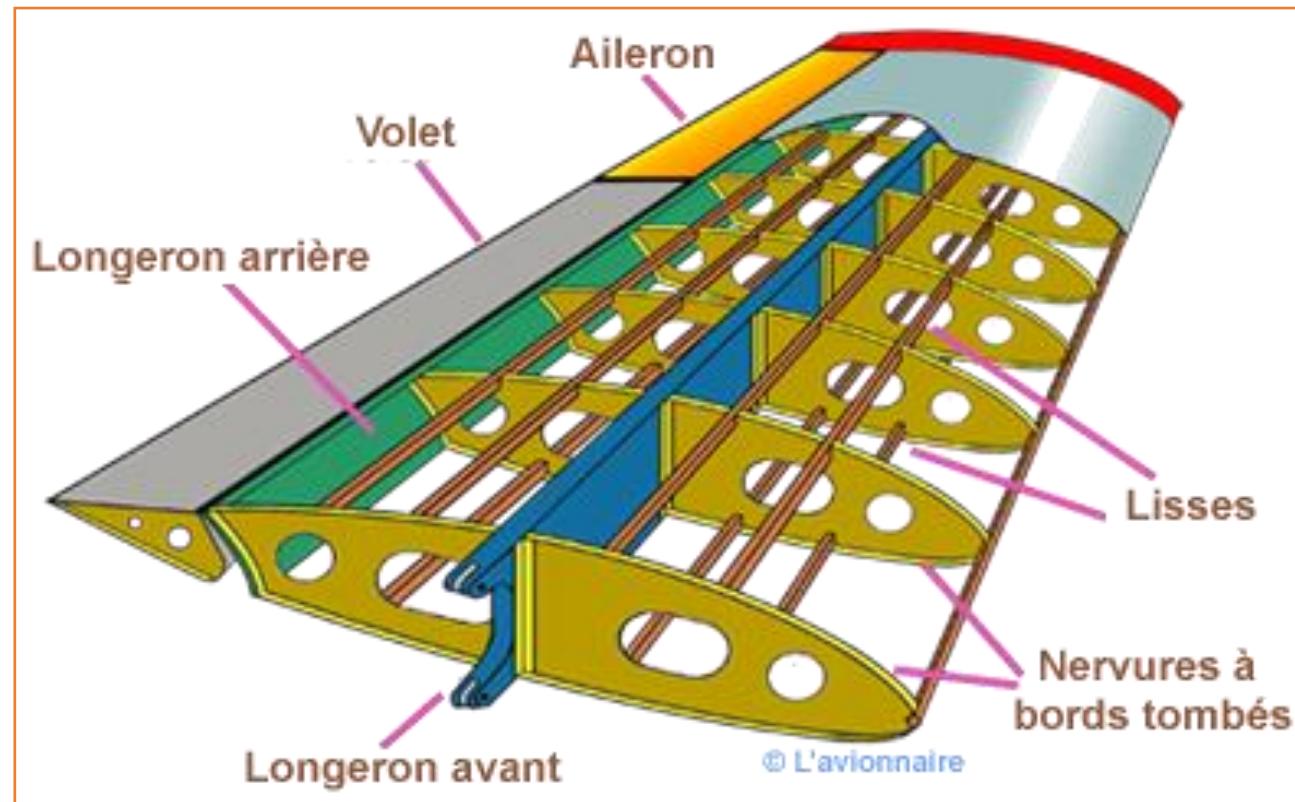


# Voilure



# Plan

- 1- Efforts appliqués à la voilure en vol et au sol
- 2- Structure et modes de construction
- 3- Dispositifs hypersustentateurs (fonctionnement).
- 4- Freins aérodynamiques (fonctionnement).
- 5- Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences
- 6- Notions de flottement.

# Efforts appliqués à la voilure en vol et au sol

# Efforts appliqués à la voilure en vol et au sol

Lors de ses évolutions dans l'air un avion subit :

Les forces dynamiques, dues à la vitesse (portance et trainée) ou dues à la propulsion (traction ou poussée) ;

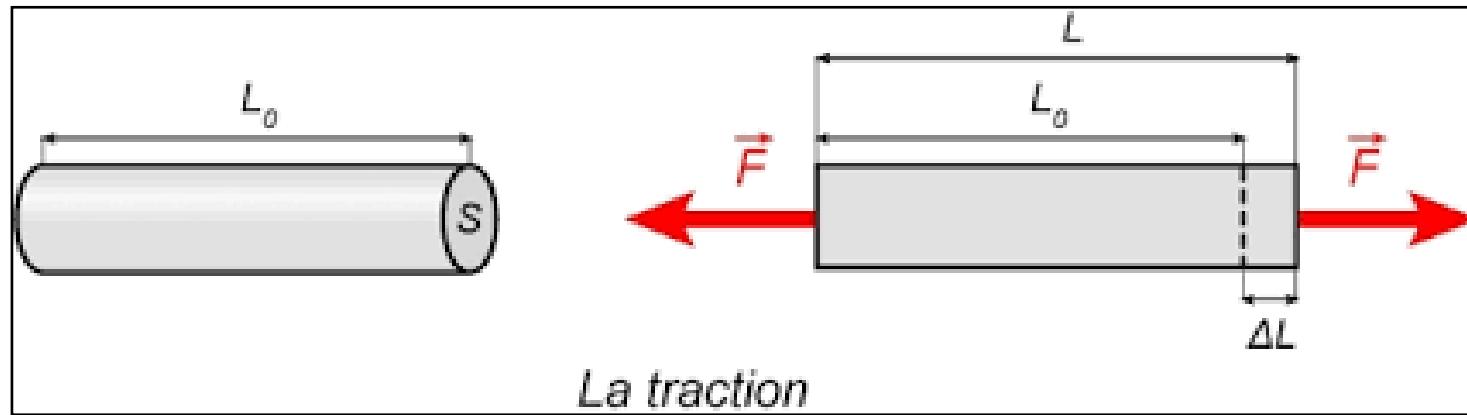
Les effets des accélérations engendrées par les changements de trajectoire.

Les forces statiques essentiellement du poids

Ces forces engendrent sur les différentes parties de la structure et notamment les ailes des contraintes de nature variées.



# Les contrainte mécaniques



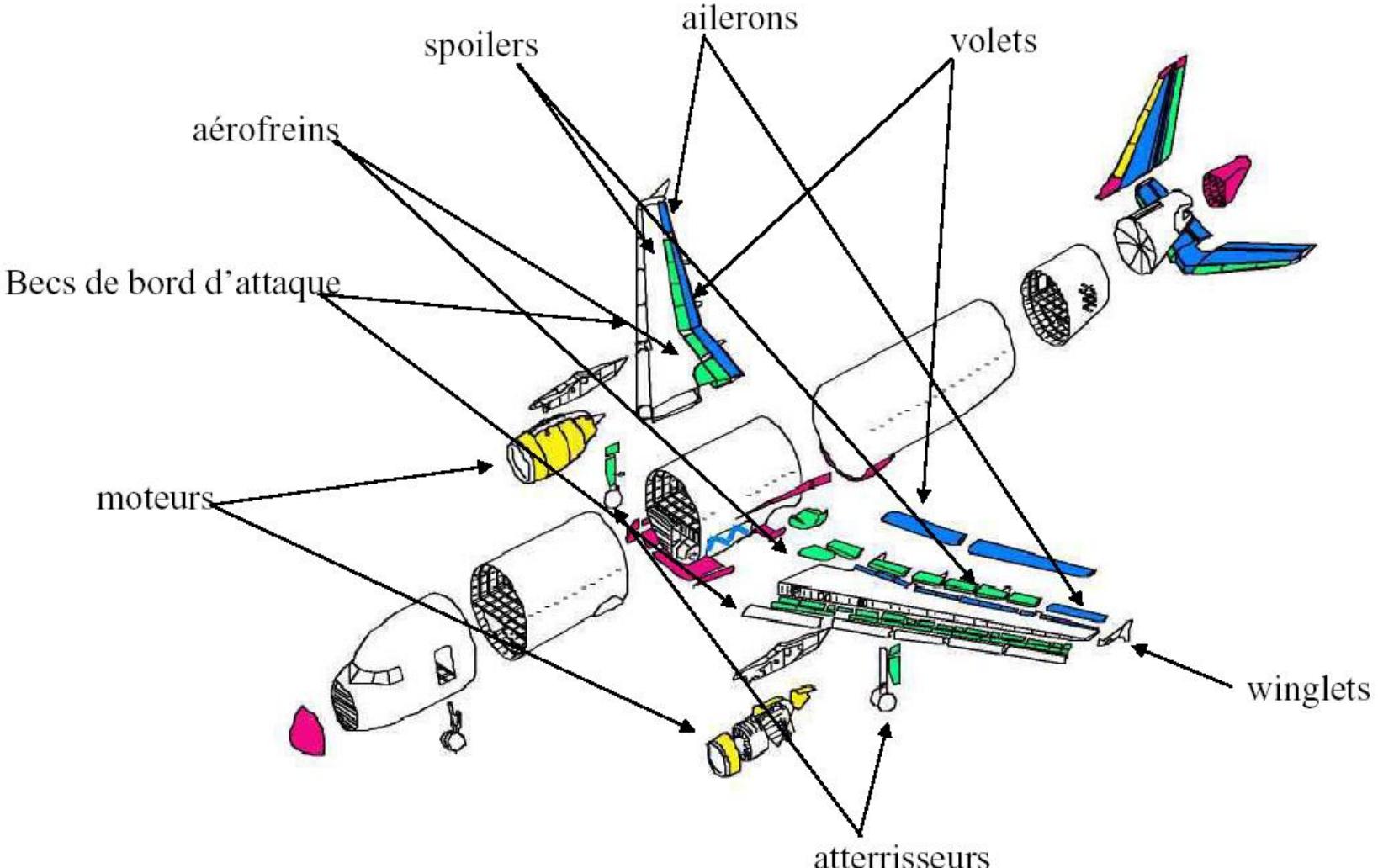
Sous l'effet des différentes contraintes, le matériau accepte une déformation et revient à sa forme originale lorsque l'effort cesse. Il fait donc preuve d'une certaine élasticité.

