

---

## Technologie cellule.

---

[Sous-titre du document]



## Table des matières

1	Alliages et matériaux utilisés en construction aéronautique .....	4
1.1	Introduction.....	4
1.2	Contraintes appliquées sur les matériaux.....	4
1.2.1	Contraintes de fixations.....	4
1.2.2	Sollicitation des matériaux en traction .....	5
1.2.3	Sollicitation des matériaux en compression .....	6
1.2.4	Cisaillement.....	6
1.2.5	Sollicitation des matériaux en flexion .....	7
1.2.6	Sollicitation des matériaux en torsion .....	9
1.2.7	Sollicitation des matériaux en fatigue .....	9
1.3	Matériaux utilisés en construction Aéronautique.....	10
1.3.1	Les aciers .....	10
1.3.1.1	Les aciers ordinaires ou non alliés.....	10
1.3.1.1	Les aciers faiblement alliés.....	11
1.3.1.2	Les aciers fortement alliés.....	11
1.4	Alliages légers.....	11
1.4.1	Présentation .....	11
1.4.2	Les Alliages légers non trempant .....	12
1.4.2.1	Alliages aluminium - magnésium.....	12
1.4.2.2	Alliages aluminium - silicium .....	12
1.4.3	Les Alliages Légers Trempant .....	13
1.4.3.1	Alliages Aluminium - Cuivre.....	13
1.4.3.2	Alliages Aluminium - Zinc .....	13
1.4.3.3	Alliages Aluminium - Lithium.....	14
1.4.4	Les Traitements Thermiques .....	14
1.4.4.1	La trempe.....	14
1.4.4.2	Le revenu .....	14
1.4.4.3	Le recuit .....	14
1.4.5	Les Nouveaux Alliages Légers .....	15
2	Voilure.....	0
2.1	Efforts appliqués à la voilure en vol et au sol .....	0
2.1.1	Les Charge et les contraintes.....	0
2.1.1.1	La Traction .....	1

2.1.1.2	La compression .....	1
2.1.1.3	Le Cisaillement.....	2
2.1.1.4	La Torsion .....	3
2.1.1.5	La Flexion.....	3
2.1.2	Les efforts et contraintes appliqués à un avion .....	4
2.1.2.1	Rappel d'aérodynamique .....	4
2.1.2.2	Efforts appliques sur une aile au sol.....	6
2.1.2.2.1	Aile tirée bimoteur .....	6
2.1.2.3	Efforts sur une aile en vol rectiligne .....	8
2.1.2.4	<b>Limitation du poids sans carburant (Zéro-Fuel-Weight)</b> .....	11
2.2	Structure et modes de construction .....	12
2.2.1	<b>Longerons</b> .....	13
2.2.2	Nervures .....	14
2.2.2.1	Nervures courantes .....	14
2.2.2.2	Nervures fortes.....	15
2.2.2.3	Nervures étanches.....	15
2.2.3	Revêtement travaillant.....	15
2.2.4	Types de voilure .....	16
2.2.4.1	Structure multilongerons .....	16
2.2.4.2	Structure caisson .....	17
2.2.4.3	- Structure supersonique.....	17
2.2.5	Exemples .....	18
2.2.6	Assemblage Aile-Moteur .....	18
2.2.6.1	GTR directement fixé sous l'aile .....	18
2.2.6.2	GTR suspendu sous l'aile .....	19
2.2.6.3	Fixation des GTP .....	19
2.2.7	Fixation des commandes de vol et des atterrisseurs.....	20
2.3	Dispositifs hypersustentateurs.....	21
2.3.1	But .....	21
2.3.2	Dispositifs de bord d'attaque .....	21
2.3.2.1	Principe.....	21
2.3.2.2	Effet des dispositifs de Bord d'attaque sur la courbe $C_z = f(\alpha)$ .....	22
2.3.3	Dispositifs de bord de fuite .....	23
2.3.3.1	Volet de courbure.....	23
2.3.3.2	Volet de courbure à fente .....	23

2.3.3.3	Volet d'intrados à recul (Volet Fowler) .....	23
2.3.3.4	Volets multiples.....	24
2.3.3.5	Effets des dispositifs de Bord de fuite sur la courbe $C_z = f(\alpha)$ .....	24
2.3.3.6	Flaperons .....	24
2.3.3.7	Synthèse des dispositifs hypersustentateurs sur la polaire .....	25
2.3.4	Installation B 727 .....	25
2.3.4.1	Becs de bord d'attaque .....	26
2.3.4.2	Volet Krueger.....	26
2.3.4.3	Volet de bord de fuite triple fente .....	26
2.3.4.4	Mise en œuvre des dispositifs hypersustentateurs sur B 727 .....	27
2.3.5	Installation B 747 .....	28
2.3.5.1	Volets de bord de fuite .....	28
2.3.5.2	Volets à courbure progressive.....	28
2.3.5.3	Volets Krueger .....	30
2.3.5.4	Mise en œuvre des dispositifs hypersustentateurs .....	30
2.3.6	Installation A 310 .....	31
2.3.6.1	Becs de bord d'attaque .....	32
2.3.6.2	Volets de bord de fuite.....	32
2.3.6.3	Mise en œuvre des dispositifs hypersustentateurs sur A 310 .....	32
2.3.6.4	Cas particulier : Volet Notch sur A 300.....	33
2.3.6.5	Circuit A300 .....	34
2.4	Dispositifs hyposustentateurs.....	34
2.4.1	Buts.....	34
2.4.2	Deux types de dispositifs.....	34
2.4.3	Aéofreins .....	34
2.4.3.1	Influence sur la polaire (courbe représentant la relation $Cz / Cx$ .....	35
2.4.3.2	Parachute .....	35
2.4.4	Spoilers : « Destructeurs de portance ».....	35
2.4.4.1	Réalisation .....	36
2.4.4.2	Impact sur la polaire .....	36
2.4.4.3	Utilisation des spoilers en dissymétrique.....	36
2.4.4.4	Installation sur B737.....	37
2.4.4.5	Installation sur A 310.....	38
2.5	Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences suivant l'écoulement (supersonique, transsonique, sonique local).....	39

## Table des matières

2.5.1	Buffeting.....	39
2.5.2	Flutter .....	40
2.5.3	Vibrations des gouvernes .....	44
3	Fuselage.....	0
3.1	Efforts appliqués au fuselage .....	0
3.1.1	Efforts appliqués au sol .....	0
3.1.2	Efforts appliqués en vol.....	1
3.1.2.1	Massiques.....	1
3.1.2.2	Aérodynamiques de portance) $F_z$ et de traînée $F_x$ .....	2
3.1.3	Efforts occasionnels dus au braquage de la dérive.....	2
3.1.4	Efforts dus à la pressurisation .....	2
3.1.5	Efforts localisés .....	3
3.2	Structure et mode de construction.....	4
3.2.1	Cadres ou couples.....	5
3.2.2	Lisses .....	6
3.2.3	Revêtement travaillant.....	7
3.2.4	Fuselage coque .....	7
3.2.5	Fuselage semi-monocoque .....	7
3.2.6	Assemblage par tronçons .....	8
3.2.7	Planchers .....	8
3.2.7.1	Plancher cabine .....	9
3.2.7.2	Séparation cabine-caisson central.....	9
3.2.7.3	Planchers soutes.....	10
3.3	Etanchéité et Isolation thermique et acoustique.....	10
3.3.1	Etanchéité .....	10
3.3.2	Isolation thermique et acoustique.....	11
3.4	passage des commandes, portes, hublots, panneaux de décompression. E.....	12
3.4.1	Passage de commandes (vide).....	12
3.4.2	Portes .....	12
3.4.2.1	Portes passagers.....	12
3.4.2.2	Portes de soutes .....	15
3.4.2.3	Portes de visites.....	18
3.4.2.4	Signalisation.....	18
3.4.3	Pare-brise et hublots .....	19

## Table des matières

3.4.3.1	Pare-brise .....	19
3.4.3.2	Hublots .....	21
3.5	Fixation du fuselage avec GTR, empennage et voilure- .....	22
3.5.1	Assemblage fuselage-GTR.....	22
3.5.2	Assemblage fuselage- empennages .....	23
3.5.3	Assemblage fuselage-aile .....	24
3.5.3.1	Type Caravelle .....	24
3.5.3.2	Type B727 .....	25
3.5.3.3	Type A300/310 .....	26
3.5.3.4	Type DA01-Falcon.....	27
3.5.3.5	Type F27 .....	28

## Table des figures

Figure 1: Contraintes appliquées sur une structure .....	4
Figure 2: Contraintes appliquées sur la structure d'un avion .....	4
Figure 3: Traction.....	5
Figure 4: Courbe de traction.....	5
Figure 5: Compression et flambage .....	6
Figure 6: Cisaillement .....	7
Figure 7 : Contraintes s'exerçant sur les rivets .....	7
Figure 8: Flexion .....	8
Figure 9: Moment quadratique d'une poutre .....	8
Figure 10: Effort tranchant et moment de flexion sur une poutre .....	8
Figure 11: Torsion .....	9
Figure 12: Courbe de WOHLER.....	9
Figure 13 Alliages Fer- Carbone.....	10
Figure 14: La traction .....	1
Figure 15: Courbe de traction.....	1
Figure 16: Compression .....	2
Figure 17: Flambage.....	2
Figure 18: Flexion. ....	3
Figure 19 : Forces aérodynamiques .....	4
Figure 20 Centres de poussée et foyer principal .....	5
Figure 21 : Ligne des foyers.....	5
Figure 22 : Ligne des foyers pour les ailes en flèche. ....	5
Figure 23 : Centre élastique .....	6
Figure 24 : Ligne élastique.....	6
Figure 25 : Avion au sol .....	7
Figure 26 : Efforts verticaux aile poussée en vol rectiligne .....	8
Figure 27 : Efforts longitudinaux aile poussée.....	9
Figure 28 : Efforts verticaux d'une aile tirée .....	10
Figure 29 : Efforts Longitudinaux d'une aile tirée.....	11
Figure 30 : Limitation du poids sans carburant.....	12
Figure 31 : Eléments principaux constitutifs d'une aile.....	13
Figure 32 : Longeron.....	13
Figure 33 : Types de longerons .....	14
Figure 34 : Nervure .....	15
Figure 35: Nervure forte.....	15
Figure 36 : Fixation des raidisseurs.....	16
Figure 37 : revêtement intégral .....	16
Figure 38: Le raidissement transversal est assuré par les nervures.....	16
Figure 39: Structure multilongerons. ....	17
Figure 40 : Structure caisson.....	17
Figure 41 : Aile A300.....	18
Figure 42 : Assemblage Aile-Moteur B737 .....	18

Figure 43 : GTR suspendu sous l'aile .....	19
Figure 44 : Fixation des GTP .....	20
Figure 45 : Cloison pare-feu.....	20
Figure 46: Fixation des atterrisseurs. ....	21
Figure 47 : décollement de la couche limite .....	21
Figure 48 : Bord d'attaque basculant .....	22
Figure 49 : Bec de Bord d'attaque simple.....	22
Figure 50 : Bec de Bord d'attaque avec fente .....	22
Figure 51 : Effet des dispositifs de Bord d'attaque sur la courbe Cz .....	22
Figure 52 : Volet de courbure .....	23
Figure 53 : Volet de courbure à fente.....	23
Figure 54 : Volet d'intrados à recul .....	23
Figure 55 : Volets multiples .....	24
Figure 56 : Effets des dispositifs de Bord de fuite sur la courbe .....	24
Figure 57 : Synthèse des dispositifs hypersustentateurs sur la polaire .....	25
Figure 58 : Dispositifs hypersustentateurs B 727.....	25
Figure 59 : Becs de bord d'attaque B727 .....	26
Figure 60 : Volet Krueger B727 .....	26
Figure 61 : Volet de bord de fuite triple fente B727 .....	27
Figure 62 : Commande dispositifs hypersustentateurs sur B 727 .....	27
Figure 63 : Dispositifs hypersustentateurs B 747 .....	28
Figure 64 : Volets à courbure progressive B747 .....	29
Figure 65 : Volets Krueger B747 .....	30
Figure 66 : Mise en œuvre des dispositifs hypersustentateurs B747 .....	31
Figure 67 : Dispositifs hypersustentateurs A310 .....	31
Figure 68 : Becs de bord A310d'attaque.....	32
Figure 69 : Volets de bord de fuite A310.....	32
Figure 70 : Volet Notch sur A 300.....	33
Figure 71 : Mécanisme Volet Notch sur A 300 .....	33
Figure 72 : Circuit A300 .....	34
Figure 73. Aéofreins .....	34
Figure 74. Aéofreins- Influence sur la polaire .....	35
Figure 75. Spoilers .....	35
Figure 76 : Réalisation des spoilers.....	36
Figure 77 : Spoilers- Impact sur la polaire .....	36
Figure 78 : Utilisation des spoilers en dissymétrique .....	36
Figure 79 : Installation des spoilers sur B737 .....	37
Figure 80 : Circuit de commande spoilers en symétrique B737 .....	37
Figure 81 : Utilisation spoilers en dissymétrique B737 .....	38
Figure 82 : Installation spoilers sur A 310 .....	38
Figure 83: Exemple de réalisation sur Caravelle.....	39
Figure 84 : Buffeting haute vitesse .....	40
Figure 85 : Vibration de la voilure .....	41
Figure 86 : Influence de la vitesse sur les vibrations .....	41

Figure 87 : Amplitude de vibration du profil .....	42
Figure 88: Buffeting - limites d'évolution A320 (Configuration : avion lisse) .....	43
Figure 89 : Efforts appliqués au sol .....	0
Figure 90 : zone soumise au flambage .....	1
Figure 91 : Efforts appliqués en vol .....	1
Figure 92 : Efforts occasionnels dus au braquage de la dérive .....	2
Figure 93 : Efforts dus à la pressurisation .....	2
Figure 94 : Contraintes longitudinales, et transversales dus à la pressurisation .....	3
Figure 95 : Contraintes transversales et contraintes longitudinales .....	3
Figure 96 : Efforts localisés .....	4
Figure 97 : Eléments principaux constitutifs d'un fuselage .....	4
Figure 98 : Cadres ou couples .....	5
Figure 99 : cadres courants.....	5
Figure 100: cadres forts.....	5
Figure 101 : Emplacements des cadres forts .....	6
Figure 102: Formes de pliage des lisses .....	6
Figure 103 : Les lisses .....	7
Figure 104. Revêtement travaillant .....	7
Figure 105. Fuselage semi-monocoque.....	8
Figure 106. Structure semi- monocoque .....	8
Figure 107 : Planchers .....	9
Figure 108. Plancher cabine .....	9
Figure 109. Séparation cabine-caisson central .....	9
Figure 110 : rails longitudinaux du planche soute .....	10
Figure 111 : Etanchéité du fuselage .....	11
Figure 112: L'atténuation du bruit de revêtement par des matelas .....	12
Figure 113 : Porte passagers avion A300 .....	13
Figure 114 : manouvre porte cabine B727 .....	13
Figure 115 : Dispositif toboggan d'évacuation rapide .....	14
Figure 116 : Structure porte A300.....	14
Figure 117 : Porte cabine A330.....	15
Figure 118 : Porte soute .....	16
Figure 119 : Commande porte soute .....	16
Figure 120 : verrouillage de la porte soute.....	17
Figure 121 : Porte soute avec ouverture extérieur-intérieur.....	17
Figure 122 : Renforcement autour d'une ouverture .....	18
Figure 123 : Portes de visites .....	18
Figure 124 : Commande par le pilote des portes .....	19
Figure 125: Pare-brise .....	19
Figure 126 : pare-brise latéraux mobiles .....	19
Figure 127 : Construction Pare-Brise.....	20
Figure 128 : Désembuage pare-brise.....	21
Figure 129 : Construction hublot .....	21
Figure 130 : Distribution d'air .....	22

## Table des figures

Figure 131 : Fixation GTR-fuselage .....	23
Figure 132 : Assemblage empennages-fuselage .....	24
Figure 133 : Assemblage aile-fuselage type Caravelle .....	25
Figure 134 : Assemblage aile-fuselage type B727.....	26
Figure 135 : Assemblage aile-fuselage type A3007310 .....	27
Figure 136 : Assemblage aile-fuselage type DA01/Falcon.....	28
Figure 137 : Assemblage aile-fuselage type F27 .....	29

# 1 Alliages et matériaux utilisés en construction aéronautique.

## 1.1 Introduction.

Une structure est toujours soumise à une contrainte même si elle est immobile. Par exemple un pilier d'un pont est soumis au poids du pont; Au poids variables des véhicules qui l'empreinte et l'action du vent latéral

En aéronautiques c'est la même chose. Les forces appliquées sur un avion sont principalement les forces statiques essentiellement du poids et les forces dynamiques, dues à la vitesse (portance et trainée) ou dues à la propulsion (traction ou poussée) ;



Figure 1: Contraintes appliquées sur une structure

Ces forces génèrent des sollicitations, c'est à dire des déformations de la structure. Sous l'effet de ces différentes contraintes, le matériau accepte une déformation. Les conséquences de ces déformations dépendent du type et de l'amplitude des contraintes appliquées.

Les différents cas se présentant au cours d'un vol :

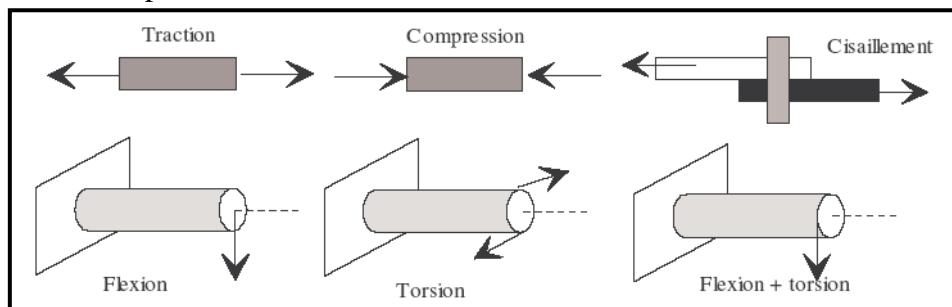


Figure 2: Contraintes appliquées sur la structure d'un avion

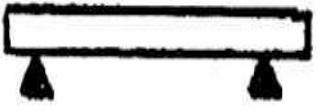
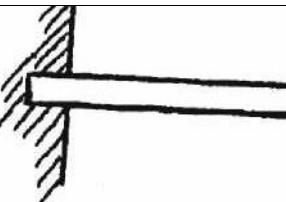
Nous pouvons déduire clairement que les contraintes excessives sur une les structures des avions provoquera nécessairement des déformations dont les conséquences sont très regrettables.

Une attention très particulière doit être portée à ce problème par les concepteurs. Les matériaux utilisés en aéronautique sont sélectionnés sur trois critères ; résistance, légèreté, prix de revient. On trouve principalement des aciers, des alliages légers, des alliages ultra-légers et des matériaux composites.

## 1.2 Contraintes appliquées sur les matériaux

### 1.2.1 Contraintes de fixations

Ils sont caractérisés par les nombre de degré de libertés supprimés.

		
<b>Blocage dans une direction</b> Suppression de la translation $O_z$ 2 translations 2 rotations	<b>Rotule</b> Suppression de toutes les translations	Encastrement Blocage dans une direction Suppression de la translation $O_z$ 2 translations 2 rotations

### 1.2.2 Sollicitation des matériaux en traction

Une pièce soumise à un effort de traction va subir un allongement  $\Delta L$ . On définit :

l'allongement relatif :  $\epsilon = \Delta L / L$  et la contrainte  $\sigma = F / S$ .

La contrainte en traction est exprimé en daN/mm<sup>2</sup> (ou Hectobar )

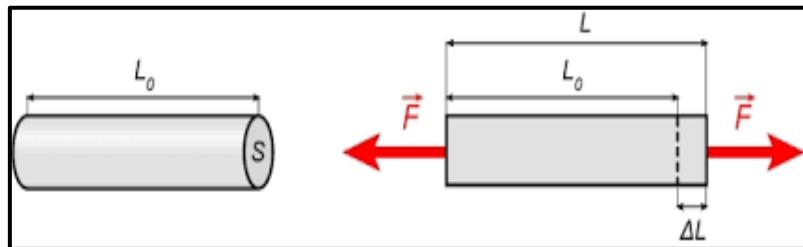


Figure 3: Traction

Lors d'un effort en traction, une pièce répond suivant la courbe ci-dessous.

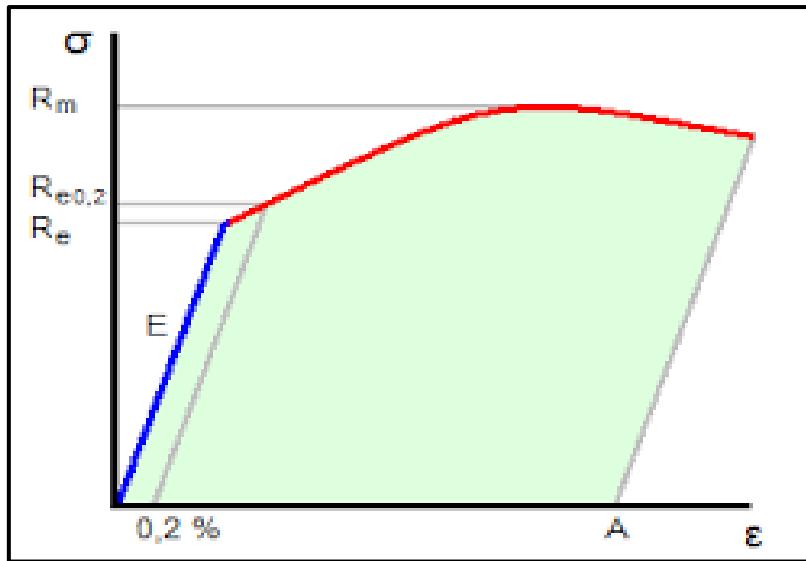


Figure 4: Courbe de traction

Dans le domaine élastique la réponse du matériau est linéaire :

$$\sigma = E \times \epsilon$$

$E$  est le module de Young ou module d'élasticité, valeur connue selon le matériau utilisé. Il caractérise la rigidité des matériaux

Si l'on relâche l'effort après avoir dépassé  $R_e$ , la pièce ne revient pas à sa forme initiale. C'est à dire qu'il existera un allongement permanent : *Domaine Plastique*.

Ex : Déformation plastique de ressorts, déformation permanente de voilure sous facteur de charge trop élevé.

Si la contrainte  $\sigma$  dépasse  $R_m$  (résistance à la traction) il y a rupture.

Donc  $E$ ,  $R_e$  et  $R_m$  sont des caractéristiques du matériau.

- Acier,  $E = 20\,000 \text{ daN/mm}^2$
- Alliages de Titane,  $E = 10\,000 \text{ daN/mm}^2$
- Alliages d'aluminium,  $E = 7\,500 \text{ daN/mm}^2$
- Alliages de magnésium,  $E = 4\,500 \text{ daN/mm}^2$

### 1.2.3 Sollicitation des matériaux en compression

Les caractéristiques en compression des matériaux métalliques sont similaires à celles de la traction.

Cas des matériaux composites (ex : Kevlar) :  $R_m$  (*Traction*)  $>>$   $R_m$  (*Compression*).

Le Kevlar est utilisé dans des pièces travaillant en traction (gilet pare balle, corde...)

Cas du béton :  $R_m$  (*Compression*)  $>>$   $R_m$  (*Traction*). Donc utilisation du béton dans des pièces travaillant en compression (piliers, briques ...).

### Etude du FLAMBAGE (cas particulier de la compression)

Par contre, en fonction de la dimension de la pièce, une sollicitation en compression entraîne : Soit une pièce épaisse dans un premier temps, un rétrécissement de la pièce, pouvant aller jusqu'à la rupture. Soit par exemple pour une structure dont la longueur est importante par rapport à l'épaisseur, un flambage.

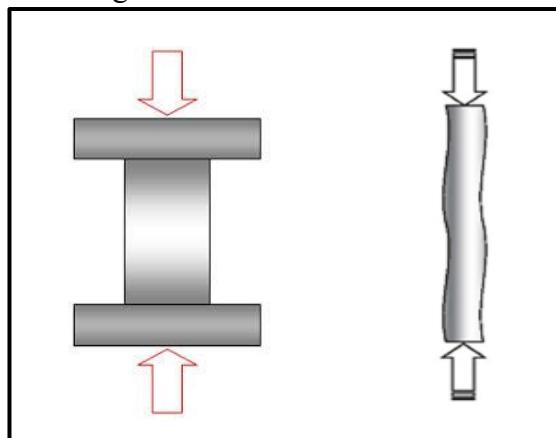


Figure 5: Compression et flambage

On lutte contre le flambage en utilisant des pièces de faible longueur, rayon important et type de liaison bi-encastrée. Pendant un vol stabilisé l'extrados de l'aile est soumis à la compression donc au flambage.

### 1.2.4 Cisaillement

Le cisaillement n'est pas une sollicitation perpendiculaire à la section, comme la traction et la compression. La charge agit parallèlement à la section

Un effort  $T$  tranchant est appliquée parallèlement à une section. A l'image de la traction on définit la contrainte de cisaillement comme :

$$\tau = T/S$$

$S$  = section cisaillée.

Sous l'influence de ces contraintes, la pièce va se déformer et les 2 faces en question vont glisser l'une par rapport à l'autre. L'angle  $\gamma$ , infiniment petit, qui définit cette distorsion, s'appelle l'angle de glissement.

Dans le cas du cisaillement, il en est de même et l'on dira que l'angle de glissement  $\gamma$  est proportionnel à sa cause, c'est-à-dire à la contrainte tangentielle de cisaillement  $\tau$ . Cela s'exprime de la façon suivante :

$$\tau = \gamma G$$

$G$  module de glissement ou encore module de Coulomb

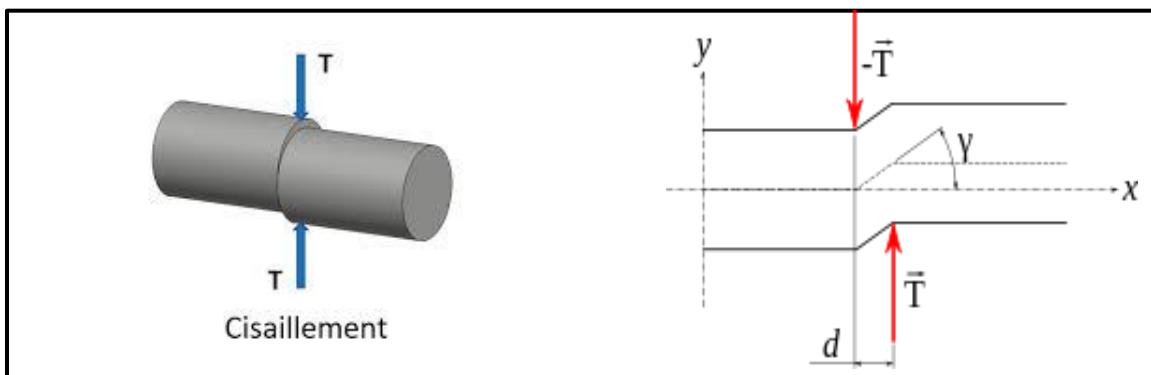


Figure 6: Cisaillement

La résistance d'un matériau est généralement moins bonne au cisaillement qu'en traction. Pour les métaux :

$$\tau_R \approx 3/5 \sigma_R$$

C'est le cas des contraintes s'exerçant sur les rivets, les clous, les filetages des assemblages vissés.

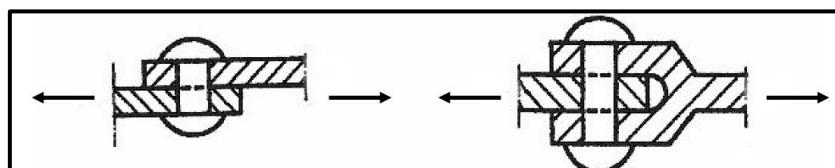


Figure 7 : Contraintes s'exerçant sur les rivets

En outre l'effort tranchant provoque un moment de flexion sur chaque section :

### 1.2.5 Sollicitation des matériaux en flexion

La flexion est obtenue en appliquant à une pièce une sollicitation perpendiculairement à son axe et hors de ses appuis.

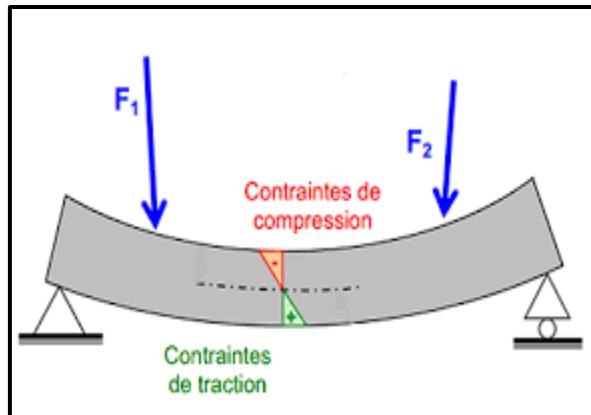


Figure 8: Flexion

La répartition des contraintes est linéaire et s'annule à la fibre neutre. La flexion de poutre provoque de la traction et de la compression.

Le moment quadratique d'inertie de la poutre caractérise la répartition de matière par rapport à son axe.

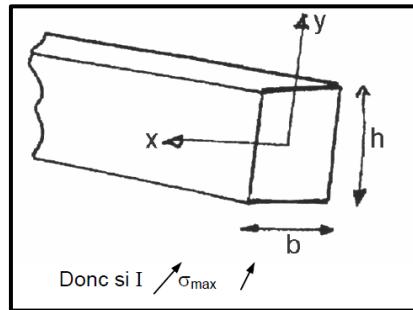


Figure 9: Moment quadratique d'une poutre

Calcul du moment quadratique  $I$  d'une poutre rectangulaire.

$$I_x = \iint y^2 ds = \frac{bh^3}{12}$$

Donc si  $I$  est grand  $\sigma_{max}$  est grand. En pratique, on utilisa des poutres en H légères et très résistantes.

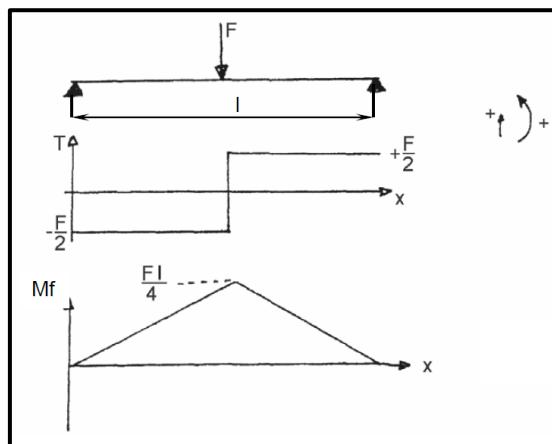


Figure 10: Effort tranchant et moment de flexion sur une poutre

### 1.2.6 Sollicitation des matériaux en torsion

Pour tube circulaire chaque section du tube a tendance à avoir un mouvement de rotation par rapport à la section précédente. On a donc un mouvement de cisaillement.

Les contraintes sont maximales en périphérie pour s'annuler au centre de la pièce. D'où l'intérêt de rejeter les masses loin de l'axe : Pour un tube creux on a la même résistance qu'un tube plein mais avec un énorme gain de masse.

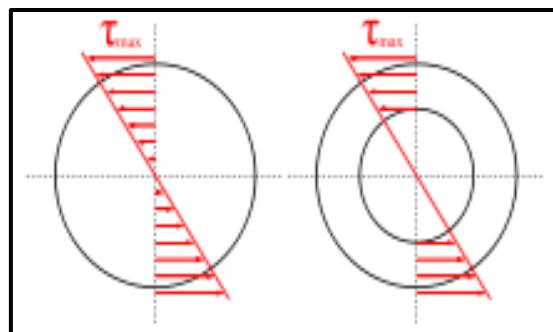


Figure 11: Torsion

### 1.2.7 Sollicitation des matériaux en fatigue

On s'est aperçu par expérience, que même soumises à de très faibles efforts certaines pièces cassaient lorsque ces sollicitations sont périodiques. Une étude plus fine des matériaux a fait apparaître la courbe de WOHLER.

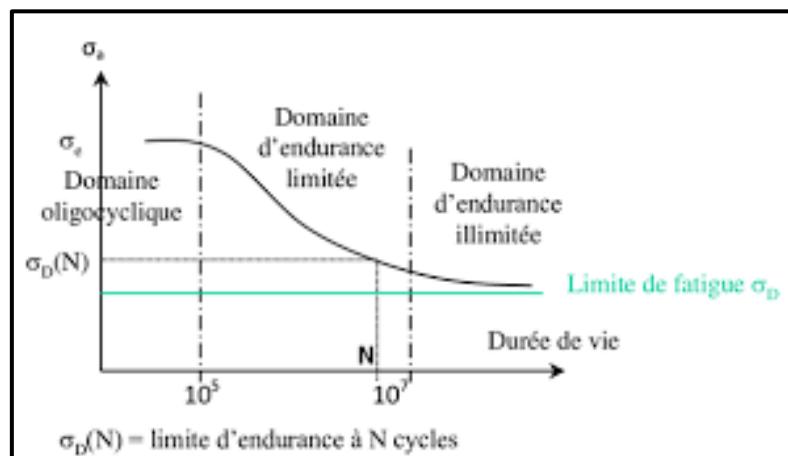


Figure 12: Courbe de WOHLER

Il apparaît donc une notion de fatigue. Les matériaux ont une résistance variable selon le nombre de cycles appliqués.

- $\sigma < \sigma_D$  : durée de vie infinie (Bâtiment)
- $\sigma_D < \sigma < \sigma_E$  : durée de vie limitée : cas de l'aéronautique afin de gagner du poids mais apparition d'un potentiel de vie pour certaines pièces.

Analyse des efforts sur une pièce

### 1.3 Matériaux utilisés en construction Aéronautique

#### 1.3.1 Les aciers

##### 1.3.1.1 *Les aciers ordinaires ou non alliés*

Les aciers sont composés de fer et de carbone plus un certain nombre d'éléments dont le dosage va conditionner les caractéristiques du matériau obtenu.

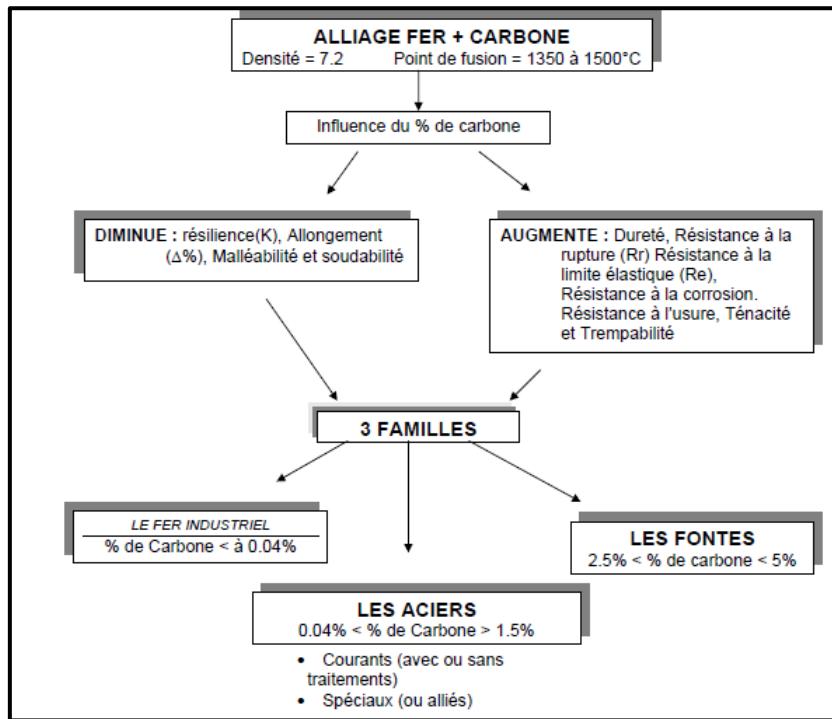


Figure 13 Alliages Fer- Carbone

Le pourcentage de carbone ajouté au fer est compris entre 0.04% et 1,5%. Pour une faible variation de carbone, on obtient une influence considérable sur les propriétés mécaniques de l'acier notamment la dureté.

Composition de l'acier :

- Fer base
- Carbone 0.04 à 1.5%
- Silicium 0.1 à 1%
- Manganèse 0.1% à 1% Provient du minerai
- Phosphore 0.08%
- Soufre 0.08%

Désignation normalisée de l'acier :

Exemple : E 360

- *E* : pour Acier de construction mécanique
- *360* : représente la valeur minimale de résistance en traction à la limite élastique exprimée en *N/mm<sup>2</sup>* ou *MPa*

Aciers au carbone : XC38

- *X* : acier fin
- *38* : 0,38% de carbone

### 1.3.1.1 *Les aciers faiblement alliés*

Ce sont des aciers auxquels on ajoute, au cours de leur élaboration, un ou plusieurs métaux afin de modifier les caractéristiques mécaniques. Aucun des éléments d'alliage ne dépassant pas 5%. Le choix et la teneur sont fonction des caractéristiques à obtenir.

Eléments d'addition :

- Nickel (Ni) : Augmente la résistance à la traction, la limite élastique, la résistance à la chaleur et à la corrosion. Mais c'est un ingrédient « coûteux ».
- Chrome (Cr) : Confère à l'acier une grande résistance à la corrosion et une excellente tenue en température.
- Tungstène (W) : Donne aux aciers une forte résistance à l'usure. C'est un métal rare et cher.

