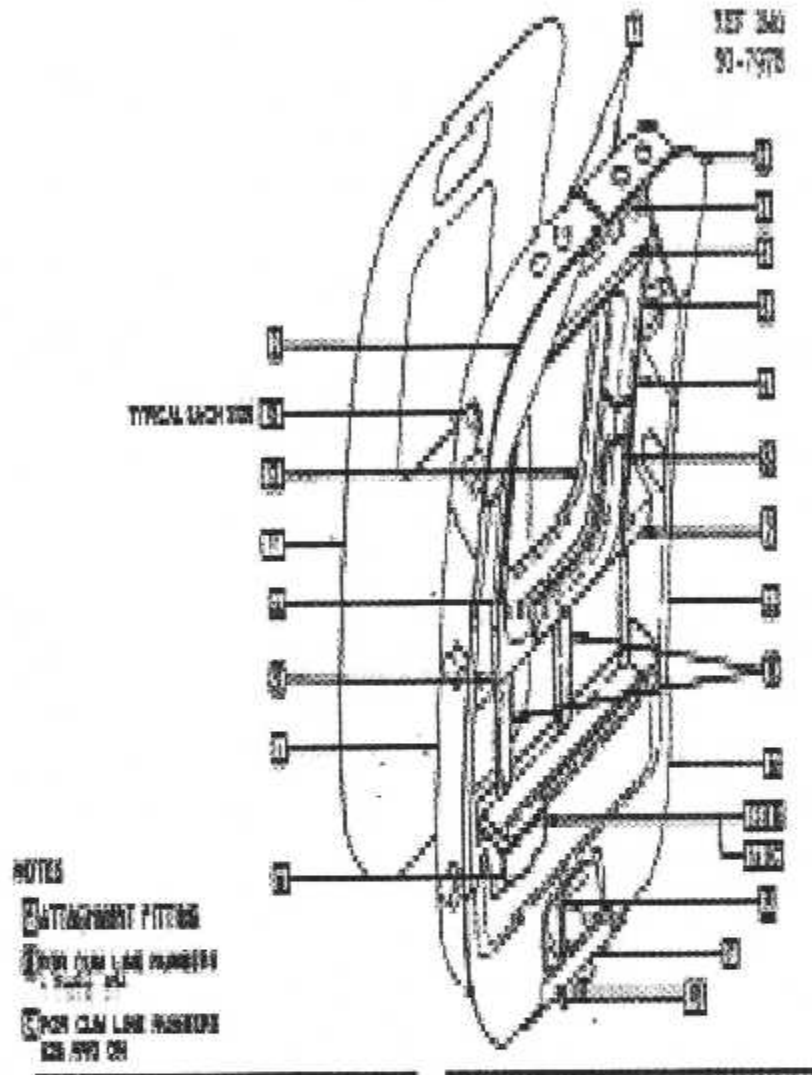


Fig III.4 La porte

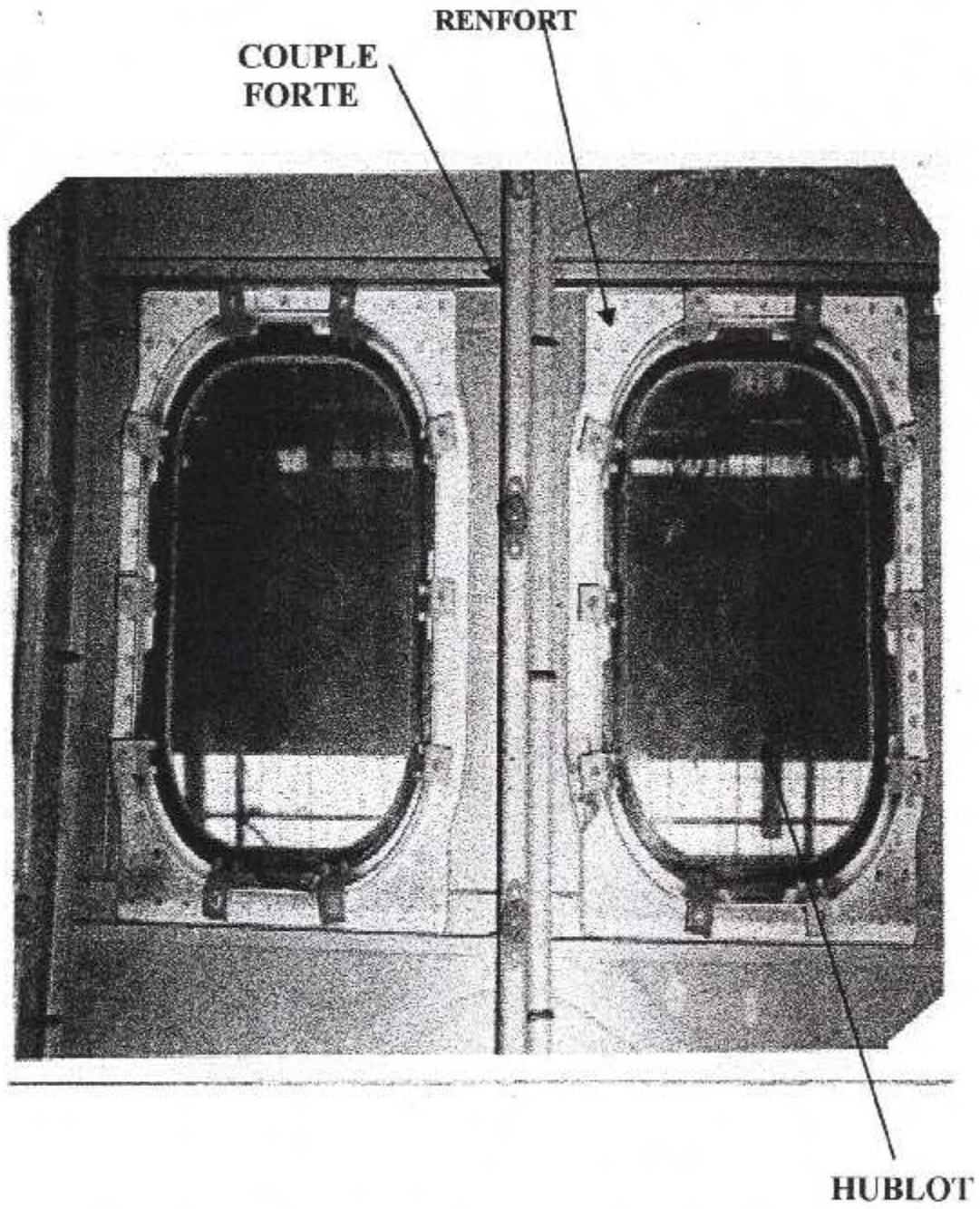


Fig III-5 :Les hublots

c)Pare brise :

Les ouvertures pratiquées au poste de pilotage provoquent aussi une concentration d'efforts importants- Pour ne pas nuire à la résistance du fuselage, des cadres seront mis en place l'installation de toutes les glaces est réalisée de manière à assurer une bonne étanchéité.

Les glaces coulissantes sont installées sur un dispositif à glissières par l'intermédiaires de rails et chariots.

III-3 Insonorisation :

L'insonorisation a pour but de diminuer le bruit à l'intérieur de la cabine- pour diminuer le bruit il faudra agir sur les sources et ensuite faire le maximum pour isoler la cabine.

III-3-1 Les sources de bruit :

Les sources de bruit les plus importantes proviennent des groupes moto-propulseurs ,on peut arriver à réduire le bruit de l'hélice si on limite la vitesse périphérique des Pâles à 240 m/s.

Les collecteurs d'échappement placés du côté opposé à la cabine par rapport aux nacelles.

Le groupe MP donne lieu dans une cabine un bruit de 110 dB .
Une bonne étanchéité permet de réduire de 20 dB .

III-3-2 Isolation d'une cabine et absorption des bruit :

Avec une isolation parfaite on peut obtenir une diminution de 20dB par rapport à une cabine nu.

On peut également réunir deux demi-voilure par des bandes de jonction.

Les deux bandes dans ce cas réuniront l'extrados de chaque aile ainsi que l'intrados (La jonction peut se faire aussi par ferrures).

Elles seront usinées il se trouveront dans le prolongement des semelles (revêtement travaillant).

Elles se termineront en chapes , ces chapes seront assemblées par de boulons extensible (L'assemblage dans le plan de symétrie de l'avion pour répondre les efforts, chaque groupes de ferrures est retrayé par une triangulation).

III-4 Assemblage voilure-fuselage

Sur les cabines pressurisées il faut obtenir une étanchéité pour éviter des fuites vers l'extérieur (l'étanchéité sera réalisée par des joints et produits spéciaux).

La jonction d'une voilure sur fuselage peut se faire de façons différents.

Elle sera dans tous les cas réunie pour des raisons de résistance aux couples principaux longerons ou nervures spéciales.

Les ferrures d'attaches seront réunies par des boulons, l'alésage destiné à recevoir ceux-ci aura en certain jeu, ils seront centrés par des rondelles spéciales ce qui aura pour effet de supprimer tout cisaillement et pouvant tourner, ce qui permet le mouvement de flexion de la voilure.(voir fig III-6)

III-5 Assemblage des empennages :

Un plan fixe horizontal se compose de deux demi-empennage symétriques réunis en leur partie médiane .(voir fig III-7 et8)

- sur un caisson central, au niveau de longerons
- par des ferrures rivées ou boulonnées réunissant les semelles

III-6 Installation des groupes de propulsion :

III-6-1 Fixation « moteur-cellule » :

La fixation d'un moteur sur la cellule est réalisé par un bâti en tubes d'acier 35CD45 (le bâti est boulonné sur la structure) la fixation est élastique de façon à amortir les vibrations (ce principe d'attache est appelé «silentbloc »).

Les efforts que doit supporter un bâti sont important

- poids du moteur
- traction
- couple de l'hélice
- vibration(équilibre imparfait des moteurs)

Les moteurs comportent des capotages en plus. On aura la manche à air de carburateur, l'entrée d'air du radiateur d'huile.

Cet ensemble appelé « fuseau moteur » est en principe tangent à l'extrados de l'air.

Une cloison pare-feu est installée entre la cellule et le moteur, elle est en acier inoxydable.

III-6-2 fixation « réacteur-cellule » :

Il y a deux sortes de fixations des réacteurs sur avion :

a) réacteur suspendus sous la voilure :

la fixation se réalise par un mat de liaison. le mat est constitué par les longerons qui portent les attaches voilures et les couples reliés aux longerons portent les attaches réacteurs.