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.

Les différents cas se présentant au cours d'un vol

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

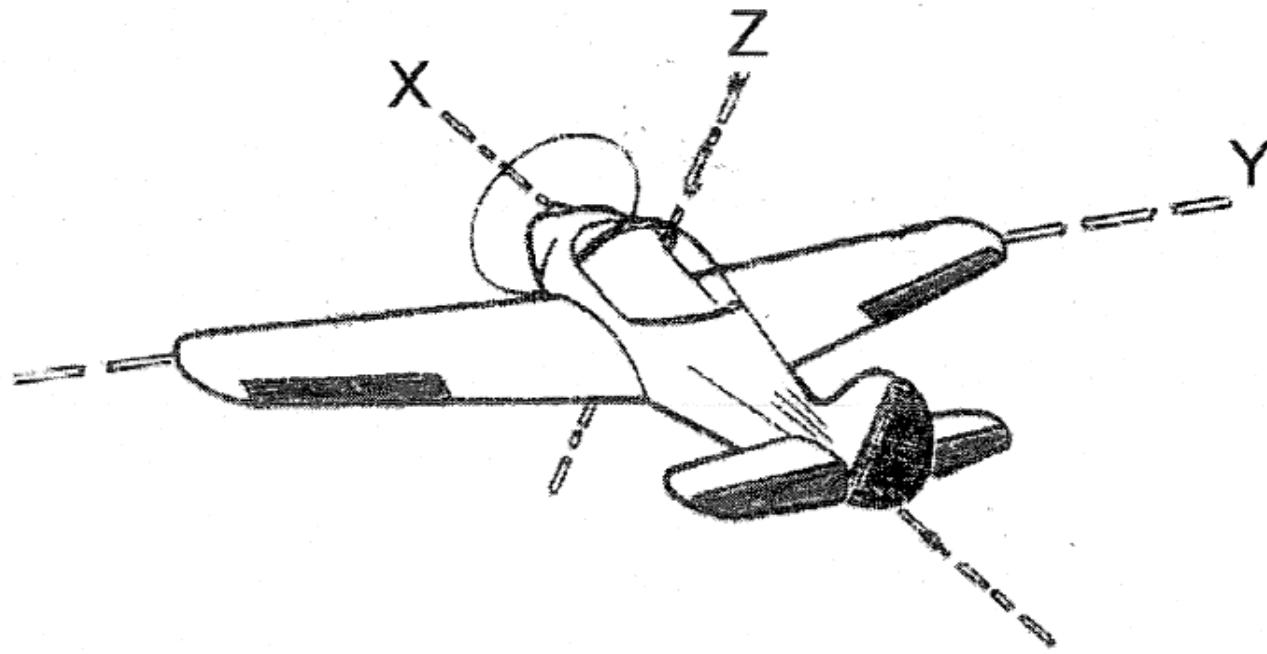
## ELEMENTS FIXES A LA VOILURE



# CONTRAINTE APPLIQUEES SUR L'AILE

## – Axes de référence

- **Z** = axe de lacet (direction)
- **X** = axe de roulis (ailerons)
- **Y** – axe de tangage (profondeur)



## Masses limites

### a - Masse Maximale Structure au Décollage (M.M.S.D.)

Pour des raisons structurales (résistance des trains d'atterrissage ...), la masse au décollage ne doit pas dépasser une valeur maximum, cette masse étant considérée au moment du lâcher des freins en bout de piste,

### b - Masse Maximale Structure à P Atterrissage (M.M.S.A.)

Pour établir cette limitation, il faut tenir compte de la vitesse verticale de descente, fixée par les règlements (600 ft/mn), lors de l'impact de l'avion sur le sol, La brusque décélération de l'avion donne naissance à des forces d'inertie qui obligent l'avionneur à limiter la masse de l'avion à l'atterrissage.

### c Masse Maximale Structure sans Carburant (M.M.S.C.) Maxi Zéro Fuel Weight (M.Z.F.W.)

Cette limitation résulte de l'étude en vol du moment de flexion maximum de l'aile à son emplanture.

Pour déterminer le domaine de vol d'un avion, il faut préciser le facteur de charge ( $n$ ).

# Facteur de charge

- Le facteur de charge de manœuvre ou de rafale,  $n$ , est un nombre sans dimension égal au rapport de la portance aérodynamique totale (normale à la trajectoire de vol) par le poids de l'avion..

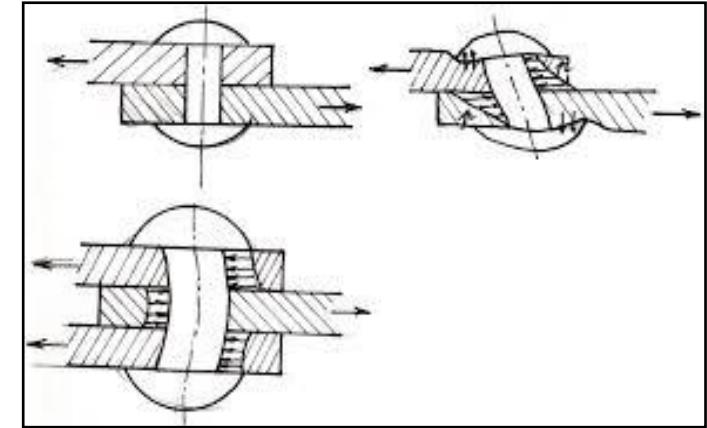
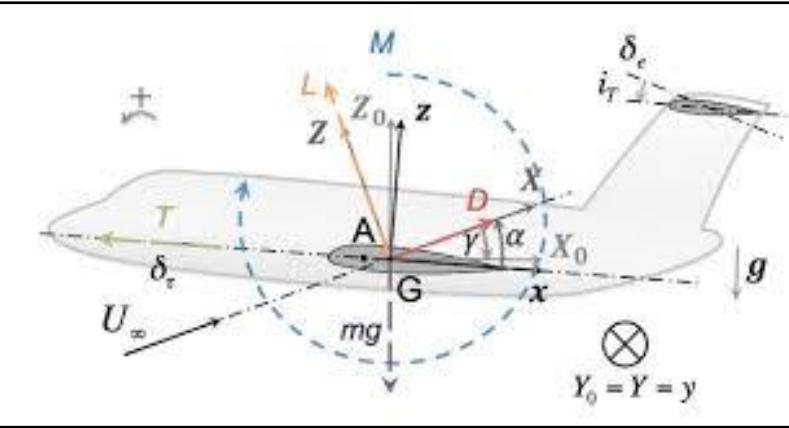
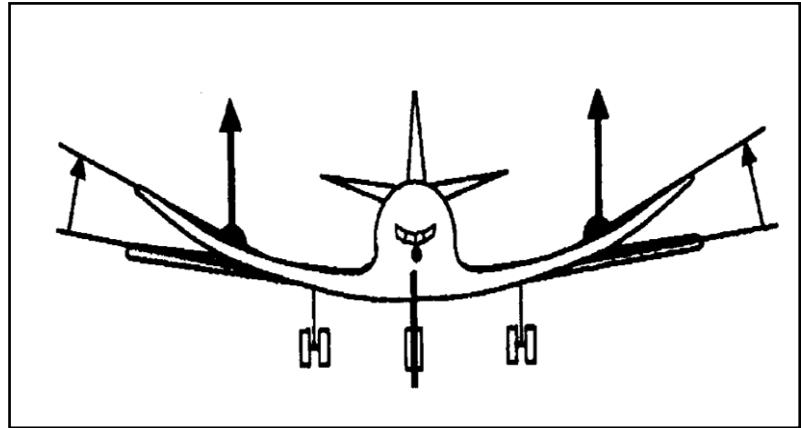
$$n=F_z/p$$