#### Désignation normalisée

Exemple : 30 Cr Al Mo 6.12

- *30* : nombre représentant la teneur en carbone en centième de pour cent : 0.30% de carbone
- *Cr Al Mo* : Série de lettre indiquant les éléments d'alliage dans l'ordre des teneurs décroissantes
- *6 et 12* : teneur de l'élément principal d'alliage multiplié par 4 pour les métaux suivants: Cr Chrome, Co Cobalt, Mn Manganèse Ni Nickel, Si Silicium (6 : 1.5% de chrome et 12 : 1.2% d'aluminium).
- Tous les autres éléments (Aluminium, Titane, Tungstène) ont leurs % multipliés par 10.

### 1.3.1.2 *Les aciers fortement alliés*

Aciers dans lequel un élément d'alliage est au moins égal à 5%

#### Désignation normalisée

Exemple : Z 10 CNT 18-8

- *Z* aciers fortement alliés
- 10 teneur en carbone en centième de pour-cent : 0.10%
- *Cr Ni Ti* éléments d'alliage dans l'ordre des teneurs décroissante
- 18 teneur moyenne de l'élément principale : 18%
- 8 teneur moyenne de l'élément secondaire : 8%

L'incorporation aux aciers classiques de certains éléments d'alliage en proportions élevées les rend insensibles à la corrosion, Exemple : X 30 Cr 13 :

Les aciers inoxydables sont utilisés pour les ailettes de compresseurs avec notamment des additions de tungstène et de nickel. Ils sont aussi utilisés dans les zones de structure demandant une haute résistance et une bonne tenue à la corrosion.

## 1.4 Alliages légers

### 1.4.1 Présentation

On appelle alliages :

- Ultra légers : si leur densité est comprise entre 1 et 2. Le métal de base est le magnésium ( $\sigma=1,7$ ).
- Légers : si leur densité est comprise entre 2 et 3. Le métal de base est l'aluminium ( $\sigma = 2,7$ ).
- Semi-légers ; si leur densité est supérieure à 3. Le métal de base est le titane ( $\sigma = 4,51$ ).

#### Désignation alphanumérique

La première lettre désigne le métal de base.

Exemple : A symbole de l'Aluminium.

Les autres lettres désignent les métaux d'alliage et sont classées par ordre de teneurs décroissantes. Ces lettres sont souvent suivies d'un chiffre représentatif de la teneur en pour cent.

Exemple : **AG5M**

- A = Aluminium (base)
- G = Magnésium (métal d'alliage)
- 5 = 5 % de Magnésium
- M = Manganèse (métal d'alliage en faible quantité)

Les lettres symboles des métaux couramment utilisés sont : A = Aluminium G = Magnésium M = Manganèse N = Nickel S = Silicium T = Titane U = Cuivre Z = Zinc

### Désignation Numérique

Un nombre de 4 chiffres, dont le premier indique le métal d'alliage principal, ou série. (Exemple: AG5M => 5056 série 5000). Ci-dessous les chiffres désignant les alliages :

<b>1</b>	<b>2</b>	<b>3</b>	<b>4</b>	<b>5</b>	<b>6</b>	<b>7</b>
Aluminium	Cuivre	Manganèse	Silicium	Magnésium	Magnésium + Silicium	Zinc

L'aluminium ( $\sigma = 2,7$ ) n'est pas utilisé à l'état pur, dans la construction aéronautique à cause de ses caractéristiques mécaniques trop faibles. Par contre, on l'utilise sous forme de placage pour la protection contre la corrosion, de certaines tôles d'alliages légers. Au contact de l'air, l'aluminium pur s'auto-protège par oxydation en créant un film d'alumine qui limite les risques de corrosion.

### 1.4.2 Les Alliages légers non trempant

Egalement nommés alliages sans traitement thermique, ou encore, alliages sans durcissement structural. Ce sont des alliages sur lesquels les traitements thermiques et, notamment la trempe, n'améliorent pas les caractéristiques mécaniques.

#### 1.4.2.1 Alliages aluminium - magnésium

Dosage de G entre 3 et 5 %. (Exemples: AG3 (5052) série 5000, AG5M (5056))

Ils sont plus connus sous les noms de Duralinox ou Alumag.

#### Caractéristiques

- facilités de chaudronnage (malléables) ;
- se soudent bien (M4-C) ;
- excellente tenue à la corrosion chimique.

#### Applications

- tuyauteries, raccords hydrauliques eau et carburants B.P. et M.P. (pour les circuits HP et zones à risques, on utilise le titane ou F acier inox) ;
- tuyauteries conditionnement d'air ;
- tôles et carénages emboutis.

#### 1.4.2.2 Alliages aluminium - silicium

Dosage de S entre 7 et 22 % suivant les caractéristiques recherchées. (Exemples: AS13, AS22 série 4000). Ils sont connus sous le nom d'Alpax.

#### Caractéristiques

- bonne coulabilité (fonderie) ;
- bonne résistance à la corrosion ;
- faible coefficient de dilatation (jeux) ;
- bonnes caractéristiques de frottement (usure).

### **Applications**

- carters GMP et GTR ;
- pistons.

#### **1.4.3 Les Alliages Légers Tremplant**

Egalement nommés à traitement thermique, ou encore, à durcissement structural. Ce sont les alliages sur lesquels les traitements thermiques, notamment la trempe, leur confère les caractéristiques mécaniques maximales.

##### **1.4.3.1 Alliages Aluminium - Cuivre**

Dosage de U entre 2 et 6 %. (Exemples : AU4G (2017) AU4G1 (2024) série 2000).

Plus connus sous les noms de Duralumin, Dural, Dural FR. Ce sont des alliages fortement utilisés dans l'aéronautique.

##### **AU4G (2017)**

Bonnes caractéristiques mécaniques mais sensibilité à la corrosion, les tôles fabriquées avec cet alliage seront protégées par un placage d'aluminium pur (colaminage) (Alclad ou Vedal utilisé pour la fabrication de rivets, tôles, etc...)

##### **AU4G1 (2024)**

Caractéristiques mécaniques supérieures au 2017, même sensibilité à la corrosion, d'où placage des tôles exposées aux milieux agressifs, mais il est aussi très sensible aux phénomènes de fluage (augmentation de la température sous contraintes et dans le temps). Par contre, il présente une bonne résistance à la traction. Il utilisé pour la fabrication : de tôles, de revêtements intégraux intrados voilure, longerons (semelles), etc...

##### **AU2GN (2618)**

Caractéristiques mécaniques (à froid) presque identiques au 2024, par contre, bien meilleure sous contraintes thermiques. Jusqu'à 220°C, pas de modifications des caractéristiques mécaniques et fluage négligeable après 30 000 heures à 130°C sous charges, de plus, sa tenue à la corrosion est bonne. Il est utilisé dans la construction des pièces soumises aux contraintes mécaniques et thermiques, ailettes et roues de compresseurs, revêtements structures supersoniques (Concorde) et subsoniques (longerons, nervures), etc...

##### **1.4.3.2 Alliages Aluminium - Zinc**

Dosage de Z entre 5 et 8 %. (Exemples : AZ5GU (7075) AZ8GU (7049) Plus connus sous le nom de Zicral.

### **Caractéristiques**

Ils possèdent les meilleures caractéristiques mécaniques de tous les alliages légers et présentent une très bonne résistance à la compression, par contre, ils résistent mal à la corrosion intergranulaire sous fortes contraintes.

### **Applications**

- longerons, fûts et contrefiches de trains d'atterrissage ;
- revêtements, extrados voilure et inférieur fuselage.

#### 1.4.3.3 Alliages Aluminium - Lithium

Dosage de Li 2 à 3 % maximum. Ils sont connus sous les noms :

- Alithalite A : remplace le Durai (2024) ;
- Alithalite B : remplace le Zicral (7075)

#### Caractéristiques :

La faible densité du lithium ( $\sigma=0,53$ ) permet d'obtenir des alliages de densité réduite (environ -10 %) avec des caractéristiques mécaniques améliorées notamment pour le module E (environ +10 %). Par contre, leurs coûts 5 à 10 fois supérieurs aux alliages classiques (difficultés d'élaboration + prix du lithium) et, leur tenue à la fatigue, leur résistance à la corrosion, au fluage n'étant pas encore bien démontrés, limitent actuellement leur application dans la construction à quelques éléments secondaires (profilés, tôles, etc...).

### 1.4.4 Les Traitements Thermiques

En règle générale, les traitements thermiques, appliqués à certains métaux ou alliages de métaux, ont pour but de modifier et d'améliorer les caractéristiques mécaniques qu'ils possèdent et obtenir des propriétés spécifiques nécessaires à leur utilisation dans la construction.

Ce sont des opérations délicates et précises, notamment sur le choix des températures ainsi que des vitesses de variation (chauffage - refroidissement).

Les traitements thermiques courants sont : la trempe, le revenu et le recuit. Suivant les métaux ou alliages de métaux sur lesquels ils seront appliqués, les résultats obtenus pourront être complètement différents, voire opposés. Nous n'étudierons que ceux appliqués sur les alliages légers.

#### 1.4.4.1 La trempe

Ne s'applique que sur les alliages « trempant ou à durcissement structural » et confère à ceux-ci les caractéristiques mécaniques maximum.

L'opération consiste à chauffer l'alliage jusqu'à sa température idéale, (exemple :  $495 \pm 5^\circ\text{C}$  pour un 2024) et ensuite, de refroidir très rapidement à l'eau, à l'air ou au brouillard. Le matériau est alors mou et malléable, durant une période assez courte (incubation ou maturation naturelle). Cette situation pourra être mise à profit pour la mise en forme de certains panneaux ou la pose de rivets.

Nota : La période de maturation peut être allongée par diminution de la température ambiante, ou, réduite par augmentation de la température ambiante (jusqu'à  $150^\circ\text{C}$ ).

#### 1.4.4.2 Le revenu

Ne s'applique qu'aux alliages « à durcissement structural ou trempant », comme la trempe après laquelle on le pratique :

- pour provoquer le durcissement structural des alliages qui ne bénéficient pas ou très peu du phénomène de maturation ;
- pour diminuer la période de maturation.

L'opération consiste à chauffer l'alliage à une température très précise, mais inférieure à celle de la trempe, suivi d'un lent refroidissement.

#### 1.4.4.3 Le recuit

Il peut s'appliquer à tous les alliages d'aluminium et permet :

- d'obtenir une malléabilité maximum ;

- d'annuler les effets de la trempe ;
- de supprimer les effets de l'écrouissage.

L'opération consiste à chauffer, maintenir la chaleur et, refroidir suivant des nonnes très strictes adaptées au matériau et aux résultats que l'on veut obtenir.

#### 1.4.5 Les Nouveaux Alliages Légers

La recherche, l'évolution permanente des techniques et le suivi des matériaux actuels permettent l'amélioration de ces derniers ou mieux la découverte et l'utilisation de matériaux nouveaux.

Ainsi, pour la famille AIRBUS et, plus récemment les B777 et B737 dernière génération, sur lesquels les revêtements intégraux sont largement utilisés, notamment dans la construction des voilures et des fuselages, l'augmentation de l'épaisseur des tôles fortes provoque une perte des propriétés mécaniques au cœur, lors de l'application des traitements thermiques sur les alliages légers actuels.

Le développement de nouveaux alliages légers tels, le 7449 qui garantit des caractéristiques supérieures de 10% à celles de l'actuel 7150 dans la conception de très grands panneaux utilisés pour les extrados voilures des avions futurs dont les envergures ne cessent d'augmenter (64 mètres pour les A340 500/600 et 79 mètres pour l'A3xx... !!) et, le 7040 pour la construction de très grosses pièces de voilure dont les épaisseurs peuvent atteindre 215 mm.

En ce qui concerne les intrados et les fuselages, on va vers une évolution du 2024, le 2024 A qui permettra d'améliorer de 15 à 20 % la tolérance aux dommages, ce qui amènera :

- une réduction des masses par réduction du nombre de cadres fuselage ;
- une réduction des coûts d'entretien

## 2 Voilure

### 2.1 Efforts appliqués à la voilure en vol et au sol

#### 2.1.1 Les Charge et les contraintes

Lors de ses évolutions dans l'air un avion subit des forces d'origine aérodynamique et supporte les effets des accélérations engendrées par les changements de trajectoire. Les différentes parties de la structure et notamment les ailes sont soumises à des contraintes de nature variées. Les différents cas se présentant au cours d'un vol :

Une structure est toujours soumise à une contrainte même si elle est immobile. Par exemple un pilier d'un pont est soumis à :

- Au Poids du pont
- Au poids variables des véhicules qui l'empreinte
- A l'action du vent latéral

En aéronautiques ce sont principalement :

- Les forces statiques essentiellement du poids
- Les forces dynamiques, dues à la vitesse (portance et trainée) ou dues à la propulsion (traction ou poussée) ;

Lorsqu'elles ne déplacent pas, ces forces génèrent des sollicitations, c'est à dire des déformations de la structure. Ce sont :

- Des tractions
- Des compressions
- Des cisaillements
- Des torsions
- Des flexions

Le phénomène qui se produit au niveau de la structure moléculaire est appelé une contrainte. Plus la charge est importante plus la contrainte est élevée. Et plus la surface sur laquelle s'applique cette charge est importante, plus la contrainte est faible.

Les contraintes sont donc proportionnelles aux forces appliquées et inversent proportionnelles aux sections sur lesquelles ces forces agissent. D'où la formule essentielle de la contrainte  $\sigma$

$$\sigma = \frac{F}{S}$$

- F en Newtons (N)
- S ( $m^2$ )
- $\sigma$  en ( $N/m^2$ )

Soit une section (S) quelconque d'une structure ; quelle que soit la sollicitation qu'elle subit, elle est soumise à trois contraintes de base :

Sous l'effet de ces différentes contraintes, le matériau accepte une déformation et revient à sa forme originale lorsque l'effort cesse. Il fait donc preuve d'une certaine élasticité.

Par contre si l'effort appliqué se traduit par une contrainte trop importante, le matériau se déforme et garde une déformation, même si l'effort cesse. Est ainsi mise en évidence sa plasticité.

Le but de l'étude qui suit est d'identifier les réactions de la structure en fonction des contraintes qu'elle subit et en fonction des résultats, de concevoir une structure susceptible de par sa forme et sa constitution de ne pas subir de contraintes pouvant la déformer voire la rompre.

### 2.1.1.1 La Traction

Lorsque la charge agit perpendiculairement à la section, elle génère une traction.

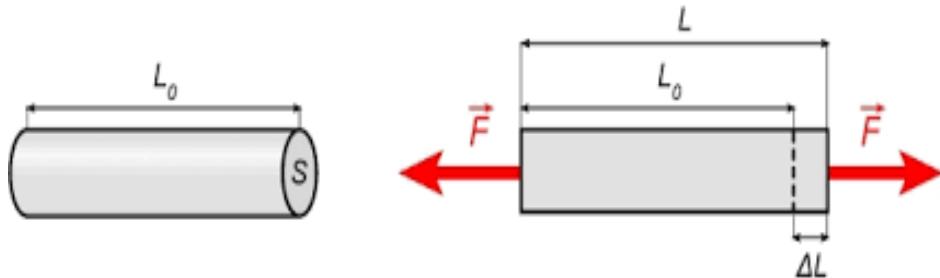


Figure 14: La traction

Soit un élément de longueur  $L$  et de section  $S$ .

Si nous appliquons un effort  $F$  à la section  $S$ , la pièce va s'allonger d'une longueur  $\Delta l$

On définit l'allongement relatif

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l}$$

C'est une grandeur sans unité

En relâchant l'effort on constate que la pièce retrouve sa longueur originale.

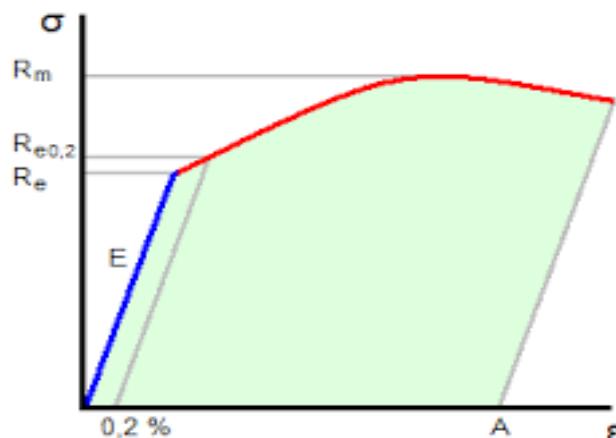


Figure 15: Courbe de traction

Si on continu à augmenter les efforts on constate qu'à partir d'une certaine valeur  $F_e$  l'élément ne revient plus complètement à sa dimension d'origine une fois l'effort relâché et présente un allongement résiduel.

La contrainte maximale correspondant à cet effort  $F_e$  est appellée  $R_e$  : résistance élastique.

**Phase plastique à expliquer**

**Rupture**

**E module de young**

$$\sigma = E \times \epsilon$$

### 2.1.1.2 La compression

La compression est la sollicitation inverse de la traction

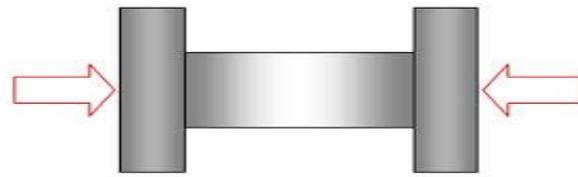


Figure 16: Compression

A l'instar de ce qui s'est passé en traction, la pièce sollicitée rétrécit proportionnellement aux efforts; par contre, en fonction de la dimension de la pièce, une sollicitation en compression entraîne :

- Soit une pièce épaisse dans un premier temps, un rétrécissement de la pièce, pouvant aller jusqu'à la rupture
- Soit par exemple pour une structure dont la longueur est importante par rapport à l'épaisseur, un flambage

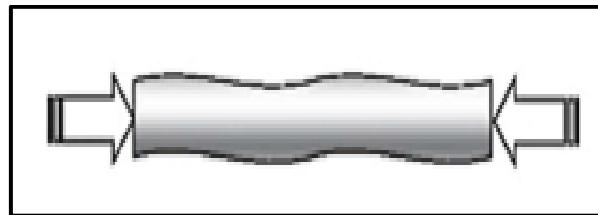
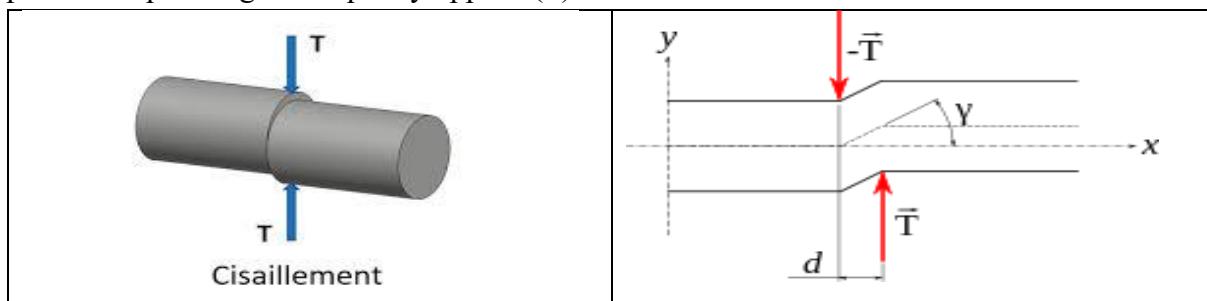


Figure 17: Flambage.

#### 2.1.1.3 Le Cisaillement

Lorsque la charge agit parallèlement à la section, elle subit un cisaillement :

Dans la section, on va avoir antagonisme entre la partie droite qui veut suivre l'action de son poids et la partie gauche qui s'y oppose ( $S$ ) cisaillée.



Le cisaillement n'est pas une sollicitation perpendiculaire à la section, comme la traction et la compression. La charge agit parallèlement à la section

Un effort  $T$  appliquée parallèlement à une section est appellé l'effort tranchant. A l'image de la traction on définit la contrainte de cisaillement comme :

$$\tau = \frac{T}{S}$$

Sous l'influence de ces contraintes, la pièce va se déformer et les 2 faces en question vont glisser l'une par rapport à l'autre. L'angle  $\gamma$ , infiniment petit, qui définit cette distorsion, s'appelle l'angle de glissement.

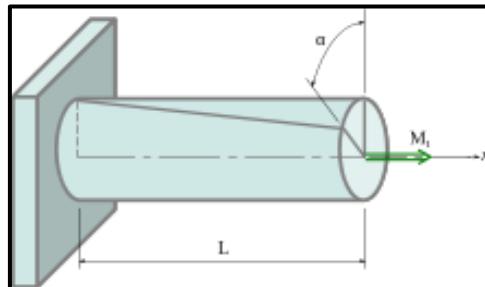
Dans le cas du cisaillement, il en est de même et l'on dira que l'angle de glissement  $\gamma$  est proportionnel à sa cause, c'est-à-dire à la contrainte tangentielle de cisaillement  $\tau$ . Cela s'exprime de la façon suivante :

$$\tau = G \gamma$$

$G$  module de glissement ou encore module de Coulomb

#### 2.1.1.4 La Torsion

Soit une pièce allongée de section ronde ; appliquons une torsion



Toutes les parties de la pièce sont entraînées en rotation, à l'exception du centre de chaque section ; la ligne de tous ces centres est appelée fibre neutre.

Cette sollicitation génère au sein de la pièce une contrainte de cisaillement qui est maximale à l'encastrement et décroît pour devenir nulle à l'extrémité.

Ce cisaillement est maximum en surface et va diminuer en se dirigeant vers le centre, où il est nul

Dans le domaine élastique, le moment de torsion  $M_t$  est proportionnel à l'angle unitaire de torsion  $\theta$  :

$$\theta = \alpha / L.$$

$$M_t = G \times I_0 \times \theta$$

- $M_t$ : moment de torsion (N.mm).
- $G$ : module d'élasticité transversal (de Coulomb) (MPa)
- $\theta$  : Angle de torsion unitaire (rad/mm).
- $I_0$ : moment quadratique

#### 2.1.1.5 La Flexion.

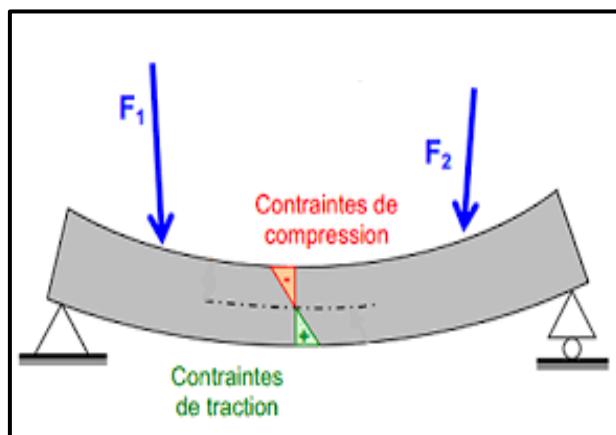


Figure 18: Flexion.

La flexion est la déformation d'un objet sous l'action d'une charge.

Elle se traduit par une courbure qui tend à rapprocher ses deux extrémités

La structure subit donc des contraintes de :

- Traction sur la partie supérieure
- Compression sur la partie inférieure

Ces contraintes sont proportionnelles à la distance par rapport à l'axe neutre

Il a été étudié les différentes contraintes et leurs effets sur une structure.

Dans ce qui suit il sera étudié le cas particulier de leurs applications sur les ailes de l'avion.

Pour la fabrication d'un avion on utilise des matériaux présentant des caractéristiques précises :

- résistance à la fatigue et aux contraintes.
- élasticité.
- gains de masse pour une même quantité de matériaux (et par conséquent, l'amélioration des performances) : recherche de masse volumique peu importante.
- résistance à la corrosion.
- résistance aux basses ou hautes températures.

## 2.1.2 Les efforts et contraintes appliqués à un avion

Une aile, du fait de la portance, subit une contrainte en flexion. Lors des évolutions en virage, une contrainte en torsion va s'ajouter. Si on observe les ailes d'un planeur en virage serré, on se rend compte que l'extrados subit une contrainte en compression et que l'intrados une contrainte en traction.

Les différents rivets subissent des contraintes en cisaillement. Il est très important de calculer au préalable les efforts que les différentes parties de l'avion vont devoir subir au cours du vol afin de choisir un matériau adapté et de dimensionner correctement la taille et l'épaisseur des pièces de la structure. Les contraintes sont très différentes selon la partie de l'avion que l'on considère. Il est donc possible que les matériaux retenus ne soient pas les mêmes pour le fuselage et la voilure, par exemple. Selon la taille et le domaine de vitesses de vol de l'avion, l'intensité des contraintes varie beaucoup et amène à choisir des matériaux différents et des géométries variées.

La réalisation d'un avion exige donc un choix de matériaux adapté à l'utilisation choisie (transport, voyage, voltige,...) et aux contraintes en découlant. En règle générale, sur les avions modernes la construction fait appel au Duralumin pour l'ossature de l'avion et à des alliages légers ou des matériaux composites pour le revêtement de l'ossature.

### 2.1.2.1 Rappel d'aérodynamique

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

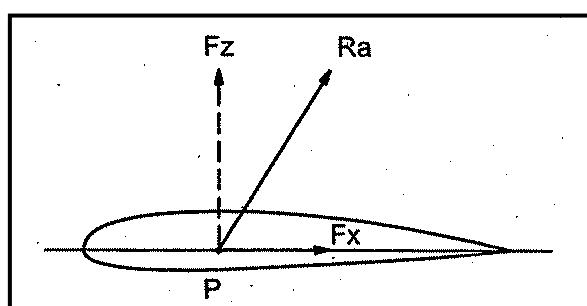


Figure 19 : Forces aérodynamiques

De l'emplanture au saumon, le point "P" décrit la ligne des centres de poussée.

Il est démontré qu'il existe un point "F" appelé « foyer principal de profil » tel que le moment de la résultante des forces aérodynamiques par rapport à ce point soit indépendant de l'incidence et ne dépend que de la vitesse

De l'emplanture au saumon, le point F décrit la ligne des foyers

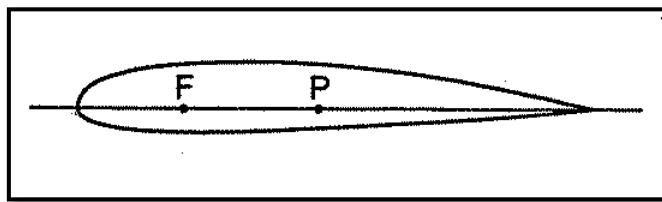


Figure 20 Centres de poussée et foyer principal

Sur les ailes droites subsoniques, la ligne des foyers se situe à 25% du bord d'attaque.

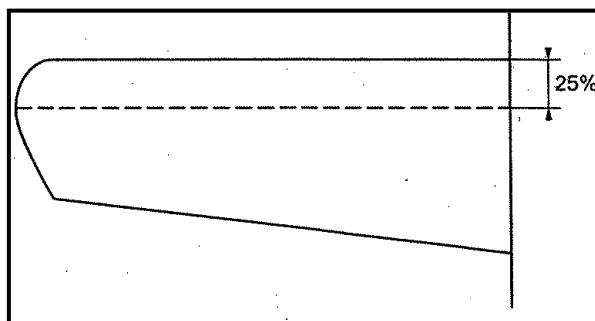


Figure 21 : Ligne des foyers

Sur les ailes en flèche, la ligne des foyers est décalée par rapport à celle des 25%

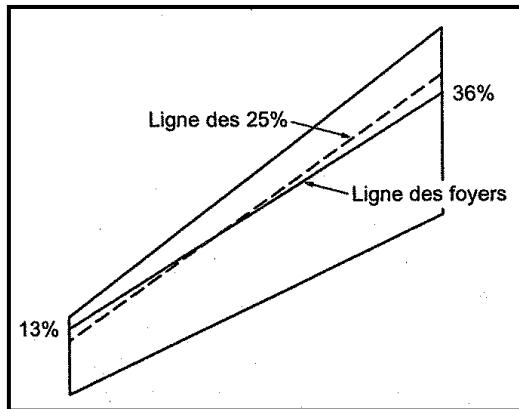


Figure 22 : Ligne des foyers pour les ailes en flèche.

On appelle "centre élastique" le point autour duquel une section d'aile va subir un mouvement de torsion simple par rapport à la section voisine

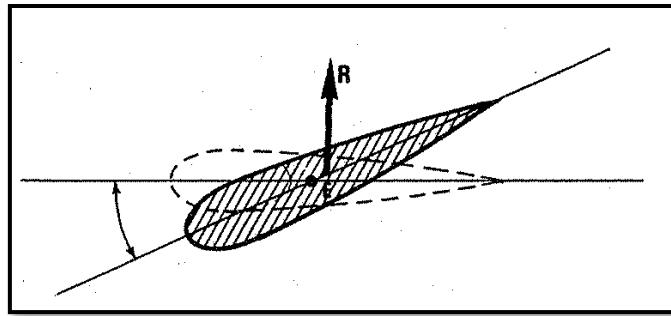


Figure 23 : Centre élastique

De l'emplanture au saumon, le point "E" décrit la ligne élastique qui est un axe géométrique variable en fonction de la forme de l'aile. **Cet axe est approximativement situé entre 30 et 35% du bord d'attaque pour une aile trapézoïdale.**

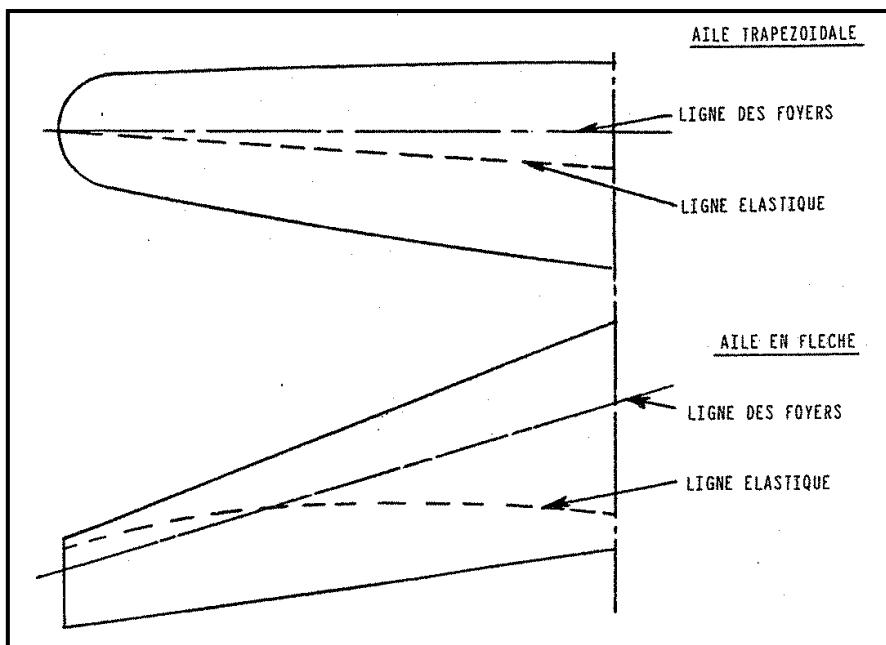


Figure 24 : Ligne élastique

La résultante des forces aérodynamiques ne passe généralement pas par l'axe élastique, il en résulte que l'aile est soumise à un moment de torsion variable. Ce moment est transmis en partie par des efforts de cisaillement dans la périphérie de la section.

### 2.1.2.2 Efforts appliqués sur une aile au sol

Deux cas de figures se présentent :

- l'aile est dépourvue de motorisation (réacteurs à l'arrière du fuselage) ; on parle alors d'aile poussée ;
- l'aile est dotée d'une motorisation ; on parle alors d'aile tirée

Dans les deux cas, l'aile est assimilée à une poutre encastrée dans le fuselage

#### 2.1.2.2.1 Aile tirée bimoteur

L'aile est soumise, seulement, aux forces massiques dues au poids :

- De sa structure;
- du carburant;
- du (ou des) moteur(s).

Ces forces induisent dans chaque section:

- Un effort tranchant vers le bas  $T_z$ , qui change de signe à l'aplomb du train, et qui engendre des contraintes de cisaillement transversal;
- Un moment de flexion vers le bas  $M_x$ , responsable des contraintes de compression (intrados) et traction (à l'extrados);
- Un moment de torsion  $M_y$  autour de l'axe élastique, provoqué par le déport des poids d'application des masses à l'axe élastique, qui produit une contrainte de cisaillement périphérique.

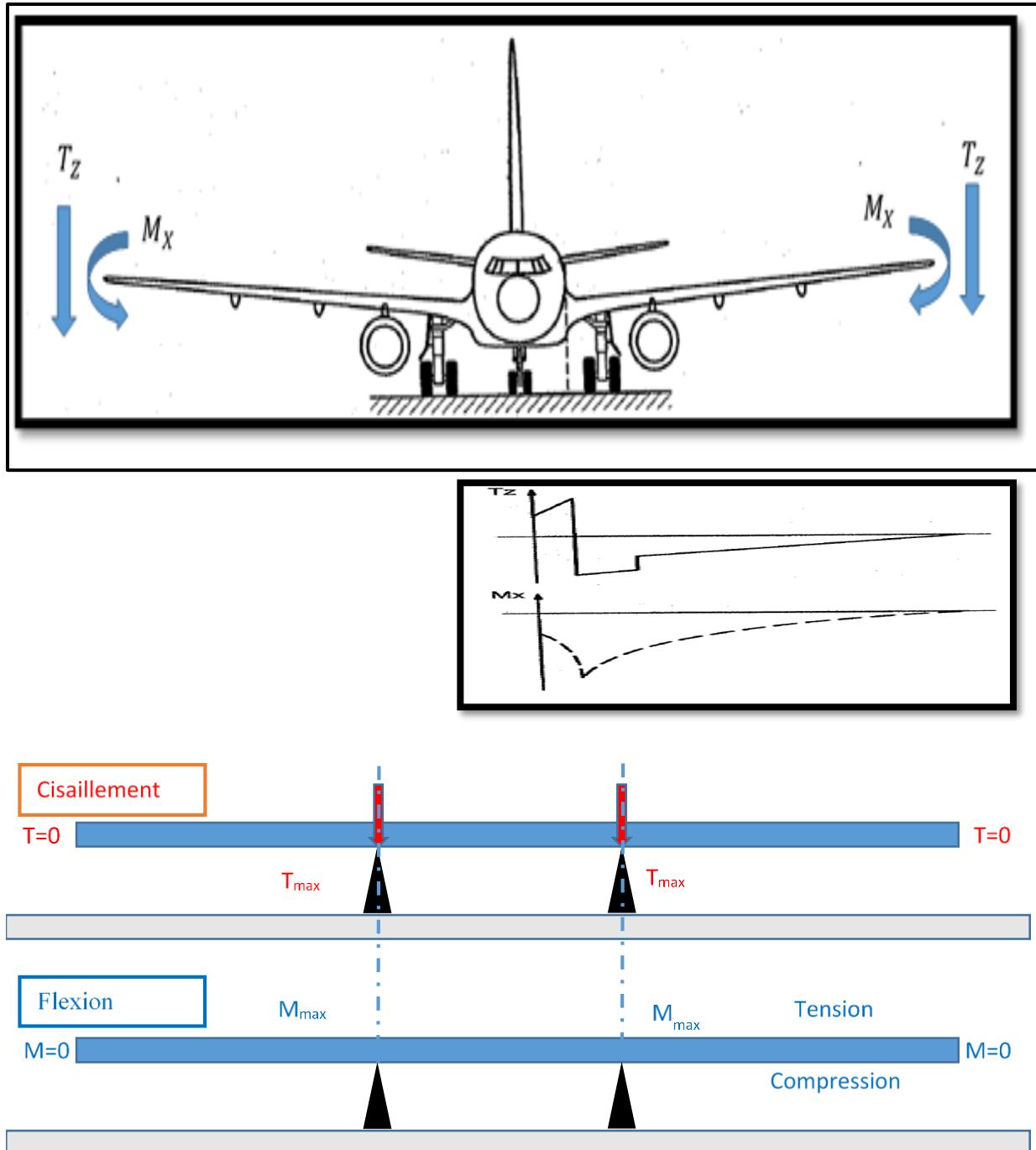


Figure 25 : Avion au sol

### 2.1.2.2.2 Aile tirée quadrimoteur :

Identique à (2.1.2.2.1) sauf forces massiques dues au poids des moteurs doublés

### 2.1.2.2.3 Aile poussé:

Identique à (2.1.2.2.1) sauf forces massiques dues au poids des moteurs.

### 2.1.2.3 Efforts sur une aile en vol rectiligne

#### 2.1.2.3.1 Efforts verticaux d'une aile poussée en vol rectiligne

Cette aile est soumise à des forces de portance (vers le haut) et massique (vers le bas). Dont la résultante est dirigée vers le haut (la portance, égale au poids total de l'avion et supérieure au poids des ailes).