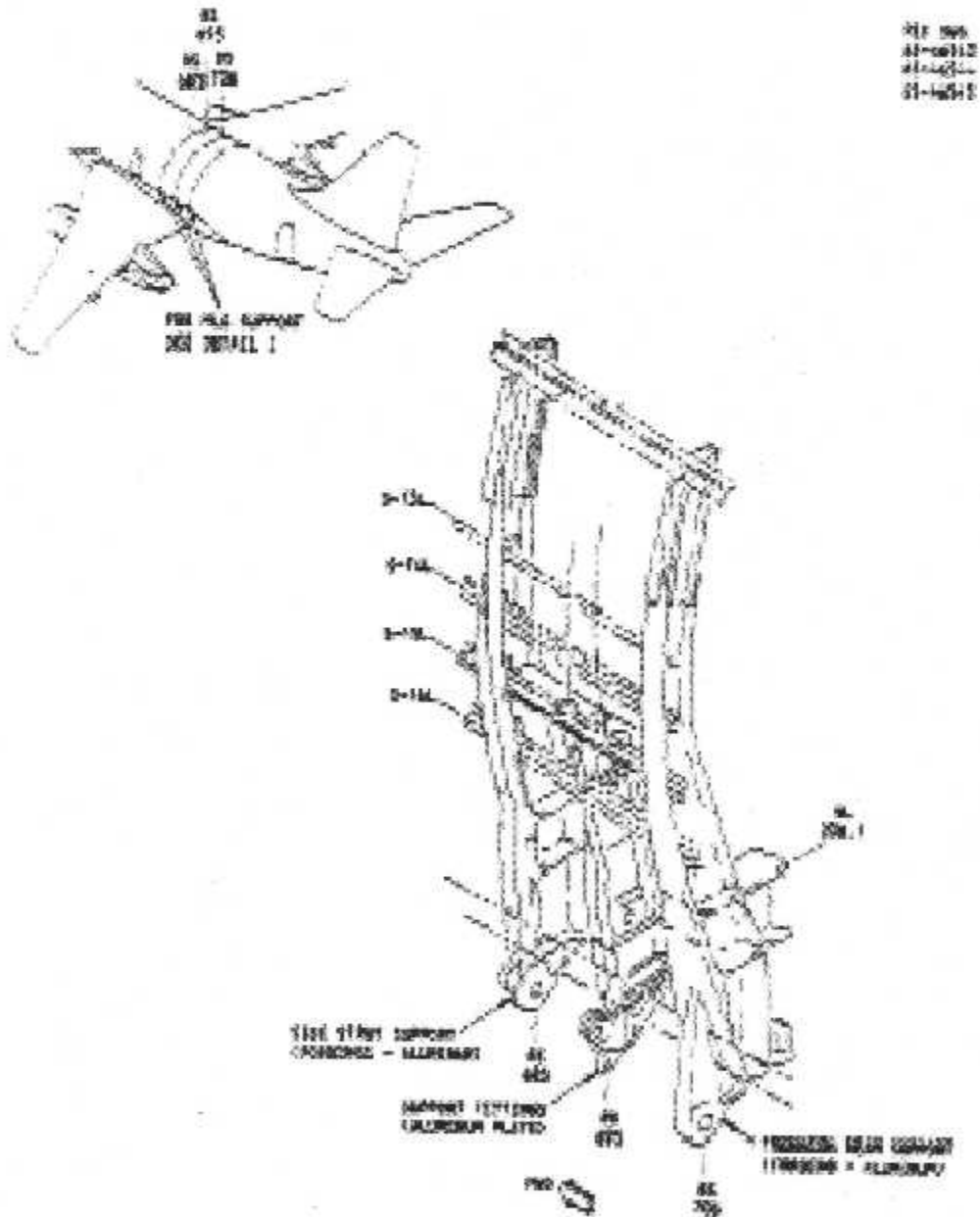


Fig III.6 Assemblage voile-fuselage

Le mat de liaison est boulonné sur les nervures principales de la voilure relie au réacteur par plusieurs attaches, un est fixe, les autres avec biellettes à inclinaison variable permettant une libre dilatation radiale et axiale des moteurs.

b) réacteur fixés sur le fuselage :

Les réacteurs dans ce cas sont montés près des empennages pour préserver ceux ci du souffle des réacteurs, on surélève l'empennage sur la dérive (on incline également les réacteurs vers le bas) le jet est dévie vers l'extérieur et vers le bas.

Les G.T.R sont comme les G.M.P munis de capotages pour pouvoir avoir une bonne accessibilité lors des visites.

III. 6.Matériaux Utilisés :

III.6.1 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.

III.6.2 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.

III.6.2.1 L'aluminium :

L'Aluminium est un des éléments les plus répandus à surface du globe et le plus utilisés 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.

III.6.2.2 Propriétés de l'Aluminium :

-Physique :

- 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.

III.6.3 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-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).

III.6.3.1 Alliages Aluminium – Magnesium (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 Physique :

- 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.

III.6.3.2 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 mécanique :

-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 $22 \cdot 10^{-7}$. 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 .

III.6.3.3Alliages Duralumin(alliages cuivre):

C'est un alliage de forge qui 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=20daN/mm ²	E=10daN/mm ²	A=15%
Sur trempé à l'eau à 500°	-R=28 daN/mm ²	E=10daN/mm ²	A=22%
Trempe et revenu	-R=40daN/mm ²	E=27daN/mm ²	A=15%

- Propriétés physiques :

- Densité :2,7- Module d'Young :7500daN/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.
Trempé et revenu - $R = 48 \text{ da N/mm}^2$ - $E = 34 \text{ da N/mm}^2$ - $A = 12 \%$

- 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 forgées, 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.

III.6.4 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 de 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.

III.7 Différents Procédés de Transformation :

III .7.1 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 du à l'effort tranchant

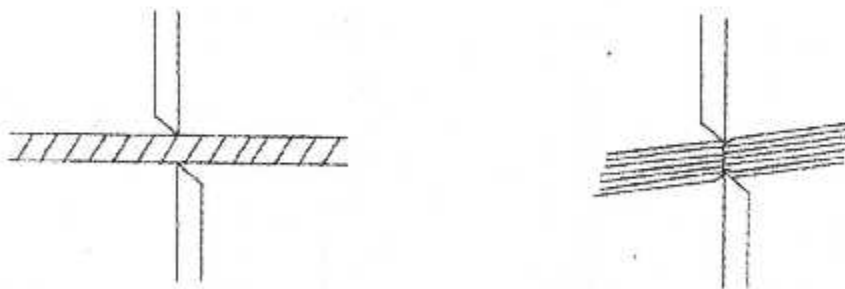


Fig III.9 Le Cisailage

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.

III.7.2 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.

III.7.2.1 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.

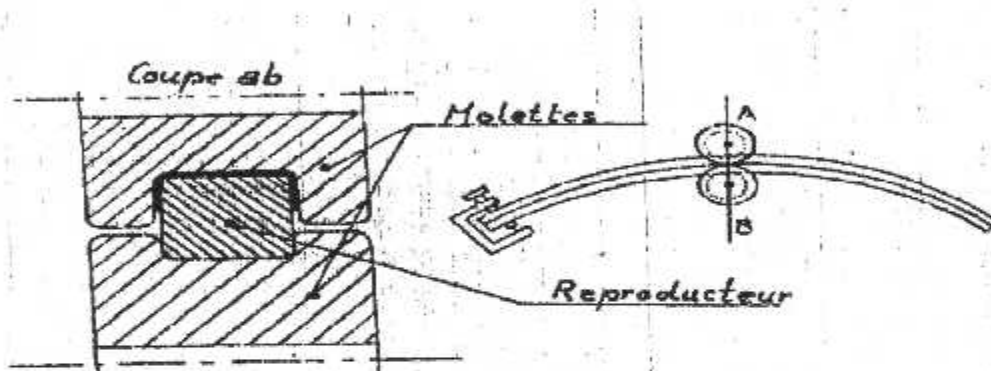


Fig III.10 Le cintrage des profilés

III.7.3 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 20 mm 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.

III.7.4 Le profilage :

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

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

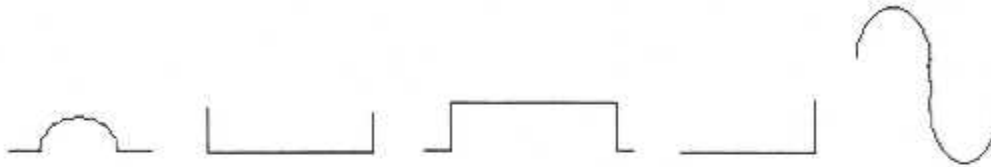


Fig III.11 Le profilage

III.7.5 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 CRAVELLE). D'où l'importance de cette opération qui, concerne dont la plupart des cas des tôles et profilés minces, est un perçage court.

III.7.5.1 Principe :

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

On peut :

- Soit percer entièrement uné 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'épingle, vis à écrou (nécessite le perçage de quelques trous) ou agrafes.

- Soit percer simultanément les deux pièces superposées au montage après épinglage.

III.7.5.2 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 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 emmanchés à force des cylindres creux d'acier cémentés appelés canaux de perçage.

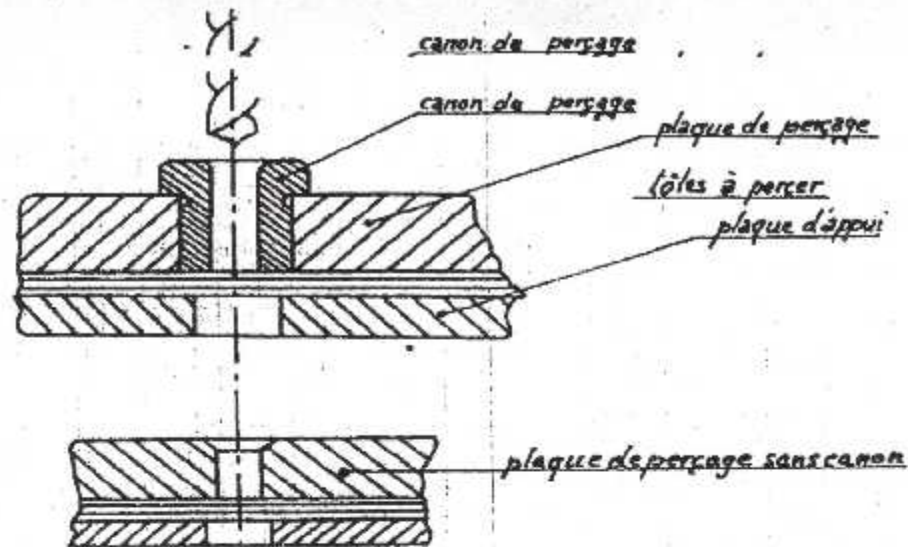


Fig III.12 Le perçage

III.7.5.3 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.

III.8 Les Différents Procédés d'Assemblages

III.8.1 Préliminaires :

En fabrication aéronautiques, 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.

III.8.2 Rivetage :

Les assemblages par rivetage sont encore actuellement ceux qui 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.

III 8.2.1 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.

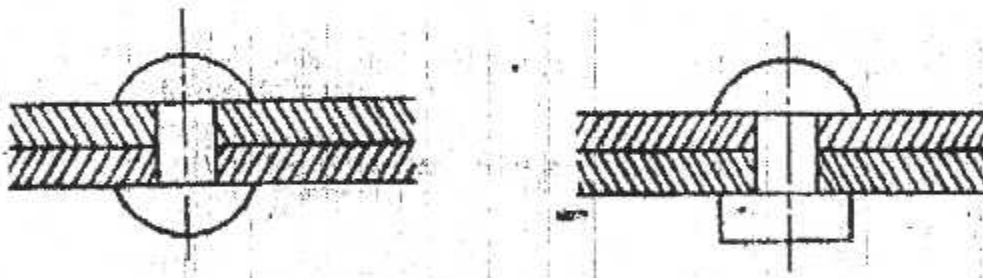


Fig III.13 Le type apparent

- **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.

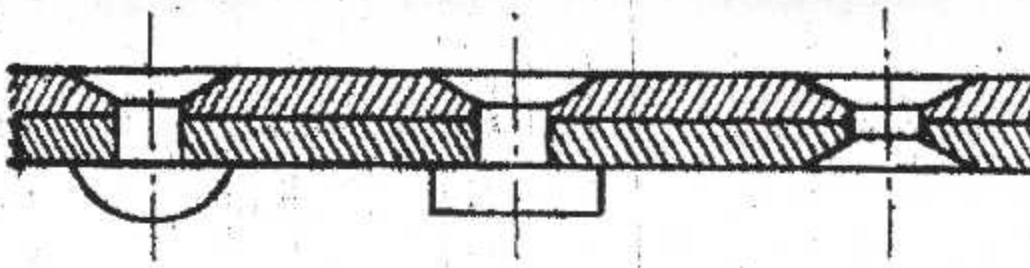


Fig III.14 Le type fraisé

-**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 au moins une des tôles est mince. Son prix est très élevé (2 à 3 fois celui du rivetage apparent).