- En vol, suivant la configuration ou le régime choisi ; croisière, montée, descente, virages, rafales subies, etc. le  $n$  va sans cesse évoluer,  $F_z$  sera toujours équilibrée par  $n.P$ .
- Il en résulte que toutes les charges normales à la trajectoire de vol sont multipliées par  $n$ .
- Les efforts étant multipliés par  $n$ , les contraintes le sont également ;
- étant donné qu'elles doivent rester inférieures aux contraintes de limite élastique, il est nécessaire de limiter le facteur de charge.
- Cela définit un facteur de charge limite correspondant à la limite élastique de la structure.
- On démontre que les efforts, dus aux forces aérodynamiques sur une structure, sont proportionnels au facteur de charge,  $n$ , et au carré de la vitesse,  $v^2$ .
- Le constructeur devra, pour dimensionner la structure, se fixer des valeurs de vitesses et de facteurs de charge en fonction des règlements qui imposent des valeurs minima

# Facteurs de charge limites

- Pour les avions de Transport Public de Passagers, les facteurs de charge minimum limites prévus par les règlements sont : + 2,5 -1
- Ces facteurs de charge correspondent aux valeurs des charges limites que peut supporter une structure juste avant déformation ( $n$  de limite élastique).
- Si ces facteurs de charge sont multipliés par 1,5, nous obtenons les facteurs de charge de limite de rupture, correspondant aux valeurs des charges extrêmes que peut supporter une structure juste avant rupture ( $n$  de limite de rupture).

# 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 efforts et contraintes appliqués à un avion

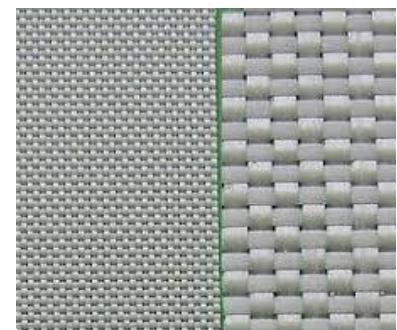
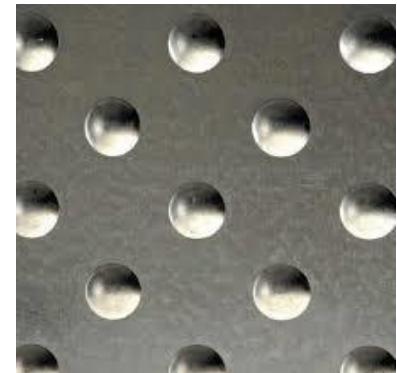
Les contraintes sont très différentes selon la partie de l'avion que l'on considère.

Il est donc possible que les matériaux retenus ne soient pas les mêmes pour le fuselage et la voilure, par exemple.

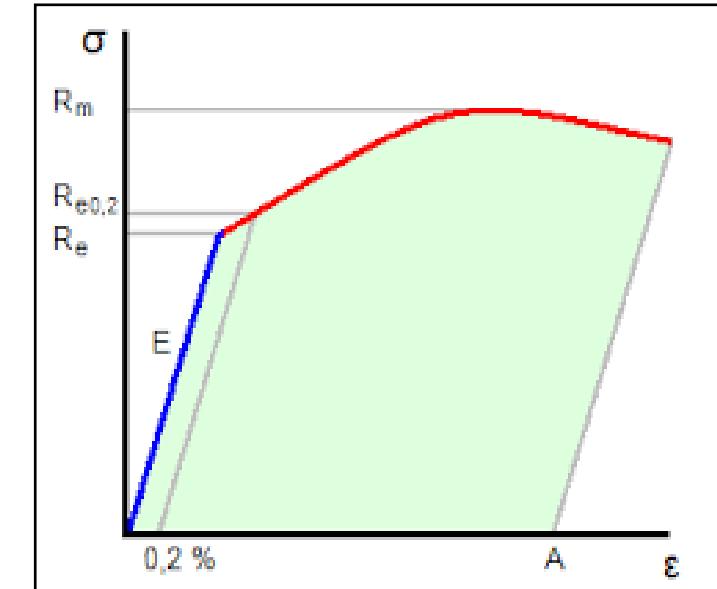
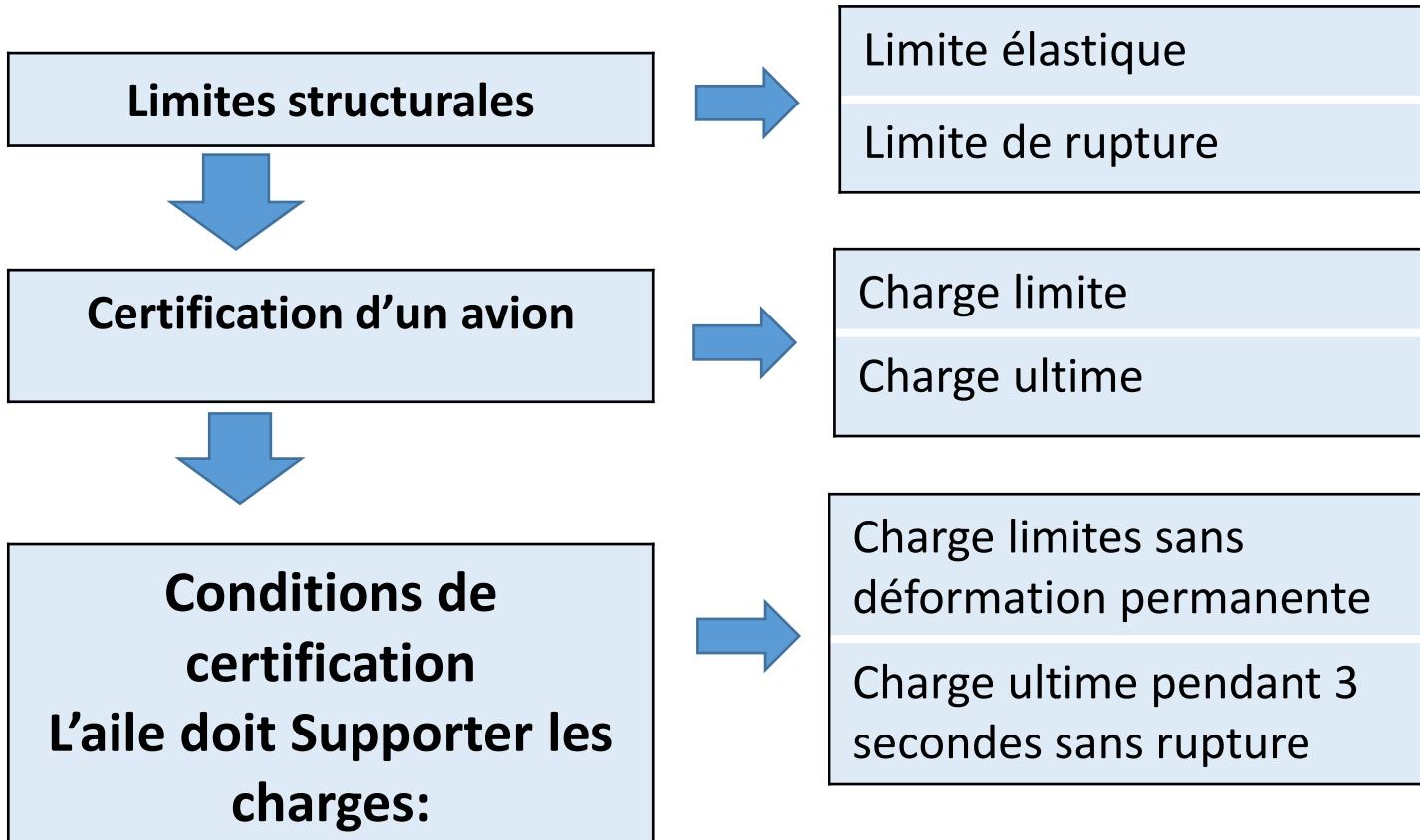
Selon la taille et le domaine de vitesses de vol de l'avion, l'intensité des contraintes varie beaucoup et amène à choisir des matériaux différents et des géométries variées.