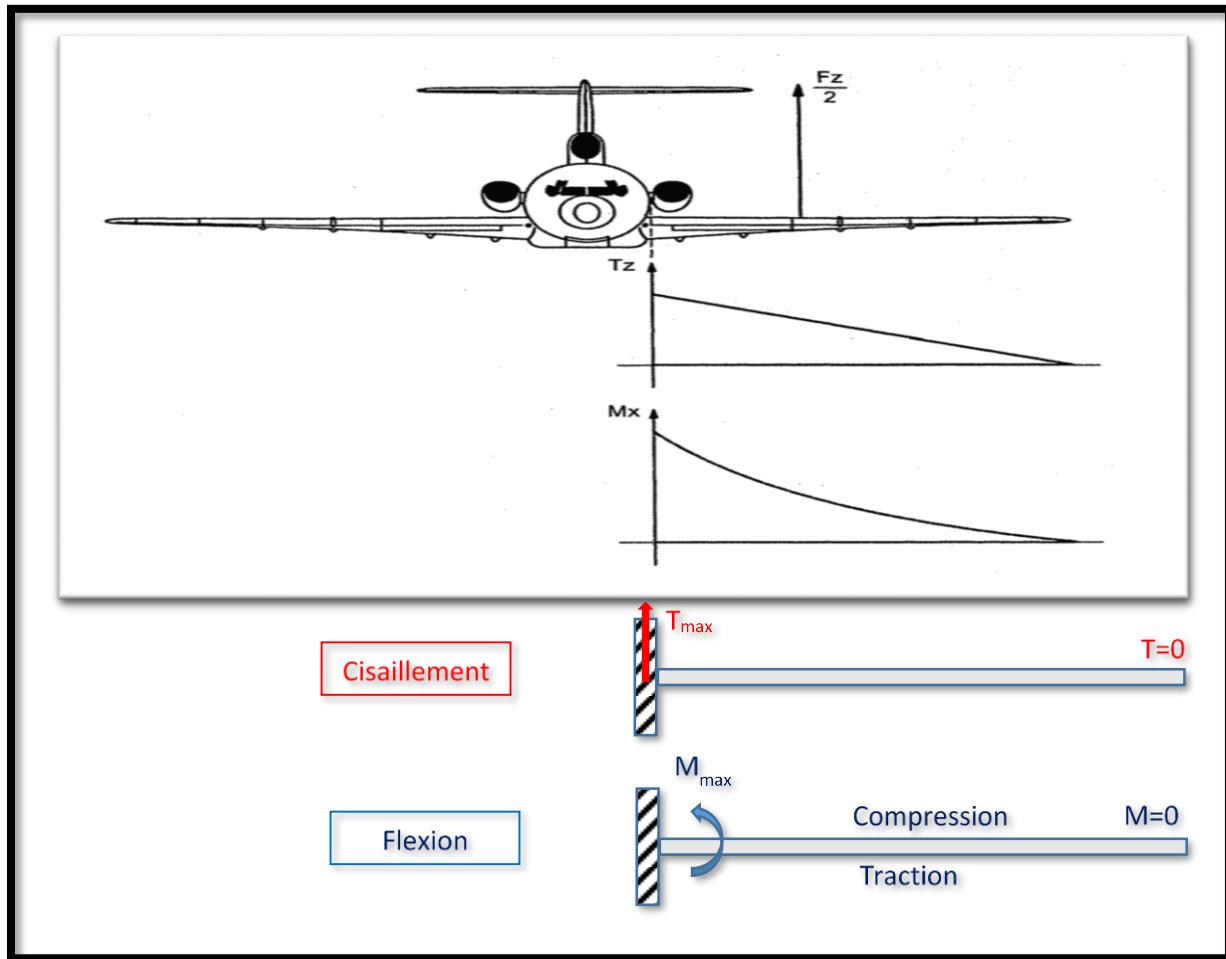


Figure 26 : Efforts verticaux aile poussée en vol rectiligne

L'aile est sollicitée en flexion autour de l'axe de roulis et en cisaillement parallèlement à l'axe de lacet.

L'effort tranchant ( $T_z$ ) et le moment fléchissant ( $M_x$ ) sont maximums à l'encastrement, que l'on appelle l'emplanture de l'aile.

Au niveau des contraintes engendrées :

- l'effort tranchant se traduit par une contrainte de cisaillement vertical maximum à l'emplanture et nulle à l'extrémité (le saumon) ;
- le moment fléchissant engendre des contraintes différentielles de traction-compression. Traction sur l'intrados et compression sur l'extrados. Ces contraintes seront elles aussi, maximales à l'emplanture et nulles au saumon.

### 2.1.2.3.2 Efforts longitudinaux d'une aile poussée en vol rectiligne

Si l'on considère à présent l'avion vu de dessus, les seules forces présentes sont les forces dues à la traînée du profil de l'aile.

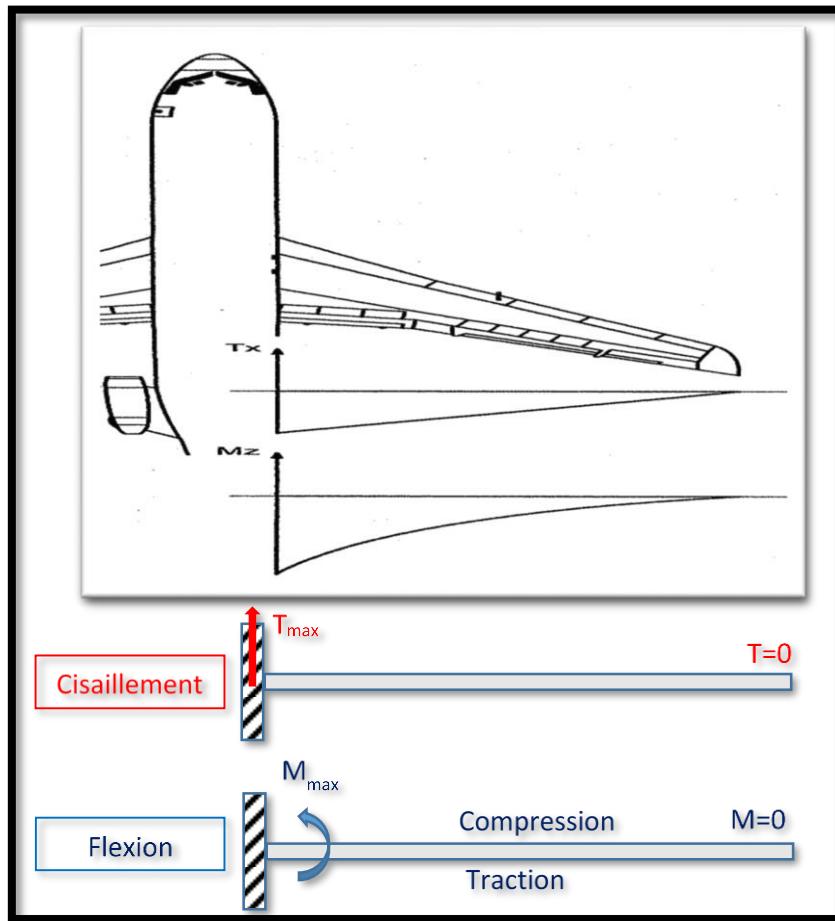


Figure 27 : Efforts longitudinaux aile poussée

Dans le sens du déplacement, l'aile est soumise à un moment de flexion dû aux forces de traînée prépondérantes (l'aile est poussée par les moteurs).

On est, à nouveau, en présence d'une poutre encastrée :

- l'effort tranchant est maximum à l'enca斯特rement et nul à l'extrémité ;
- le moment fléchissant est maximum à l'encastration et nul à l'extrémité.

Au niveau des contraintes engendrées par ces sollicitations :

- effort tranchant génère un cisaillement transversal, le long de l'axe de roulis maximum l'emplanture et nul au saumon ;
- compression sur l'arrière de l'aile (bord de fuite).

### 2.1.2.3.3 Efforts verticaux d'une aile tirée

Aux charges vues précédemment dans le cas d'une aile poussée s'ajoute le poids du moteur. La résultante est toujours dirigée vers le haut (l'avion vole). il en résulte :

- un moment de torsion  $M_y$  :cisaillement périphérique
- un effort tranchant vers le haut  $T_z$ : cisaillement transversal
- un moment de flexion vers le haut  $M_x$ : compression extrados et traction intrados

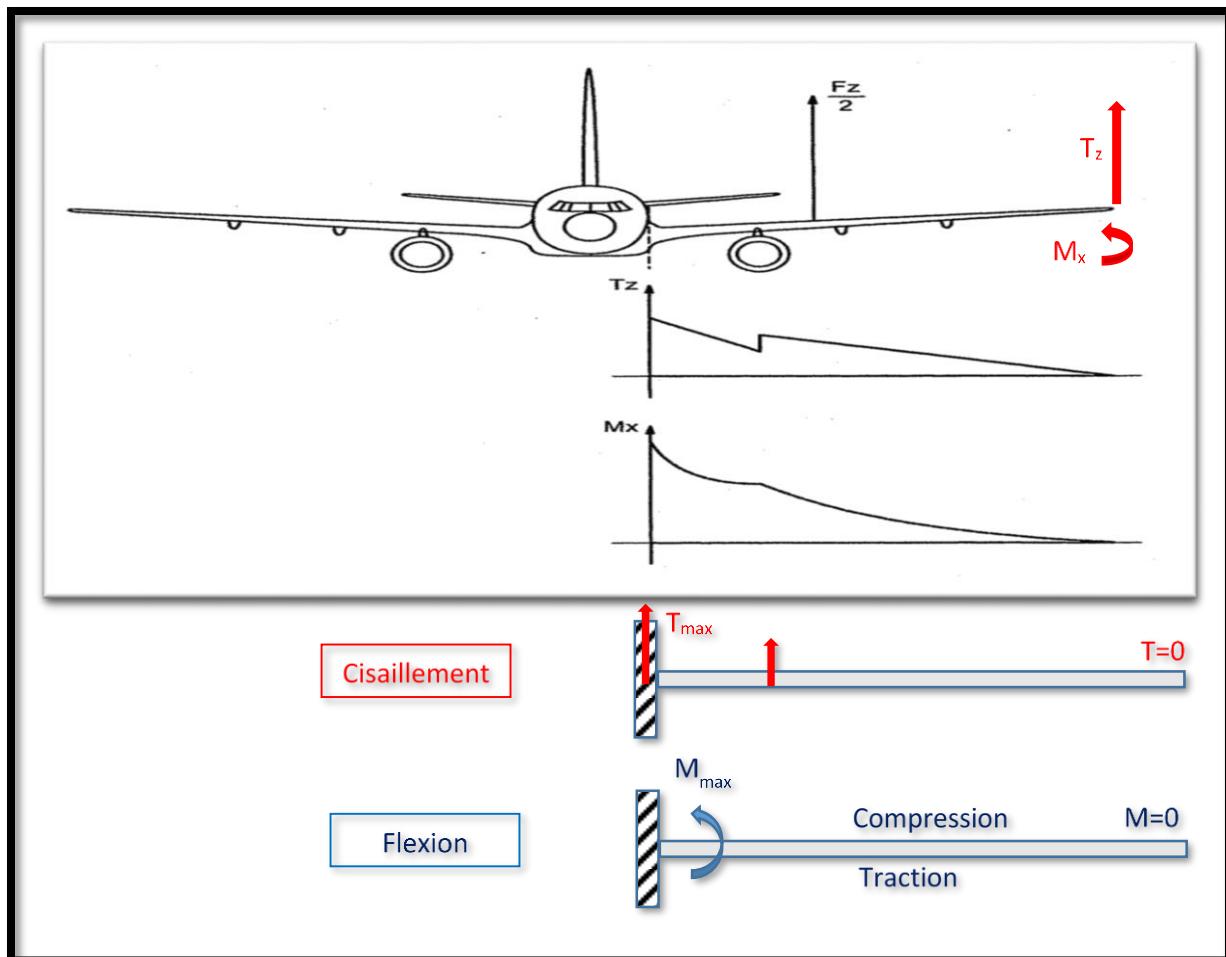


Figure 28 : Efforts verticaux d'une aile tirée

#### 2.1.2.3.4 Efforts Longitudinaux d'une aile tirée

A la force de trainée de l'aile, s'oppose la force de propulsion  $T_u$  dominante, il en résulte :

- **Un effort tranchant  $T_x$  longitudinal qui change de signe sur l'axe du GTR et qui provoque une contrainte de cisaillement ;**
- **Un moment de flexion  $M_z$  vers l'arrière qui change de signe entre le moteur et l'emplanture et qui provoque une contrainte de:**
  - Traction du bord d'attaque depuis le saumon jusqu'au point '0';
  - compression du bord d'attaque du point '0' à l'emplanture ;

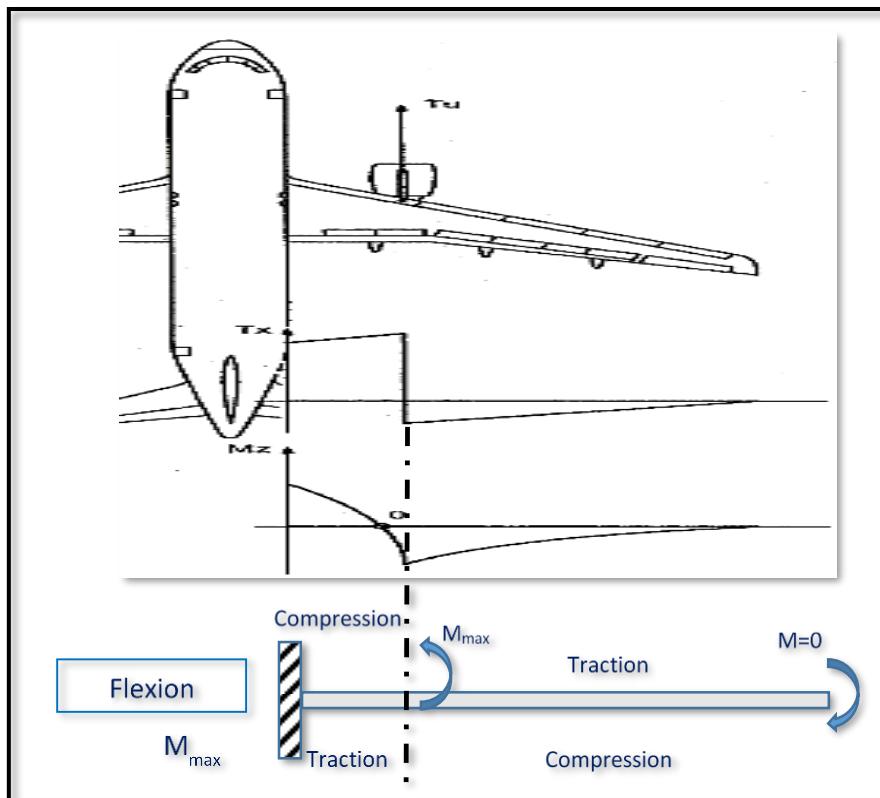


Figure 29 : Efforts Longitudinaux d'une aile tirée

#### 2.1.2.4 Limitation du poids sans carburant (Zéro-Fuel-Weight)

Soient :

- $P_t$  ; le poids total de l'avion
- $P_s$  : le poids de la structure de l'aile
- $P_c$  : le poids du carburant contenu dans l'aile
- $n$  : le facteur de charge

Le moment de flexion à l'emplanture est égal à :

$$M_f(A) = n \left[ \frac{P_t}{2} l_1 - \left( \frac{P_s}{2} l_2 + \frac{P_c}{2} l_3 \right) \right]$$

$\frac{P_s}{2} l_2$  est une constante pour un avion donné. En général  $l_3$  est très voisin de  $l_1$ . Le moment est donc sensiblement proportionnel à  $\left( \frac{P_t}{2} - \frac{P_c}{2} \right) l_1$ , c'est-à-dire pour un avion donné à  $(P_t - P_c)$  qu'est le poids sans carburant.

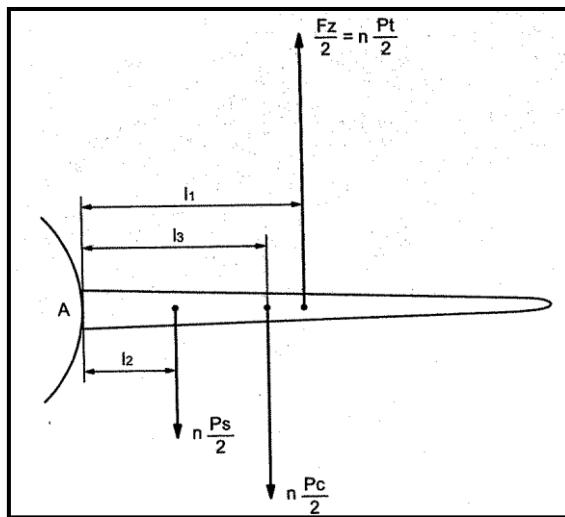


Figure 30 : Limitation du poids sans carburant

- Si  $n = n_{maxi}$  (2,5 en manœuvre) le moment de flexion qui en résulte doit être inférieur au moment de flexion calculé par le constructeur, ce dernier tenant compte de la limite élastique de l'aile.
- Si  $(P_t - P_c)$  est trop élevé, le moment de flexion à l'emplanture est dépassé et l'aile peut subir des déformations permanentes.

Il existe donc un ZFW limite pour chaque avion.

Exemple :

- B747 = 267,6 tonnes
- A300B4 = 124 tonnes

Dans le calcul, seul le carburant dans la voilure intervient, s'il y a du carburant dans le fuselage il doit être considéré comme de la charge marchande

La réglementation impose que l'avion soit conçu pour supporter le moment de flexion à l'emplanture

## 2.2 Structure et modes de construction

Les éléments principaux constitutifs d'une aile sont :

- les longerons ;
- les nervures ;
- le revêtement travaillant.

Dispositifs hypersustentateurs (fonctionnement). A

2.4 Freins aérodynamiques (fonctionnement). A

2.5 Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences suivant l'écoulement (supersonique, transsonique, sonique local). E

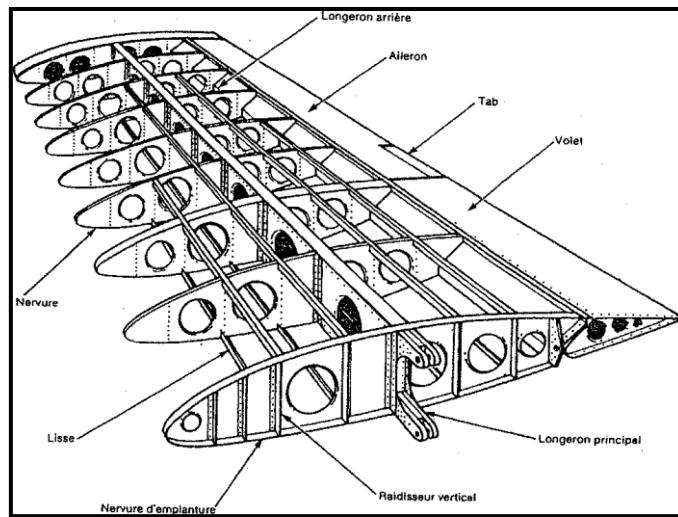


Figure 31 : Eléments principaux constitutifs d'une aile

### 2.2.1 Longerons

De formes multiples et de constructions différentes, ils constituent les éléments longitudinaux de taille.

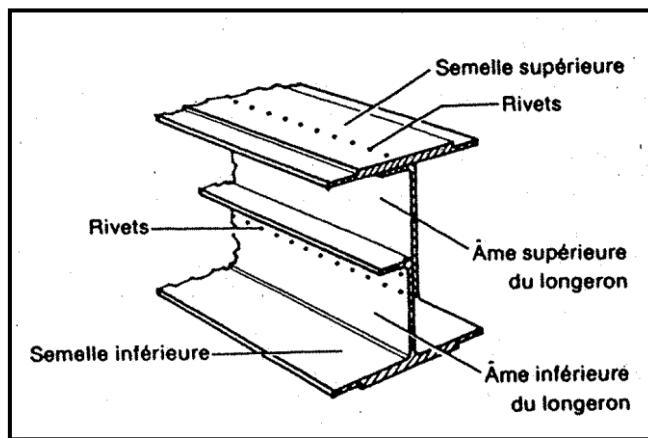


Figure 32 : Longeron

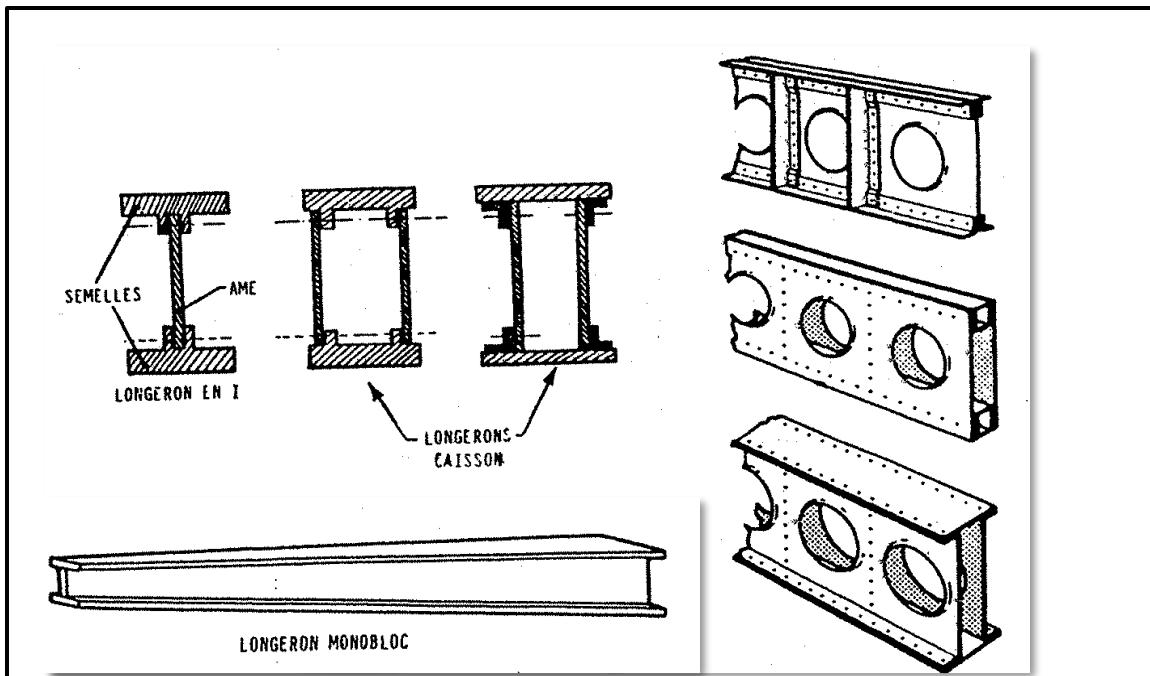


Figure 33 : Types de longerons

- Le longeron est constitué :
  - de deux semelles qui absorbent principalement les contraintes de traction et compression ;
  - de une ou deux âmes qui résistent au cisaillement.
- Les alliages légers (Durai et Zicral) sont très utilisés pour leur réalisation qui peut être monobloc, ou en plusieurs éléments (fail-safe). En raison des contraintes qui augmentent vers l'emplanture, la section des longerons va croître du saumon vers le fuselage.
- Une aile peut comporter un ou plusieurs longerons.

## 2.2.2 Nervures

- Eléments transversaux de l'aile, constituées d'une âme et de deux semelles, elles donnent la forme au profil et, transmettent aux longerons les efforts encaissés par le revêtement.
- En construction, on utilise trois types de nervures :

### 2.2.2.1 Nervures courantes

Assurent le maintien du profil et la rigidité générale, elles sont réalisées en alliage léger (Dural et Zicral) par des tôles raidies.

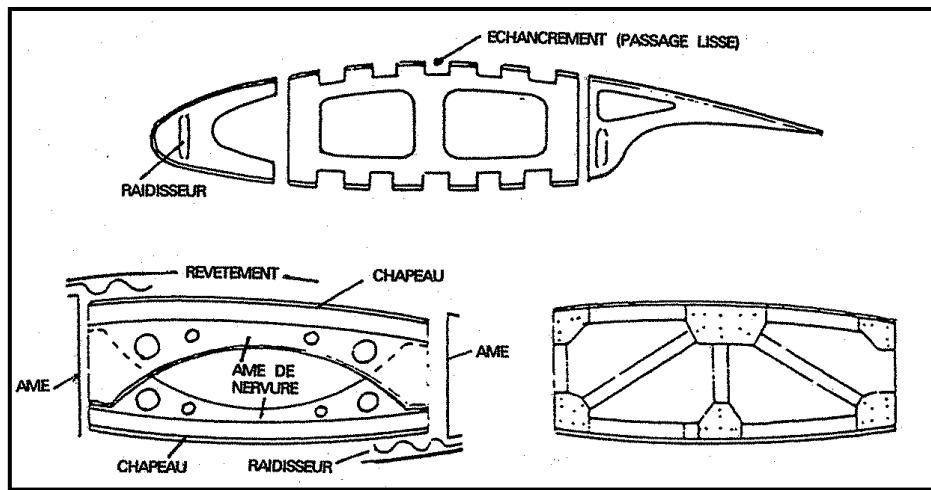


Figure 34 : Nervure

### 2.2.2.2 Nervures fortes

Placées sur les sections soumises à fortes contraintes localisées Fixations GTR, ailerons, spoilers, volets, train d'atterrissements, emplanture, etc... et, réalisées sous forme de poutres en treillis, ou pièce monobloc forgée et usinée.

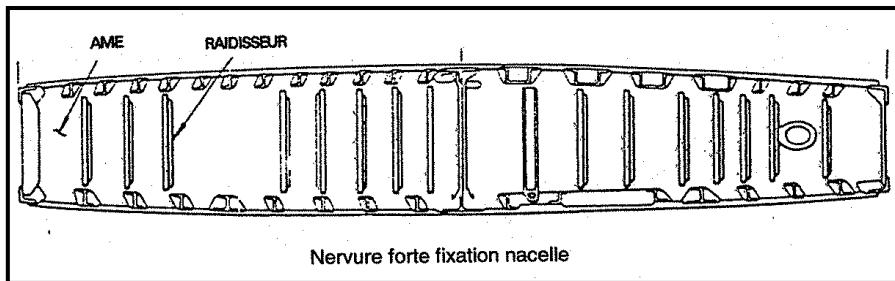


Figure 35: Nervure forte.

### 2.2.2.3 Nervures étanches

Situées à chaque extrémité des réservoirs structuraux de l'aile

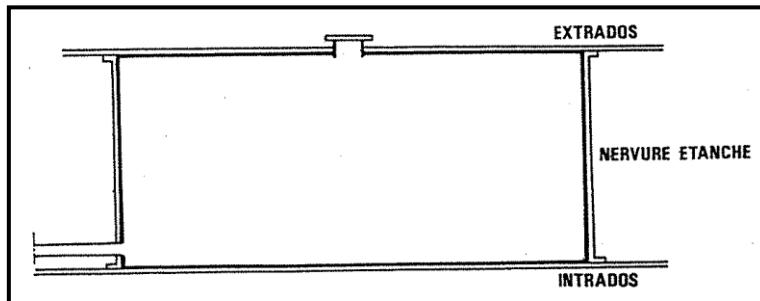


Figure 18 : Nervure étanche

### 2.2.3 Revêtement travaillant

- Sur les structures modernes, il encaisse la plus grande partie des contraintes, torsion, flexion, compression ou traction et, son raidissement est obligatoire, particulièrement dans le sens longitudinal de l'aile,
- Cette rigidité est obtenue soit :

- par la fixation (rivetage, collage ou soudage) de raidisseurs (lisses ou listons) sur la face interne du revêtement ;

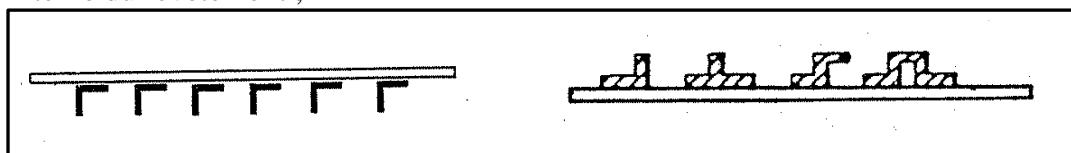


Figure 36 : Fixation des raidisseurs

- par le revêtement intégral, qui est réalisé par usinage dans la masse pu par usinage chimique (A300).

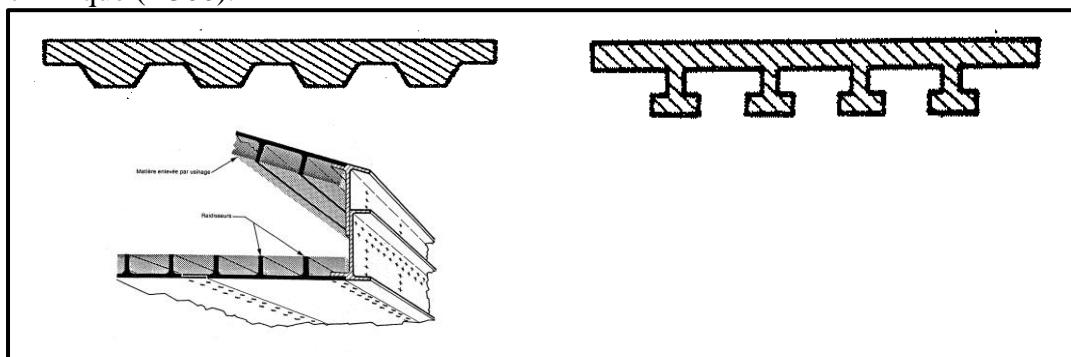


Figure 37 : revêtement intégral

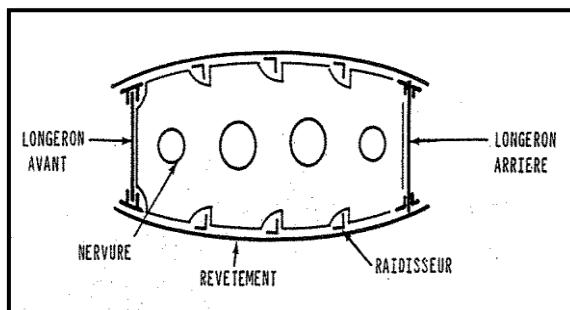


Figure 38: Le raidissement transversal est assuré par les nervures.

## 2.2.4 Types de voilure

### 2.2.4.1 Structure multilongerons

- Un, deux (ou trois) longerons constituent, avec les nervures et le revêtement fortement raidie (lisses ou revêtement intégral), un caisson.

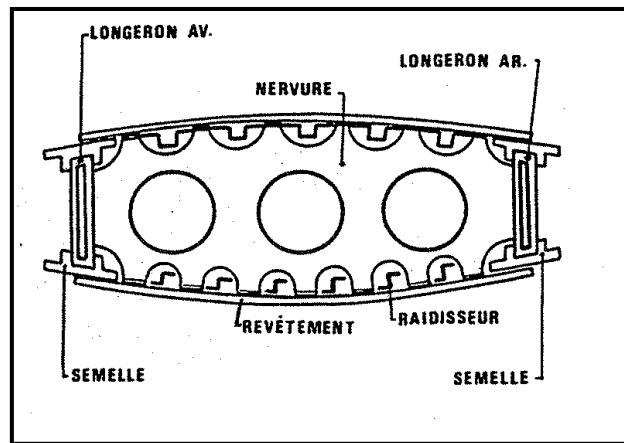


Figure 39: Structure multilongerons.

La flexion verticale est encaissée par le revêtement et les semelles des longerons (traction-compression). La torsion est encaissée par l'ensemble du caisson (cisaillement).

#### 2.2.4.2 Structure caisson

En augmentant considérablement l'épaisseur et la rigidité du revêtement, celui-ci fait office de semelle et, le longeron est réduit à une âme simple.

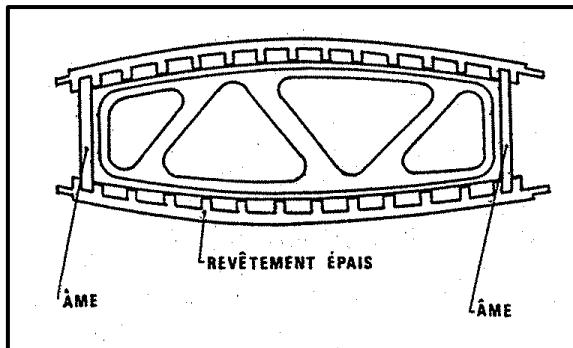


Figure 40 : Structure caisson

Toutes les contraintes sont encaissées par le revêtement ; cette structure comporte presque toute la matière à la périphérie du profil, ce qui lui confère une grande inertie, donc une grande rigidité.

#### 2.2.4.3 - Structure supersonique

- Elle est soumise proportionnellement aux mêmes contraintes qu'une structure subsonique avec en plus l'effet de la température d'impact qui engendre une contrainte thermique donc « du fluage ».
- L'échauffement cinétique provoque :
  - la diminution des caractéristiques mécaniques des matériaux ;
  - un échauffement superficiel plus rapide que réchauffement interne qui entraîne des dilatations différentielles ;
  - du fluage sur les points d'assemblages.
- En conséquence :
  - les matériaux utilisés doivent résister à la température soutenue ;
  - des conceptions structurales différentes sont appliquées dans la fabrication pour permettre la dilatation ;

## 2.2.5 Exemples

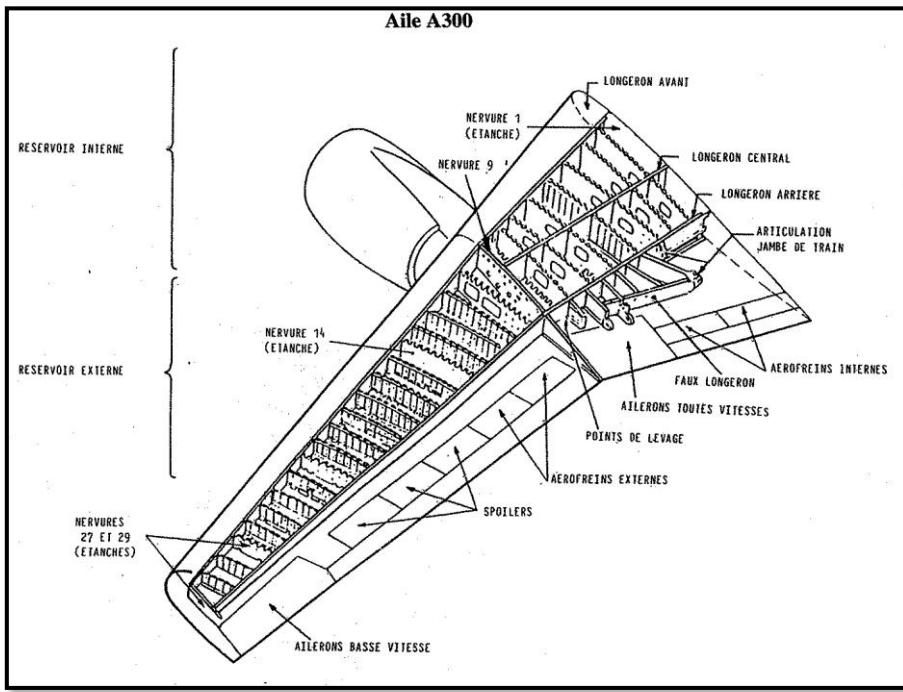


Figure 41 : Aile A300

## 2.2.6 Assemblage Aile-Moteur

Sur les avions commerciaux actuels on trouve plusieurs types d'assemblage.

### 2.2.6.1 GTR directement fixé sous l'aile

Exemple : B737

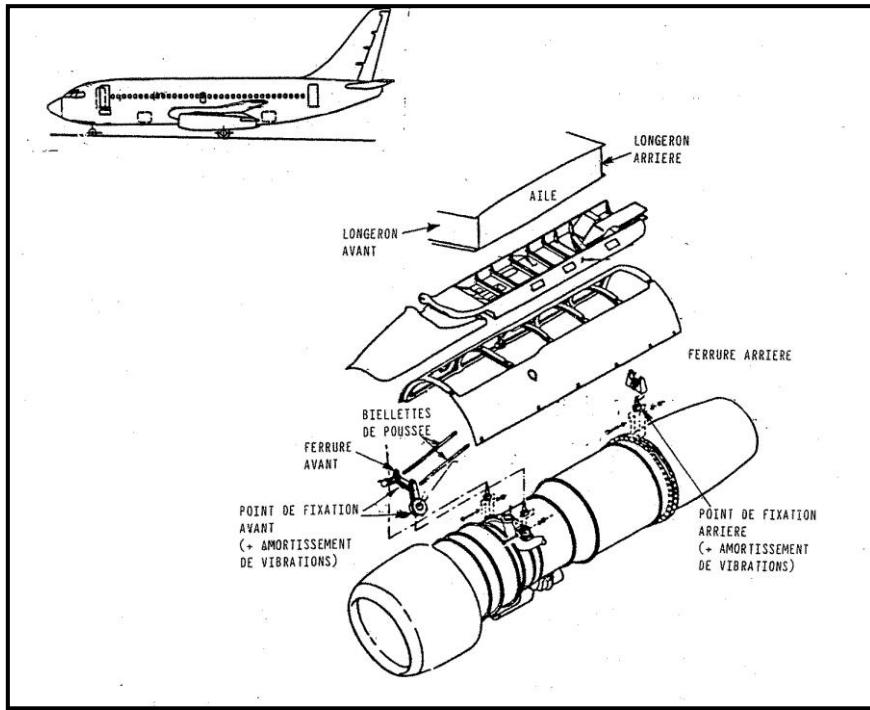


Figure 42 : Assemblage Aile-Moteur B737

- Le GTR est fixé sous l'aile par deux ferrures :

- la ferrure avant fixée sur le longeron avant possède deux points de fixation GTR qui transmettent la poussée ;
  - la ferrure arrière fixée sur le longeron arrière possède un point de fixation GTR qui assure sa suspension.
- Les trois points de fixation GTR sont équipés chacun d'un amortisseur qui absorbe les vibrations et autorise la dilatation des carters.
- Des tôles pare-feu, supérieures et latérales isolent la zone moteur de l'aile et constituent un bouclier thermique et mécanique (acier inox, inconel, titane...) :

### 2.2.6.2 GTR suspendu sous l'aile

Exemples : A300, B747, A330, DC10...

Ce type de fixation est très utilisé par la plupart des constructeurs.