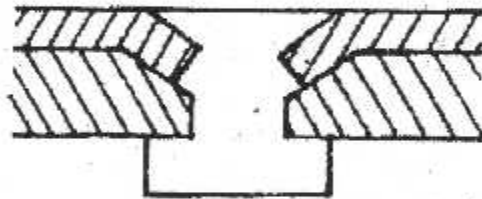


Fig III.15 Le type embrevé

III.8.2.2 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 fabrication aéronautiques sont représentés ci-après :

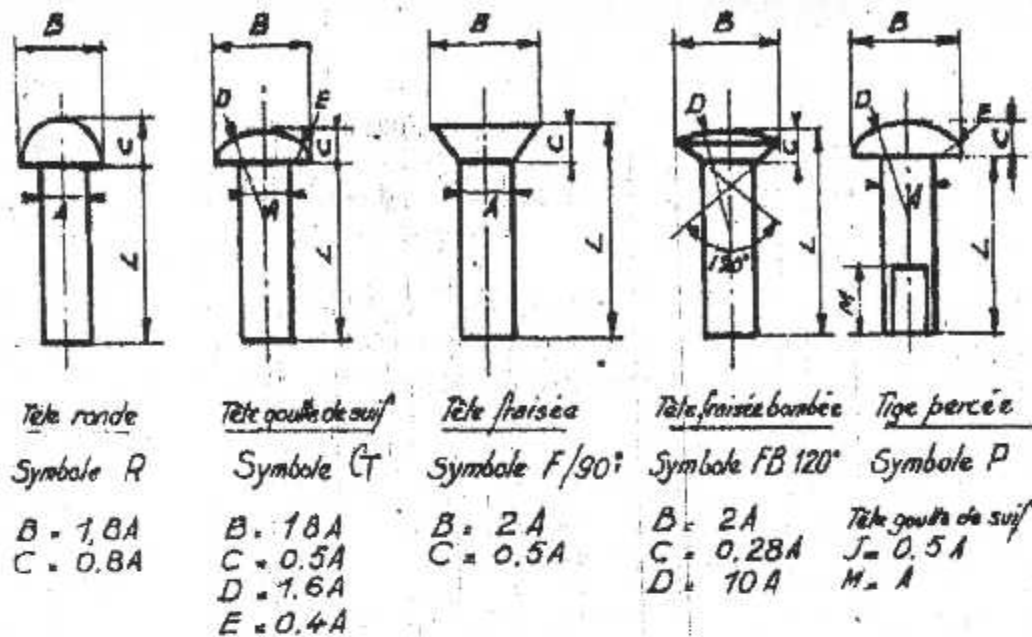


Fig III.16 Les rivets courants

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 (Duralumin) pour les alliages de Mg.
- L'alliage ASG (alumasilicium).
- L'Aluminium par A5 et 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, joint 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 est accessible. Nous trouvons :

-Le rivet GOUDRICH : 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.

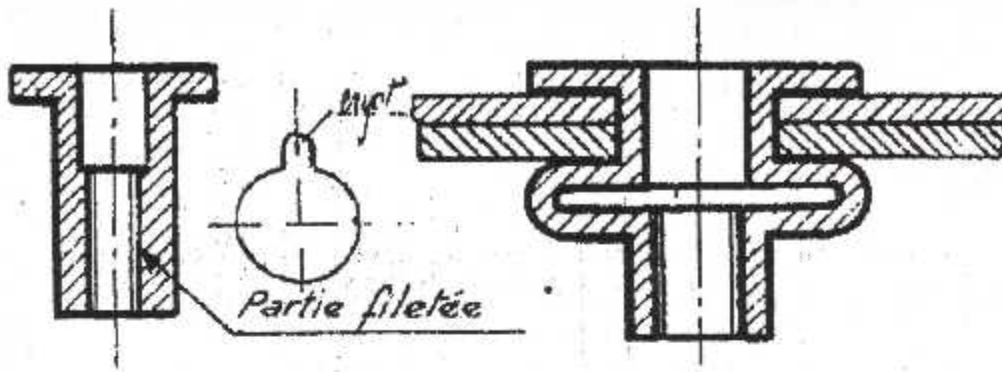


Fig III.17 Le rivet Goodrich

-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.

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

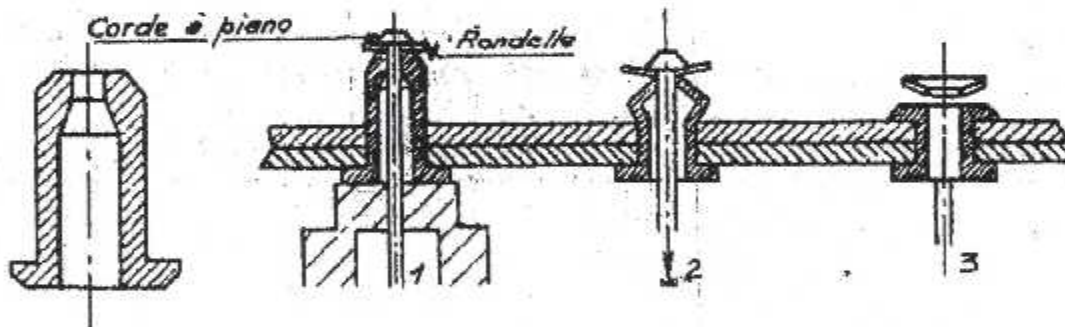


Fig III.18 Le rivet SUD-EST

-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 un contrôle difficile.

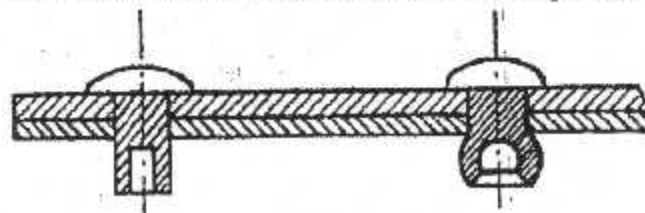


Fig III.19 Le rivet explosé

Il existe un certain nombre 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 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 lubrifiant fourni par le constructeur.

-Le rivet JO-BOLT : C'est un rivet plein qui ne nécessite l'accessibilité que d'un seul coté. 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 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.

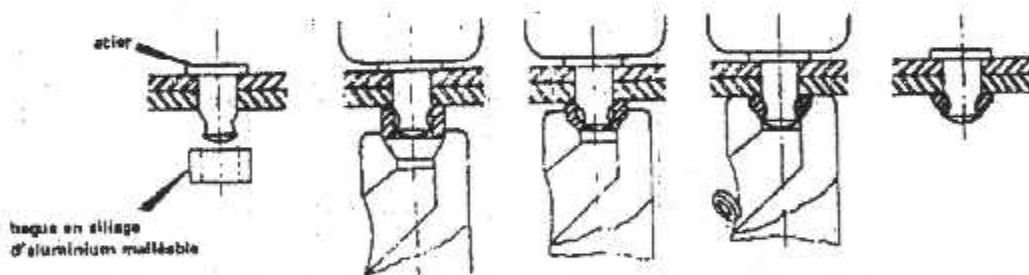


Fig III .20 Le rivet HI-SHEAR

- 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.

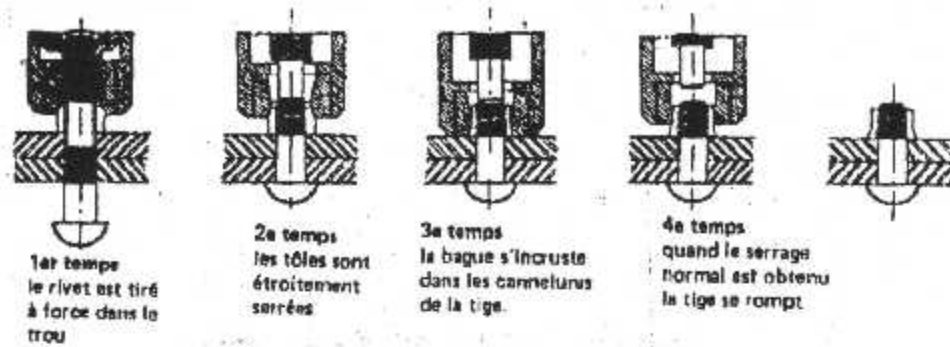


Fig III.21 Le rivet LOCKBOLT

III.8.2.3 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 différentes, 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 Rg représentant la fatigue de cisaillement admissible.

$$F=N(\pi.d^2.Rg) / 4 \text{ soit } N = 4.F / (\pi D^2.Rg)$$

-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 3 d, 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.

-**Épinglage** : 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 une ordinaires en acier avec écrou, soit des agrafes à pose rapide. Un joint plan nécessite une épingle tous les 300mm et joint galbé tous les 100 ou 150 mm.

- **Contre perçage** : L'ensemble étant épinglé, on amène les trous aux diamètre 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 mm pour $D \leq 4$ mm et 0,2 mm pour $5 \leq D \leq 10$ 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.

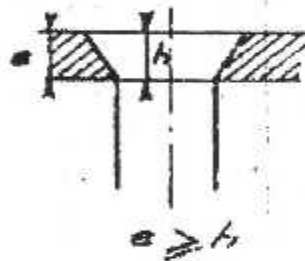


Fig III.22 Le fraisage

- **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 toute fois 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 33 mm 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 trempe, le contact avec les éléments à assembler remplaçant l'immersions 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 titre – rivet qui a pour rôle de faire coller les tôles entre elles.

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

III.8.2.4 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.

III.8.2.5 Contrôle du Rivetage :

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

- A- chanfrein non exécuté en bordure du trou
- B- bavures non enlevées (cas du poinçonnage)
- C- tête crique (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 cérise trop dur).
 K- rivetage trop poussé.
 L- mauvaise frappe

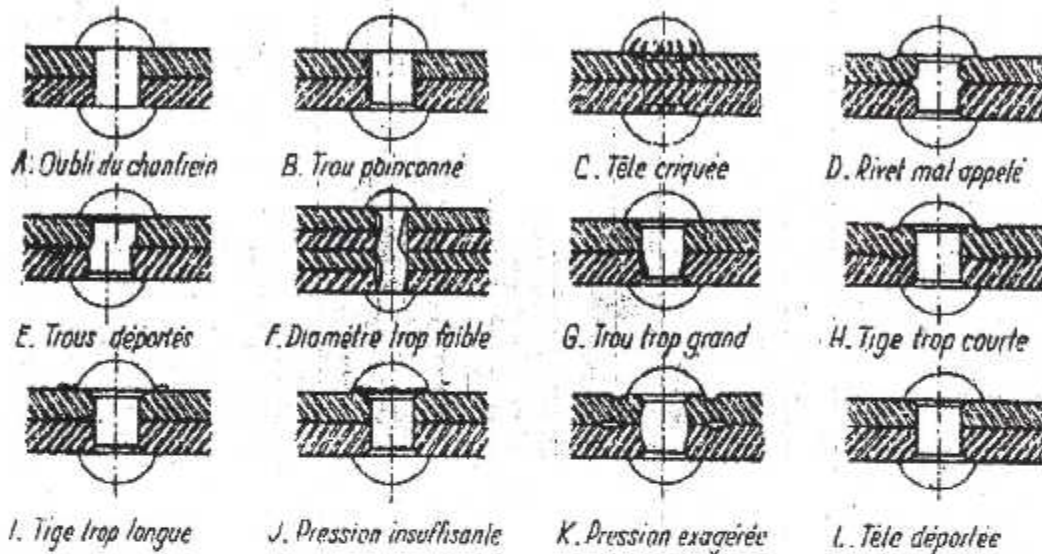


Fig III.23 Le contrôle de rivetage

III.8.3 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 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. Elle 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. L'interposition d'un frein en tôle, soit par une rondelle spéciale.