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.



# Les contraintes appliquées sur une aile



# Les contraintes appliquées sur une aile

## ESSAI DE FLEXION SUR L'AILE



# Les contraintes appliquées sur une aile

## ESSAI DE FLEXION SUR L'AILE



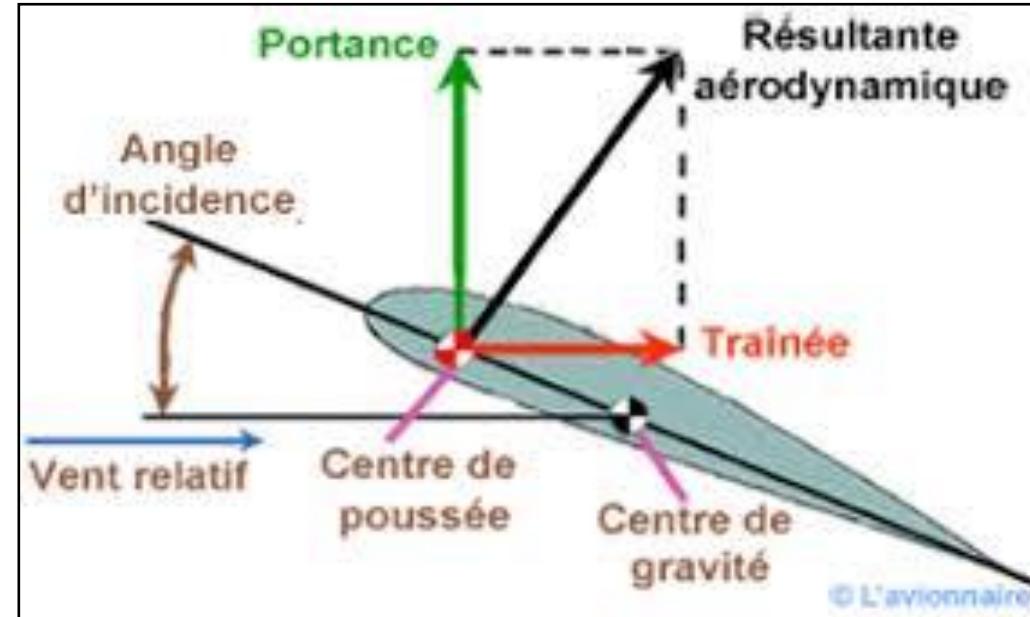
# Les contraintes appliquées sur une aile

## ESSAI DE FLEXION SUR L'AILE



# Rappel d'aérodynamique

## Centre de pousse P

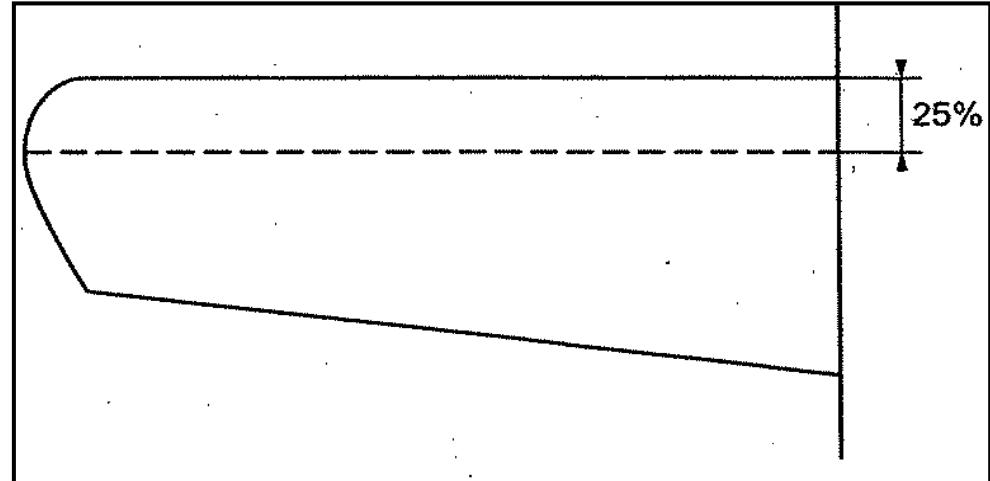
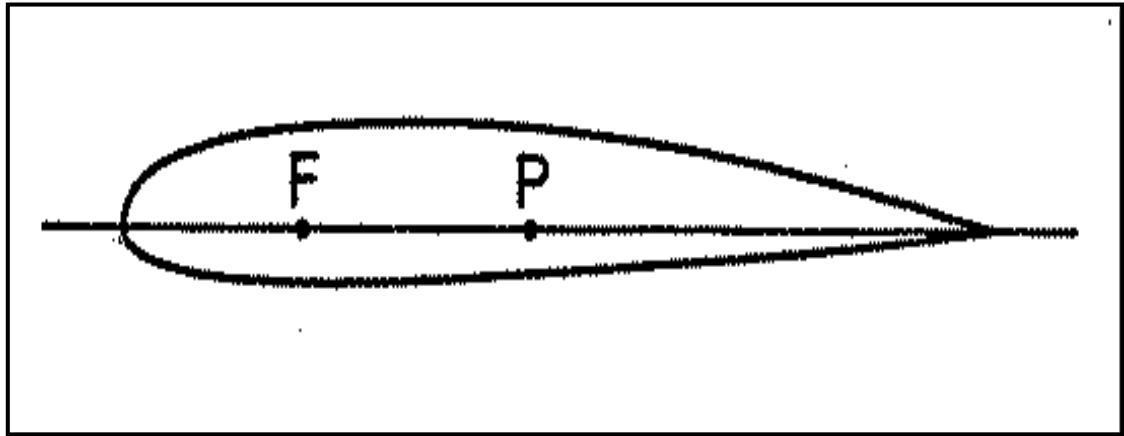


On appelle centre de pousse P le point d'application de la résultante des forces aérodynamiques de cette section.

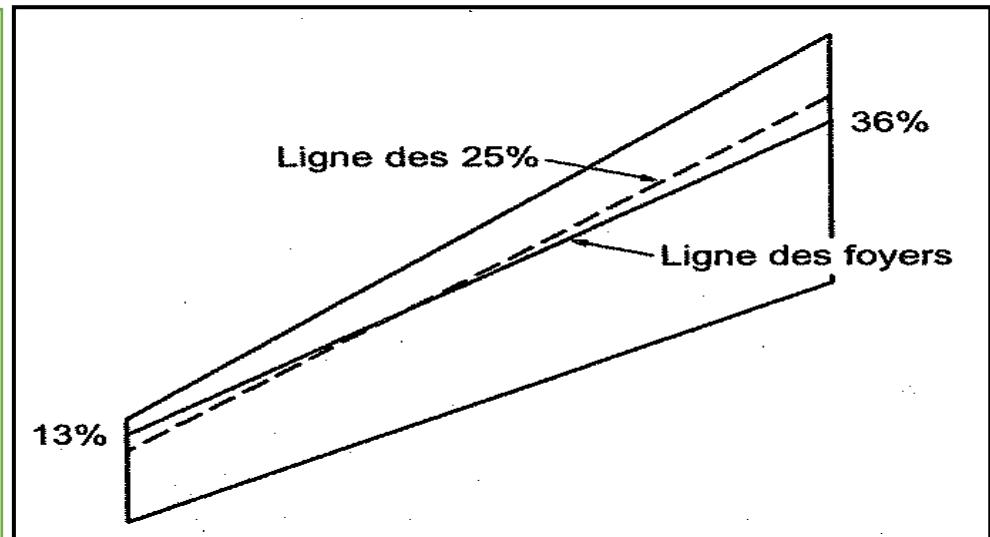
De l'emplanture au saumon, le point "*P*" décrit la ligne des centres de poussée.