La fixation se fait par une structure dite « mât de liaison », de constitution identique à celle de l'aile (longerons - nervures - revêtement) qui est boulonné sur le longeron avant et sur deux nervures fortes de l'aile. La poussée est transmise à l'aile par une ferrure spéciale.

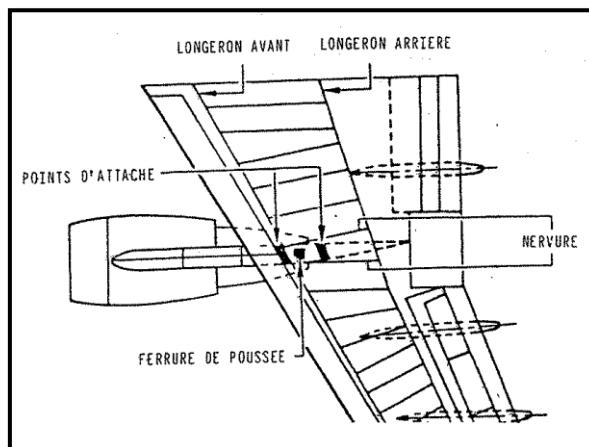


Figure 43 : GTR suspendu sous l'aile

Le GTR est fixé au mât par deux points :

- La fixation avant assure la transmission de la poussée à l'aide d'une bride fixe et rigide boulonnée sur la partie avant du compresseur HP. Cette attache transmet les efforts dans les trois axes ainsi que les charges gyroscopiques.

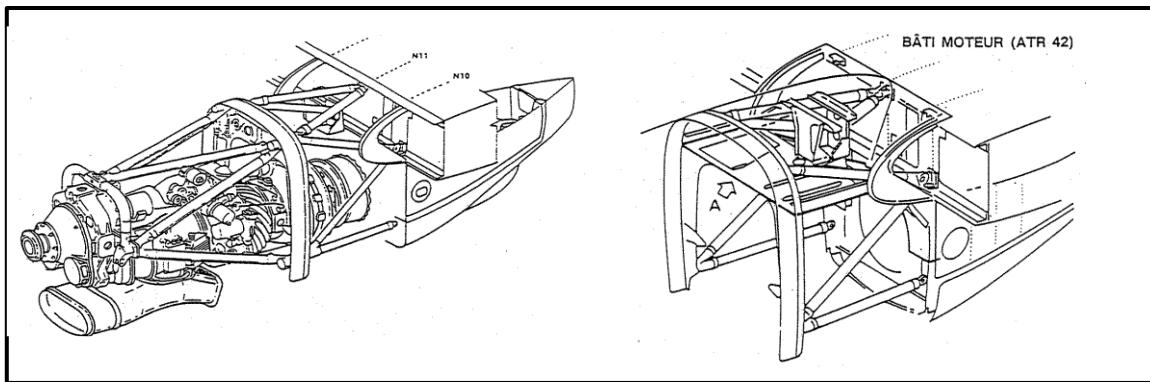
La fixation arrière assure le maintien et la suspension du GTR à l'aide de trois bielles de liaison à inclinaison variable rotulées à leur extrémité pour permettre la libre dilatation radiale et axiale du GTR.

Des cloisons pare-feu supérieure et arrière (inconel, titane...) isolent le GTR de l'aile constituant un blindage mécanique et thermique.

### 2.2.6.3 Fixation des GTP

Exemple : ATR 42

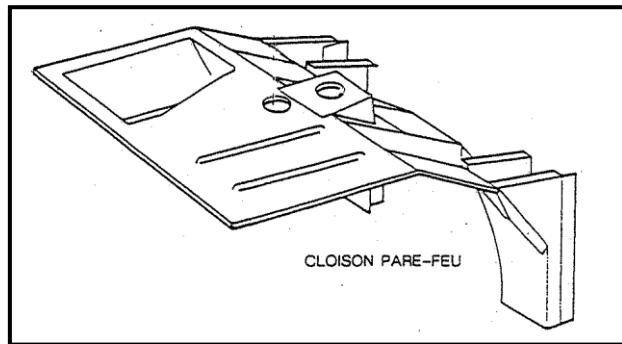
- Les groupes turbopropulseurs sont généralement fixés sur l'aile à l'aide d'un châssis tubulaire appelé « bâti moteur ».
- Ce châssis est fixé directement de façon rigide sur le longeron avant et les nervures fortes, par des chapes et des boulons.
- Il est réalisé en tubes (titane ou acier soudés et, porte à l'avant et à l'arrière plusieurs points de fixations qui assurent la transmission de la traction hélice, ainsi que son couple et le poids du moteur



*Figure 44 : Fixation des GTP.*

Tous ces points sont équipés d'amortisseurs (silent bloc) qui absorbent une importante partie des vibrations moteur évitant ainsi leur transmission dans l'aile.

Une cloison pare-feu (acier inox, inconel...) supérieure et arrière isole le moteur de la cellule.



*Figure 45 : Cloison pare-feu*

### 2.2.7 Fixation des commandes de vol et des atterrisseurs.

Toutes les commandes de vol, primaires ou secondaires sont fixées sur les éléments forts de l'aile, longerons avant, arrière, nervures fortes.

Pour la fixation des atterrisseurs

La reprise d'efforts s'effectue sur les longerons avant ou arrière et sur des nervures fortes.  
Exemple : A300.

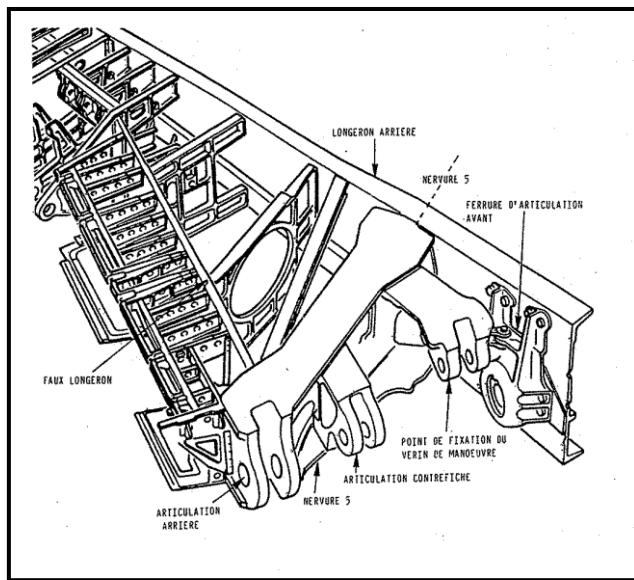


Figure 46: Fixation des atterrissageurs.

## 2.3 Dispositifs hypersustentateurs

### 2.3.1 But

Diminuer la distance de décollage atterrissage

$$L_{dec-att} = \frac{V_{dec-att}^2}{2\gamma}$$

Diminuer la vitesse minimale  $V_{min}$

$$V_{mini} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot C_{zmax}}}$$

Donc pour minimiser  $L_{dec}$ , pour un avion et des conditions données ( $mg$ ,  $\gamma$  et  $\rho$  fixés), il faut maximiser  $S$  et  $C_{zmax}$ . C'est le but des dispositifs hypersustentateurs.

### 2.3.2 Dispositifs de bord d'attaque

#### 2.3.2.1 Principe

Quand l'incidence augmente, les filets d'extrados subissent un fort fléchissement qui leur fait perdre une grande partie de leur énergie cinétique ce qui entraîne le décollement de la couche limite.

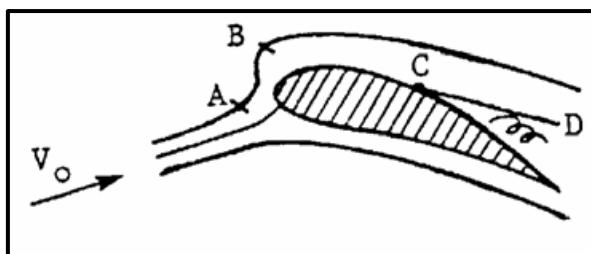


Figure 47 : décollement de la couche limite

Deux dispositifs de bord d'attaque : Basculement et apport d'énergie à la couche limite

### 2.3.2.1.1 Bord d'attaque basculant

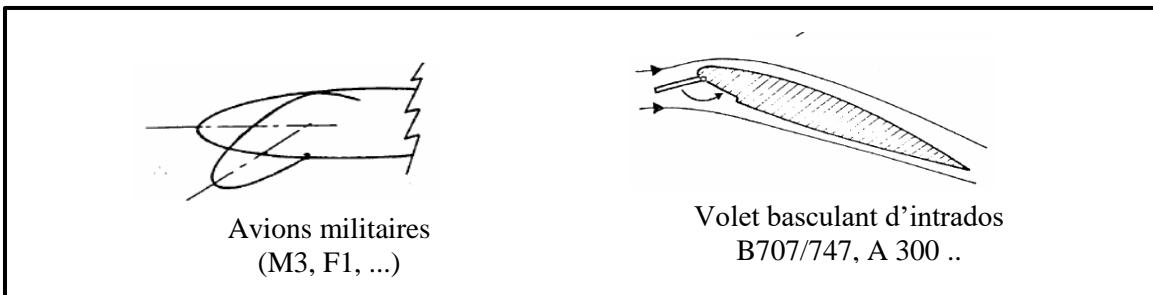


Figure 48 : Bord d'attaque basculant

### 2.3.2.1.2 Apport d'énergie à la Couche Limite

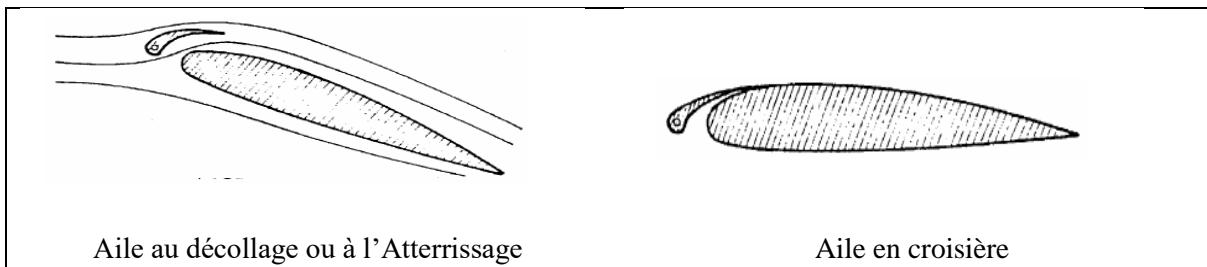


Figure 49 : Bec de Bord d'attaque simple

### Bec de Bord d'attaque avec fente : volet HANDLEY – PAGE

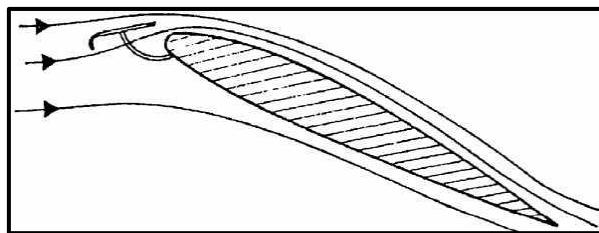
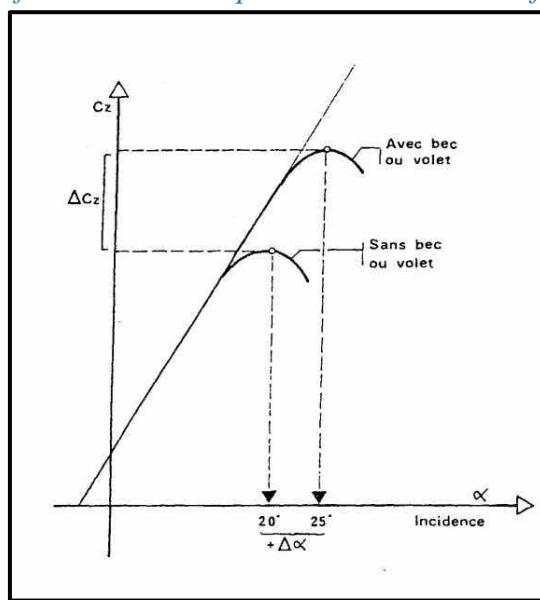


Figure 50 : Bec de Bord d'attaque avec fente

### 2.3.2.2 Effet des dispositifs de Bord d'attaque sur la courbe $Cz = f(\alpha)$

Figure 51 : Effet des dispositifs de Bord d'attaque sur la courbe  $Cz$

Les becs et les volets de bord d'attaque « retardent » l'apparition du décrochage. Le  $C_{z \text{ max}}$  augmente, mais avec une augmentation de l'incidence (problème éventuel de visibilité extérieure).

### 2.3.3 Dispositifs de bord de fuite

Le principe repose sur l'augmentation de courbure de l'aile et éventuellement de la surface.

#### 2.3.3.1 Volet de courbure

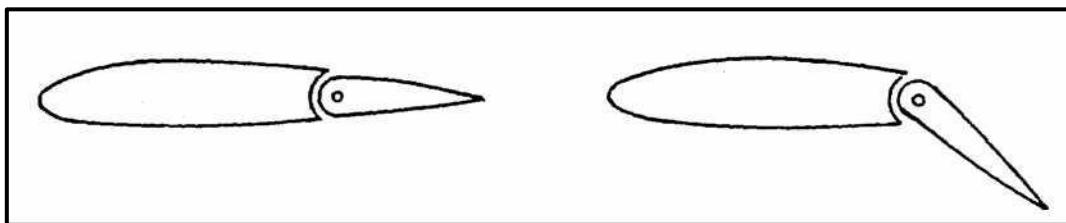


Figure 52 : Volet de courbure

Agit à la fois en intrados comme le volet d'intrados et sur l'extrados (accélération des filets d'air), mais risque de décollement de la couche limite. Sa simplicité en fait le système hypersustentateur des avions légers.

#### 2.3.3.2 Volet de courbure à fente

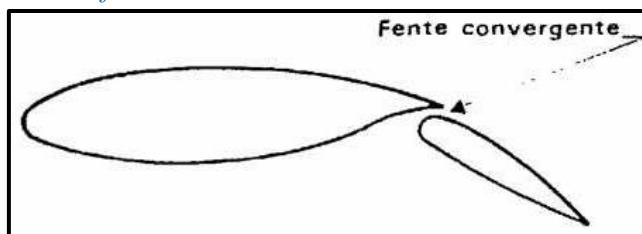


Figure 53 : Volet de courbure à fente

Le même principe, mais avec apport d'énergie à la couche limite par effet de fente.

#### 2.3.3.3 Volet d'intrados à recul (Volet Fowler)

Volet Fowler à simple fente

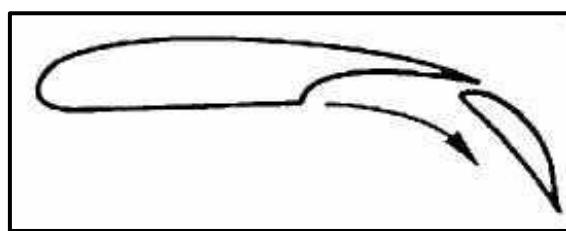


Figure 54 : Volet d'intrados à recul

Agit par augmentation de la surface portante.

### 2.3.3.4 Volets multiples

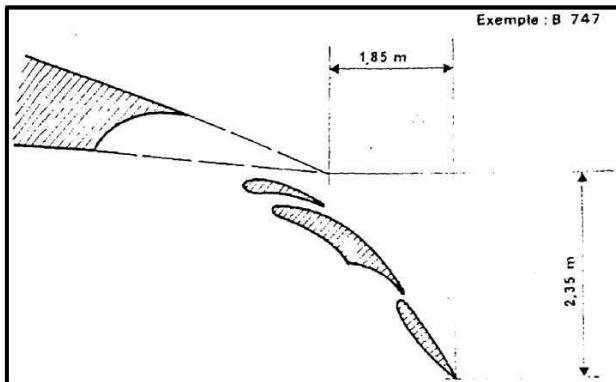


Figure 55 : Volets multiples

Ils permettent d'augmenter la surface. La courbure progressive et le soufflage sur chacun des volets.

Le  $C_z$  max peut doubler :  $V_{att}$  diminue de 30 %

### 2.3.3.5 Effets des dispositifs de Bord de fuite sur la courbe $C_z = f(\alpha)$

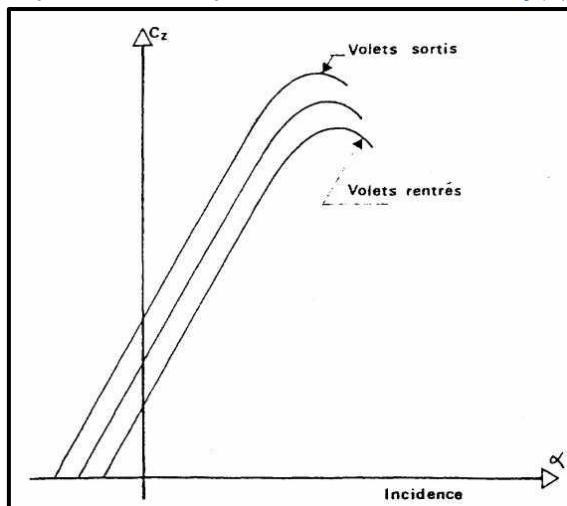


Figure 56 : Effets des dispositifs de Bord de fuite sur la courbe

Les dispositifs de bord de fuite augmentent le  $C_z$  max en ne modifiant que peu l'incidence de  $C_{zmax}$ .

### 2.3.3.6 Flaperons

Utilisation des ailerons de gauchissement de façon symétrique vers le bas (ex: 10° sur A 300). Les ailerons sont alors utilisés en gauchissement à partir de cette position. Ce basculement symétrique est par exemple commandé par la sortie des volets.

### 2.3.3.7 Synthèse des dispositifs hypersustentateurs sur la polaire

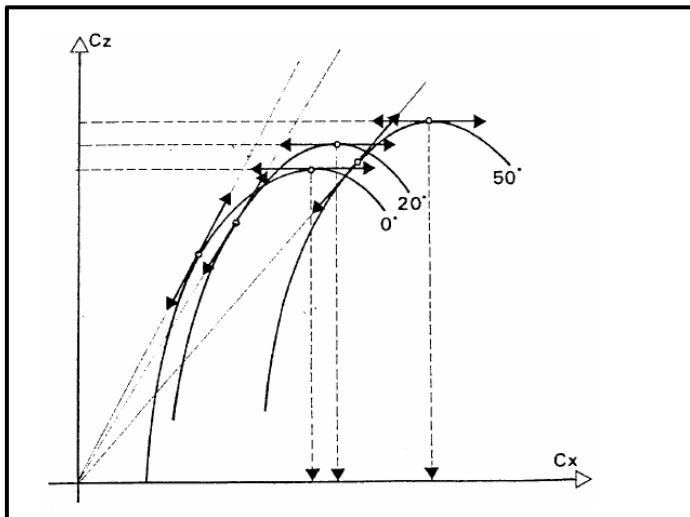


Figure 57 : Synthèse des dispositifs hypersustentateurs sur la polaire

L'action simultanée des dispositifs de Bord d'attaque et Bord de fuite augmente  $C_{z\max}$  et  $\alpha C_{z\max}$ .

Pour  $20^\circ$ ,  $C_z$  augmente pour une variation faible de  $C_x$  : utilisation au décollage.

Pour  $50^\circ$ ,  $C_{z\max}$  est maximal mais au prix d'une forte traînée : utilisation à l'atterrissement.

### 2.3.4 Installation B 727

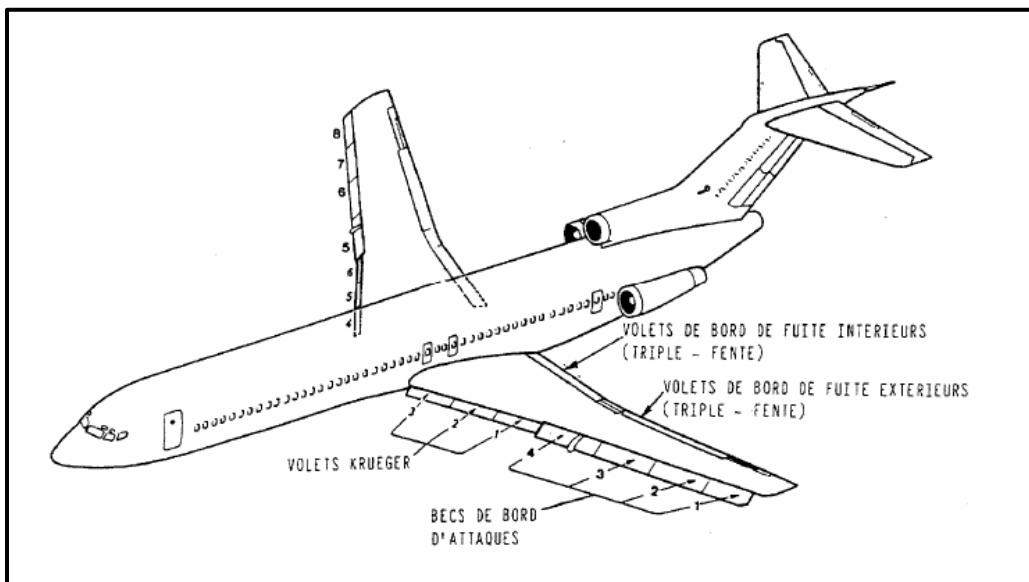


Figure 58 : Dispositifs hypersustentateurs B 727

Cet avion dispose de :

- deux volets intérieurs triple fente (un par côté)
- deux volets extérieurs triple fente (un par côté)
- huit becs de bord d'attaque (quatre par côté)
- six volets krueger (trois par côté) près du fuselage.

### 2.3.4.1 Becs de bord d'attaque

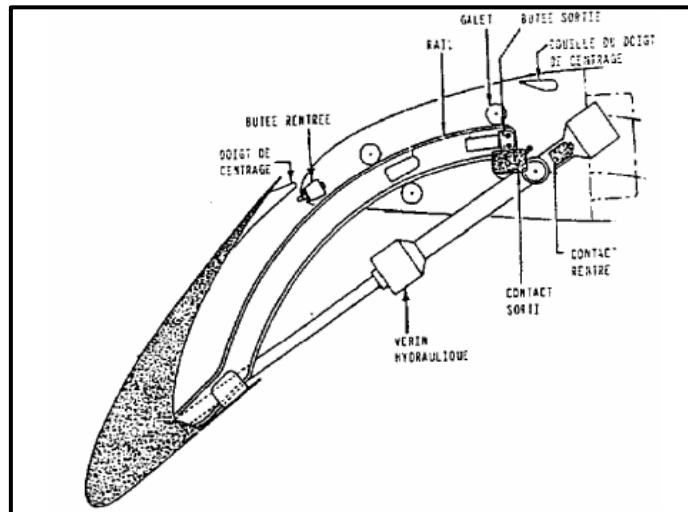


Figure 59 : Becs de bord d'attaque B727

### 2.3.4.2 Volet Krueger

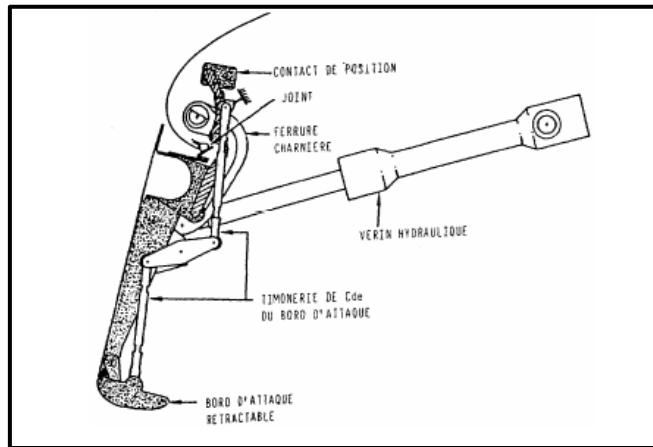


Figure 60 : Volet Krueger B727

### 2.3.4.3 Volet de bord de fuite triple fente

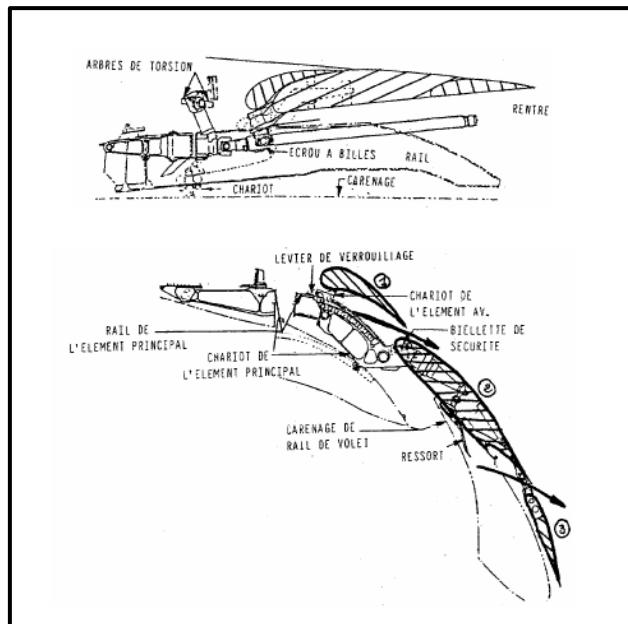


Figure 61 : Volet de bord de fuite triple fente B727

### 2.3.4.4 Mise en œuvre des dispositifs hypersustentateurs sur B 727

#### 2.3.4.4.1 Dispositifs de bord d'attaque

Ils sont commandés par des vérins hydrauliques et secourus par le circuit de secours hydraulique.

Ils peuvent être sortis de  $2^\circ$  (2,3,6 et 7 sont alors seulement sortis) ou de  $5^\circ$  (tous les becs sortis). Le fonctionnement en secours n'autorise que la sortie de tous les becs.

#### 2.3.4.4.2 Dispositifs de bord de fuite

Ils sont commandés par des vérins à vis entraînés par une barre de torsion entraînée par un moteur hydraulique (un pour les volets intérieurs et un pour les volets extérieurs).

Le circuit de secours est assuré par deux moteurs électriques (un par côté), sans protection contre la sortie dissymétrique.

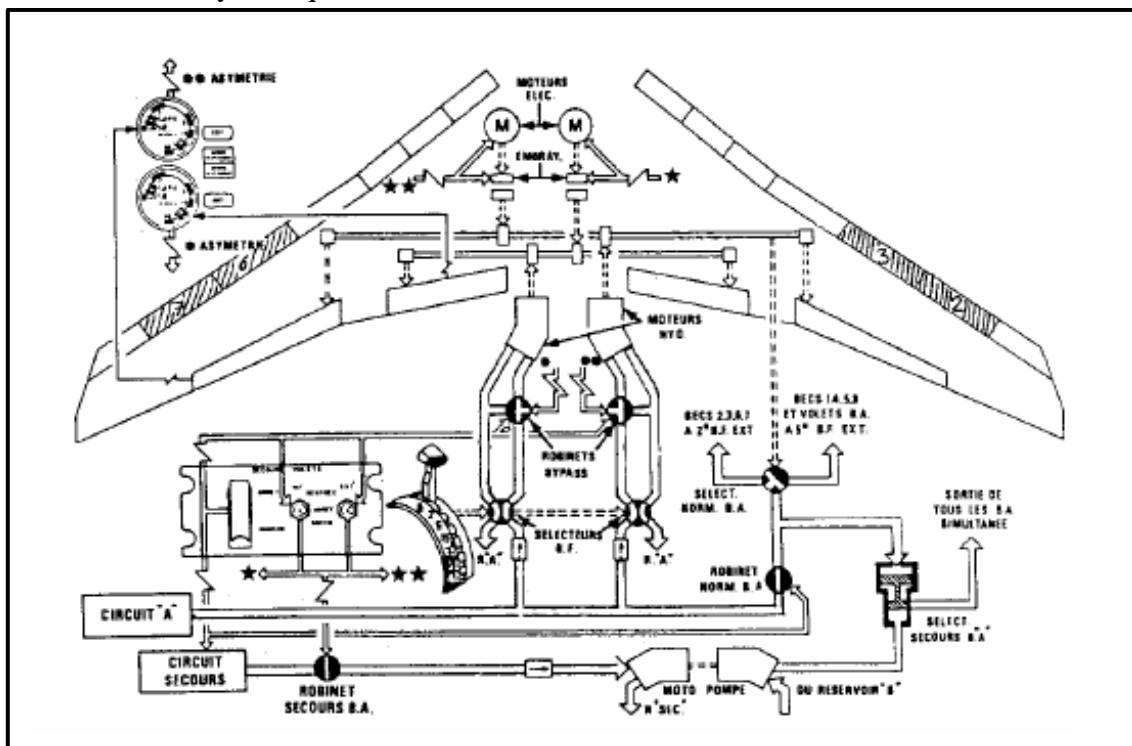


Figure 62 : Commande dispositifs hypersustentateurs sur B 727

### 2.3.5 Installation B 747

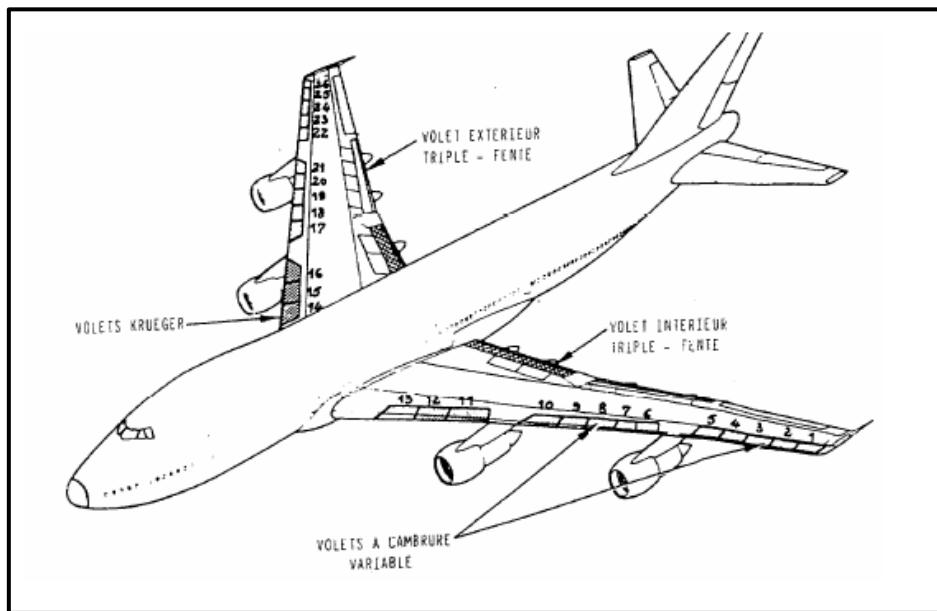


Figure 63 : Dispositifs hypersustentateurs B 747

Cet avion dispose de :

- deux volets intérieurs triple fente
- deux volets extérieurs triple fente
- vingt volets de bord d'attaque à courbure progressive
- six volets Krueger (11 à 16)

#### 2.3.5.1 Volets de bord de fuite

Identique à ceux du B727.

#### 2.3.5.2 Volets à courbure progressive

Ils sont constitués de deux parties, ce qui permet d'obtenir une attaque de l'écoulement plus progressive, donc de moins freiner celui-ci (moins de perte d'énergie). La couche limite pendant moins d'énergie décolle plus tard.

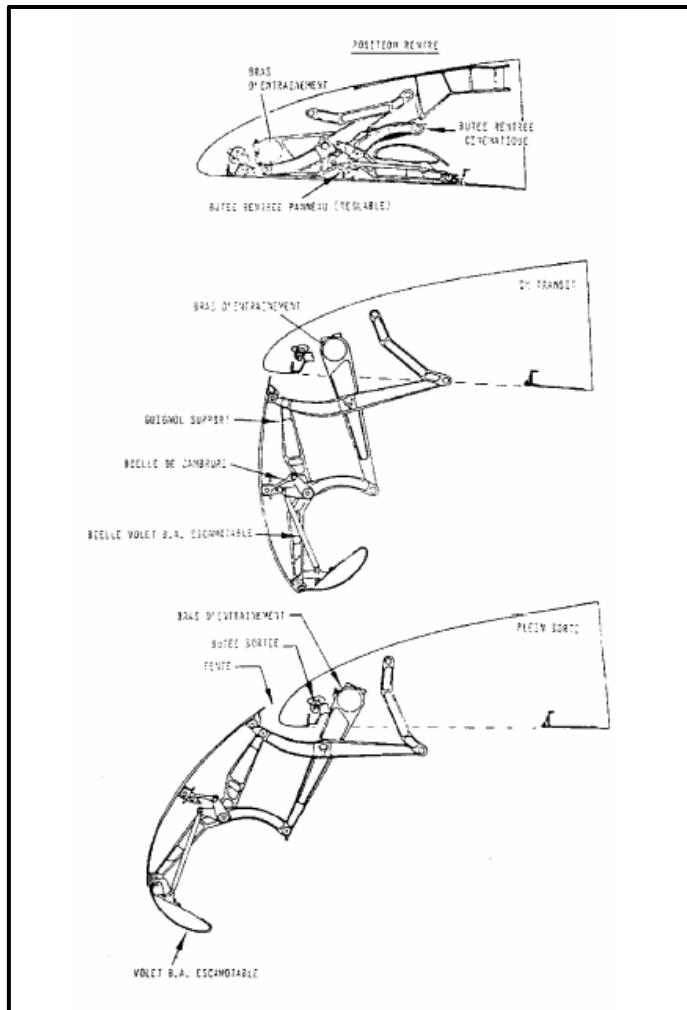


Figure 64 : Volets à courbure progressive B747

### 2.3.5.3 Volets Krueger

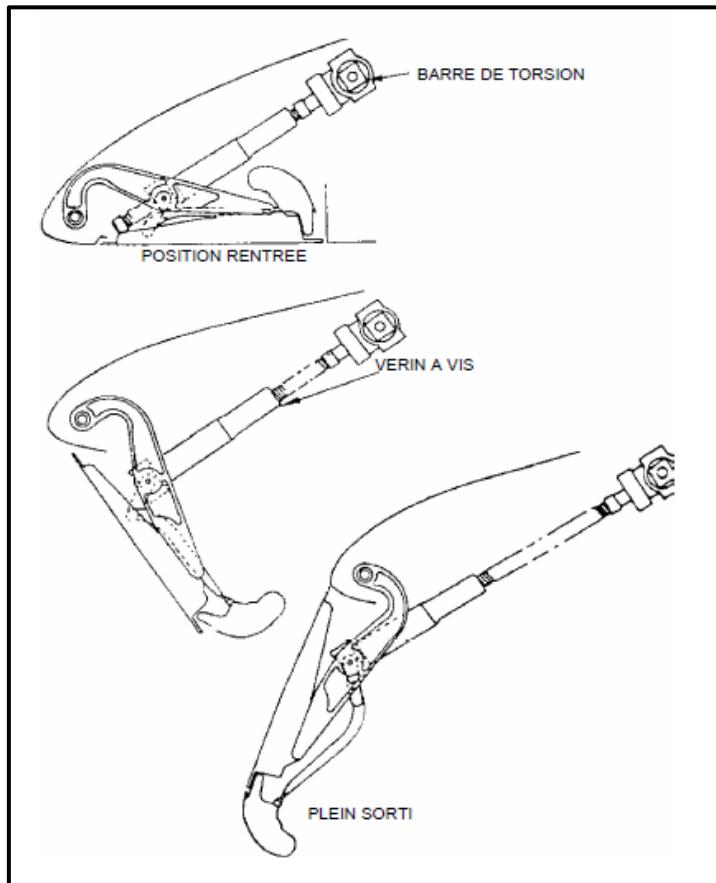


Figure 65 : Volets Krueger B747

### 2.3.5.4 Mise en œuvre des dispositifs hypersustentateurs

#### 2.3.5.4.1 Volets de bord de fuite

Idem au B 727, avec néanmoins une sécurité rentrant les volets en cas de surcharge aérodynamique (dépassement des vitesses maximales autorisées avec la configuration choisie).

#### 2.3.5.4.2 Dispositifs de bord d'attaque

Les 26 volets sont actionnés par 8 blocs de commande identiques possédant un moteur pneumatique pour le fonctionnement normal et un moteur électrique en fonctionnement de secours.