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

- écrou auto-fcincurs: 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).

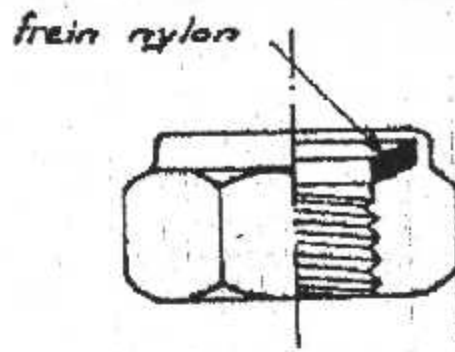


Fig III.24 Les écrous libres

-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.

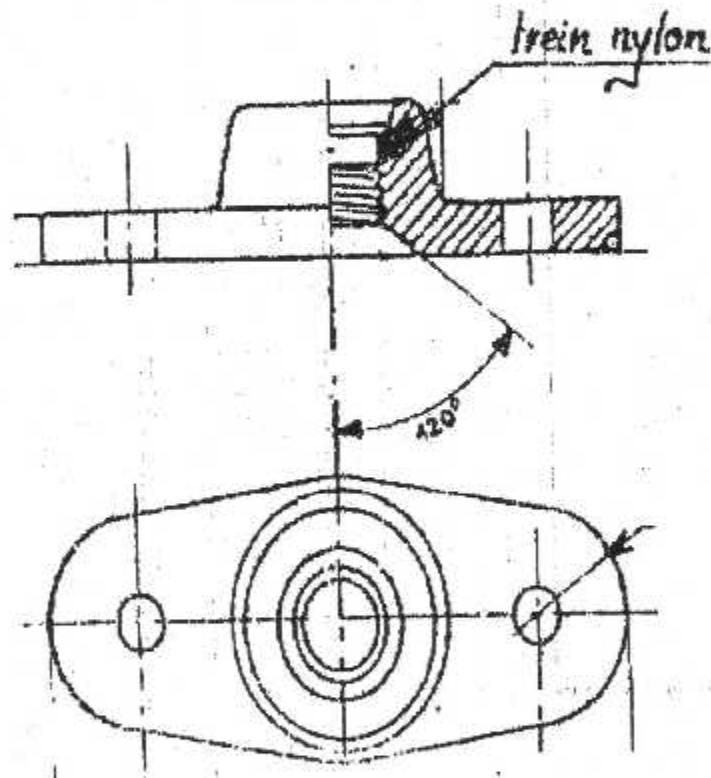


Fig III.25 Les écrous prisonniers

Pour les assemblages importants réalisés par boulons (attaches de voile sur fuselage, attaches d'empennage sur fuselage, etc. ...) ou 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 IV

REALISATION

IV.1. Construction :

Pour des raisons de moyens matériels limités, on se propose de construire un prototype de fuselage de dimension : 600 mm x 600 mm.(voir IV.1.2)
Et porte visite de dimension : 160 mm x 160 mm.(voir IV.3.4)

IV.2. machine utilisées :

Dans l'atelier structure, les machines nécessaires pour la réalisation de prototype et de visite sont :

- Cintreuse
- Cisaille
- Perceuse pneumatique
- Machine à soya

Ainsi les outillage (la lime, le cisaille droite et gauche, gabarit en bois), pour la mise en forme, les outillage par l'assemblage (le marteau, le pistolet, le tas, maillet) .

IV.3. Matériaux utilisés :

Les matériaux utilisés sont :

AU 4G (2017), C'est le dural, il est utilisé sous forme de côtes et de rivets.

AU 4G1 (2024), c'est le dural, il est alliage, aéronautique par excellence, revêtement majorité des éléments structuraux voilure, fuselage AZ5GU (7075), c'est le ZICRAL


IV.4. Transformation des matériaux :

IV.4.1. Prototype de fuselage d'un avion :

IV.4.1.1. Revêtement :

- 4 Tôle : 300 mm x 350 mm
- Cintrage de la tôles pour obtenir de tôle en forme cintre.
- Rivetage de deux tôles avec des rivets $\phi = 3,2$ mm.

IV.4.1.2 Les couples ordinaires :

- Tôle : 600 m x 140 mm.
- Découpage de la Tôle
- Pliage de la tôle par gabarit en bois pour obtenir une forme en 

IV.4.1.3. Couple fort :

- Découpage de la Tôle
- Pliage la partie gauche et la partie droite pour obtenir un forme en L
- fixation de deux parties par des rivets têtes bombées de $\phi = 3,2$ mm.



Fig IV.1 prototype de fuselage(extérieur)

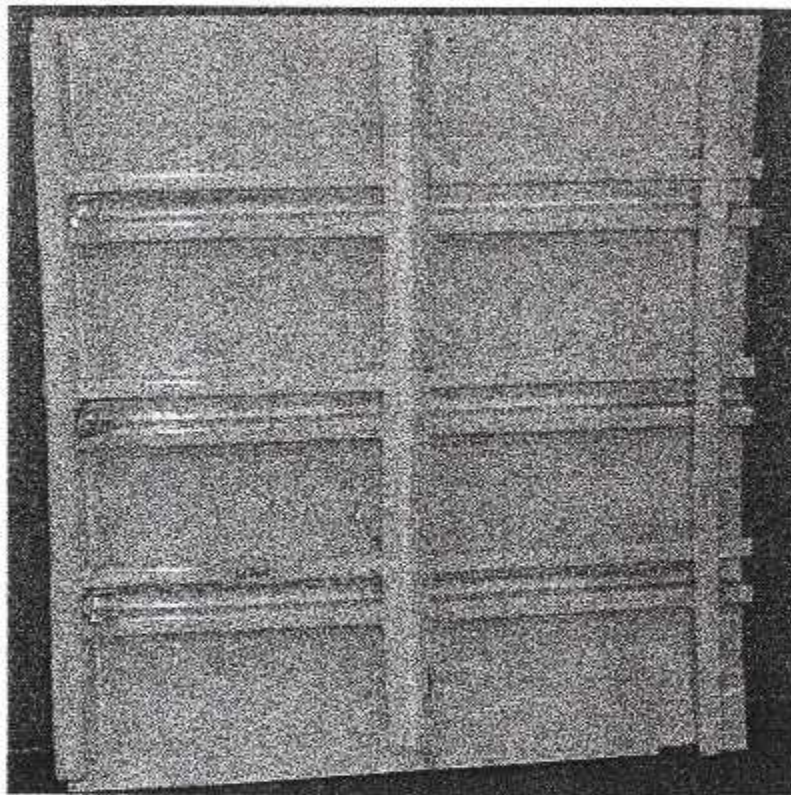


Fig IV.2 prototype de fuselage(intérieur)

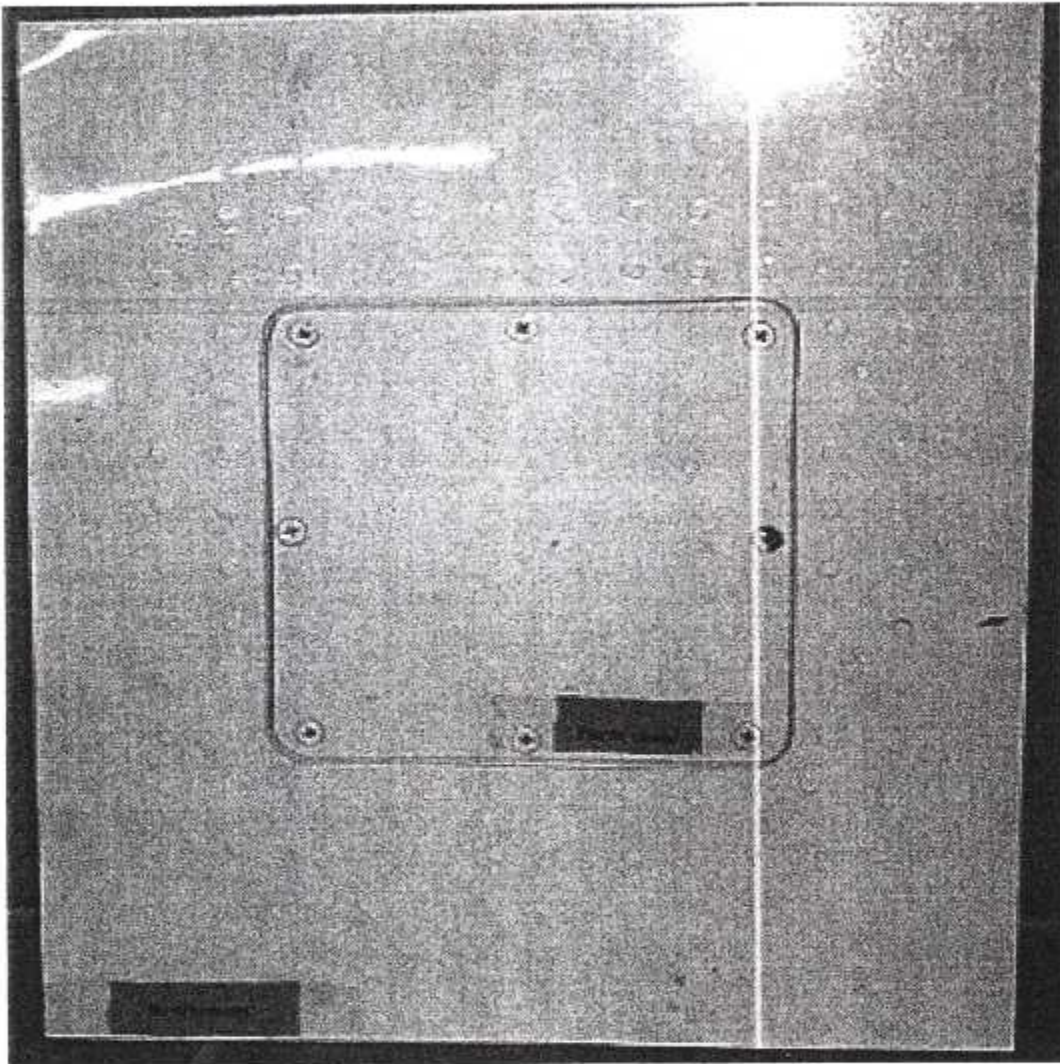


Fig IV.3 porte visite (face extérieur)