# Rappel d'aérodynamique

## Foyer principal de profil



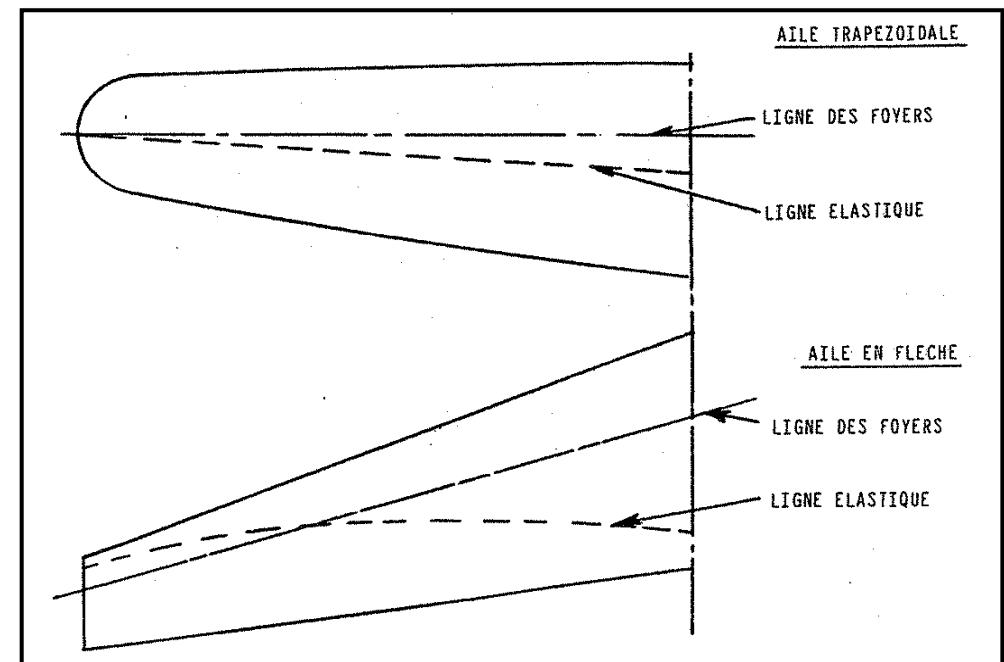
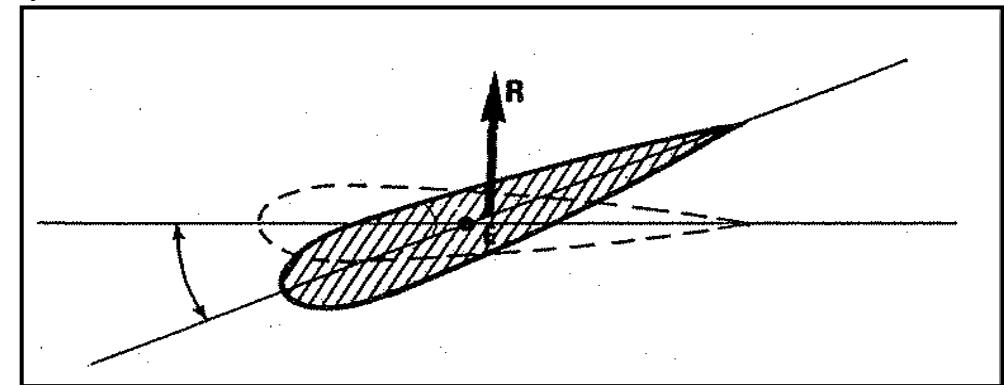
- **Foyer principal de profil:** Le moment de la résultante des forces aérodynamiques par rapport est
  - indépendant de l'incidence
  - ne dépend que de la vitesse.
- De l'emplanture au saumon, le point *F* décrit la ligne des foyers.
- Sur les ailes droites subsoniques, la ligne des foyers se situe à 25% du bord d'attaque.
- Sur les ailes en flèche, la ligne des foyers est décalée par rapport à celle des 25%



# Rappel d'aérodynamique

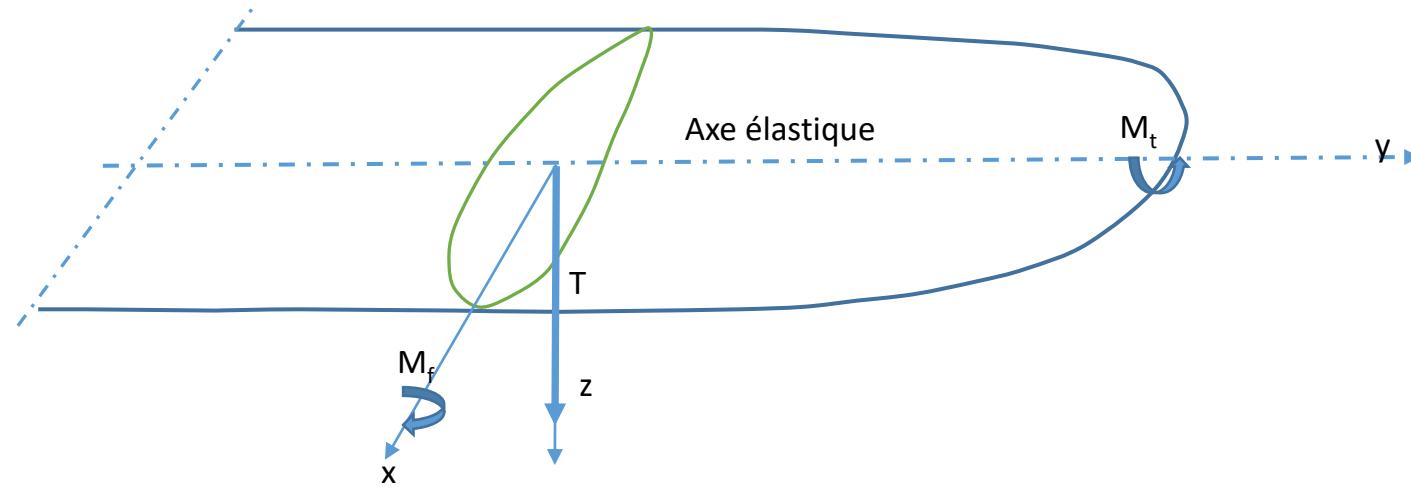
## Centre élastique

- **Centre élastique E :** le point autour duquel une section d'aile va subir un mouvement de torsion simple par rapport à la section voisine
- De l'implanture au saumon, le point "E" décrit la ligne élastique
- C'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.
- 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.