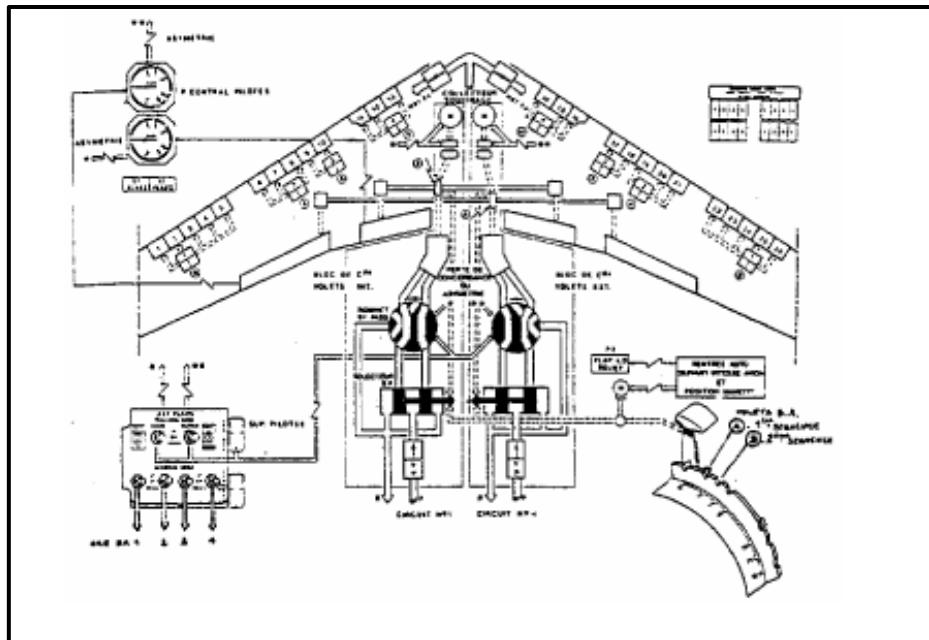


Figure 66 : Mise en œuvre des dispositifs hypersustentateurs B747

### 2.3.6 Installation A 310

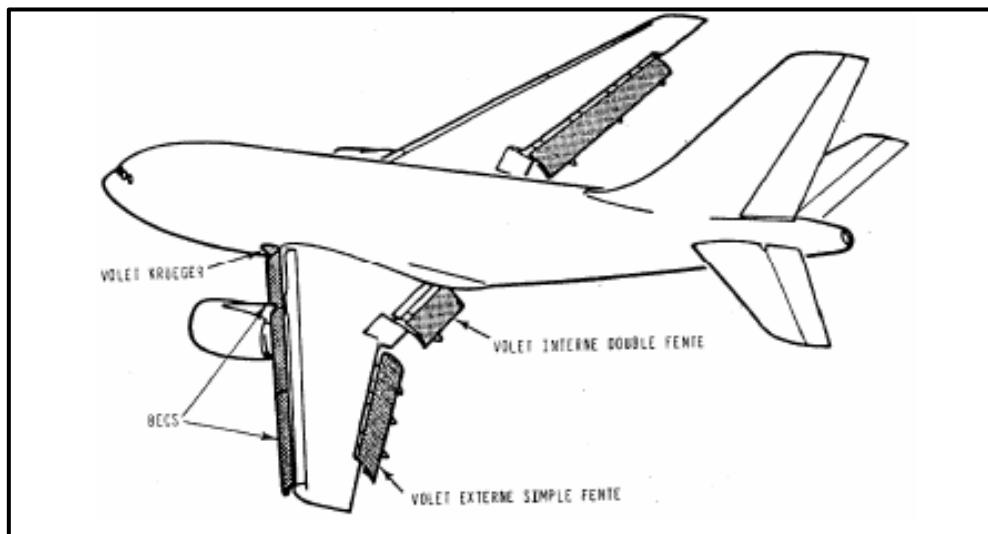


Figure 67 : Dispositifs hypersustentateurs A310

Cet avion dispose de :

- deux volets internes double fente
- deux volets externes simple fente (épaisseur d'aile plus faible et calage plus faible).
- six becs de bord d'attaque
- deux volets Krueger.

### 2.3.6.1 Becs de bord d'attaque

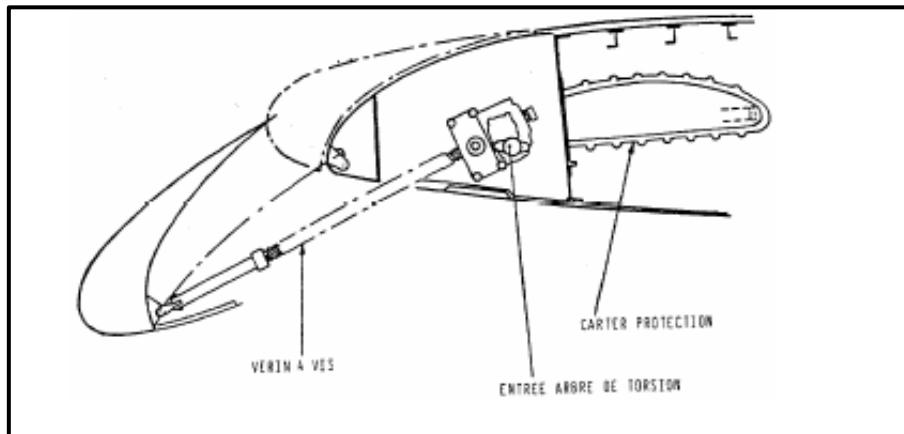


Figure 68 : Becs de bord A310d'attaque

### 2.3.6.2 Volets de bord de fuite

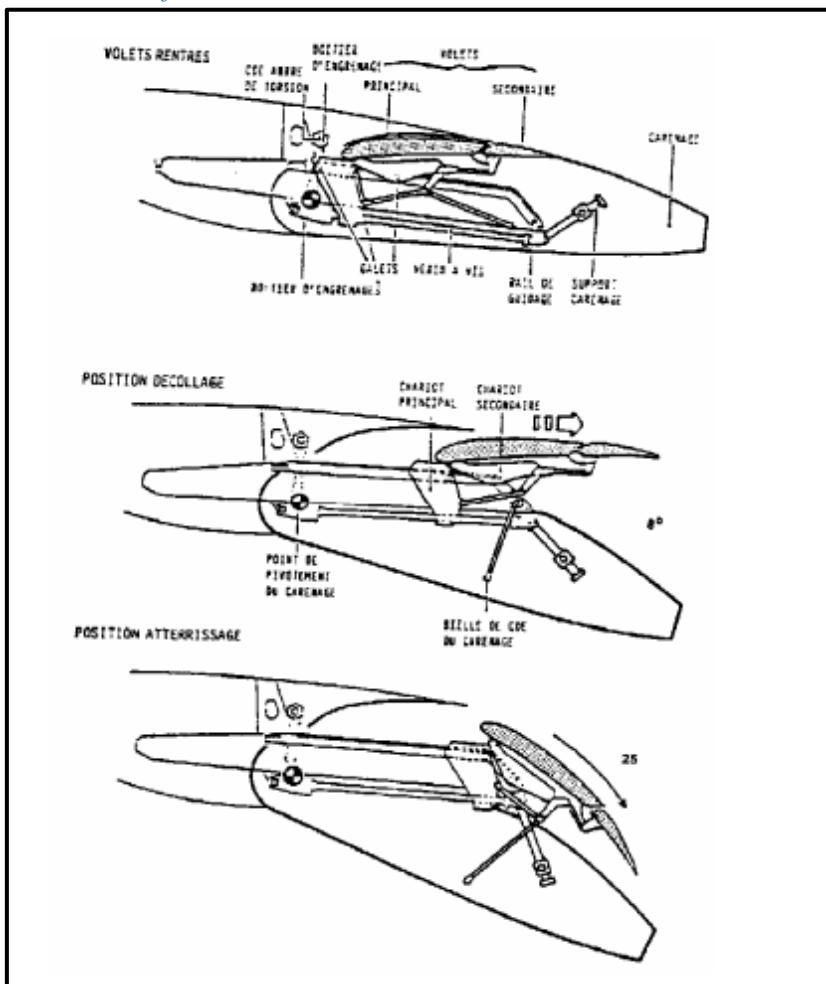


Figure 69 : Volets de bord de fuite A310

Ces volets sont guidés par des galets sur un rail et sont manœuvrés par vérin à vis.

### 2.3.6.3 Mise en œuvre des dispositifs hypersustentateurs sur A 310

Tous les dispositifs sont commandés par des barres de torsion entraînées par des moteurs hydrauliques, qui agissent sur des vérins à vis.

Le fonctionnement en secours fait appel aux circuits hydrauliques de secours.

## 2.3.6.4 Cas particulier : Volet Notch sur A 300

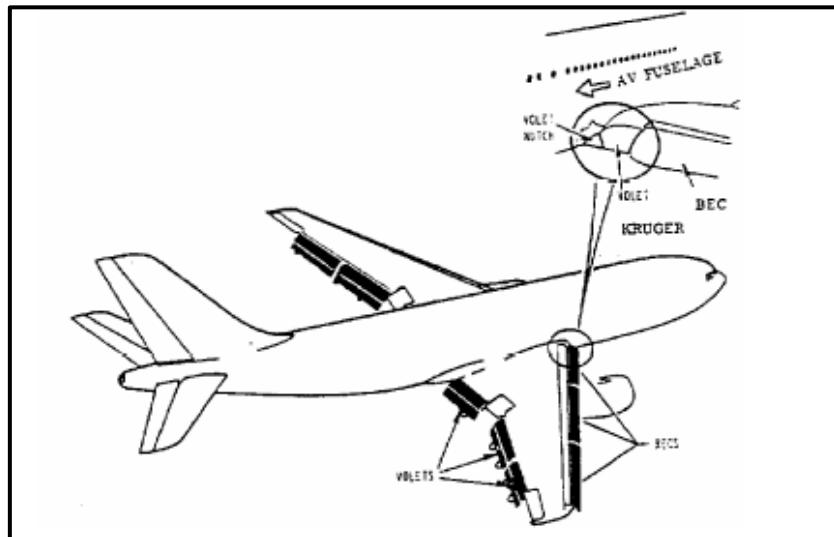


Figure 70 : Volet Notch sur A 300

Il s'agit d'un volet qui vient combler l'espace créé entre le volet Krueger le plus proche du fuselage. Il est manœuvré par un vérin hydraulique et sort en même temps que le volet Krueger.

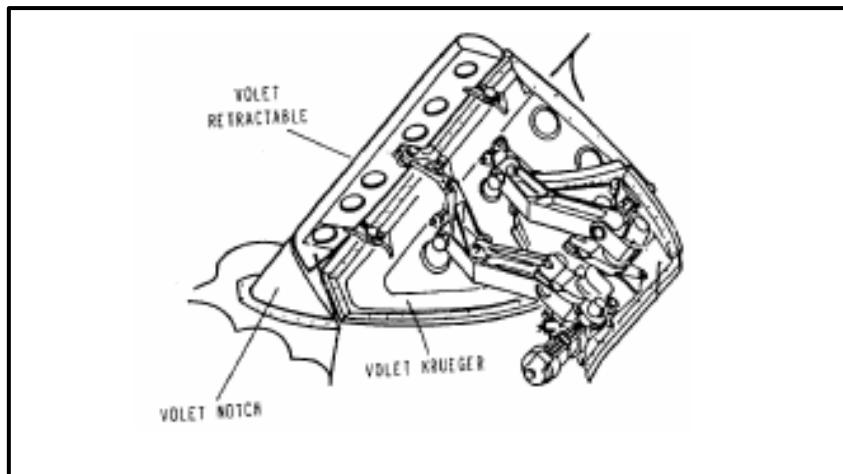


Figure 71 : Mécanisme Volet Notch sur A 300

### 2.3.6.5 Circuit A300

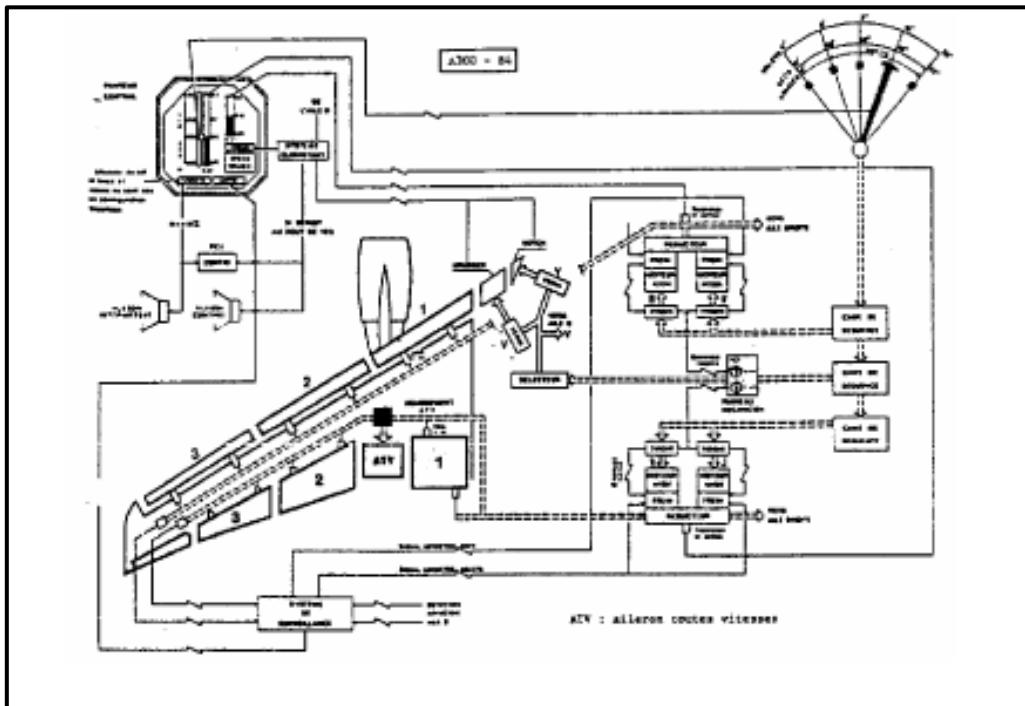


Figure 72 : Circuit A300

## 2.4 Dispositifs hyposustentateurs

### 2.4.1 Buts

- Diminuer la vitesse en approche, atterrissage ou accélération - arrêt.
- Augmenter les performances de descente.

### 2.4.2 Deux types de dispositifs

- Aéofreins : augmentation de la traînée
- Spoilers : destruction de la portance et augmentation de la traînée

### 2.4.3 Aéofreins

- Panneaux faisant obstacle à l'écoulement
- Peuvent être placés sur ou sous le fuselage à l'intrados et/ou à l'extrados.
- Les aéofreins sont très souvent percés de nombreux trous pour augmenter la traînée (création de turbulences).
- Les aéofreins d'extrados sont montés sur pattes pour ne pas perturber la portance par destruction de la couche limite.

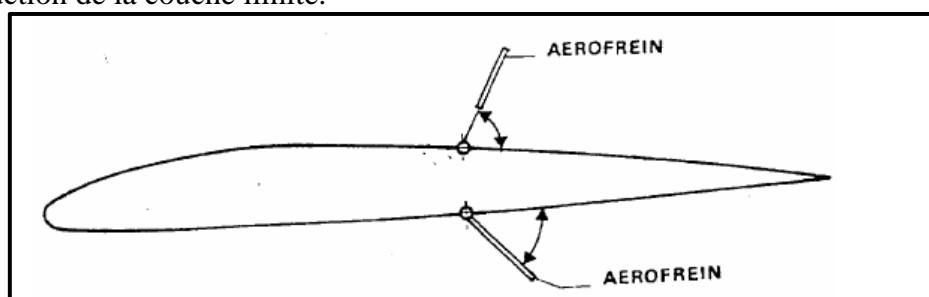


Figure 73. Aéofreins

#### 2.4.3.1 Influence sur la polaire (courbe représentant la relation $C_z / C_x$ )

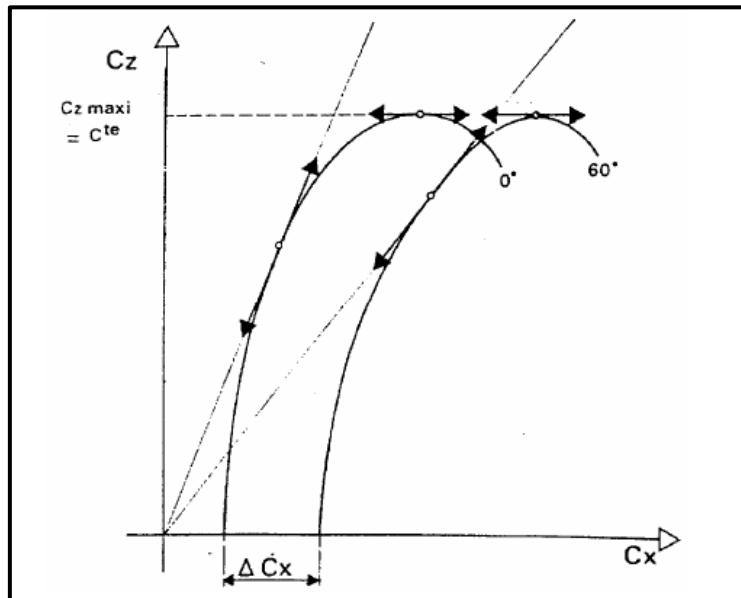


Figure 74. Aérofreins- Influence sur la polaire

Remarque : Augmentation du  $C_x$  sans diminution du  $C_z$

#### 2.4.3.2 Parachute

- Diminue la vitesse de l'avion à l'atterrissement ou en accélération - arrêt
- Indépendant de l'état de la piste
- Placé dans le cône arrière de l'avion et éjecté par le pilote
- Très sensible au vent de travers

Ce dispositif a été utilisé sur les premières Caravelles mais est désormais totalement abandonné par les civils.

#### 2.4.4 Spoilers : « Destructeurs de portance »

Deux utilisations :

- symétrique : destruction  $C_z$  (augmentation du freinage au sol)
- dissymétrique : performances descente améliorées

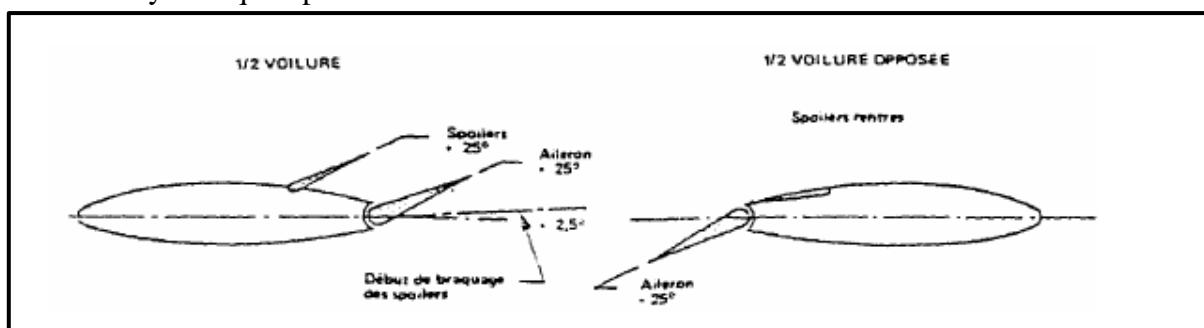


Figure 75. Spoilers

#### 2.4.4.1 Réalisation

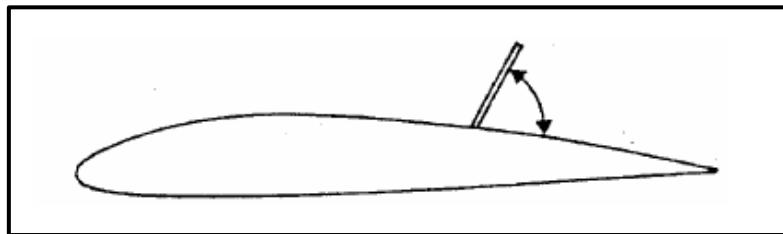


Figure 76 : Réalisation des spoilers

- Obligatoirement situés à l'extrados (placés à l'intrados, ils auraient l'effet contraire).
- Placés en arrière des aérofreins d'extrados s'ils existent pour ne pas les masquer.
- Augmentent la traînée
- Augmentent la vitesse de décrochage

#### 2.4.4.2 Impact sur la polaire

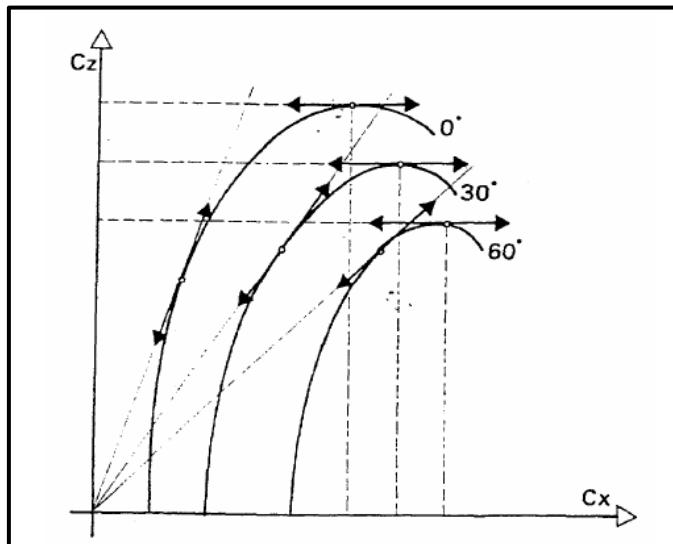


Figure 77 : Spoilers- Impact sur la polaire

Lorsque l'on utilise les spoilers, le  $C_z$  chute, le  $C_x$  augmente et la finesse se dégrade

#### 2.4.4.3 Utilisation des spoilers en dissymétrique

L'utilisation dissymétrique des spoilers permet d'améliorer le gauchissement de l'avion et de lutter contre le lacet inverse.

C'est le spoiler de l'aile interne au virage (aile baissée) qui sort. L'autre spoiler ne bouge pas.

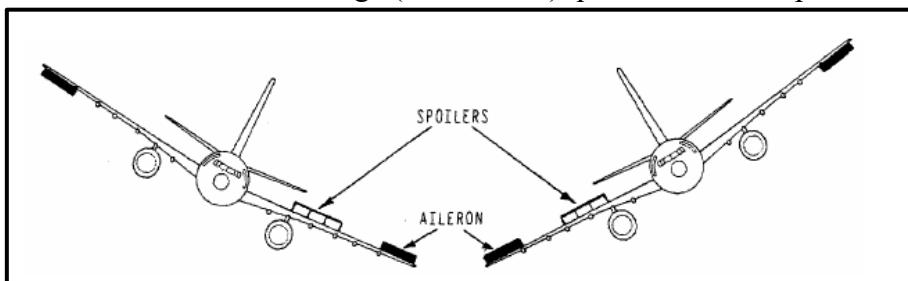


Figure 78 : Utilisation des spoilers en dissymétrique

#### 2.4.4.4 Installation sur B737

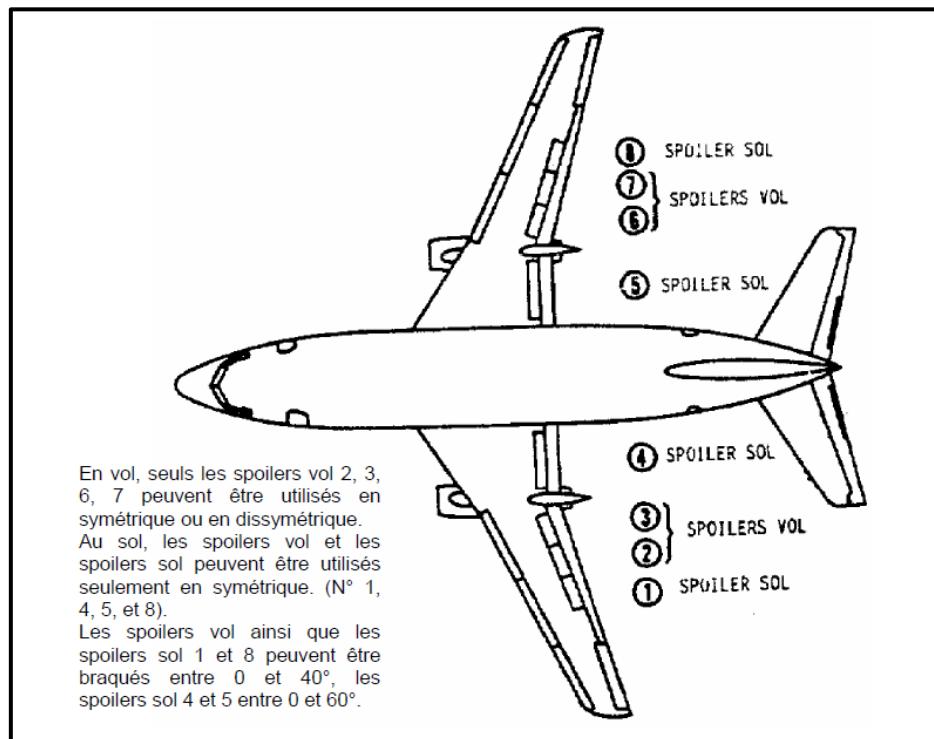


Figure 79 : Installation des spoilers sur B737

##### 2.4.4.4.1 Circuit de commande en symétrique

Les spoilers vol sont limités à des valeurs recommandées. Les spoilers sol ne sont actifs que si le train est au sol.

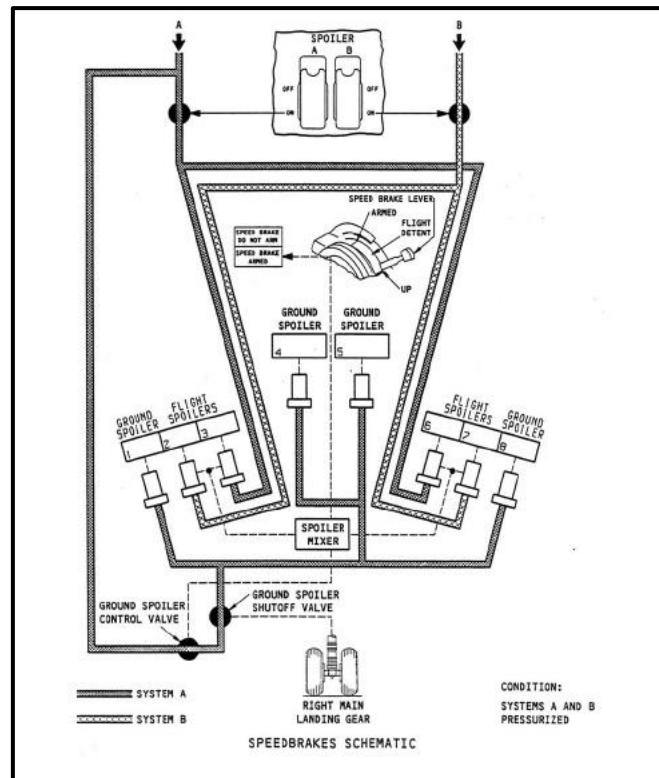


Figure 80 : Circuit de commande spoilers en symétrique B737

#### 2.4.4.4.2 Utilisation en dissymétrique

Seuls les spoilers vol sont utilisés, du côté virage.

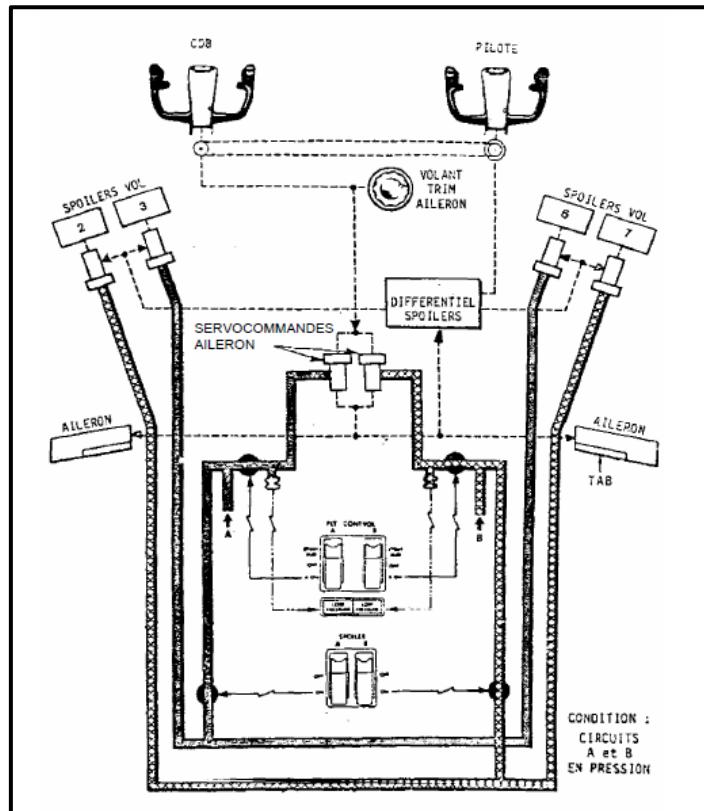


Figure 81 : Utilisation spoilers en dissymétrique B737

#### 2.4.4.4.3 Mise en œuvre des spoilers

Ils sont commandés par des vérins hydrauliques.

Les spoilers vol sont commandés 2 à 2 de façon symétrique par les deux circuits hydrauliques, les spoilers sol par le circuit A seul.

Une commande automatique permet la sortie automatique des spoilers en symétrique en cas d'accélération - arrêt ou atterrissage, une rentrée automatique en cas de remise de gaz.

Au décollage, une alarme sonore retentit si les spoilers ne sont pas rentrés à la mise en poussée.

#### 2.4.4.5 Installation sur A 310

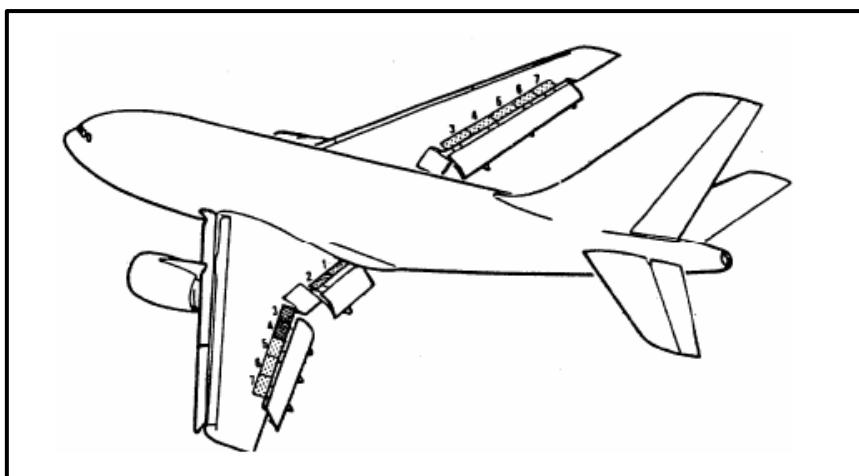


Figure 82 : Installation spoilers sur A 310

L'avion dispose de 14 spoilers (1 à 7 par aile) ; en symétrique on peut utiliser les spoilers 1, 2, 3 et 4 en vol, tous au sol ; en dissymétrique, les 3, 4, 5, 6 et 7.

#### 2.4.4.5.1 Mise en œuvre des spoilers

Chaque spoiler est commandé par un vérin hydraulique alimenté par l'un des deux circuits. L'ordre envoyé aux vérins est électrique et élaboré par deux calculateurs qui réalisent un asservissement.

Il existe deux lois de braquage en vol en dissymétrique :

- basse vitesse (< 250 kt) : braquage 35° max.
- haute vitesse : braquage 20° max.

En symétrique :

En vol, les spoilers 3 et 4 peuvent être braqués à 45° au maximum et les 1 et 2 à 22,5°. Au sol, tous les spoilers peuvent être braqués jusqu'à 50°.

#### 2.4.4.5.2 Mise en œuvre des aérofreins

Ils sont manœuvrés par vérins hydrauliques et sortent au sol ou en vol à l'extrados et ou l'intrados.

La réalisation est souvent faite par des plaques percées afin d'en augmenter l'efficacité.

Afin de ne pas être masqué par les spoilers, les aérofreins sont toujours placés en avant de ceux-ci. (Dans certains cas, l'aérofrein d'extrados et le spoiler sont sur le même plan, le premier réalisant la partie supérieure et le second la partie inférieure.)

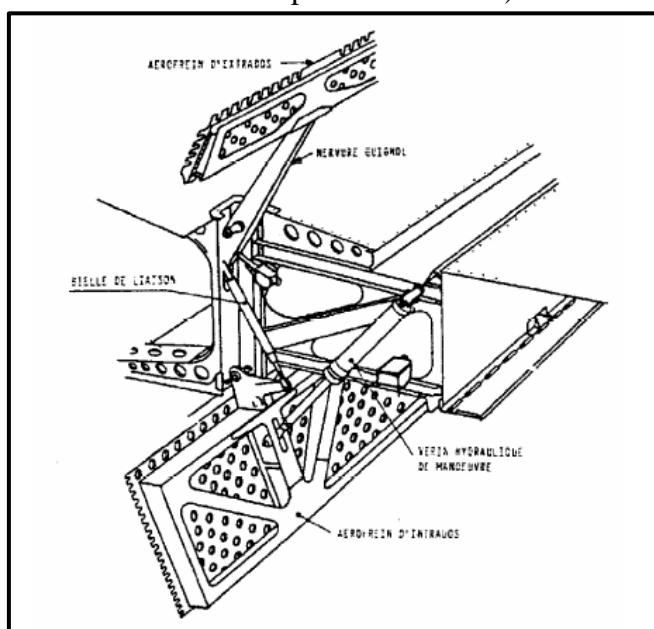


Figure 83: Exemple de réalisation sur Caravelle

## 2.5 Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences.

Les sillages et les décollements aérodynamiques constituent par la perturbation de l'écoulement aérodynamique des sources de vibrations.

### 2.5.1 Buffeting

Il y a décollement aérodynamique lorsque les filets fluides se détachent de la paroi, l'écoulement est alors soumis à des fluctuations dont la fréquence et l'amplitude augmentent avec le chemin parcouru pour arriver à un régime de fluctuations désordonnées appelé régime

turbulent. Il se produit alors des excitations de la structure provoquant des vibrations forcées et souvent irrégulières ; ce sont des aérovibrations.

- Buffeting basse vitesse

Lorsque les décollements se produisent sur la voilure, à une incidence de vol trop élevée, des vibrations apparaissent avant le décrochage prévenant l'imminence de celui-ci. C'est le buffeting basse vitesse.

Une modification du régime de vol permet de le faire disparaître. Il importe que la plage d'incidence où il se produit soit en dehors de la zone d'utilisation normale de l'avion.

- Buffeting haute vitesse

Tant que le Mach général est inférieur à 1, il n'y a pas d'onde de choc. Lorsque le Mach général est supérieur au Mach critique (nous rappelons que le Mach critique est le Mach général pour lequel on a un Mach local égal à 1 sur le profil) il y a apparition d'ondes de choc, et de ce fait décollements dus aux interactions couche limite - ondes de choc.

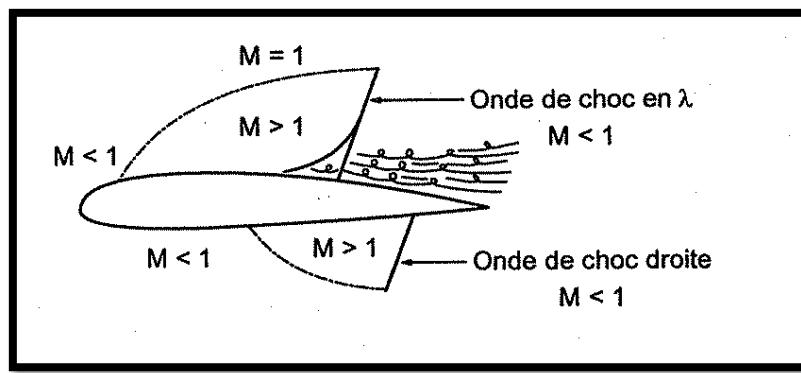


Figure 84 : Buffeting haute vitesse

En vol transsonique, les ondes de choc se déplaçant à la surface de l'aile et se développent dissymétriquement à l'extrados et à l'intrados, les décollements derrière l'onde de choc seront la cause de vibrations. C'est le buffeting haute vitesse encore appelé buffeting transsonique.

En vol supersonique, l'écoulement est différent de l'écoulement subsonique. L'approche de la vitesse du son se traduit par des vibrations importantes.

### 2.5.2 Flutter

Le flutter ou flottement est un phénomène vibratoire qui est une conséquence de la souplesse des structures de cellule.

A vitesse nulle, donc sans forces aérodynamiques, la structure possède des modes de vibrations naturels dans lesquels les forces d'inertie dues aux masses sont équilibrées par les forces élastiques (contraintes élastiques) prenant naissance au sein des matériaux constituant la structure. Pour entretenir une vibration, il faut compenser l'énergie dissipée par frottement dans les assemblages en appliquant des forces sinusoïdales de faible amplitude. Si l'on supprime ces forces, l'amplitude de la vibration décroît progressivement, il y a amortissement.

En vol, les variations d'incidence dues aux manœuvres et aux rafales entraînent des fluctuations des forces aérodynamiques qui agissent sur la structure faisant varier les forces élastiques. Cette variation a pour conséquence une nouvelle modification des forces aérodynamiques et ainsi de suite. Cette combinaison des forces élastiques du matériau et des forces aérodynamiques et massiques constitue les phénomènes aéroélastiques, qui sont source de vibrations avec leurs

fréquences propres et leurs amortissements. L'écoulement aérodynamique autour des surfaces peut dissiper de l'énergie ou en apporter ; dans ce cas, la vibration au lieu de s'amortir présente une amplitude croissante.

Dans une voilure, si le centre de gravité d'une section n'est pas placé sur l'axe élastique, toute vibration de flexion engendre une vibration de torsion ; or, si un élément est susceptible d'être le siège de deux mouvements vibratoires de nature différente et que ces deux mouvements produits simultanément entrent en résonance, les oscillations ne s'amortissent plus.

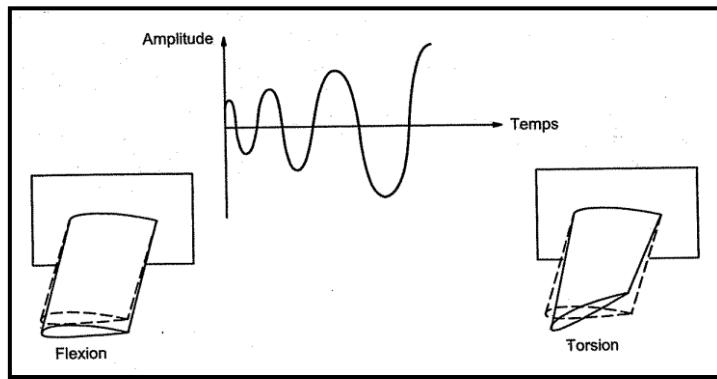


Figure 85 : Vibration de la voilure

L'apport d'énergie dans l'écoulement est lié à la vitesse (énergie cinétique  $= \frac{1}{2} \rho v^2$ ) mais l'influence de celle-ci est différente sur les deux modes de vibrations. La vibration de flexion a une fréquence qui augmente avec la vitesse et celle de torsion qui diminue avec la vitesse.