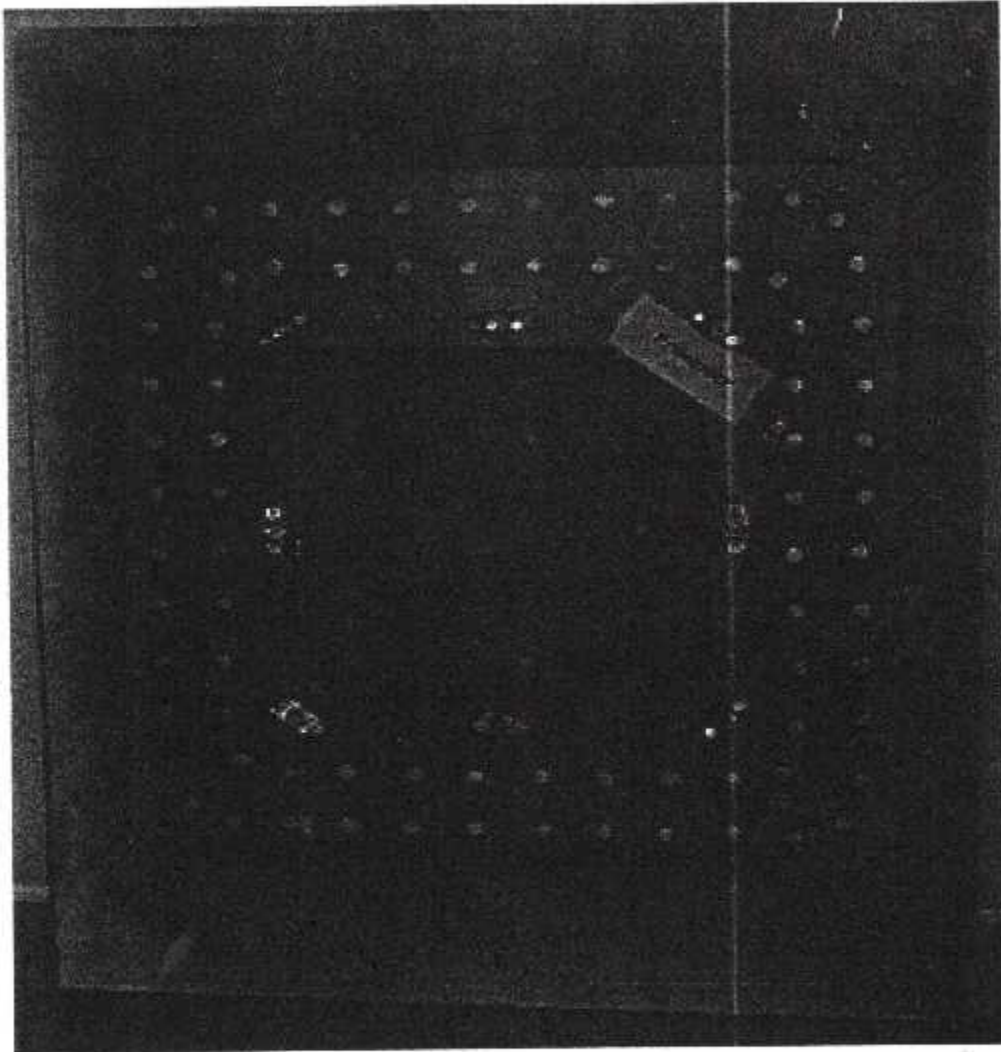


Fig IV.4 porte visite (face intérieur)

IV.4.1.4 Les lisses :

- Tôle : 600 mm

IV.4.2. Porte de visite :

IV.4.2.1 revêtement :

- Tôle : 350 mm x 300 mm
- Cintrage de la tôle pour obtenir la forme cintre par cintreuse.

IV.4.2.2 porte de visite :

- Tôle : 160 mm x 160 mm
- Fixation par des vis en acier et prisonnier.

IV.4.2.3 renfort :

- Tôle : 250 mm x 250 mm
- Rivetage par des rivets $\phi = 3,2$ mm

IV.5. Assemblage :

IV.5.1. Prototype de fuselage d'un avion :

IV.5.1.1. revêtement – couple ordinaire – couple fort :

- Fixation par des rivets de $\phi = 3,2$ mm.(voir IV.5)

IV.5.1.2 Revêtement – les lisses :

- Fixation par des rivets de $\phi = 3,2$ mm.(voir IV.6)

IV.5.2 Porte de visite :

IV.5.2.1 Revêtement – renfort :

- Fixation par de rivets de $\phi = 3,2$ mm ,(voir IV.7)

IV.5.2.2. Renfort et porte de visite :

- Fixation par des vis et prisonnier.(voir IV.8)

IV.6. Protection de surface :

Après la réalisation des pièces ,nous devons prévoir un traitement de protection comme suit :