# Les contraintes appliquées sur une aile

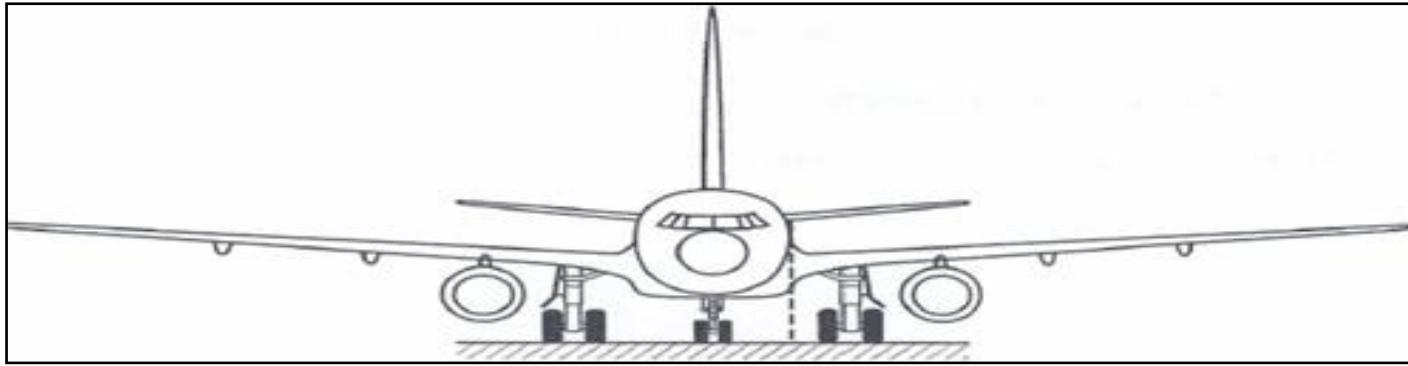
## Effet des efforts appliqués



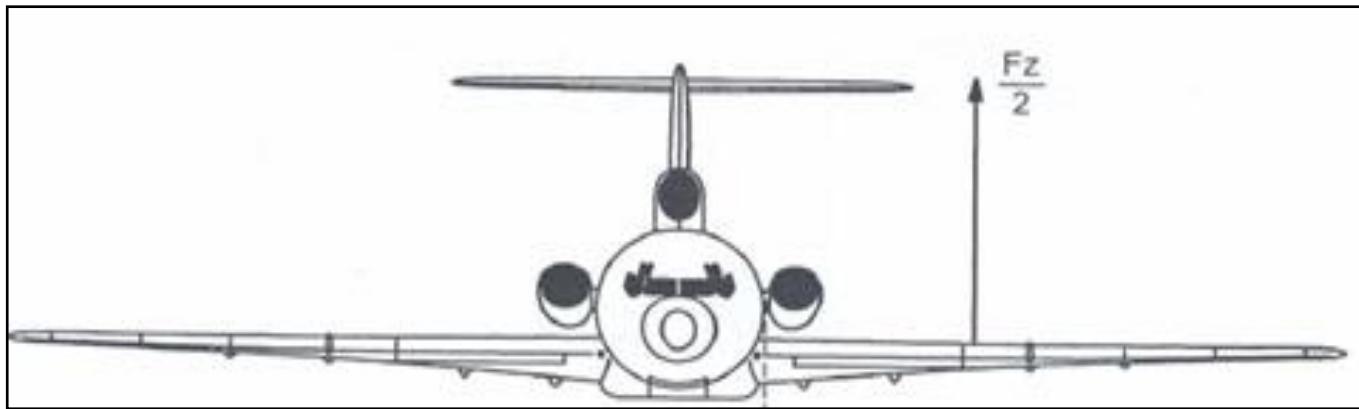
La position et l'amplitude maximales des contraintes doivent être connues

# Efforts appliqués sur une aile au sol

Deux cas de figures se présentent



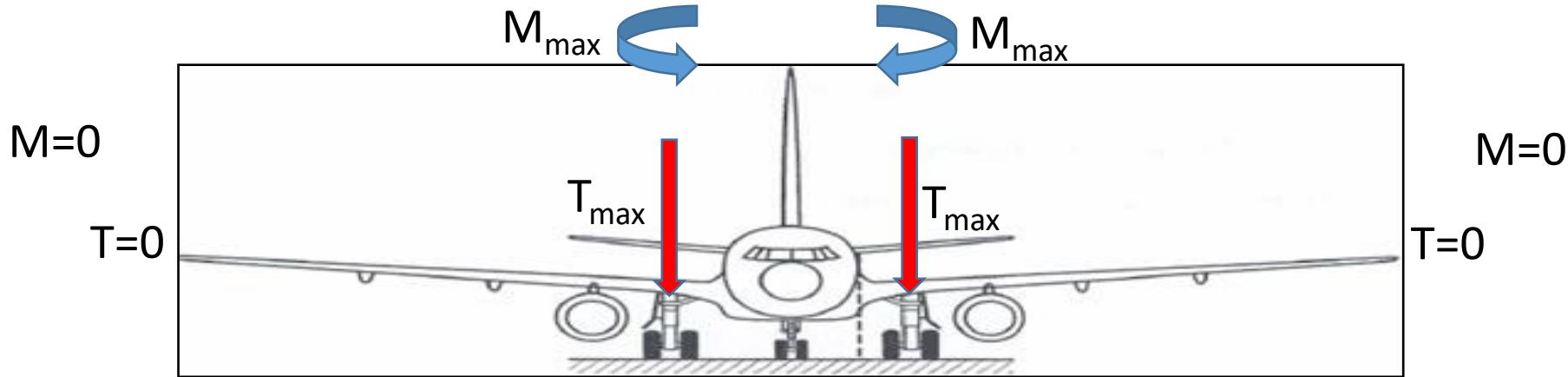
Aile tirée: aile est dotée d'une motorisation:



Aile poussée: aile est dépourvue de motorisation (réacteurs à l'arrière du fuselage)

# Les contraintes appliquées sur une aile

## Efforts appliqués au sol: Aile tirée bimoteur

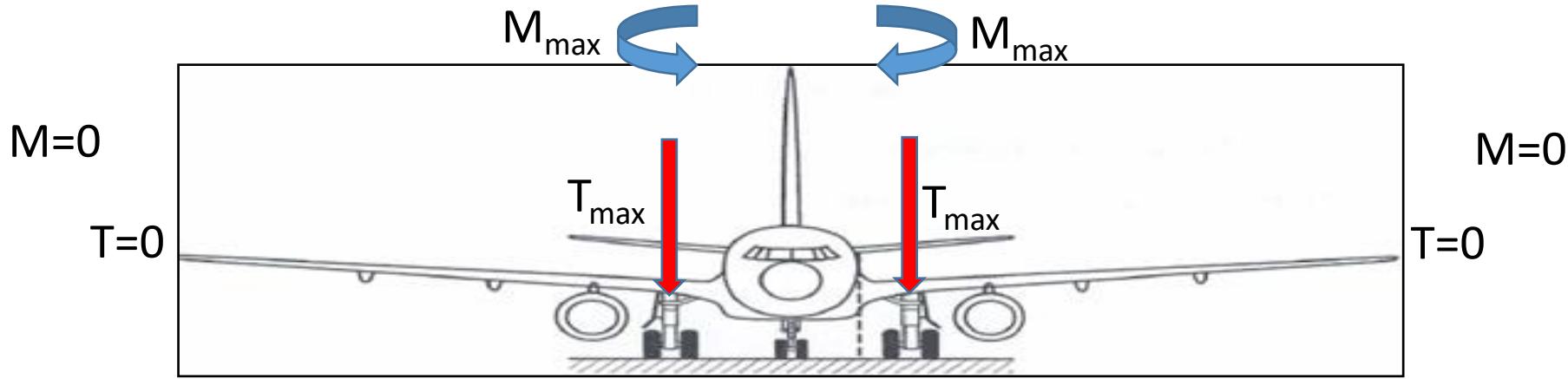


La portance est nulle, l'aile n'est soumise qu'aux forces massiques dues au poids :

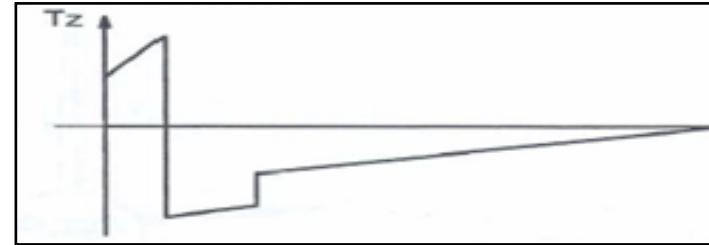
- de sa structure ;
- du carburant contenu ;
- du (ou des) moteur(s).