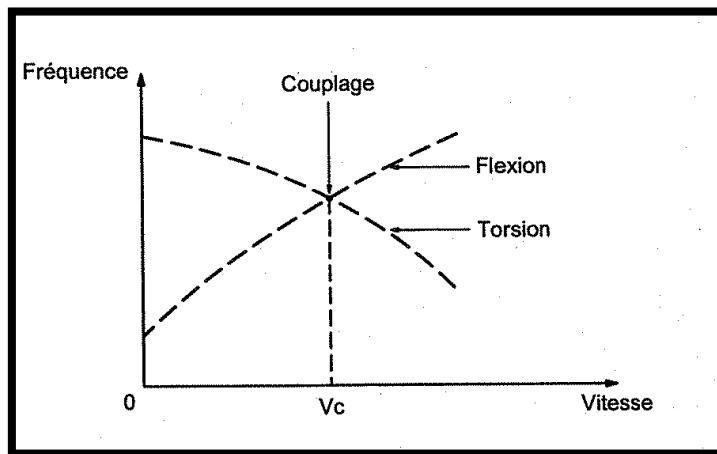


Figure 86 : Influence de la vitesse sur les vibrations

La résonance se produit au couplage des deux vibrations et ceci à une vitesse  $V_c$  appelée vitesse critique où les déformations vont s'amplifier risquant d'amener la rupture. On dit alors que l'on est dans des conditions de vol critique et qu'il y a flutter.

Le flutter peut affecter non seulement l'aile, mais un empennage, une gouverne, même l'avion tout entier. S'il est soudain, on dit qu'il est explosif, la rupture et la perte d'un élément important de la cellule amène la destruction de l'appareil.

Le paramètre vitesse de l'avion étant d'une importance primordiale, il importe que celle-ci soit toujours inférieure à la vitesse critique. Elle est déterminée pour chaque avion par le calcul et par des essais très délicats, on éloigne la vitesse critique en procédant à des modifications des structures (augmentation de la rigidité en torsion) ou à des déplacements de masses dans les

éléments vibrants (installation dans la partie avant de la voilure du plus grand nombre possible d'aménagements et allégement maximal de la partie arrière) de manière à placer le centre de gravité de ceux-ci sur l'axe élastique.

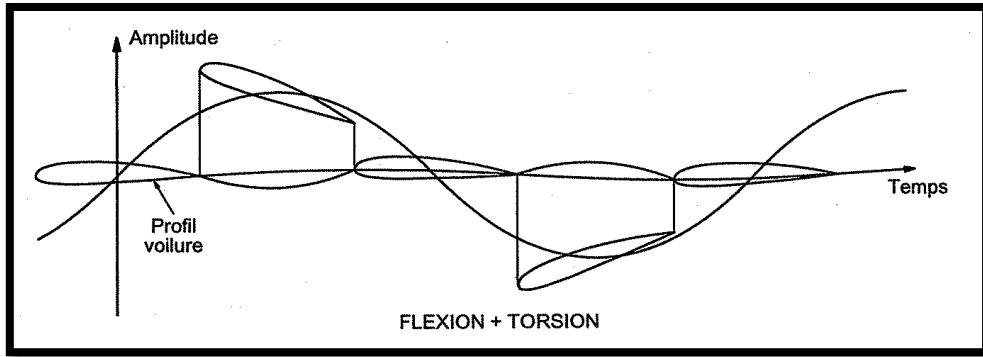


Figure 87 : Amplitude de vibration du profil

Voici l'exemple d'une courbe d'utilisation qui donne les limites d'évolution entre le buffeting basse et haute vitesse.

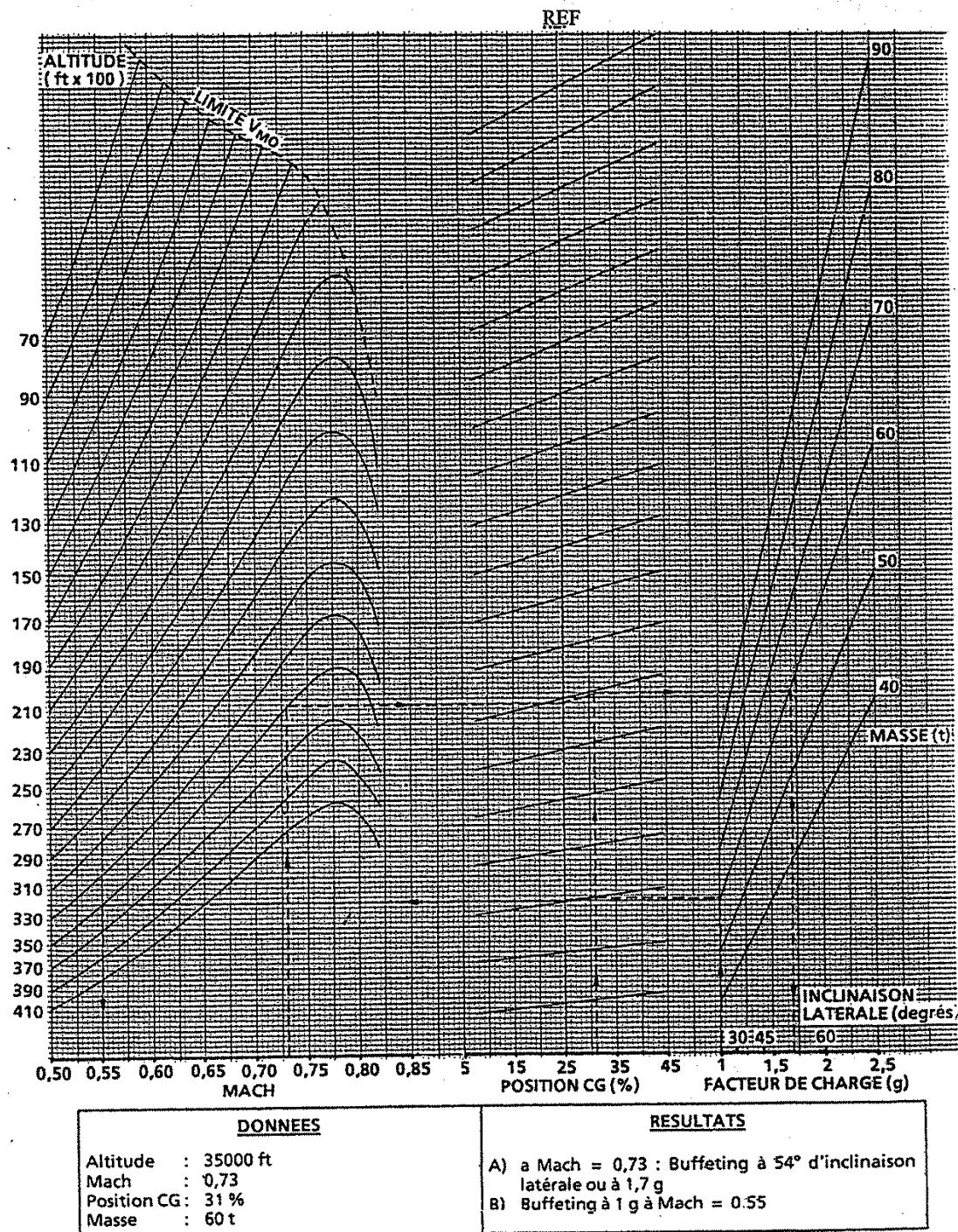


Figure 88: Buffeting - limites d'évolution A320 (Configuration : avion lisse)

### 2.5.3 Vibrations des gouvernes

Nous avons vu que l'aile pouvait être soumise à des mouvements vibratoires de flexion et de torsion. Si nous considérons l'aileron, si rigide que soit la commande de celui-ci, les mouvements des sections de l'aile qui le contiennent peuvent lui imprimer les battements importants autour de sa charnière. Les vibrations de l'aileron sont régies par les paramètres essentiels suivants :

- rigidité de la commande ;
- rigidité structurale de l'aileron, principalement en torsion ;
- position du centre de gravité de l'aileron par rapport à son axe d'articulation.

Ces considérations s'appliquent également à la gouverne de profondeur et à la direction. Pour éviter le flutter de gouvernes, c'est-à-dire avoir une fréquence de vibrations de torsion élevée, permettant une vitesse critique de vibrations de la gouverne également élevée, il faut que celle-ci présente :

- une structure possédant une grande rigidité en torsion (construction caisson) ;
- un équilibrage statique et dynamique correct ;
- un moment d'inertie autour de l'axe d'articulation aussi faible que possible d'où l'intérêt présenté par les structures sandwich, actuellement très utilisées.

Les problèmes les plus courants résultent du couplage des vibrations de gouvernes et des vibrations de flexion ou de torsion des surfaces portantes. Dans ce cas, l'oscillation des gouvernes engendre les fluctuations de portance qui entraînent le mouvement de la surface portante. Pour diminuer le risque de couplage, il faut réduire ou même annuler les produits d'inertie de la gouverne par rapport à son axe de rotation et aux axes de flexion (encastrement) ou de torsion (axe élastique) de l'aile ou des parties fixes de l'empennage. L'empennage monobloc présente à ce point de vue un avantage certain.

### 3 Fuselage

#### 3.1 Efforts appliqués au fuselage

##### 3.1.1 Efforts appliqués au sol

Au sol, le fuselage n'est soumis qu'à des forces massiques dues aux poids :

- de la structure ;
- des passagers et du fret;
- du carburant (éventuellement).

Il est assimilable à une poutre reposant sur deux appuis, les trains

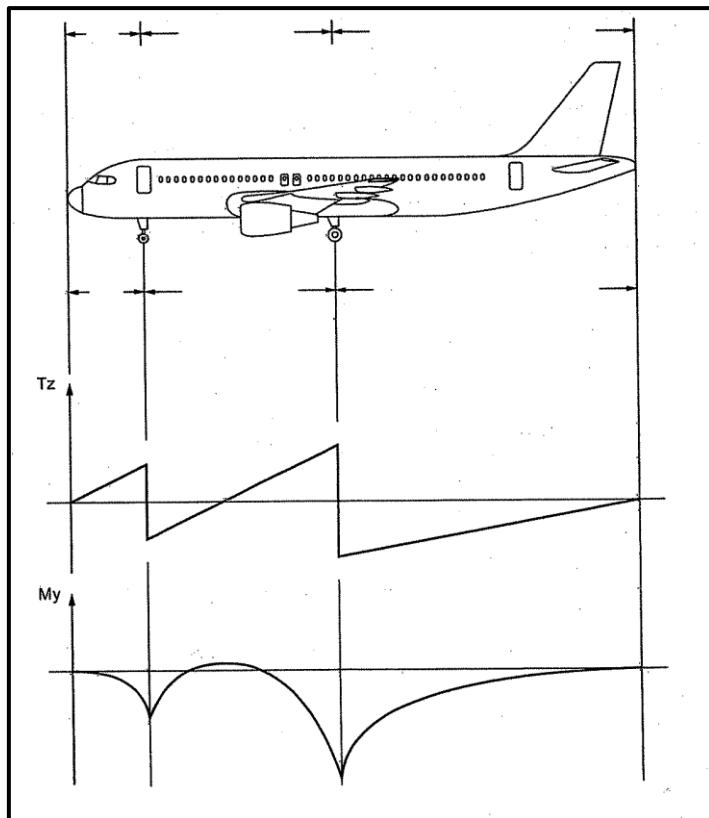


Figure 89 : Efforts appliqués au sol

Ces forces induisent dans chaque section :

- un effort tranchant  $T_z$ , qui change de signe à l'aplomb des atterrisseurs (réaction) et, qui provoque une contrainte de cisaillement;
- un moment de flexion  $M_y$  dont le sens s'inverse au point d'appui et, qui provoque des contraintes longitudinales de :
  - traction :
    - partie inférieure entre les deux trains ;
    - partie supérieure à l'arrière des trains principaux ;
    - partie supérieure en avant du train avant.
  - compression :
    - partie inférieure à l'arrière des trains principaux ;
    - partie supérieure entre les deux trains,
    - partie inférieure en avant du train avant,

$T_z$  et  $M_y$  sont maximaux aux points d'appuis.

### 3.1.2 Efforts appliqués en vol

En vol, le fuselage est comparable à une poutre suspendue en son milieu. L'empennage étant déporteur, les forces qui s'appliquent sur le fuselage sont d'origine :

#### 3.1.2.1 Massiques

Poids structural, passagers, fret, carburant vont induire dans chaque section :

- un effort tranchant  $T_z$  qui donne des contraintes de cisaillement sur les flancs ;
- un moment de flexion  $M_y$  qui engendre des contraintes longitudinales de :
  - traction sur le dos ;
  - compression sur le ventre (et risques de flambage).

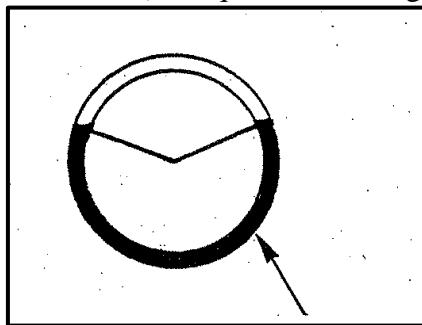


Figure 90 : zone soumise au flambage

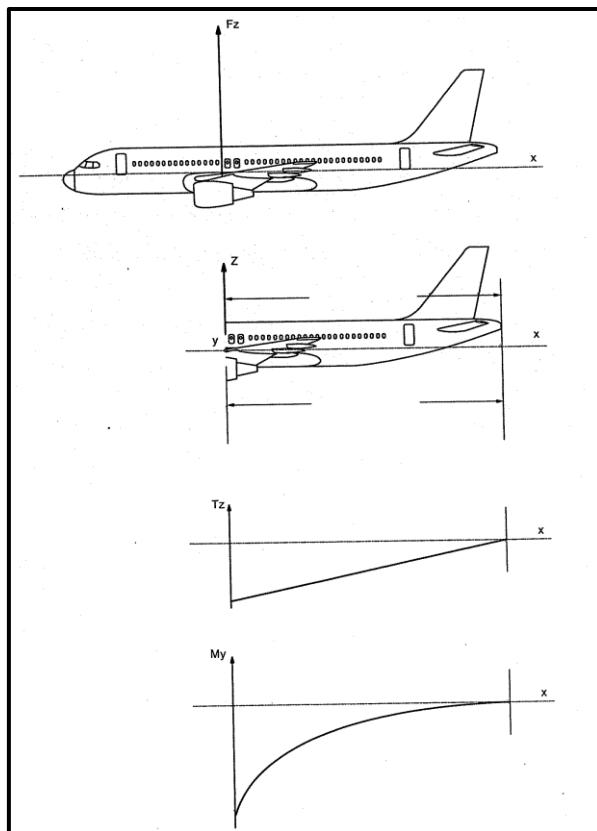


Figure 91 : Efforts appliqués en vol

### 3.1.2.2 Aérodynamiques de portance) $F_z$ et de traînée $F_x$

La force aérodynamique dont l'intensité sera fonction du calage, du plan horizontal réglable (ou de la gouverne de profondeur) va provoquer des variations de  $T_z$  et de  $M_y$  qui s'ajouteront (ou se retrancheront) à celles déjà existantes engendrées par les forces massiques.

La traînée des empennages va provoquer une contrainte de traction sur le fuselage.

### 3.1.3 Efforts occasionnels dus au braquage de la dérive

Le braquage de la gouverne de direction provoque la flexion horizontale du fuselage. Les forces aérodynamiques appliquées provoquent :

- un effort tranchant  $T_y$  qui donne une contrainte de cisaillement transversal du toit et du ventre ;
- un moment de flexion  $M_z$  qui engendre des contraintes différentielles sur les flancs : traction (braquage) et compression (côté opposé).
- un moment de torsion  $M_x$ , provoqué par le déport ( $d$ ) du point d'application de la force ( $R$ ) sur la gouverne par rapport à l'axe du fuselage.

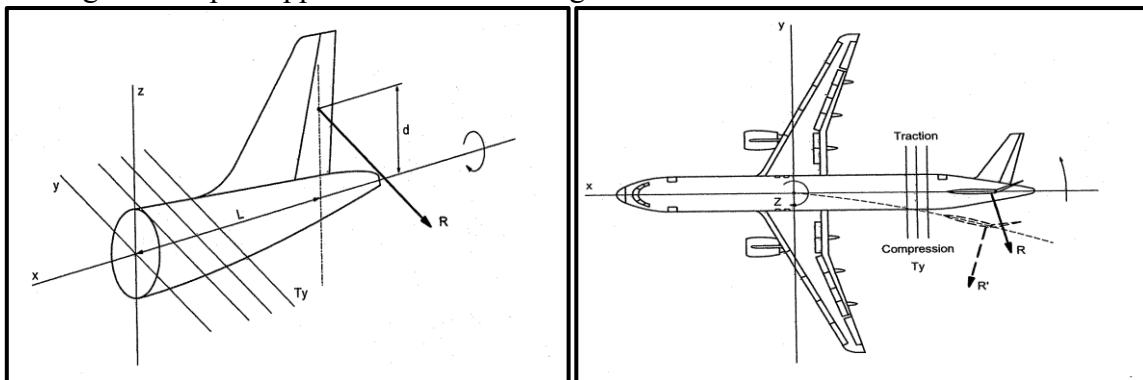


Figure 92 : Efforts occasionnels dus au braquage de la dérive

Il en résulte une contrainte de cisaillement périphérique.

### 3.1.4 Efforts dus à la pressurisation

En vol, le fuselage est pressurisé. La pression interne cabine est plus forte que la pression externe, la structure supporte une pression différentielle :

$$\Delta P = P_{int} - P_{ext}$$

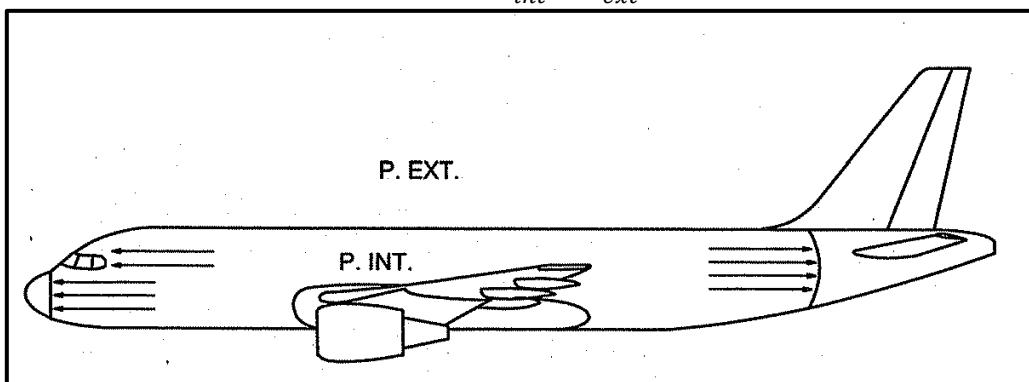


Figure 93 : Efforts dus à la pressurisation

Cette  $\Delta P$  provoque des contraintes longitudinales, et transversales qui vont se combiner à celles provoquées par la flexion due au poids :

- sur la partie dorsale les contraintes s'ajoutent ;
- sur la partie ventrale, elles se retranchent à la contrainte de compression, qui est diminuée provoquant de fait la réduction de la zone de flambage.

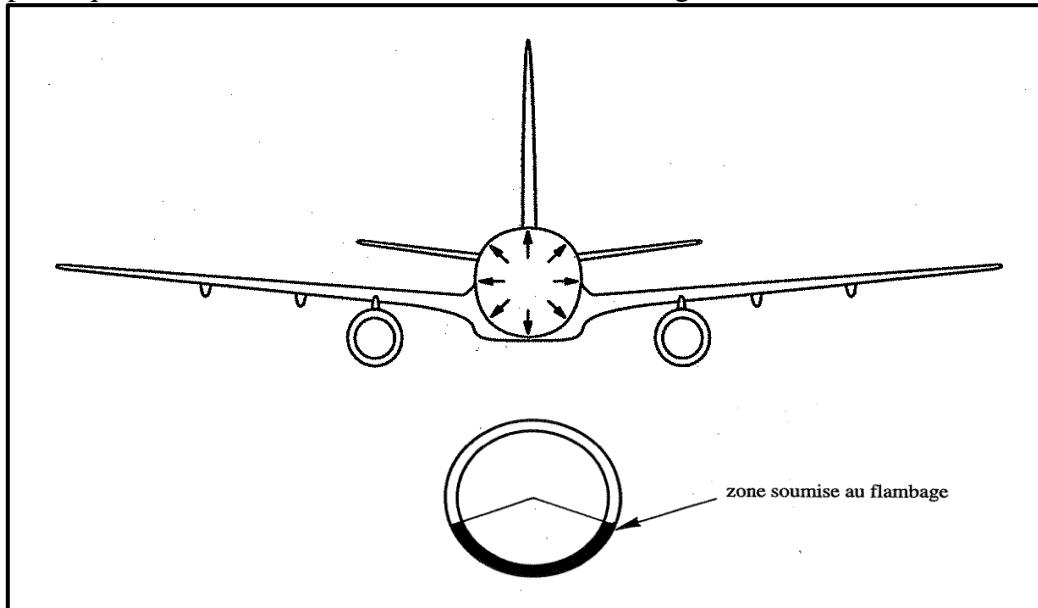


Figure 94 : Contraintes longitudinales, et transversales dus à la pressurisation

Il est démontré que les contraintes transversales sont deux fois plus élevées que les contraintes longitudinales, on voit donc l'intérêt des couples bien dimensionnés et en nombre important, des lisses et, du revêtement fortement raidî notamment dans sa partie ventrale.

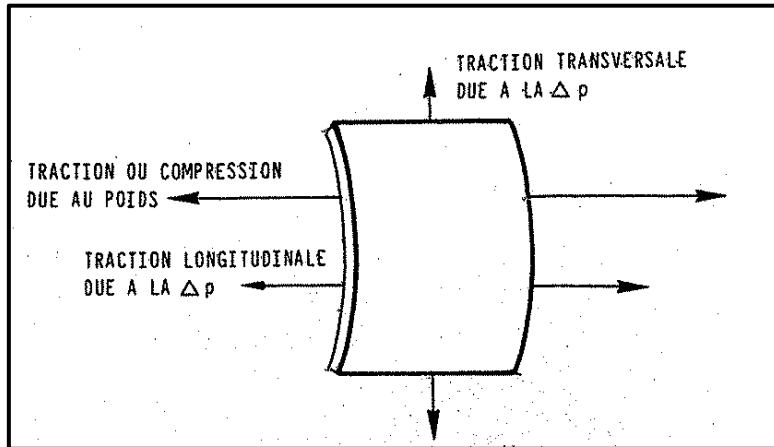


Figure 95 : Contraintes transversales et contraintes longitudinales

### 3.1.5 Efforts localisés

- Ce sont les efforts encaissés par les points de fixation de la voilure, des empennages, des aérofreins (éventuels), des atterrisseurs avant et principaux, des GTR. De plus, les ouvertures nécessaires, portes, pare-brise, hublots affaiblissent la résistance de la structure: Tous ces points nécessitent un renforcement local de la structure.

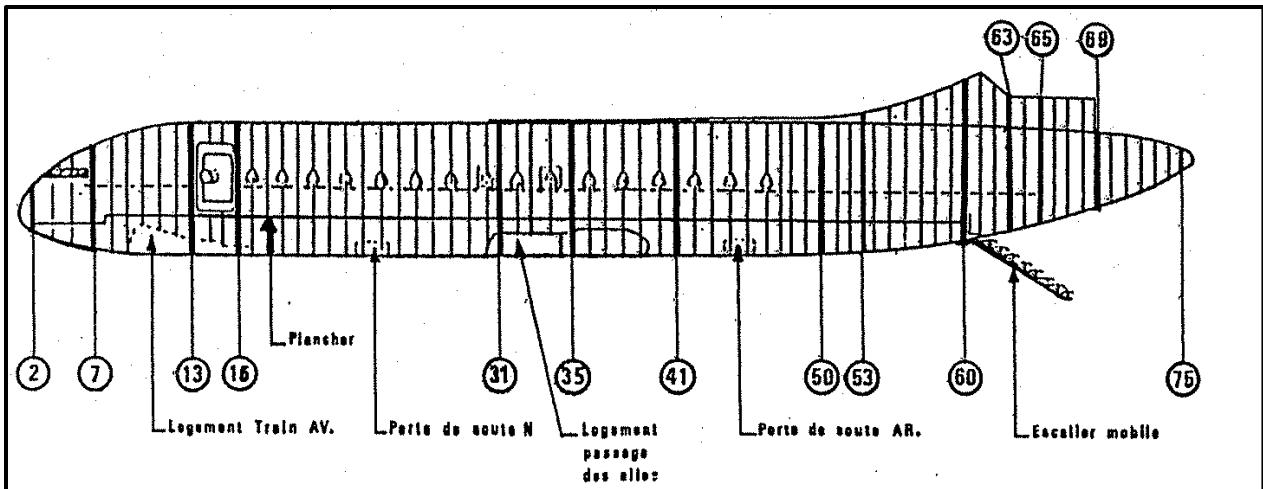


Figure 96 : Efforts localisés

- N°2 zone pressurisée
- N° 7 fixation cockpit
- N° 13 et 16: renforcement des orifices de portes et fixation train AV
- N° 31, 33, 35: fixation fuselage sur les ailes et renforcement de l'arête dorsale
- N° 41: fixation fuselage AR
- N° 50 et 53: fixation des réacteurs
- N° 60: fin de zone pressurisée et fixation escalier
- N° 63, 65,69 : fixation empennage (stabilisateurs 4- dérive)

### 3.2 Structure et mode de construction

Les éléments principaux constitutifs d'un fuselage sont :

- les cadres ou couples ;
- les lisses ;
- le revêtement travaillant.

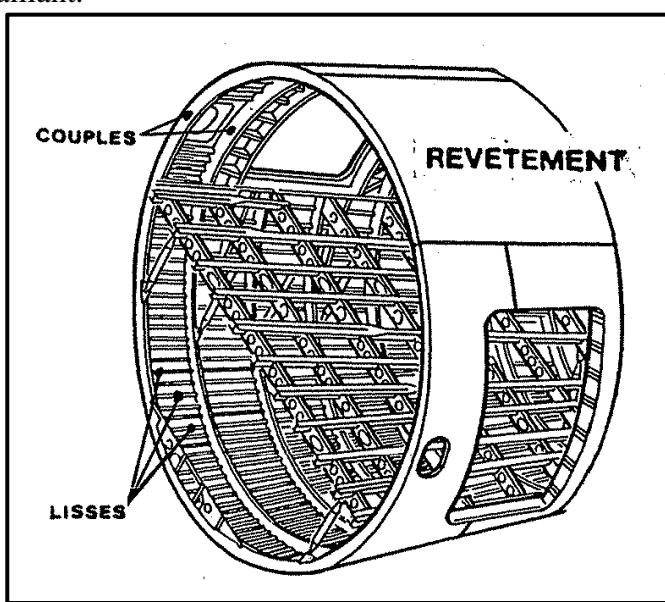


Figure 97 : Eléments principaux constitutifs d'un fuselage

### 3.2.1 Cadres ou couples

- Eléments transversaux de formes différentes, ils assurent la rigidité transversale, le maintien du profil et, supportent les efforts localisés importants.

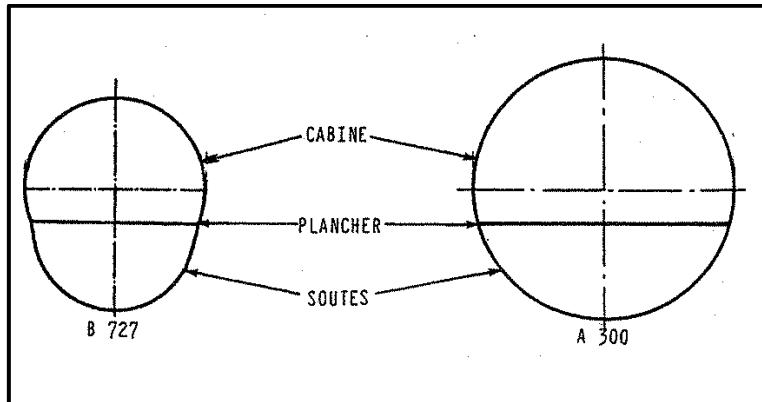


Figure 98 : Cadres ou couples

En construction, on utilise deux types de cadres :

- les cadres courants, constitués d'une ou plusieurs tôles pliées d'alliage léger (AU4G1).

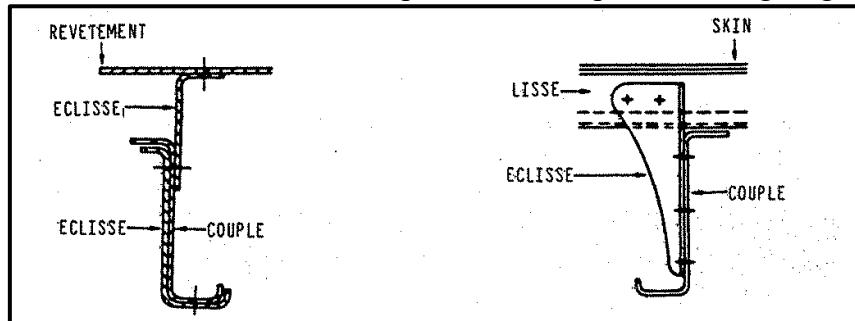


Figure 99 : cadres courants

Ils assurent la rigidité transversale, car tendus en permanence par les forces dues à la  $\Delta P$  transmises par le revêtement (contraintes transversales), et, donnent la forme au profil.

- les cadres forts fabriqués par usinage.

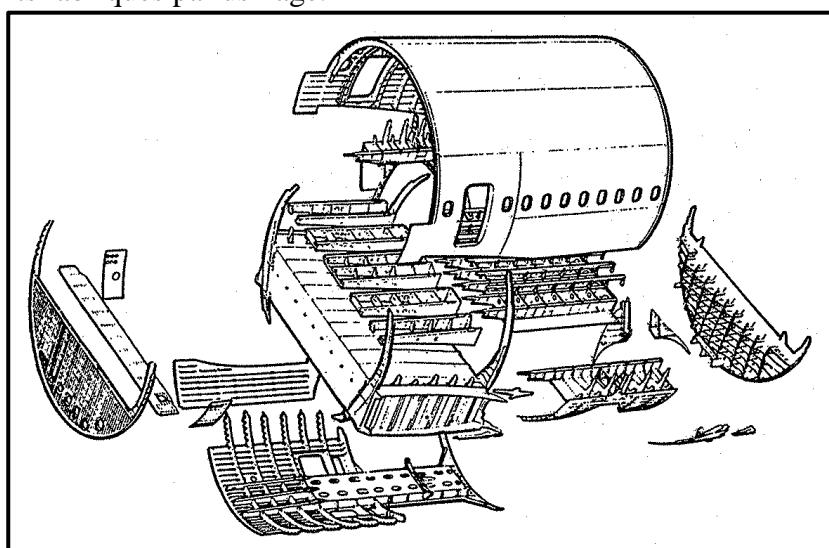


Figure 100: cadres forts

Ils encaissent tous les efforts localisés et concentrés pour les répartir dans la structure. On les trouve :

- aux points de fixation voilure, empennages, GTR, trains d'atterrissage ;
- aux encadrements de portes ;
- aux parties avant et arrière de chaque tronçon : assemblage ;
- aux limites de la zone pressurisée (couples étanches) pour reprendre les efforts longitudinaux dus à la  $\Delta P$  (traction lisses et revêtement).

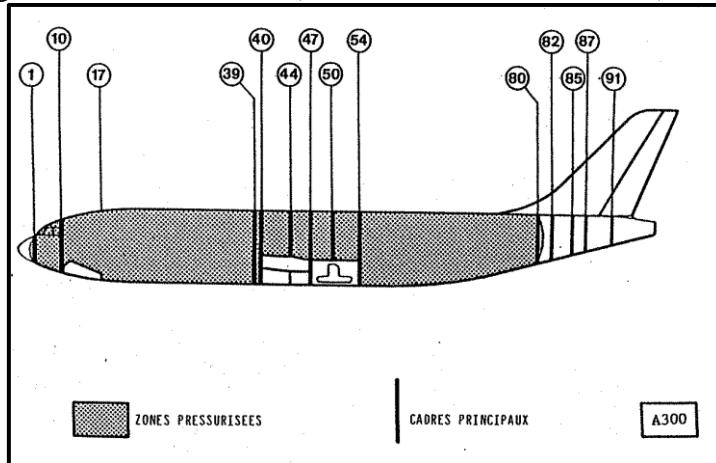


Figure 101 : Emplacements des cadres forts

### 3.2.2 Lisses

- Eléments longitudinaux raidisseurs du revêtement qui absorbent les contraintes :
  - alternées de traction-compression dues aux flexions longitudinales  $M_y$  et latérales  $M_z$ ;
  - de traction dues à la  $\Delta P$  et aux empennages ;
  - de compression dues à la fixation des GTR.
- Elles sont formées par de simples tôles d'alliage léger pliées (voir figure ).



Figure 102: Formes de pliage des lisses

- Elles sont fixées au revêtement par collage (faibles contraintes) ou rivetage (fortes contraintes : ventre).
- L'alliage utilisé est fonction de la position : AU4G1 (partie dorsale) et AZ5GU (partie ventrale).
- Les lisses sont rivetées aux couples par des éclisses (Airbus) ou traversent les cadres échancrés (Boeing) ce qui évite les discontinuités

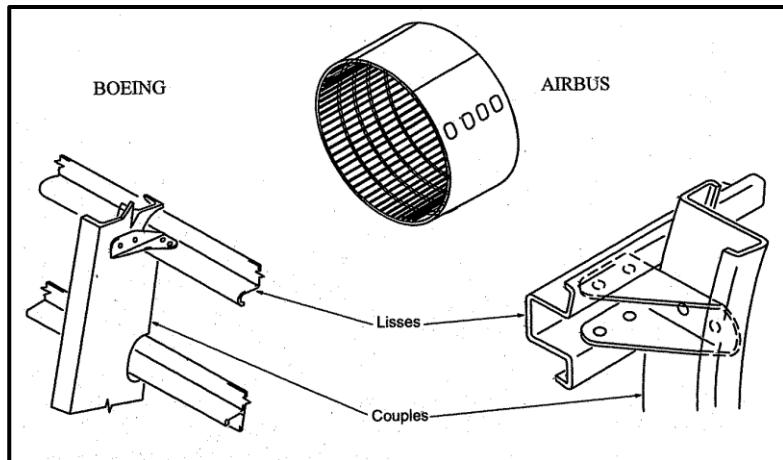


Figure 103 : Les lisses

### 3.2.3 Revêtement travaillant

Constitué par un assemblage de panneaux rivetés, collés ou soudés sur les couples. Ces panneaux sont raidis par les lisses ou taillés dans la masse, (revêtement intégral) et, assemblés entre eux par rivetage. Le recouvrement d'un panneau sur l'autre se fait dans le sens longitudinal par soyage (emboutissage) ou lamage (fraisage) et, dans le sens transversal par enture.

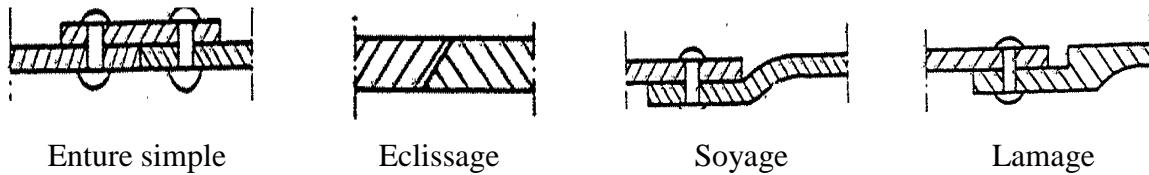


Figure 104. Revêtement travaillant

- Il encaisse comme les lisses les contraintes de traction-compression, ainsi que celles de cisaillement vertical  $T_z$ , périphérique  $M_x$ , et transversal  $T_y$ .
- Les matériaux utilisés :
  - AU4G1 partie supérieure ;
  - AZ5GU partie inférieure avec une épaisseur plus importante ;
  - titane en renfort dans les zones de fortes contraintes.

### 3.2.4 Fuselage coque

- C'est le type de fabrication que nous avons étudié, c'est également le plus utilisé, il est comparable à la structure caisson de l'aile.
- Les cadres fixés au revêtement travaillant fortement raidie, encaissent la totalité des efforts répartis de flexion et torsion.
- Les cadres forts sont situés sur les zones où les efforts localisés sont très importants.

### 3.2.5 Fuselage semi-monocoque

- Composé de longerons, couples et revêtement travaillant, qui transmet les différents efforts entre tous les autres éléments.

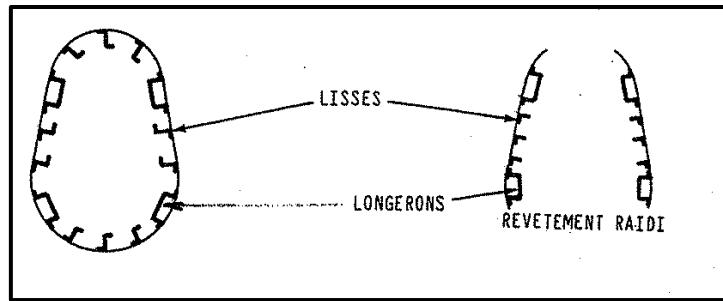


Figure 105. Fuselage semi-monocoque

- Les longerons encaissent la totalité des efforts de flexion. Les couples encaissent la totalité des efforts de torsion.