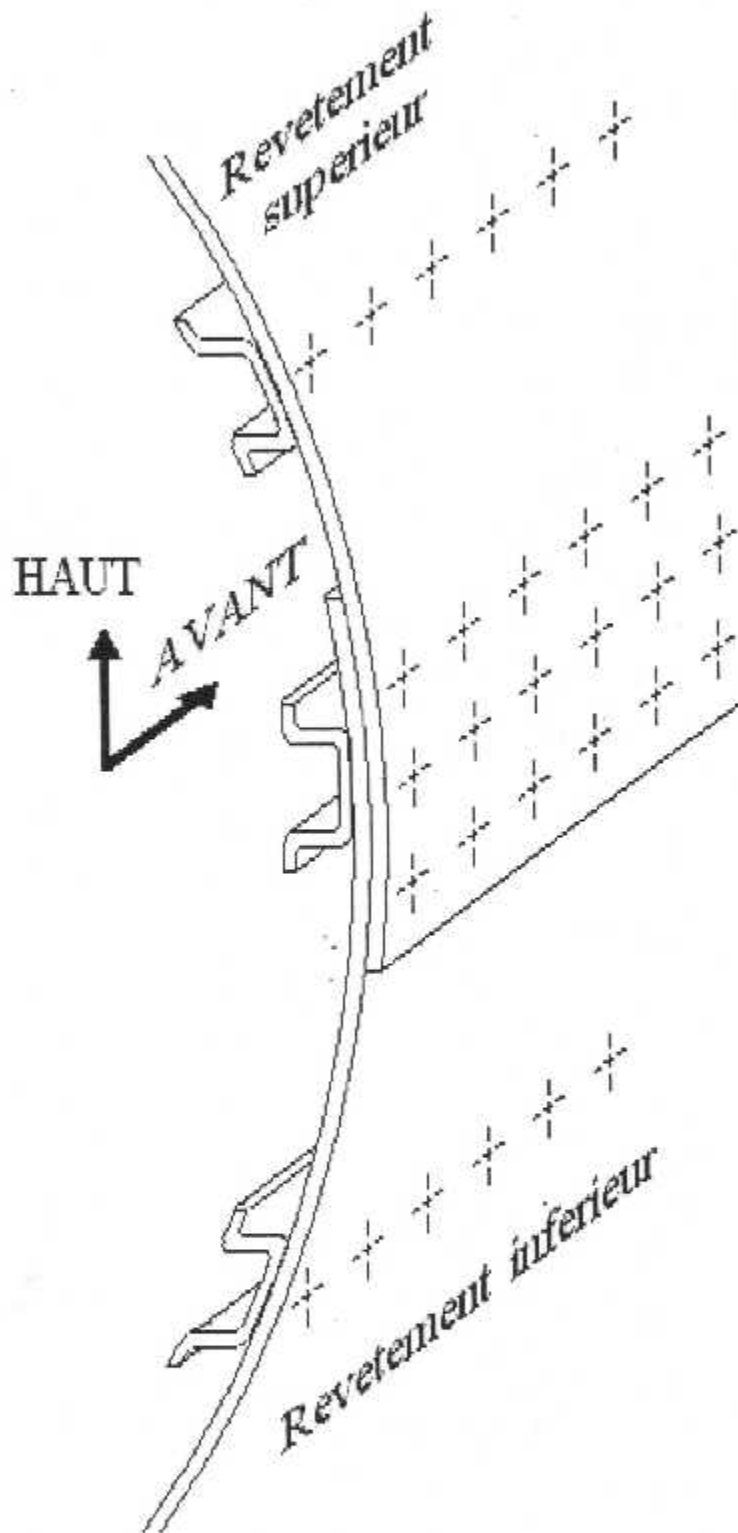


Fig IV-5 assemblage de revêtement et les lisses

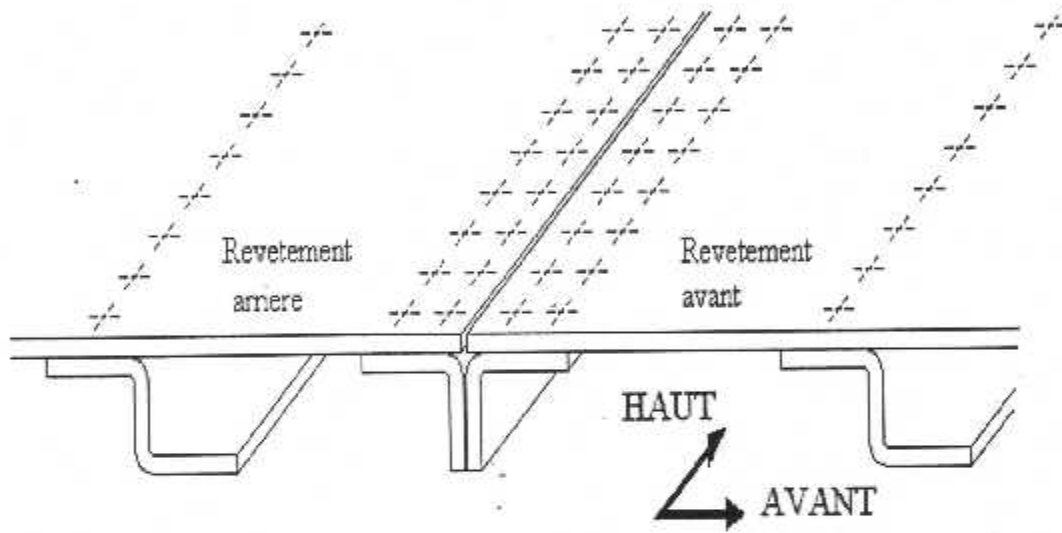


Fig IV-6 assemblage de revêtement et les couples

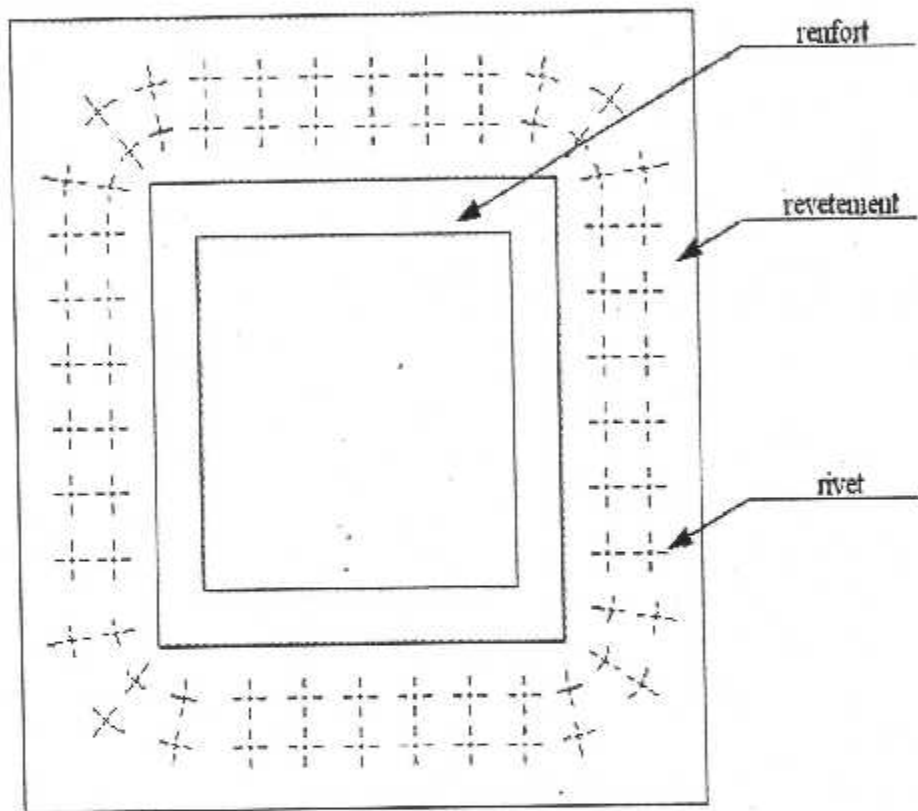


Fig IV-7 assemblage de revêtement et renfort

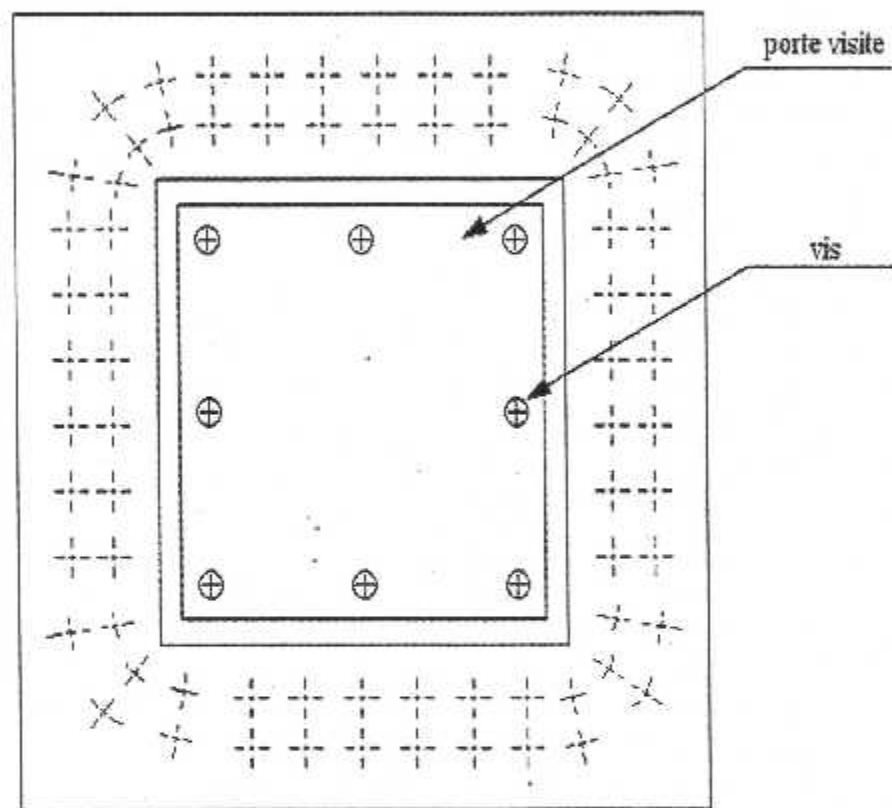


Fig IV-8 assemblage de renfort et porte visite

- Appliquer une couche d' Alodine 1200 (coloration jaune) , une couche primaire de surface du pièces ainsi qu'une couche de peinture suivant :
 - B M S (10-11 type 1) peinture anticorrosive
 - B M S (10-60 type 1) peinture finition (décoration) à base résine (polyuréthane)
- Et nous devons aussi prévoir une étanchéité avec un mastic spécial sur tous les joues des pièces .

CONCLUSION

Dans cette étude , nous nous sommes proposés de faire une conception préliminaire d'un fuselage de l'avion cargo. vu la complexité de la construction aéronautique et le temps alloué à cette étude très simple ainsi que l'étendu du domaine aéronautique qui nécessite l'intervention de diverses spécialité (aérodynamique), nous nous sommes contentées à la réalisation d'une porte de visite et d'un prototype d'un fuselage qui nous a permis de mieux nous familiariser avec des machine outils utilisés en atelier

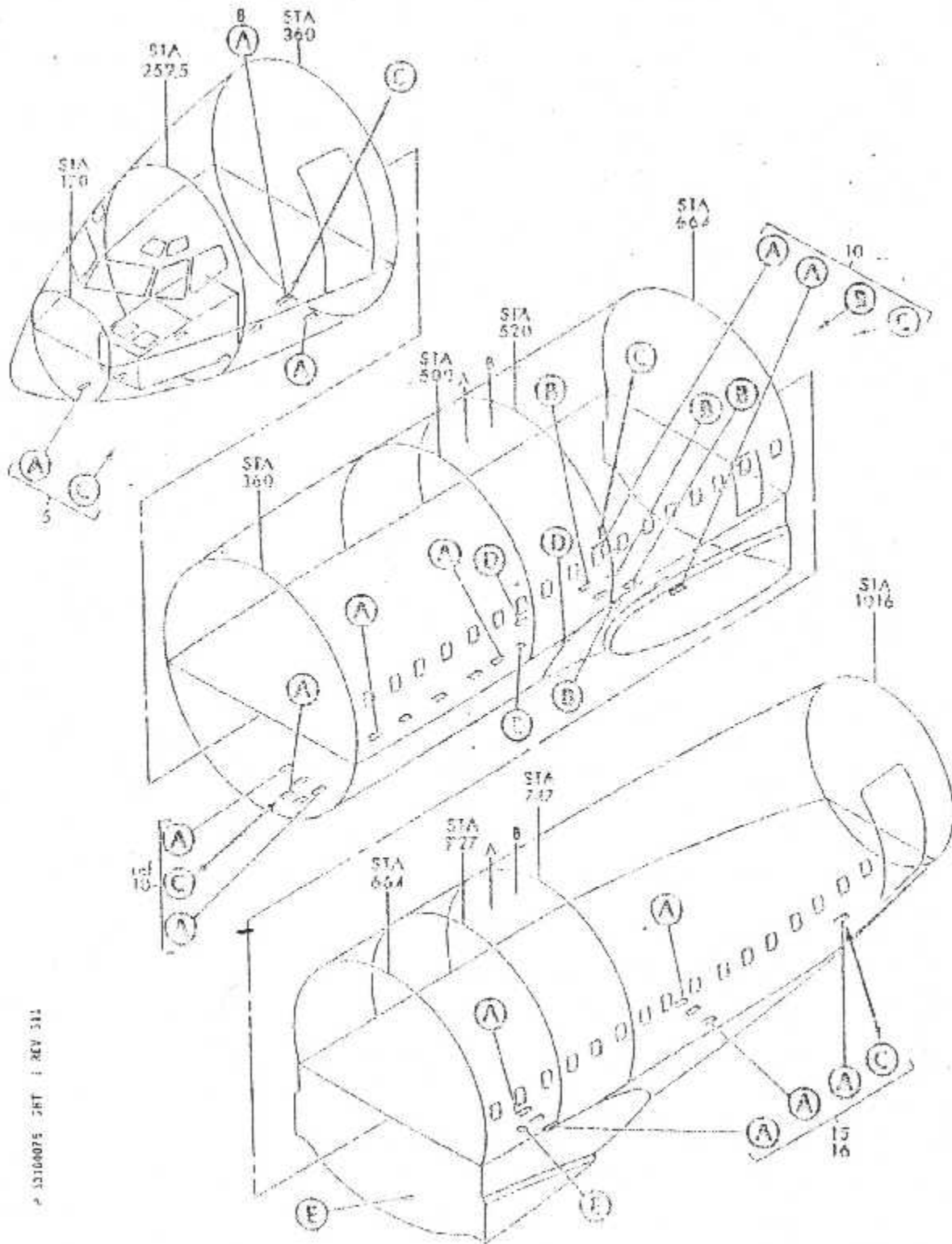
Depuis , dans ce travail , nous avons constatés :

- la zone la plus sollicitée par les efforts appliquées sur le fuselage est située au niveau d'assemblage sont : voilure -fuselage- train d'atterrissage
- Les éléments les plus importants dans la construction de fuselage Sont : les ouvertures : hublot ,porte, porte visite, par brise .
- le choix d'utilisation des alliages d'aluminium pour la construction de fuselage sont : duralumin (2024) et zical (7075)
- le type de fixation (rivets, hi-locks).
- Protection des surface par l'alodine, peinture.....etc.

Enfin nous espérons que notre mémoire et notre réalisation servent comme documentation importante et bénéfique pour d 'autre étudiant en particulier ceux du cycle court(technicien supérieurs en aéronautiques) .