# Les contraintes appliquées sur une aile

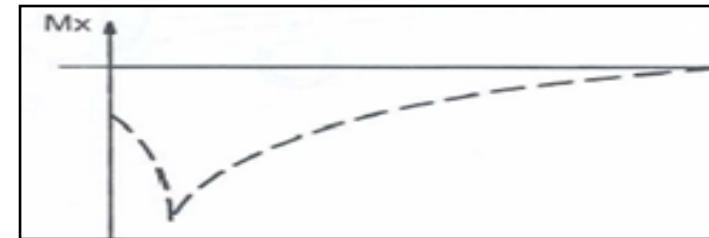
## Efforts appliqués au sol: Aile tirée bimoteur



Cisaillement



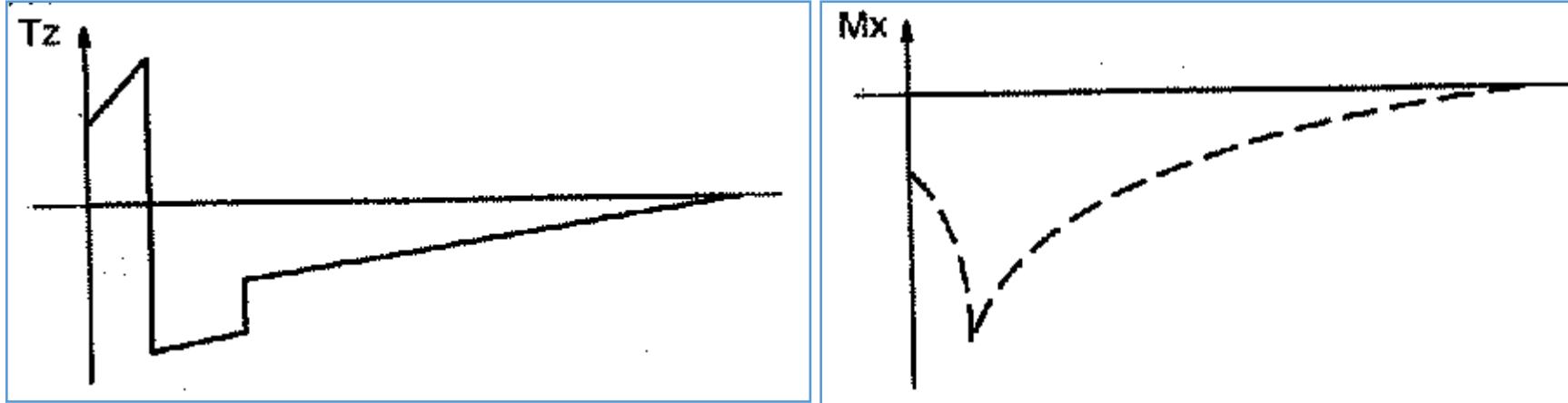
Flexion



23

# Les contraintes appliquées sur une aile

## Efforts appliqués au sol: Aile tirée bimoteur

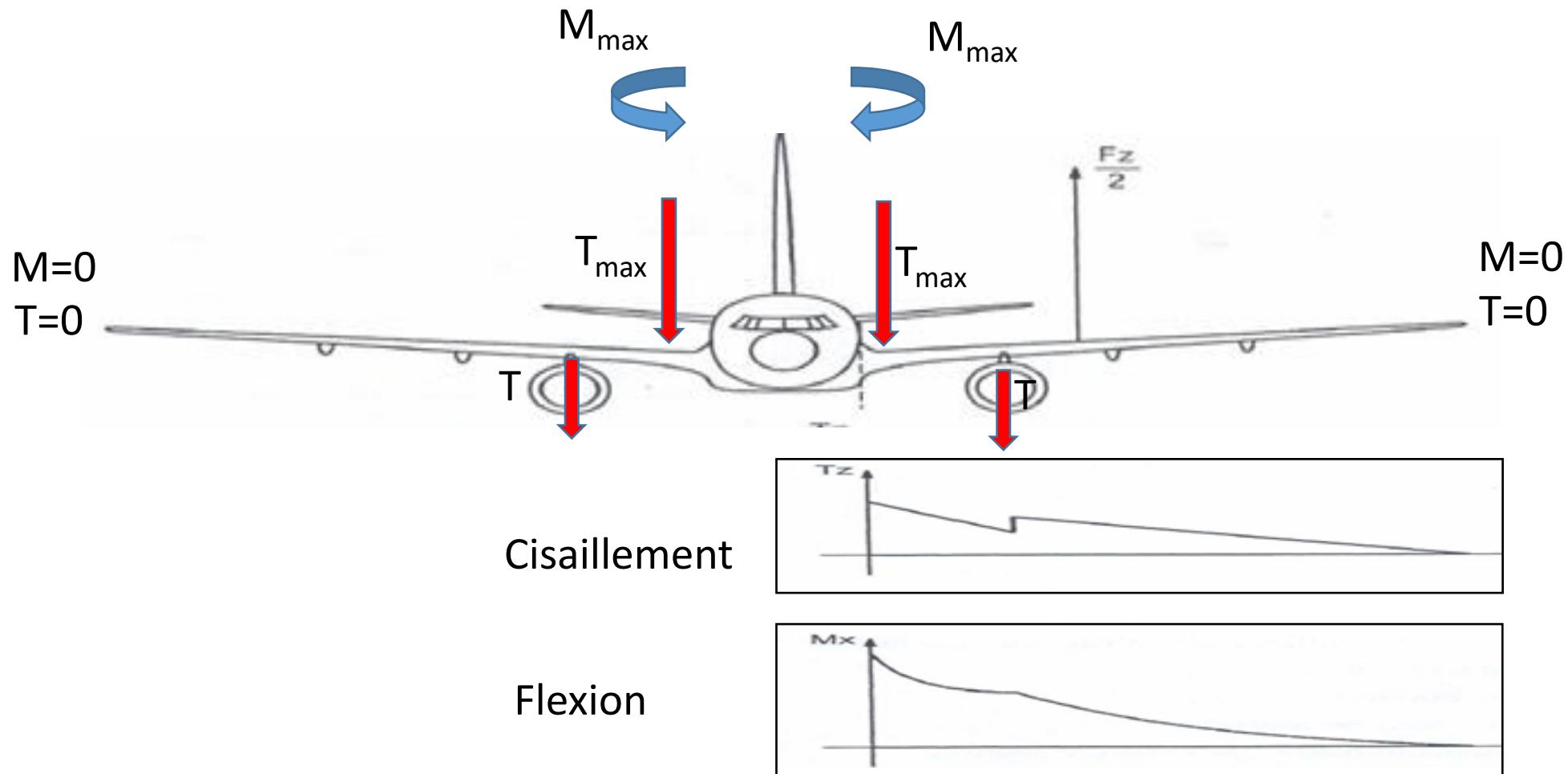


Ces forces induisent dans chaque section :

- un effort tranchant vers le bas ( $T_z$ ), qui change de sens à l'aplomb du train (réaction), et qui engendre une contrainte de cisaillement transversal ;
- un moment de flexion vers le bas ( $M_x$ ) qui engendre sur le revêtement une contrainte, de traction à l'extrados et de compression à l'intrados ;
- Un moment de torsion ( $M_y$ ) autour de Taxe élastique provoqué par le déport des points d'application des masses par rapport au centre élastique qui va produire une contrainte de cisaillement périphérique

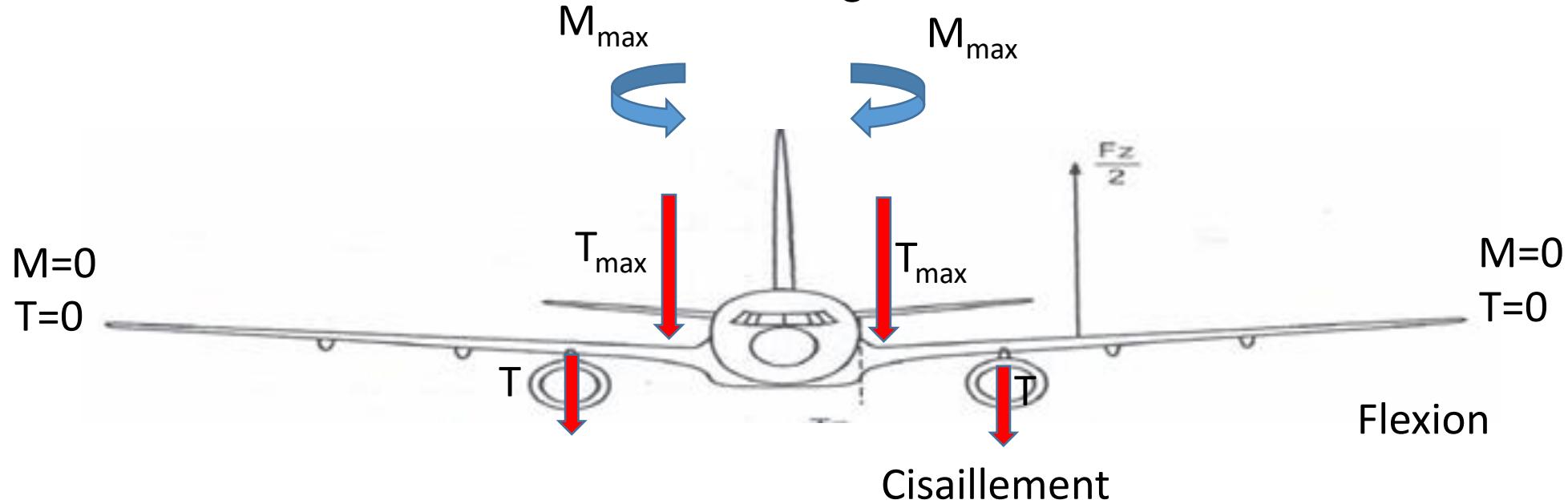
# Les contraintes appliquées sur une aile