### 3.2.6 Assemblage par tronçons

Chaque tronçon (ou section) est réalisé en construction « coque ». Ils sont assemblés les uns aux autres par les couples forts, positionnés aux extrémités de chacun d'eux, qui permettent une transmission continue d'efforts.

L'A300 est un exemple de ce type de construction qui est également appelé « structure semi-monocoque »

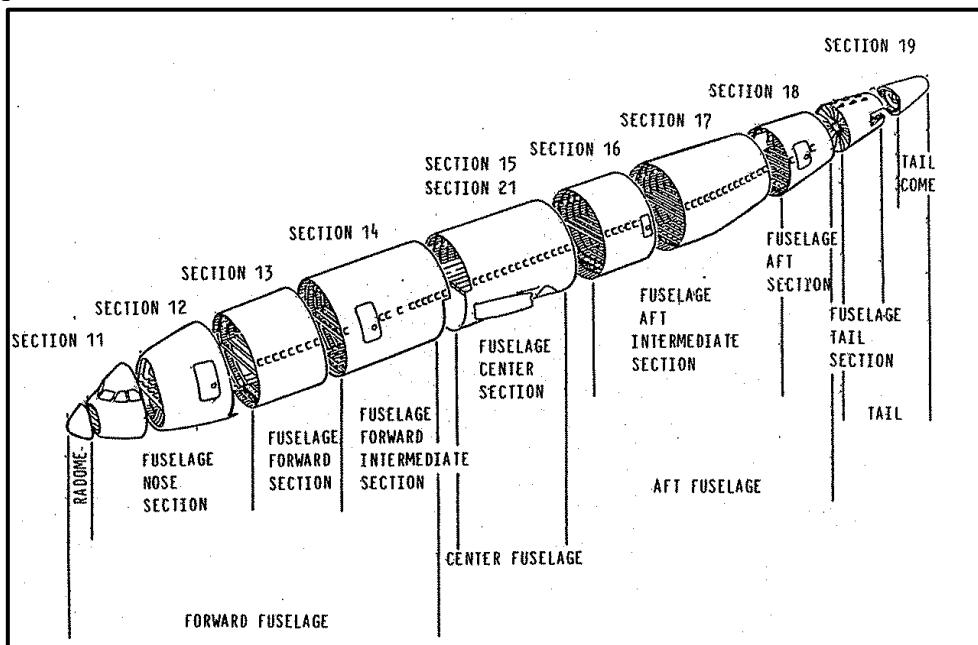


Figure 106. Structure semi-monocoque

Ce procédé présente beaucoup d'avantages, entre autres, la fabrication d'avions modulaires (A319, 320, 321, etc...).

### 3.2.7 Planchers

- Ce sont des structures constituées de poutres transversales fixées aux couples par des rivets. Des bielles répartissent les charges et assurent le raidissement.
- Les planchers sont perméables, l'air circule de la cabine vers les soutes avant d'être évacué (cf. cours Condit. air).
- Ils ne sont donc soumis à aucune AP, ils supportent les charges marchandes et sont tendus par les couples qui subissent les contraintes transversales dues à la pressurisation.

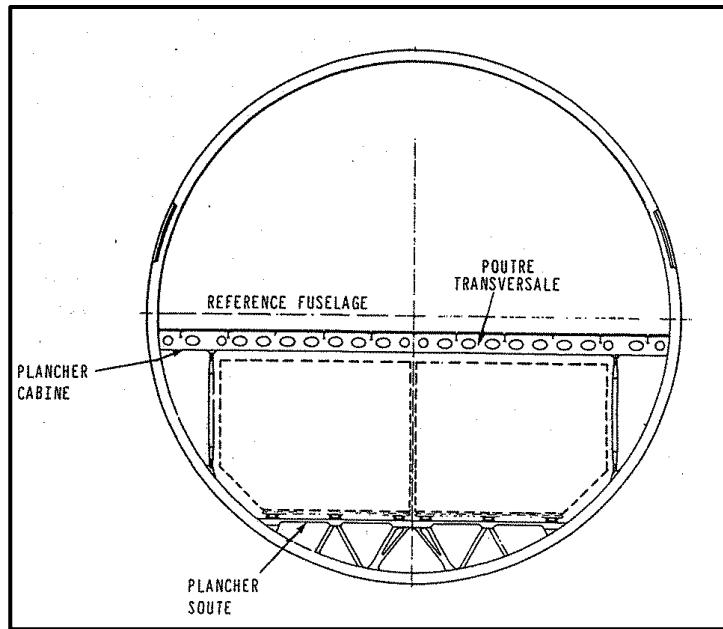


Figure 107 : Planchers

### 3.2.7.1 Plancher cabine

Sa résistance structurale est prévue pour supporter le poids des aménagements cabine et, des passagers.

Des rails longitudinaux sont fixés sur les poutres transversales, et permettent T arrimage des sièges.

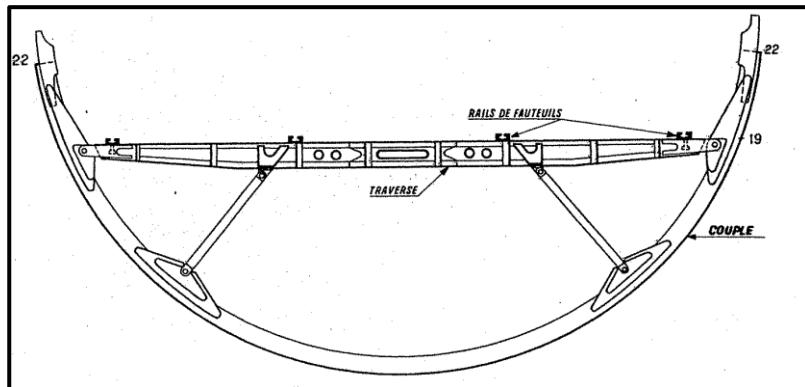


Figure 108. Plancher cabine

### 3.2.7.2 Séparation cabine-caisson central

Les logements atterrisseurs et caisson central n'étant pas pressurisés, c'est le plancher cabine qui à ce niveau-là assure l'étanchéité. Il est localement renforcé pour encaisser les contraintes dues à la AP.

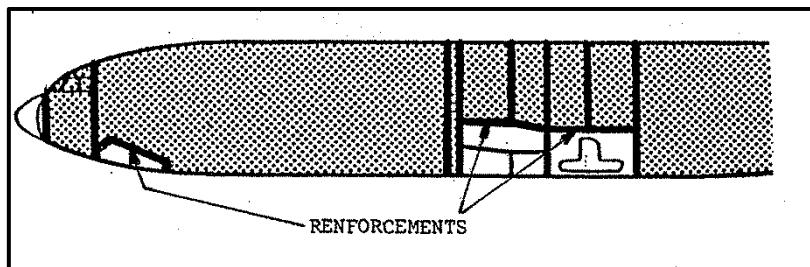


Figure 109. Séparation cabine-caisson central

### 3.2.7.3 Planchers soutes

Comme le plancher cabine, sa résistance structurale est prévue pour supporter le poids des aménagements soutes et, du fret.

Des rails longitudinaux sont fixés sur les poutres transversales et permettent les déplacements et l'arrimage des conteneurs (soutes fret automatisées). Dans d'autres cas, un simple plancher permet le chargement des bagages (soutes vrac).

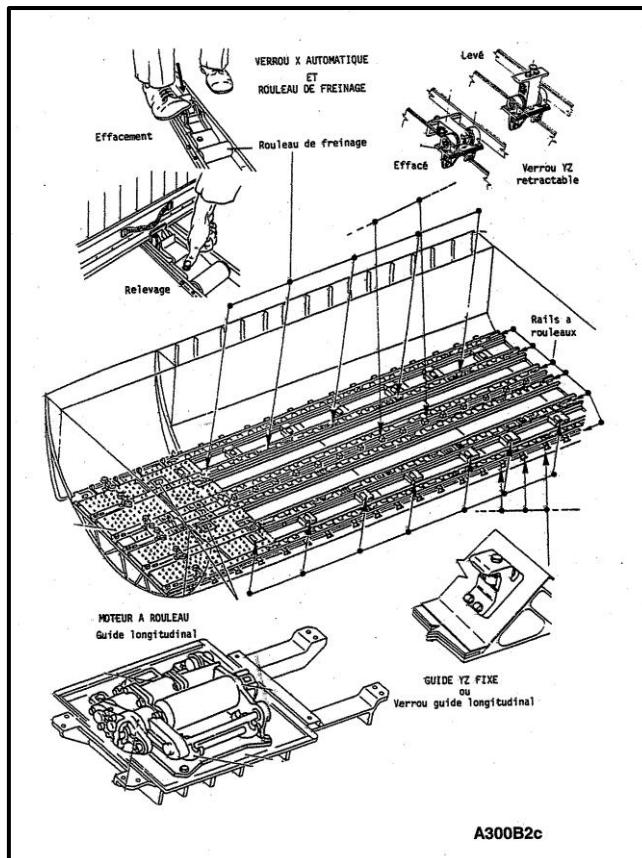


Figure 110 : rails longitudinaux du planche soute

## 3.3 Etanchéité et Isolation thermique et acoustique

### 3.3.1 Etanchéité

- La zone pressurisée doit être étanche. L'assemblage des panneaux, la pose des rivets très ajustés, le passage des cloisons étanches par les commandes, les canalisations, les câbles électriques, les pare-brise, les hublots, les portes, font l'objet d'une attention particulière et nécessitent la mise en place de joints spécifiques à chaque poste qui assurent une bonne étanchéité, ainsi qu'une entière sécurité de fonctionnement.
- Des couples spéciaux, étanches et très résistants assurent la séparation du compartiment pressurisé et non pressurisé.

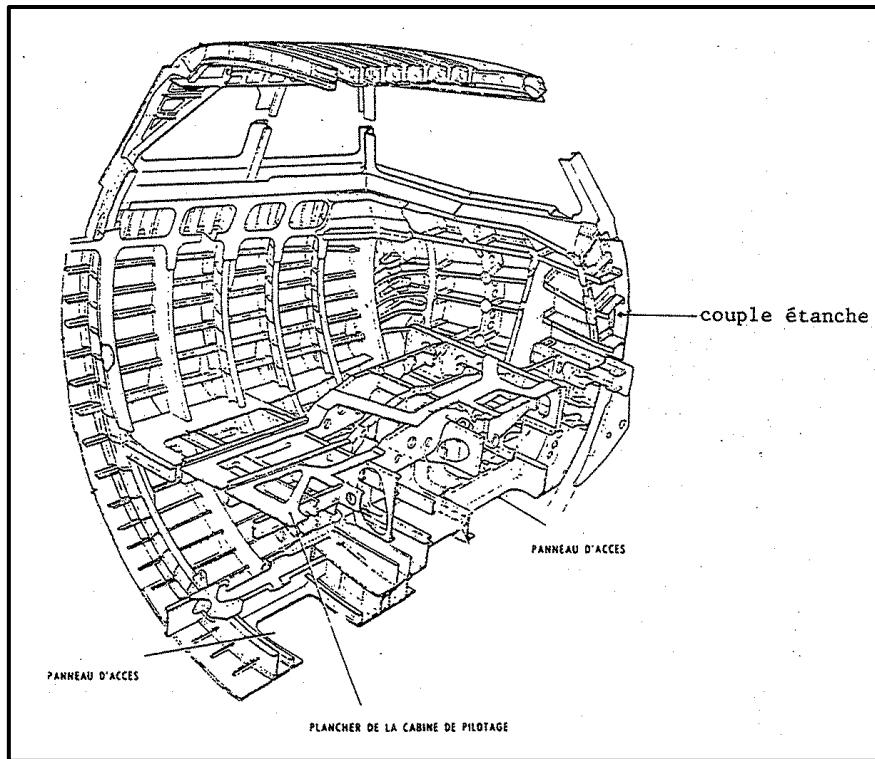


Figure 111 : Etanchéité du fuselage

### 3.3.2 Isolation thermique et acoustique

Le but de l'insonorisation d'un avion commercial est de diminuer le niveau du bruit à l'intérieur de la cabine, alors qu'il existe des foyers de bruits et de vibrations très intenses situés à peu de distance et liés mécaniquement au fuselage. On y arrive, dans une certaine mesure, d'une part, en agissant sur les sources de bruit et d'autre part, en isolant la cabine.

L'intensité d'un bruit se caractérise par son rapport en décibels avec un niveau de référence. Elle est donc mesurée par un nombre N tel que :

$$N_{db} = 10 \log_{10} \left( \frac{\text{Energie du bruit à étudier}}{\text{Energie du bruit de base}} \right)$$

Le bruit choisi comme base correspond à une variation de pression de 1 millibar.

Les sons ne sont pas également audibles quelle que soit la fréquence. En dessous d'un certain niveau variable avec la fréquence et exprimé en décibels : 30, on n'entend rien ; au-dessus d'un certain niveau : 120 db, on n'a plus la sensation du son, mais seulement une douleur (sensation de pointe dans les oreilles).

L'intensité du bruit dans une cabine pressurisée doit être de l'ordre de 50 db. L'atténuation du bruit de revêtement est obtenue par des matelas de « laine de verre microlite AA » fixés par des filets et des crochets sur les panneaux intérieurs de la cabine.

Les canalisations de conditionnement d'air constituent de longs tuyaux d'orgue prêts à résonner; ils sont isolés par de la laine de verre « unbonded B fiber batt ».

#### **Laine de verre microlite AA :**

C'est un matériau composé de fibres de verre d'épaisseur moyenne de 1 micron, imprégné de 15 à 30 % de résine phénolique et traité contre l'absorption de l'eau, ce qui lui confère une qualité hydrophobique (livré en panneau).

- température d'utilisation : inférieure à 180°C ;

- couleur jaune;
- masse spécifique 9,6 kg/m<sup>3</sup> ;
- matériau auto-extinguible ;
- ne doit pas être utilisé dans les zones de fortes vibrations ;
- n'est pas corrosif au contact de l'acier et de l'aluminium ;
- imputrescible.

#### Laine de verre « unbonded B fiber glass » :

C'est un matériau composé exclusivement de fils de verres de 2,5 à 38 microns non enzymés, liés mécaniquement au moment de la fabrication (livré en rouleaux).

- température d'utilisation : inférieure à 450°C ;
- masse spécifique : 7,7 kg/m<sup>3</sup> ;
- matériau auto-extinguible ;
- n'est pas corrosif au contact de l'acier et de l'aluminium.

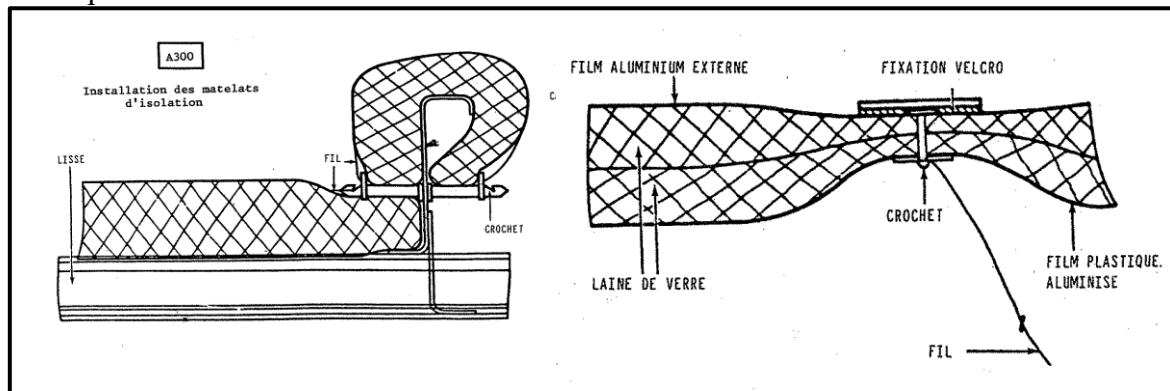


Figure 112: L'atténuation du bruit de revêtement par des matelas

### 3.4 passage des commandes, portes, hublots, panneaux de décompression. E

#### 3.4.1 Passage de commandes (vide)

#### 3.4.2 Portes

##### 3.4.2.1 Portes passagers

Elles sont presque toutes de type bouchon ; en position fermées, les forces développées par la  $\Delta P$  plaquent la porte sur son encadrement muni de butées.

Elles s'ouvrent soit :

- vers l'intérieur (SE 210-Tristar) en s'escamotant dans le plafond de la cabine (manuellement ou électriquement) ;
- vers l'extérieur (Boeing, Airbus...) en pivotant sur deux charnières pour se plaquer contre le fuselage.

Leur manœuvre s'effectue de l'intérieur comme de l'extérieur avec si nécessaire une assistance par vérin pneumatique, ressort de compensation ou moteur électrique.

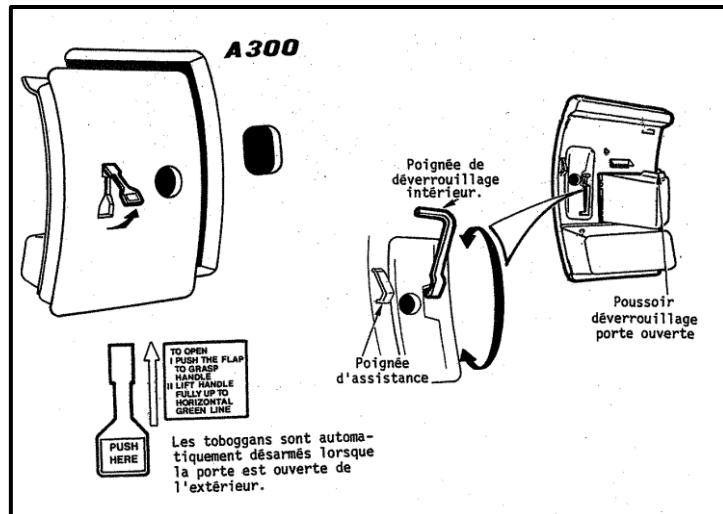


Figure 113 : Porte passagers avion A300

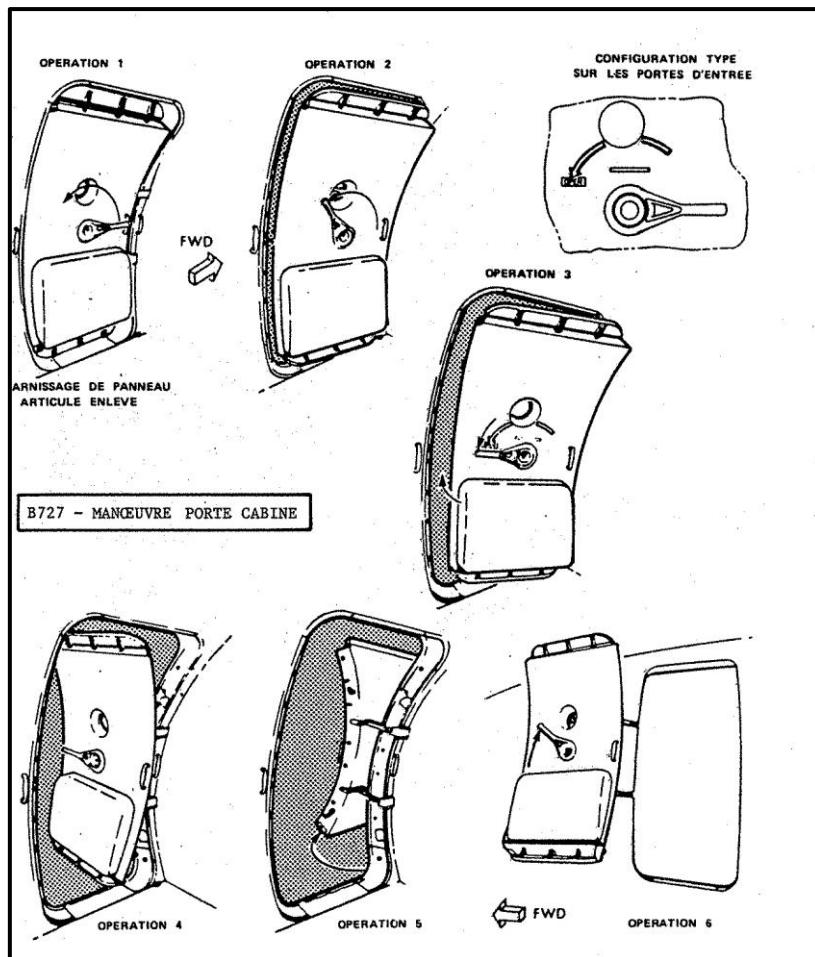


Figure 114 : manœuvre porte cabine B727

Un toboggan d'évacuation rapide est plié dans un coffret intégré dans la partie inférieure de chaque porte. Un dispositif d'accrochage (barre de seuil) d'éjection et de gonflage automatique est commandé par un levier d'armement.

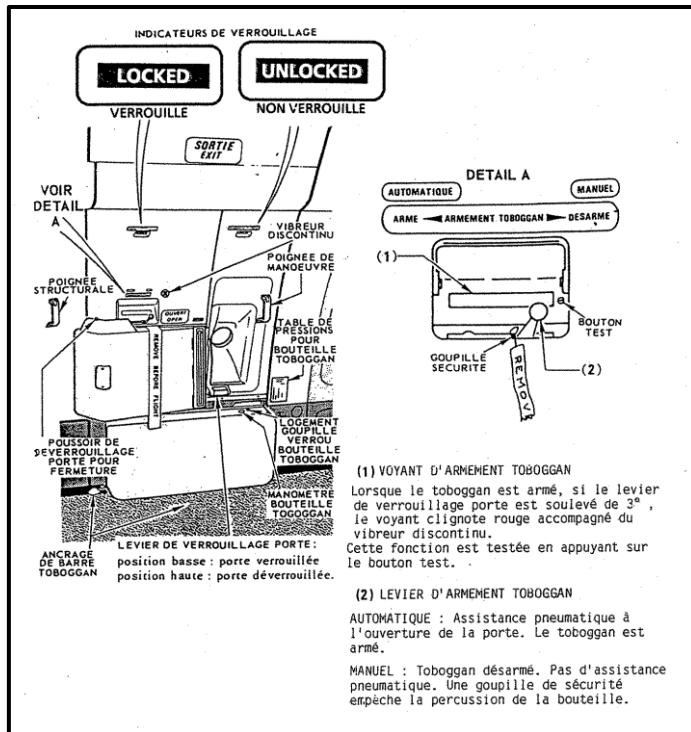


Figure 115 : Dispositif toboggan d'évacuation rapide

La structure des portes est identique à celle du fuselage, on y retrouve des segments de couples, de lisses et le revêtement travaillant, l'ensemble constituant un véritable caisson.

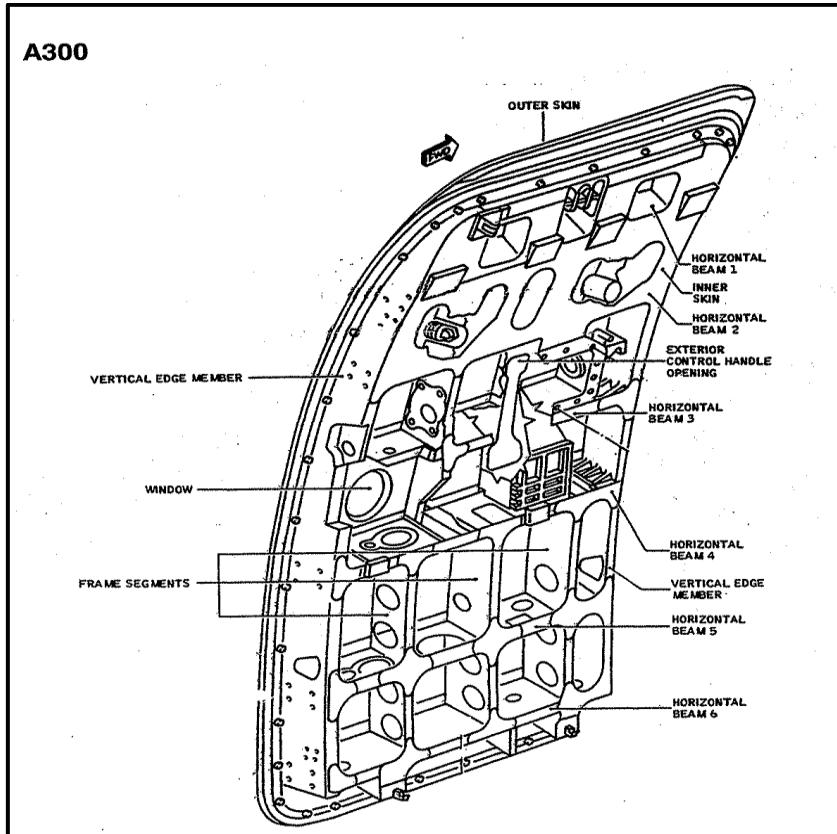


Figure 116 : Structure porte A300

Les efforts transversaux dus à la  $\Delta P$  sont repris par des butées et des crochets situés à l'aplomb de chaque couple et chaque lisse pour assurer une continuité ainsi qu'une bonne répartition des

contraintes. Un joint périphérique assure l'étanchéité, il est protégé de l'écrasement par les butées.

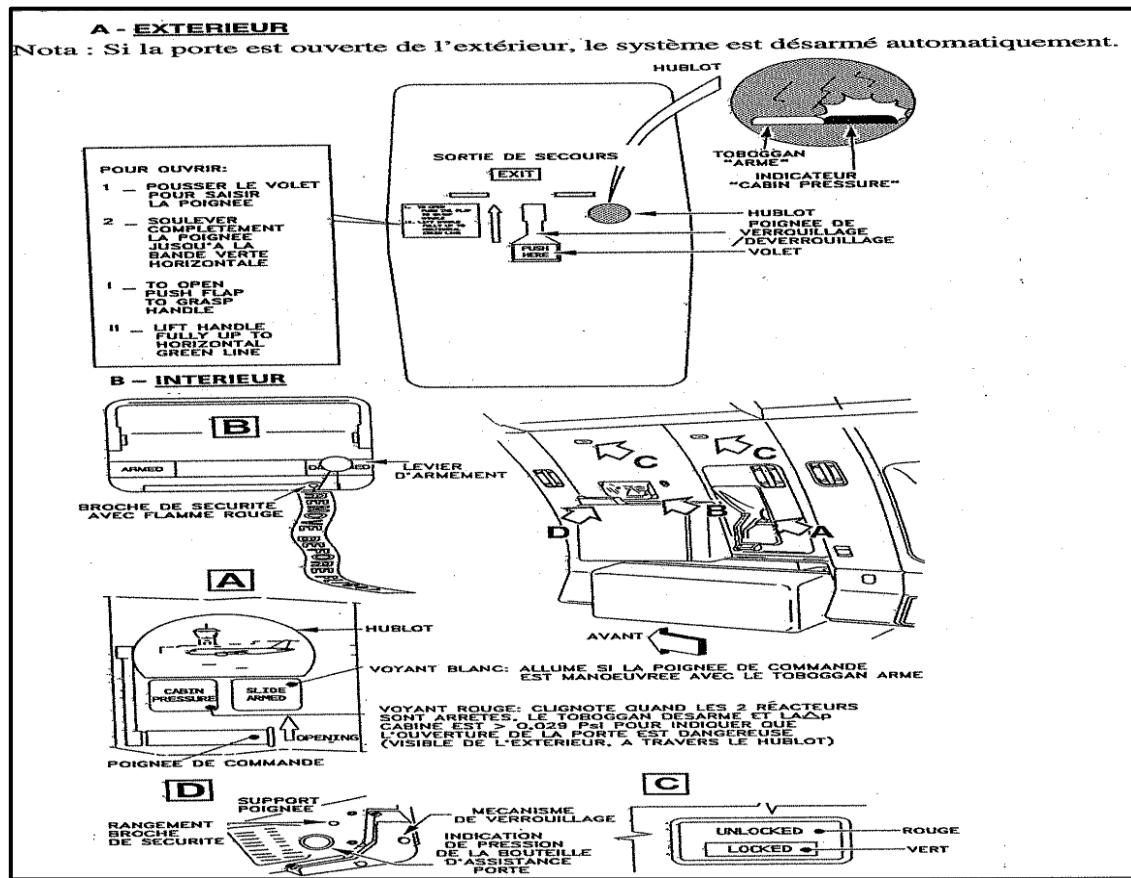


Figure 117 : Porte cabine A330

### 3.4.2.2 Portes de soutes

Leur structure est identique à celle des portes passagers, généralement de dimensions plus grandes pour faciliter le chargement du fret, elles s'ouvrent vers l'extérieur et vers le haut : Elles sont manœuvrées par des moteurs ou des vérins électriques ou hydrauliques.

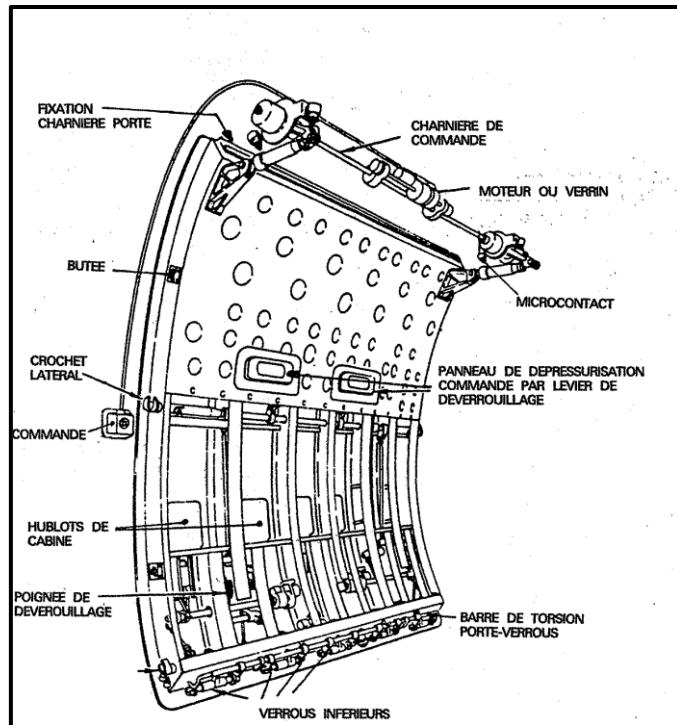


Figure 118 : Porte soute

Les commandes sont situées à l'extérieur (sécurité).

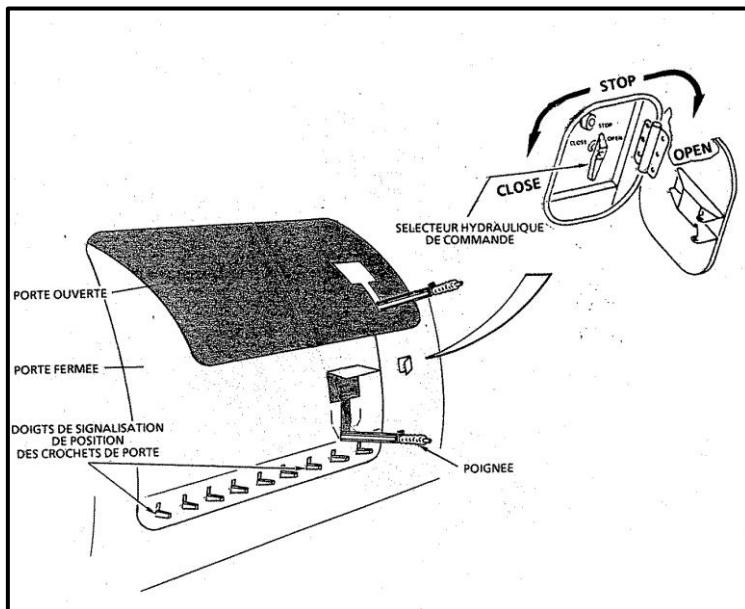


Figure 119 : Commande porte soute

Des crochets, situés à l'aplomb de chaque couple, assurent le verrouillage de la porte, transmettent et répartissent les contraintes dues à la  $\Delta P$  (Continuité périphérique sur chaque couple). La position "fermeture" de chaque crochet est vérifiée, électriquement par un microcontact relié à un voyant, doublée d'un dispositif mécanique (doigt) de signalisation. Un joint périphérique assure l'étanchéité.

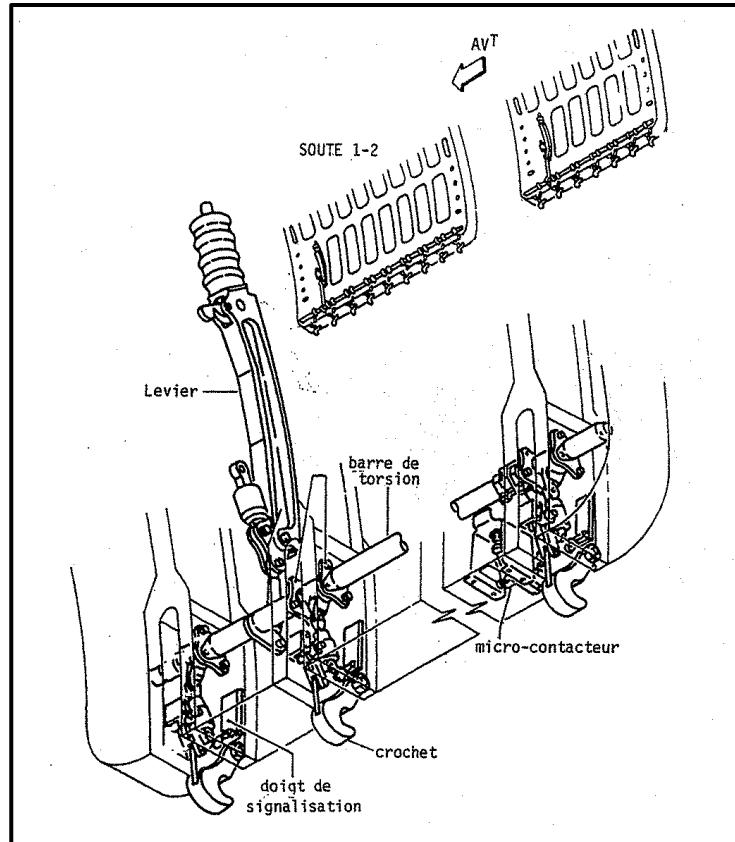


Figure 120 : verrouillage de la porte soute

Néanmoins, certaines portes de soutes de dimensions réduites peuvent être de type bouchon (idem portes passagers) et s'ouvrir manuellement vers l'intérieur et vers le haut (Airbus, Boeing, Douglas...). La commande peut s'effectuer de l'extérieur ou de l'intérieur.

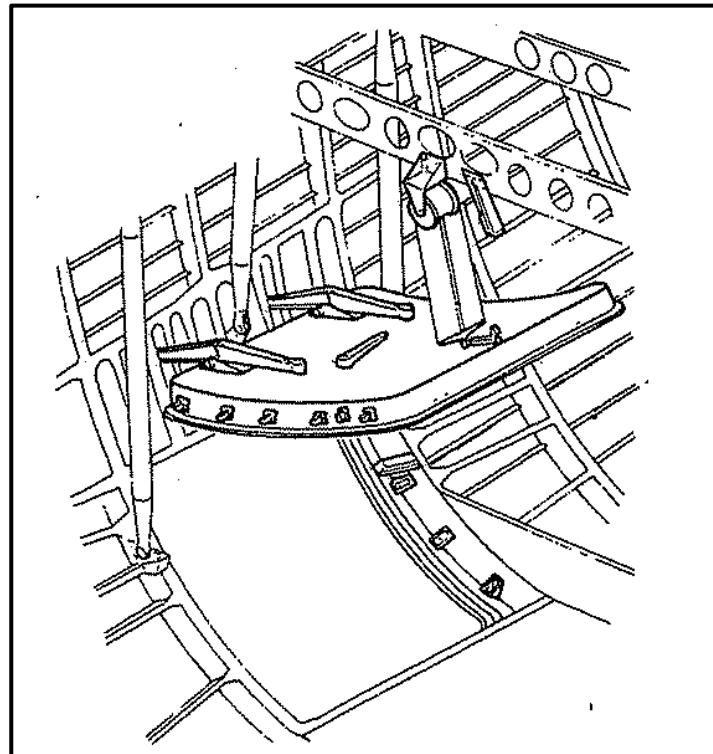


Figure 121 : Porte soute avec ouverture extérieur-intérieur.

Toutes les ouvertures, portes, hublots, pare-brise provoquent des concentrations d'efforts importants auxquelles on oppose des éléments résistants, (montants, cadres) en alliages légers forgés, en titane ou en aciers qui répondent à la construction fail-safe.