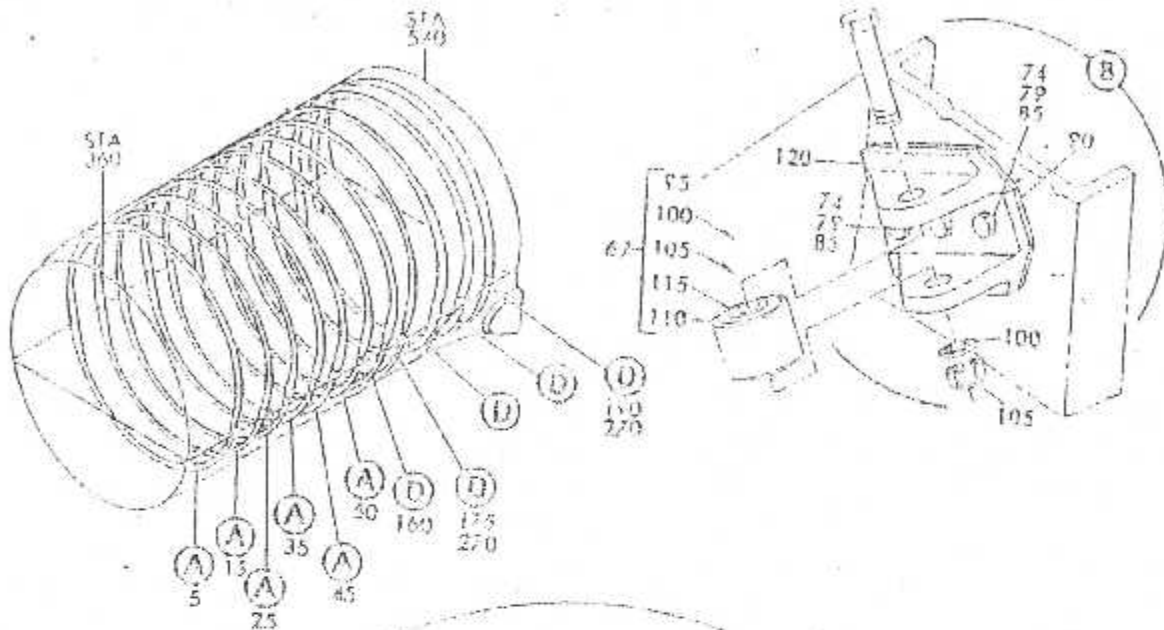


ANNEXES

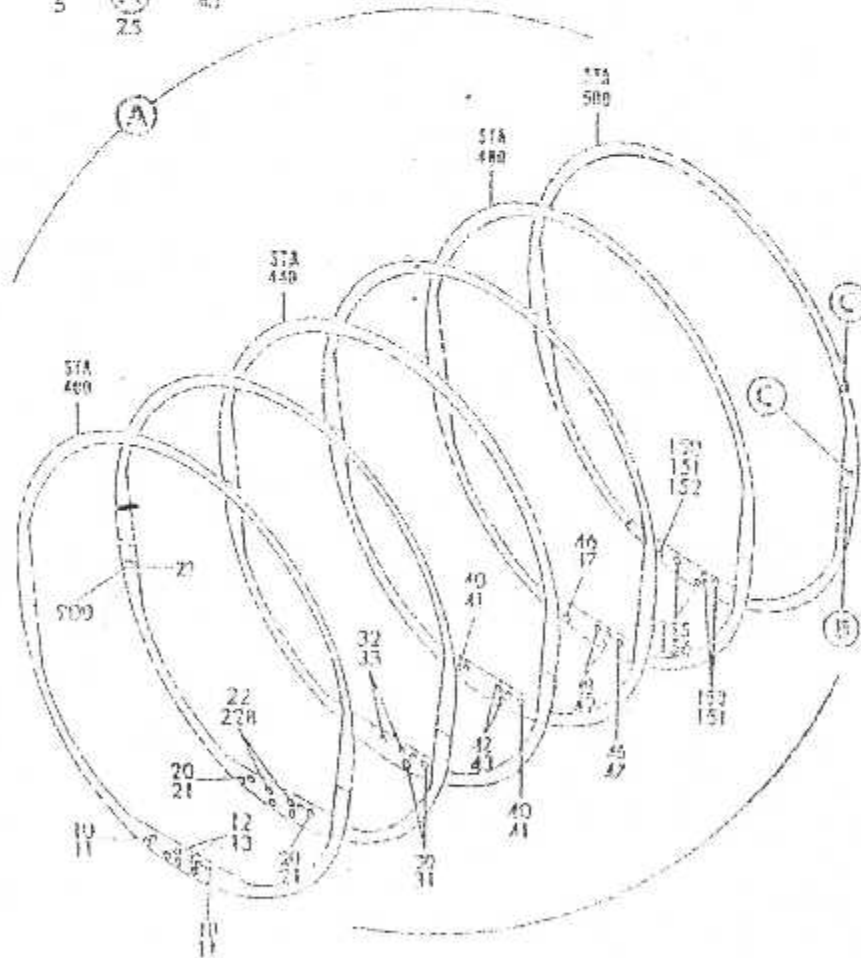


1111 REV 1 LIT 5100015

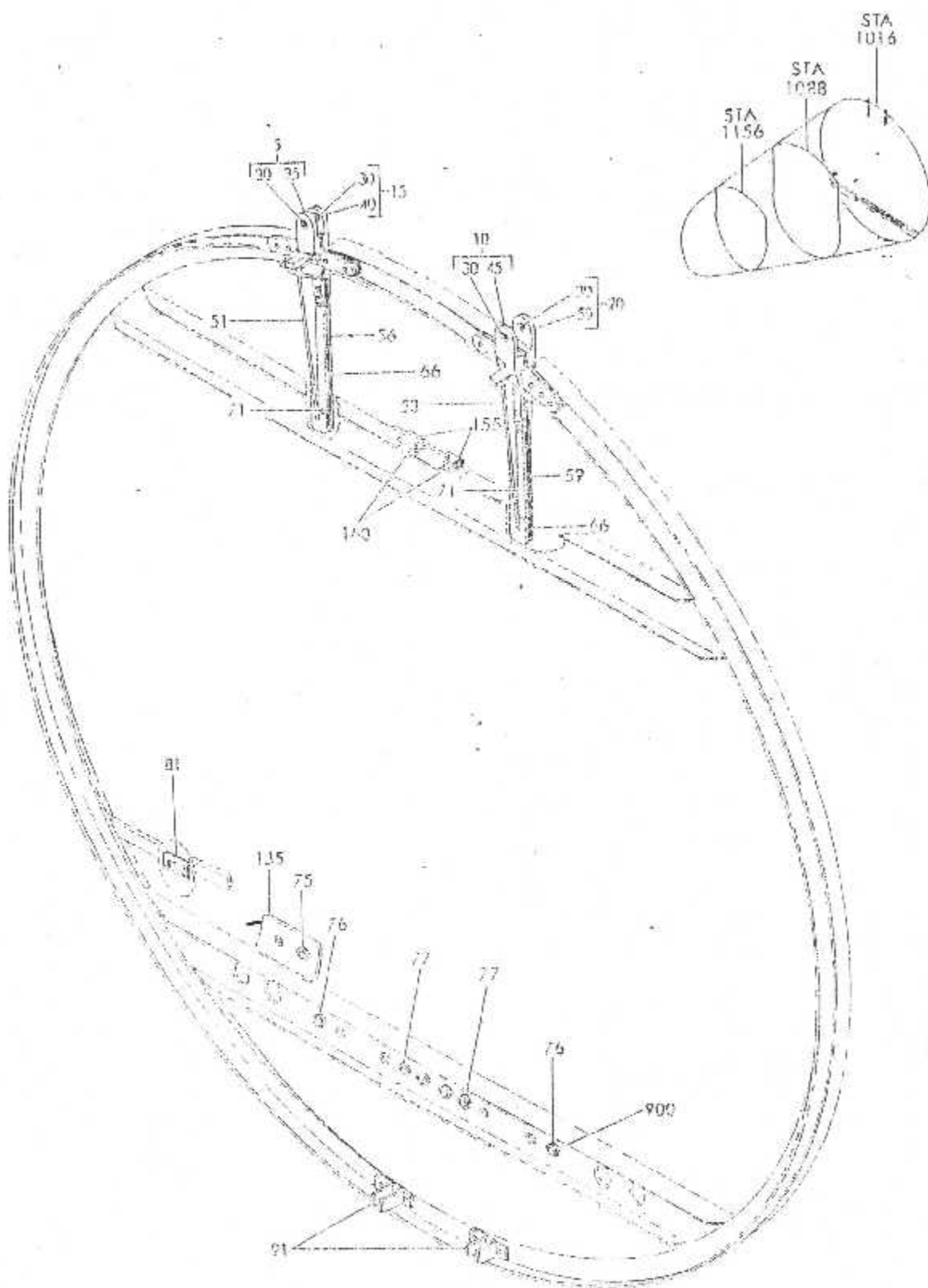
DRAIN INSTL-BODY WATER
FIGURE 75 (SHEET 1)



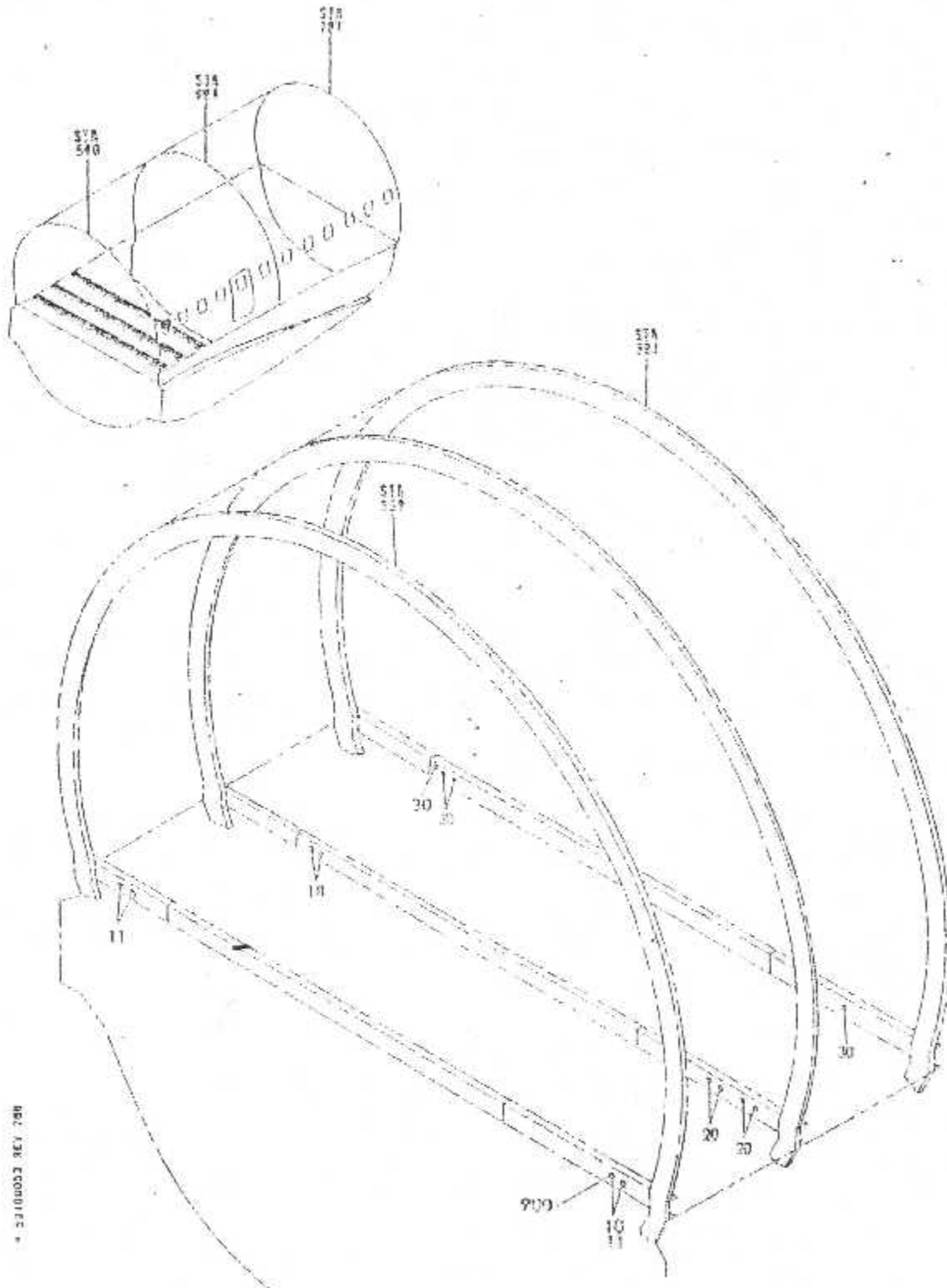
P-31-00052A-5HT 1 149 311



FRAME INSTL-BODY STA 400 TO 520, SUPPORT INSTL, RISER SIDEWALLS
FIGURE 52A (SHEET 1)