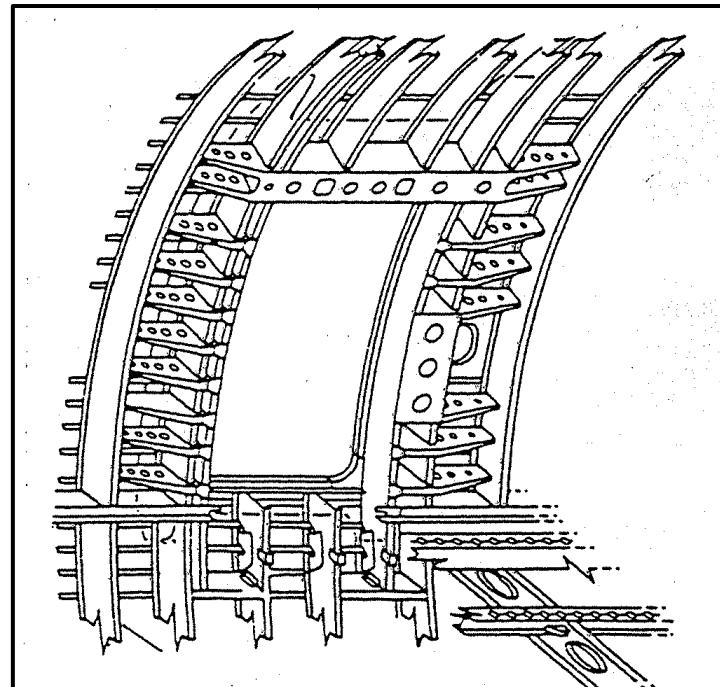


Figure 122 : Renforcement autour d'une ouverture

### 3.4.2.3 Portes de visites

Elles sont toutes démontables (vis, DZUS...) ou articulés (charnières et verrous). L'étanchéité est assurée avec un joint périphérique.

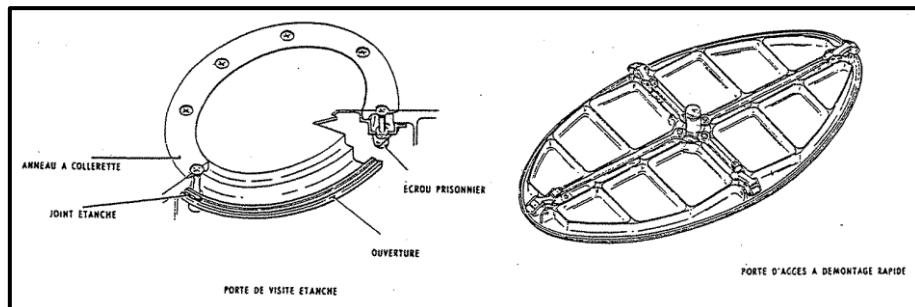


Figure 123 : Portes de visites

### 3.4.2.4 Signalisation

Chaque porte passagers et soutes possède un ou plusieurs microcontact qui permettent le contrôle, par les pilotes de la position ouverte ou fermée et sur les avions récents l'armement ou non des dispositifs d'évacuation d'urgence.

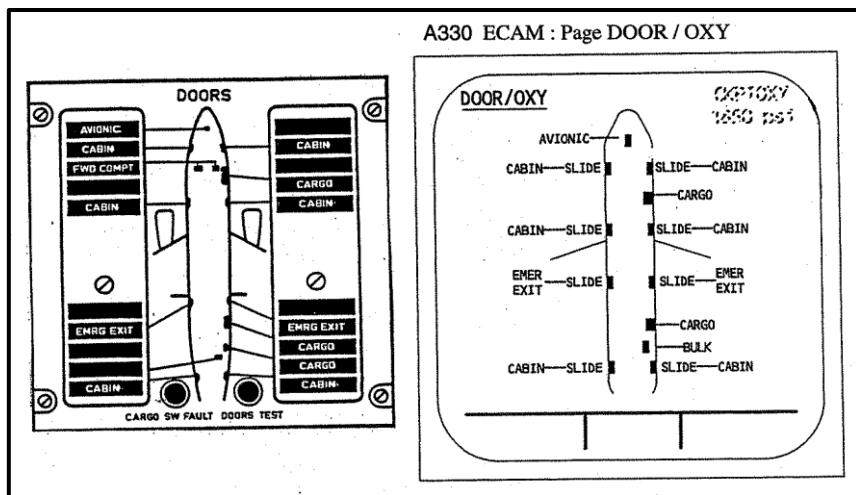


Figure 124 : Commande par le pilote des portes

### 3.4.3 Pare-brise et hublots

#### 3.4.3.1 Pare-brise

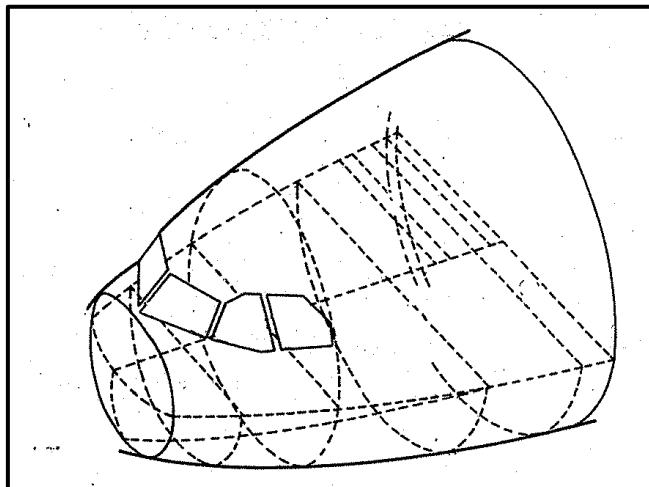


Figure 125: Pare-brise

Assure aux pilotes une bonne visibilité frontale et latérale.

Deux pare-brise latéraux mobiles permettent aux pilotes une évacuation éventuelle, du poste en cas d'urgence (issues de secours).

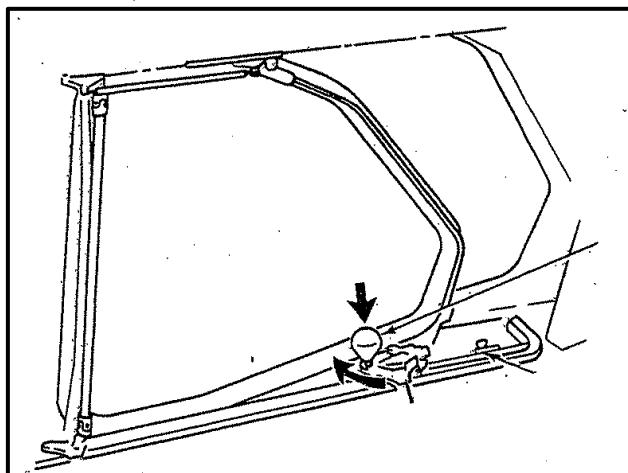


Figure 126 : pare-brise latéraux mobiles

### 1.1.1.1 Construction

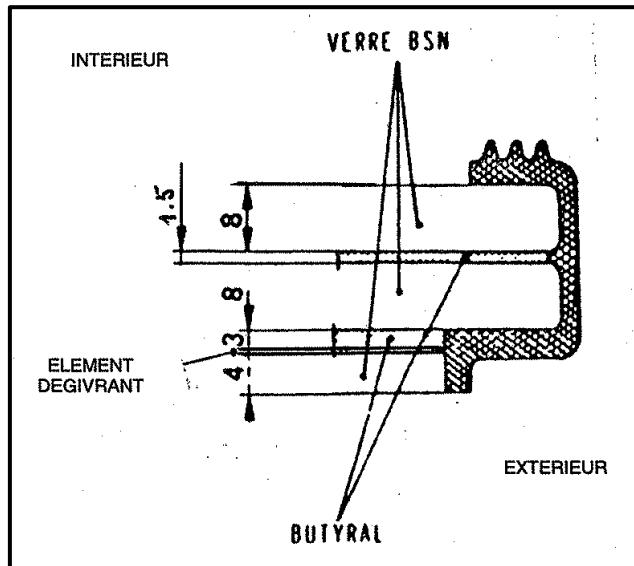


Figure 127 : Construction Pare-Brise

Le pare-brise est composé de plusieurs éléments :

- trois panneaux (généralement) de verre trempé ;
- deux couches de plastique transparent « butyral » qui augmentent la solidité des panneaux de verre ;
- un joint périphérique qui assure :
  - imperméabilité et étanchéité à l'eau ;
  - le raccordement aérodynamique ;
- un élément dégivrant :
  - résistances pour les pare-brise latéraux ;
  - film de platine ou autre matériau pour les frontaux.

### 1.1.1.2 Limitations structurales

Les pare-brise doivent résister :

- aux forces de pressurisation, chaque panneau peut supporter la AF maxi (fail-safe). Ceci dit, en cas d'incidents au cours d'un vol (fêlure, crique\*) celle-ci sera réduite pour diminuer les efforts ;
- aux impacts directs, collision avec les oiseaux ;
- à réchauffement cinétique.

L'antigivrage est utilisé en permanence sur les pare-brise pour éviter l'opacité mais, surtout pour maintenir une température constante (entre 30 et 45°C) sur les éléments, ce qui améliore leur résistance aux chocs et à la  $\Delta P$ .

### 1.1.1.3 Désembuage

L'air de climatisation pulsé par un ventilateur est distribué à la partie inférieure des pare-brise. Manettes et vannes commandent le débit.

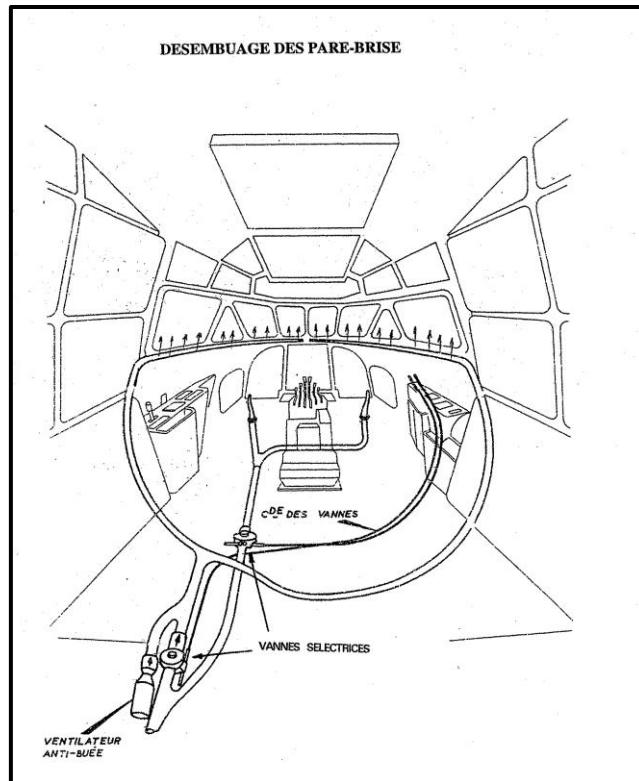


Figure 128 : Désembuage pare-brise

### 3.4.3.2 Hublots

Ils assurent aux passagers la visibilité vers l'extérieur et sont indispensables (problèmes psychologiques ou claustrophobie). En principe, deux hublots par rangée de sièges.

#### 1.1.1.4 Construction

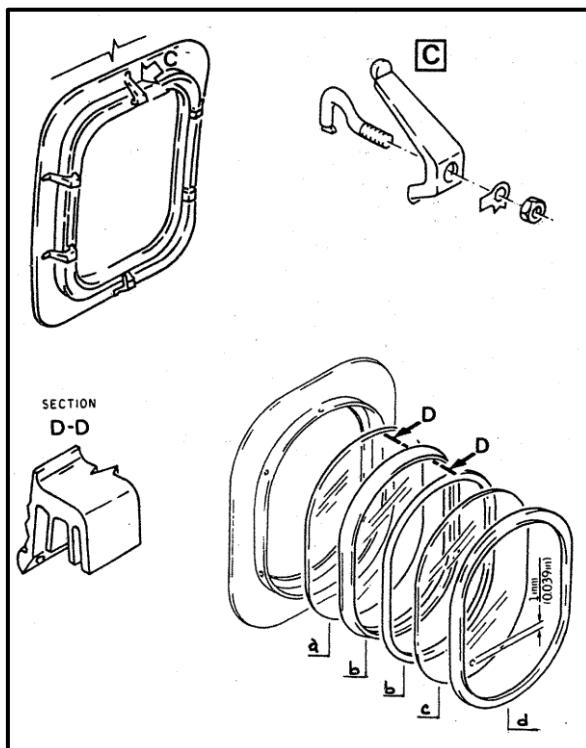


Figure 129 : Construction hublot

Chaque hublot est composé de plusieurs éléments :

- un panneau extérieur en plexiglas (a), l'épaisseur varie entre 7 et 10 mm ;
- un panneau intérieur en plexiglas (c), épaisseur 4 à 5 mm, percé à sa partie inférieure ;
- un joint périphérique (b) de forme spécifique qui ménage un espace entre les deux panneaux et assure l'étanchéité ;
- un panneau de protection (d) de faible épaisseur (2 à 3 mm) fixé sur le revêtement cabine.

#### 1.1.1.5 Limitations structurales

Chaque panneau (a et c) peut supporter la  $\Delta P$  cabine maxi (fail-safe), le panneau de protection ne supporte aucune charge, il protège contre d'éventuelles rayures,

#### 1.1.1.6 Désembuage

L'air de climatisation par un circuit spécifique est dérivé sur chaque hublot. L'orifice situé sur le panneau intérieur permet une circulation d'air et l'équilibrage de pression entre les deux panneaux principaux.

Nota : Les pare-brise et hublots sont de type « BOUCHON », leurs surfaces sont plus grandes que les encadrements sur lesquels ils sont plaqués par les forces que développe la  $\Delta P$ .

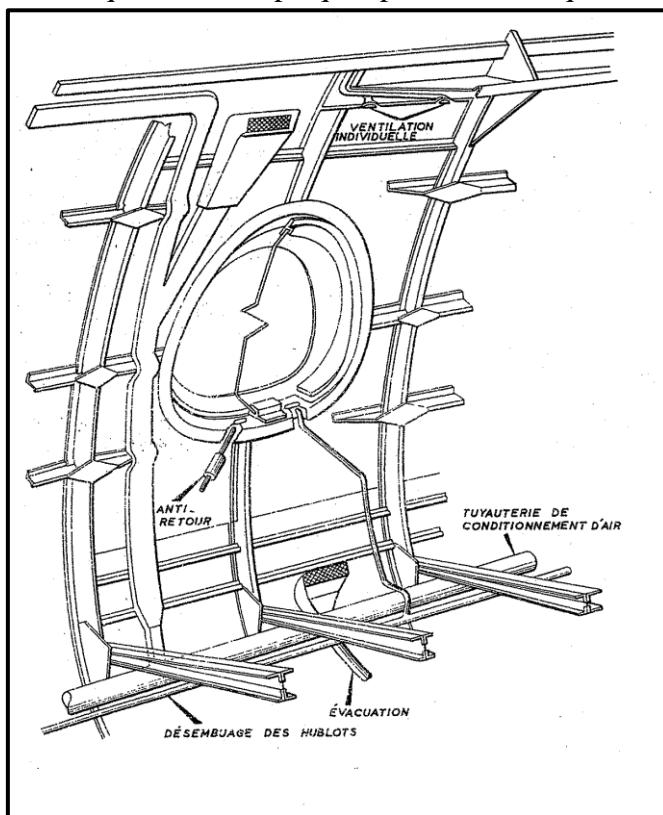


Figure 130 : Distribution d'air

### 3.5 Fixation du fuselage avec GTR, empennage et voilure-

#### 3.5.1 Assemblage fuselage-GTR

Certains avions (F.100, Falcon, MD83, B727...) ont les GTR fixés latéralement sur le fuselage. Un mât assure la liaison entre les couples forts et le réacteur qui est fixé par des attaches. La structure du mât (caisson) et les attaches sont de même type que les réacteurs suspendus.

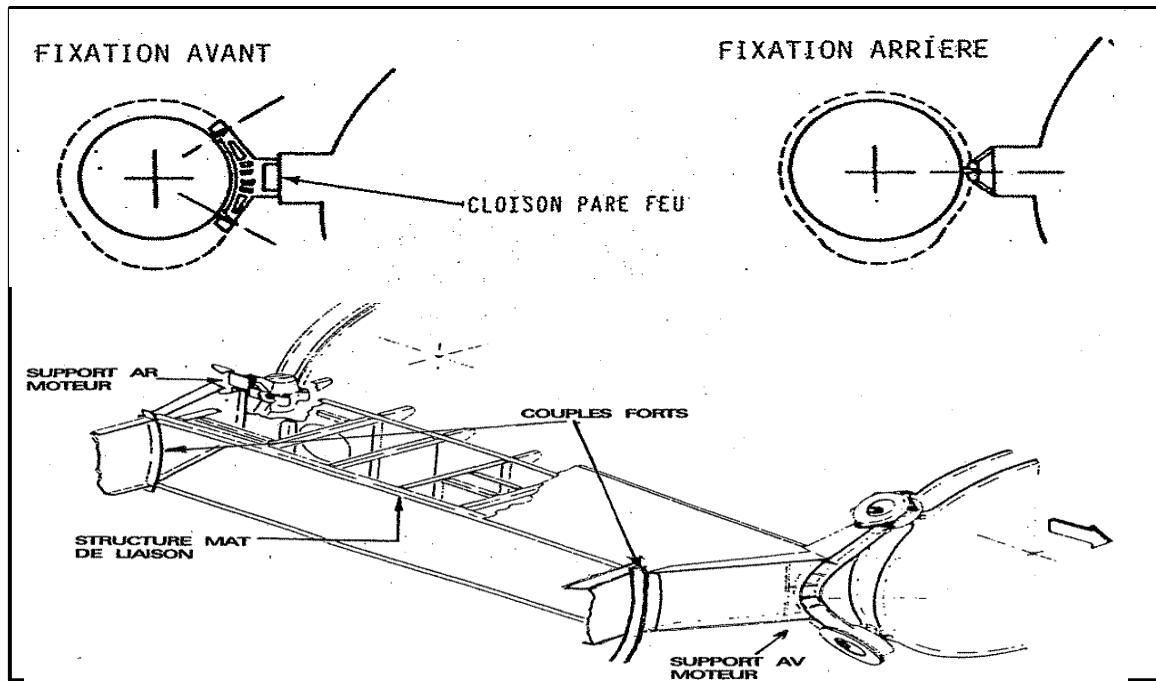


Figure 131 : Fixation GTR-fuselage

La poussée est transmise par les attaches avant. Une cloison pare-feu isole le GTR du mât. Chaque point de fixation est équipé d'un amortisseur de vibrations qui permet aussi la dilatation des carters.

### 3.5.2 Assemblage fuselage- empennages

Généralement, les longerons avant et arrière des empennages sont fixés, par l'intermédiaire de ferrures ou autres renforts, aux couples forts du fuselage.

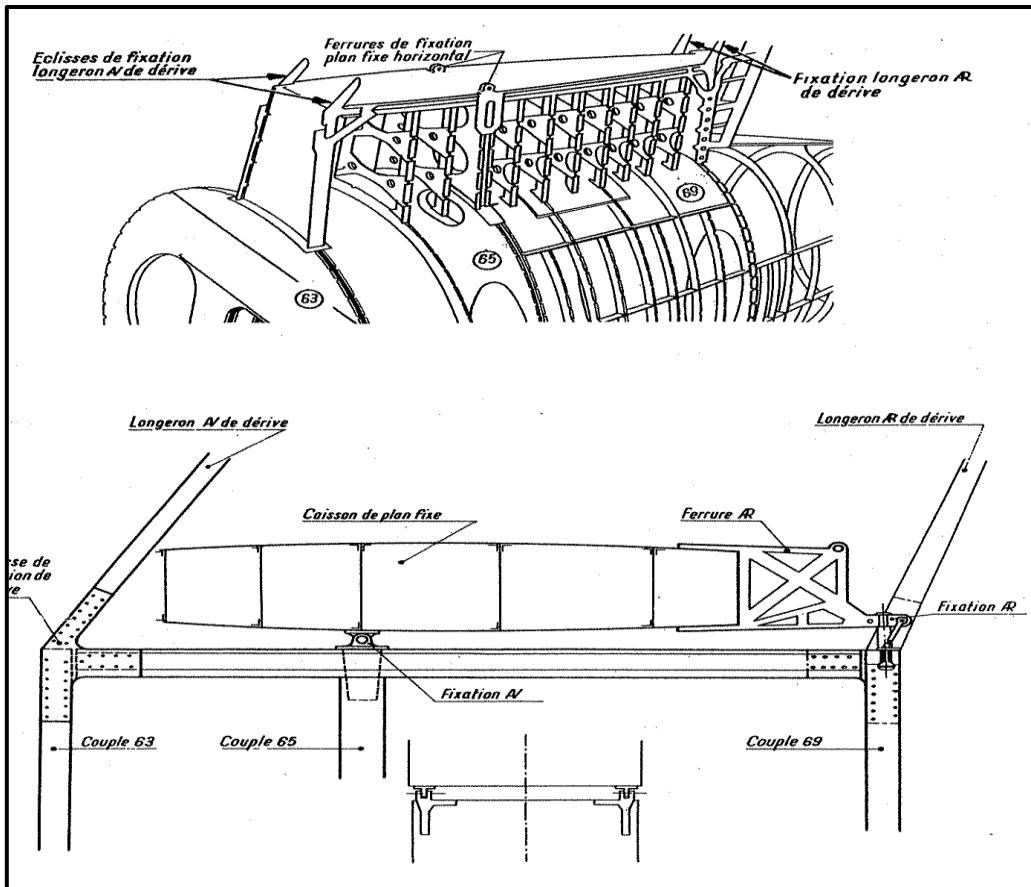


Figure 132 : Assemblage empennages-fuselage

### 3.5.3 Assemblage fuselage-aile

L’assemblage aile - fuselage est réalisé suivant les types d’avions de façons différentes, néanmoins, il s’effectue toujours sur des éléments forts et résistants : longerons avant et arrière, nervures fortes, cadres principaux ou forts. Des pièces spécifiques : profilés, chapes, boulons, axes creux permettent l’assemblage.

#### 3.5.3.1 Type Caravelle

Les deux demi-ailes sont terminées par des chapes qui se reprennent l’une dans l’autre. Des axes travaillant au cisaillement assurent leur maintien.

Le fuselage est fixé sur l’aile à l’aide de ferrures reliant les cadres forts au caisson de voilure.

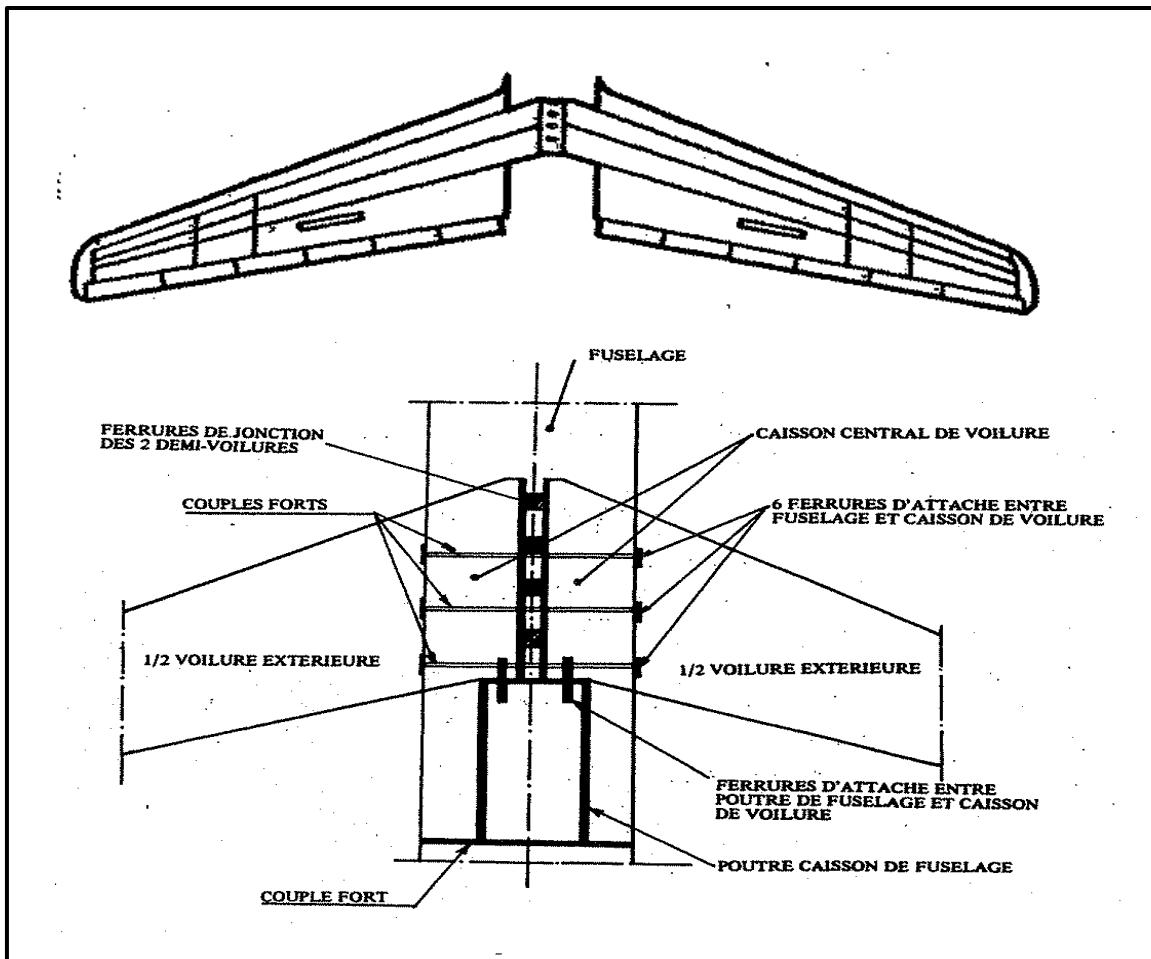


Figure 133 : Assemblage aile-fuselage type Caravelle

### 3.5.3.2 Type B727

Les deux demi-ailes sont fixées sur un caisson central à l'aide de quatre axes creux travaillant au cisaillement, qui permettent une légère rotation (flexion voilure) et, qui réunissent des longerons avant et arrière à des cadres principaux.

La structure du caisson central est identique à celle de la voilure, les nervures extrêmes sont des nervures fortes dite "d'emplanture".

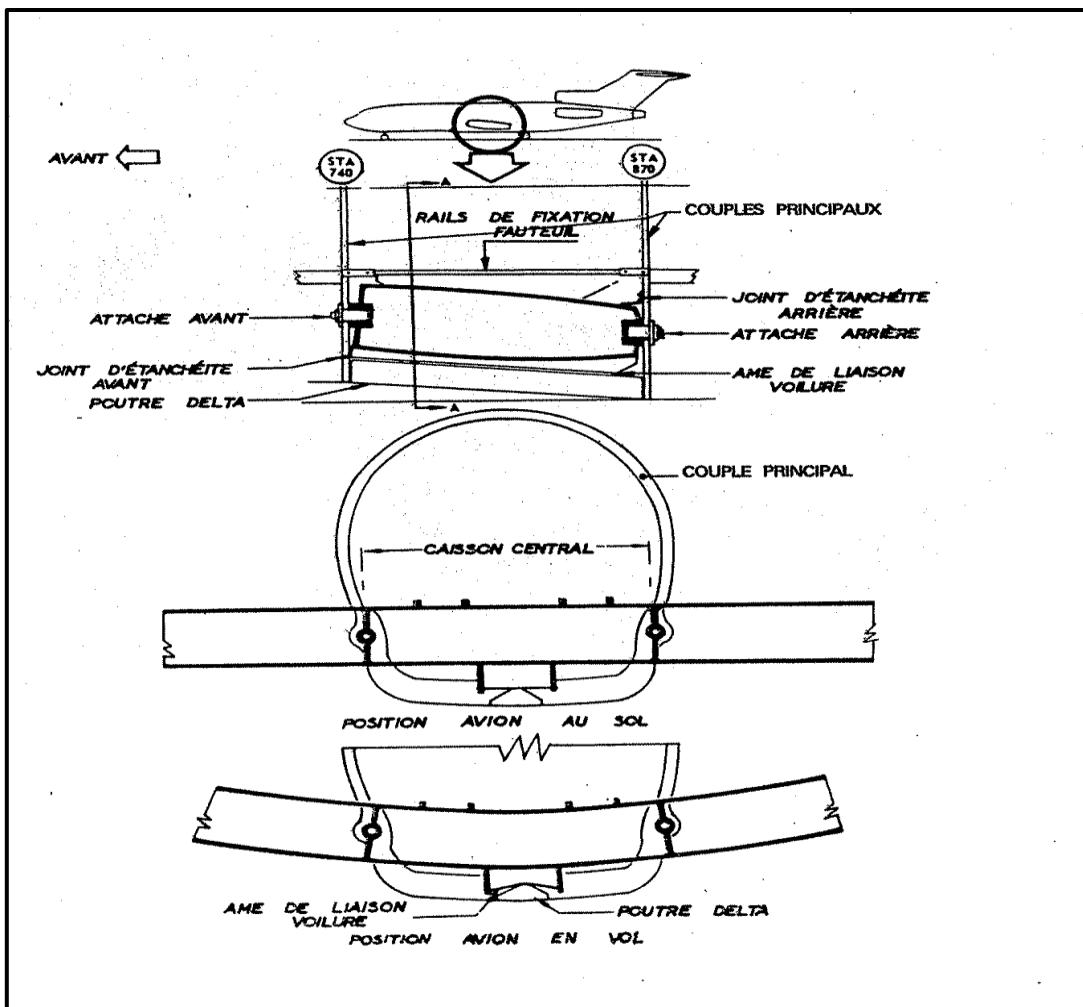


Figure 134 : Assemblage aile-fuselage type B727

### 3.5.3.3 Type A300/310

Le caisson central de voilure est pris dans un tronçon (ou section) constitué de quatre cadres principaux. Le revêtement supérieur du caisson et le plafond du logement de train principal supportent les charges dues à la  $\Delta P$ .

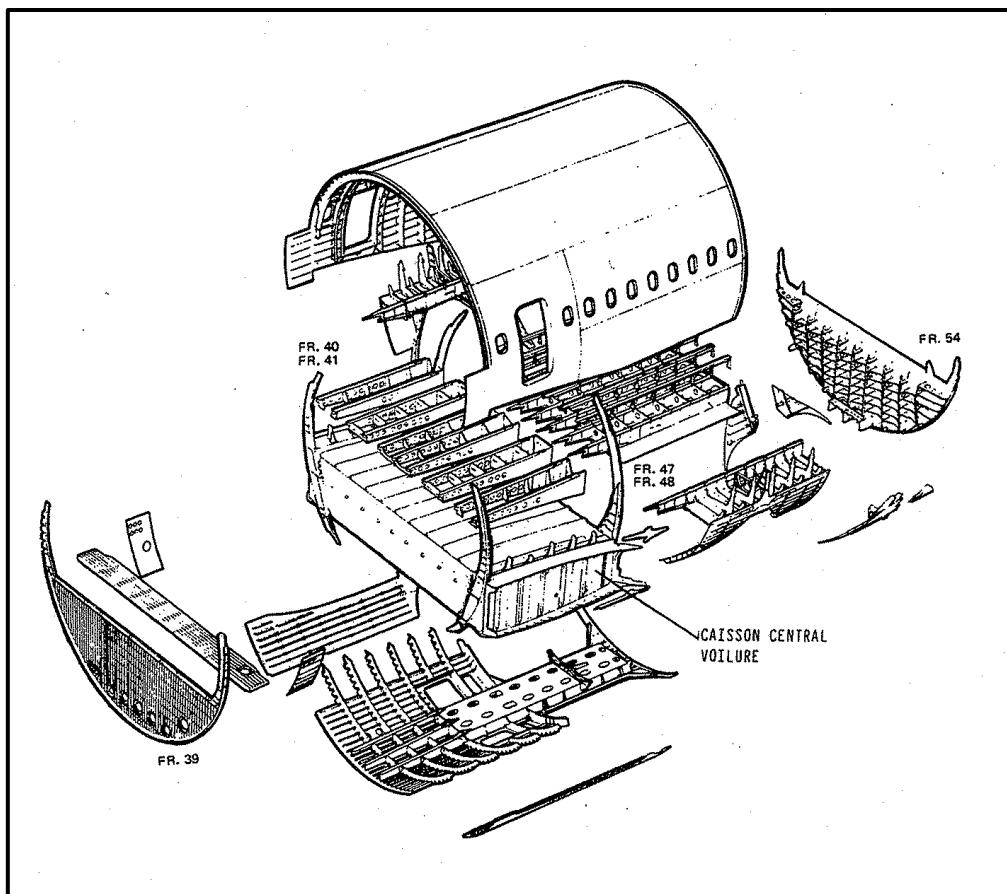


Figure 135 : Assemblage aile-fuselage type A3007310

Des rivets spéciaux (alliage de titane) et des profilés sont utilisés pour effectuer l'assemblage Aile-caisson central :

#### 3.5.3.4 Type DA01-Falcon

Le caisson central est pris dans un tronçon constitué de trois cadres principaux. Les revêtements intrados - extrados de l'aile et du caisson sont fortement raidis et renforcés à l'emplanture par des ferrures pianos monoblocs en aciers spéciaux.

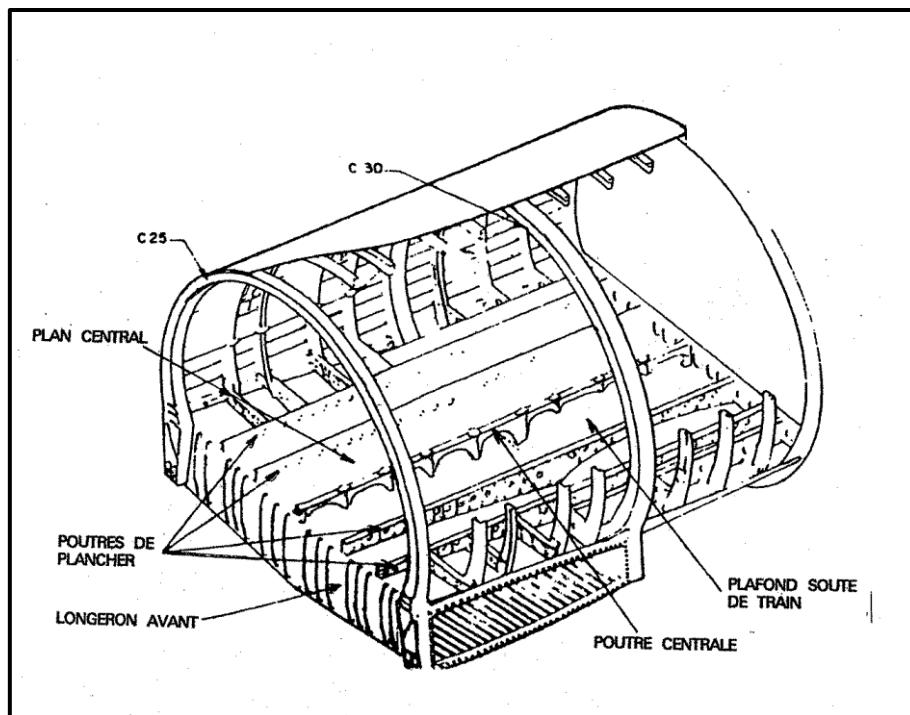


Figure 136 : Assemblage aile-fuselage type DA01/Falcon

L'assemblage par éclissage est effectué à l'aide de boulons en acier disposés à la périphérie de la nervure d'emplanture. Ce montage très rigide est nommé « couture piano ».

### 3.5.3.5 Type F27

Le plan central ou aile centrale est fixé aux deux demi-ailes par des ferrures à chapes et œil (continuité des lisses), par les revêtements intrados, extrados et par les nervures d'emplanture. Des boulons, des cornières, des plaques de jonction (entures doubles) constituent les interfaces. Le fuselage est suspendu à l'aile centrale par des cadres forts fixés sur les longerons avant et arrière à l'aide de chapes, boulons et ferrures haute résistance.

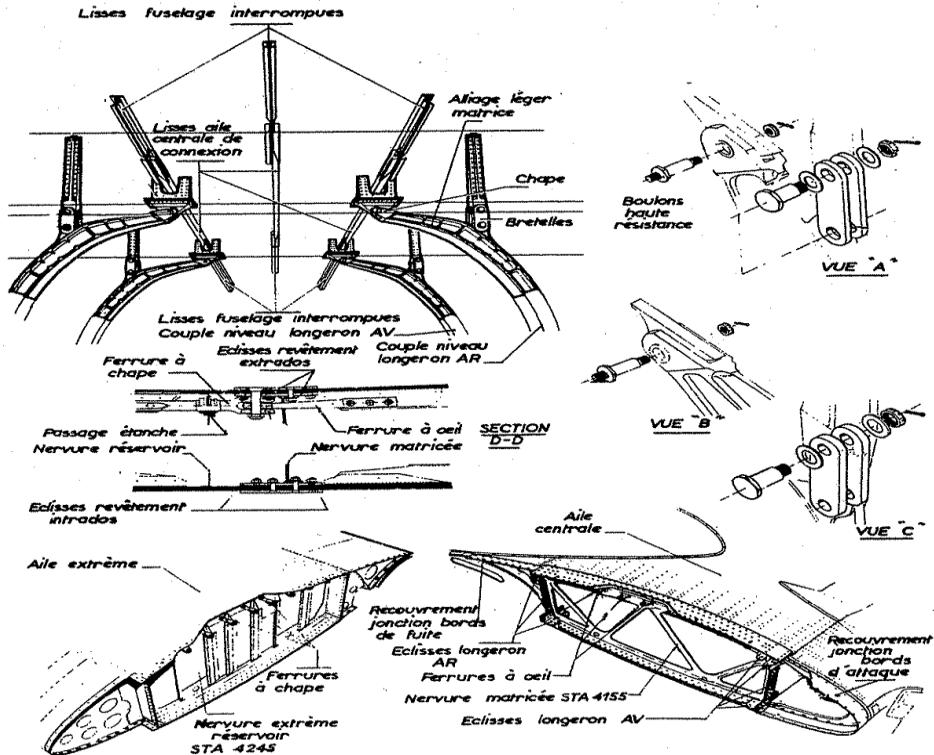


Figure 137 : Assemblage aile-fuselage type F27