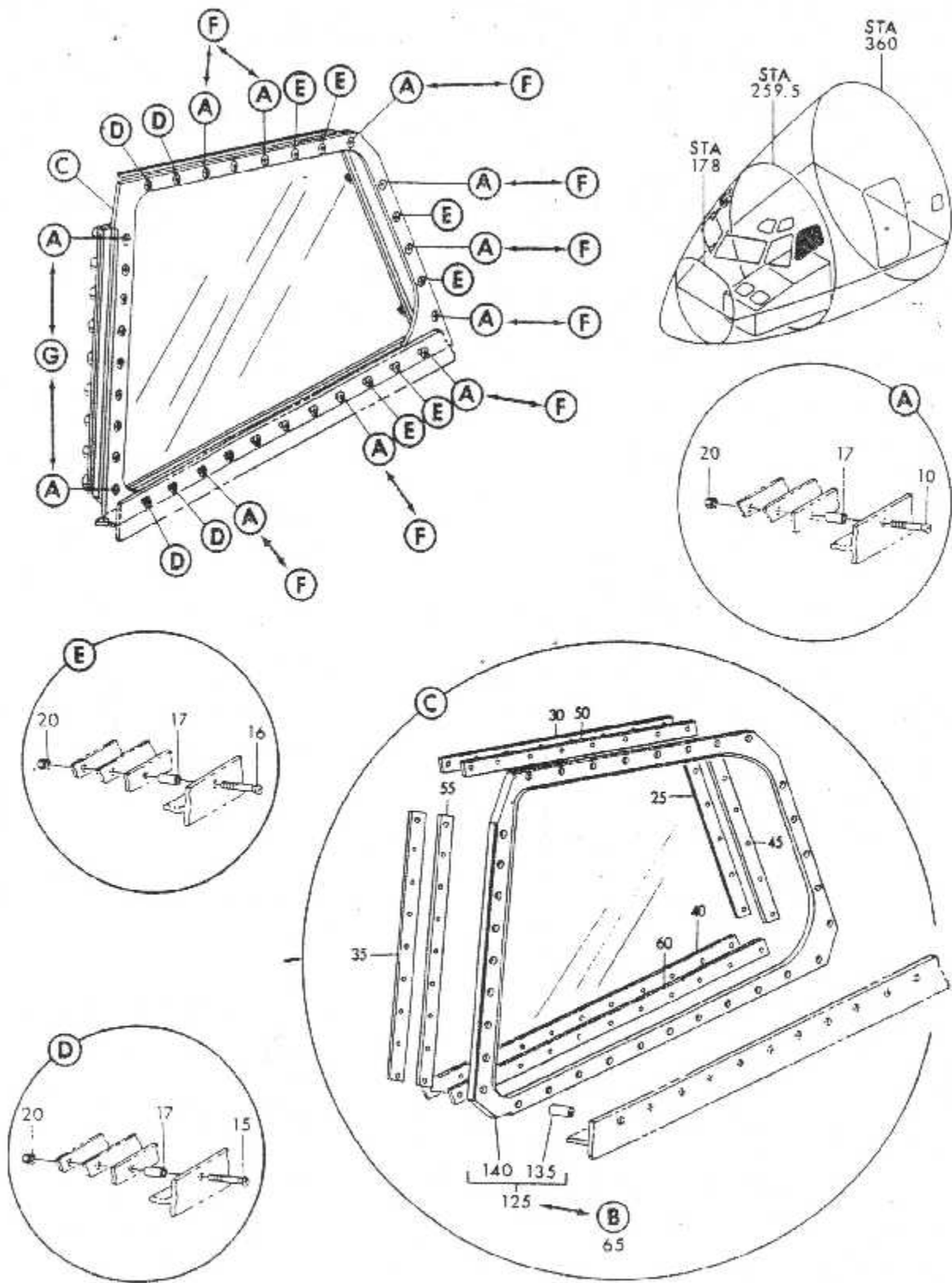


BULKHEAD INSTL.-STA 1016
FIGURE 32



32100003 REV 298

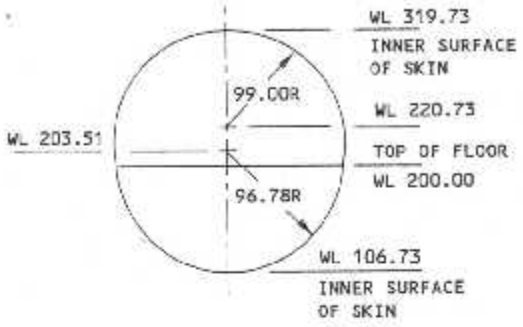
FRAME INSTL-BODY STA 559 TO 597
FIGURE 53



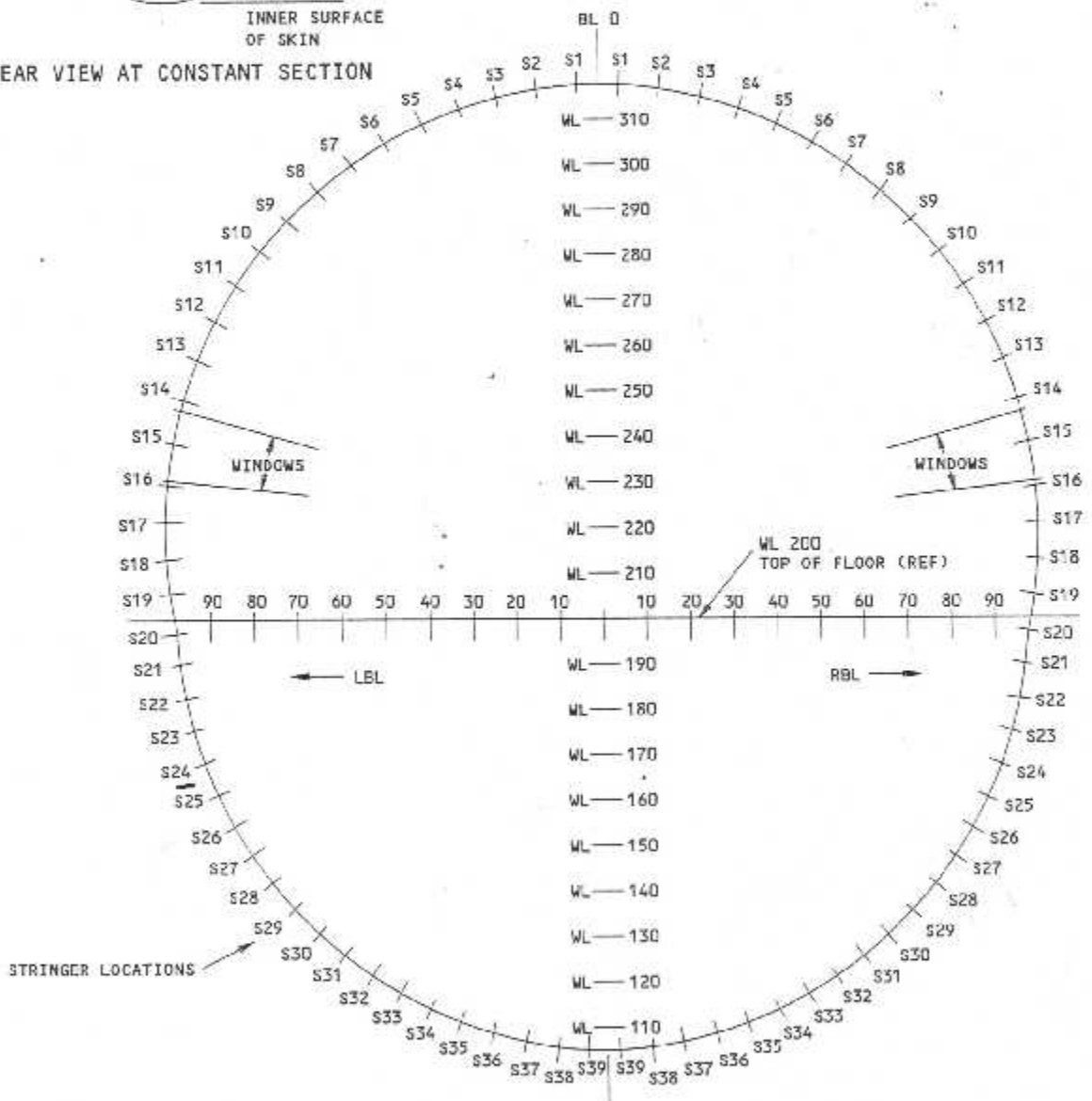
WINDSHIELD INSTL-PANE NO. 3 (CAPT)
FIGURE 2 (SHEET 1)

BOEING
767-300
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

REF DWG
140T1511



REAR VIEW AT CONSTANT SECTION

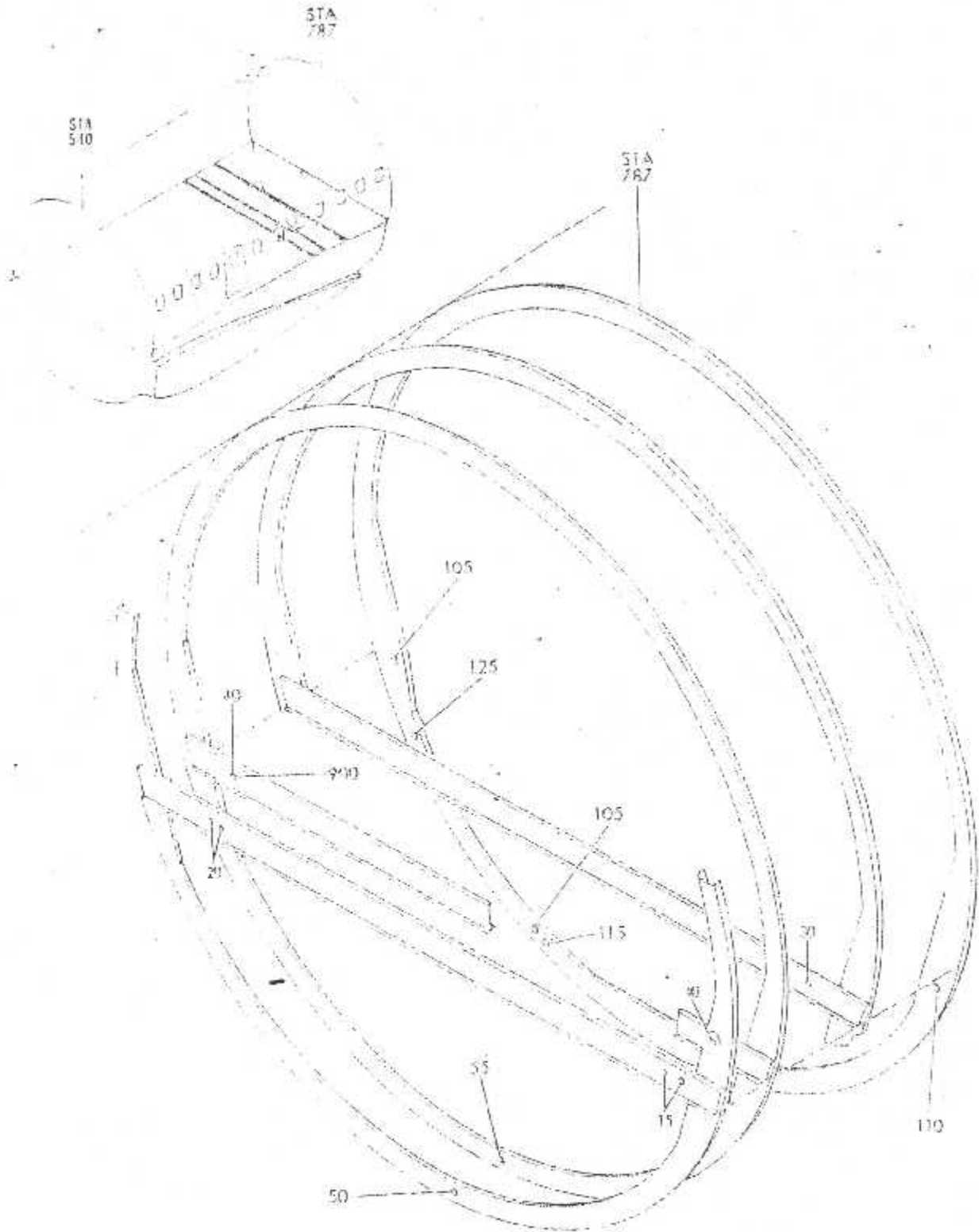


TYPICAL FUSELAGE SECTION LOOKING FORWARD

Fuselage Cross Section Diagram
Figure 2

53-00-00

190750



FRAME STEEL-STA 715 TO 747 AND 787
FIGURE 55

53-10-00-56



BIBLIOGRAPHIE

BIBLIOGRAPHIE

- (1) P.F.E "conception structurale préliminaire du fuselage d'un avion cargo" Institut de Génie Mécanique U.S.T.H.B 1996
- (2) Manuel d'instruction B 737 édité par Air Algérie
- (3) J.Fieury-J.Weyland "Technologies cellule " (I.A.J.M) 1981
- (4) G.Cassou "Technologies générale " (I.A.J.M) 1981