Efforts verticaux en vol rectiligne: Aile tirée bimoteur



# Les contraintes appliquées sur une aile

Efforts verticaux en vol rectiligne: Aile tirée bimoteur

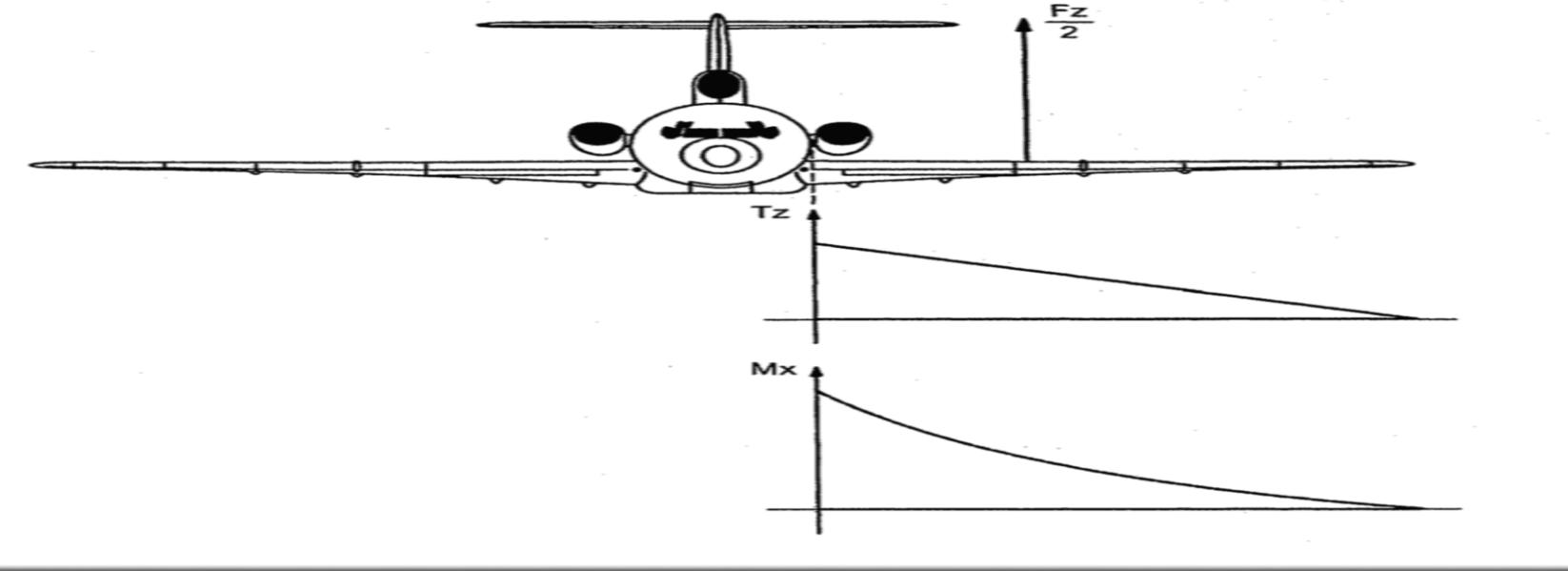


Aux forces massiques, vient s'opposer la portance dominante, il en résulte :

- un effort tranchant vers le haut ( $T_x$ ): cisaillement transversal ;
- un moment de flexion vers le haut ( $M_x$ ): compression extrados et traction intrados ;
- un moment de torsion ( $M_y$ ) (déport des masse / centre élastique): cisaillement périphérique.

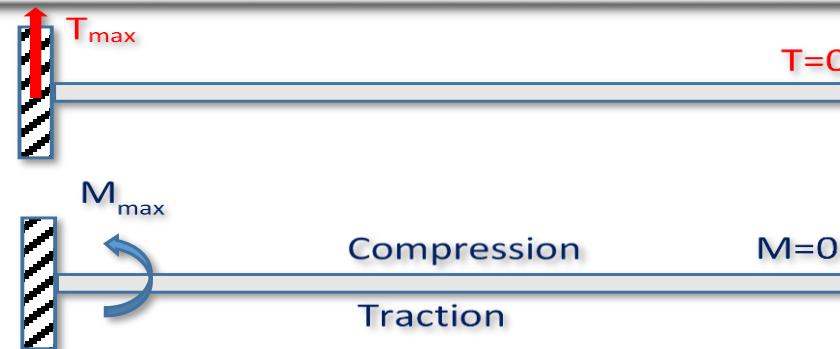
# Les contraintes appliquées sur une aile

## Efforts verticaux en vol rectiligne: Aile poussée bimoteur



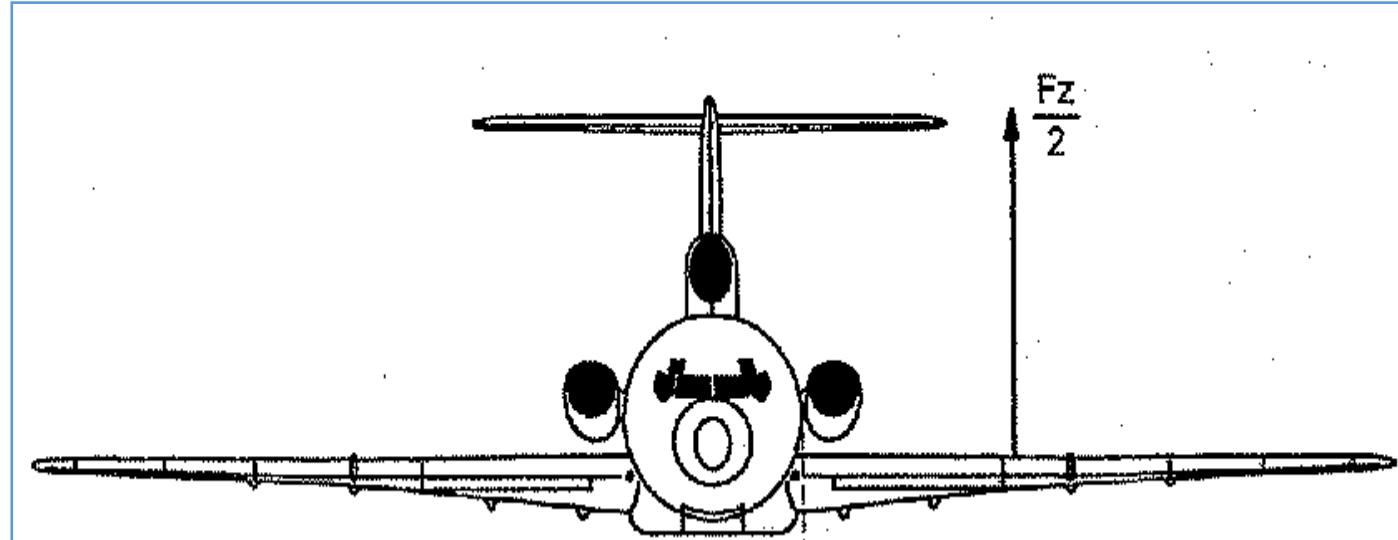
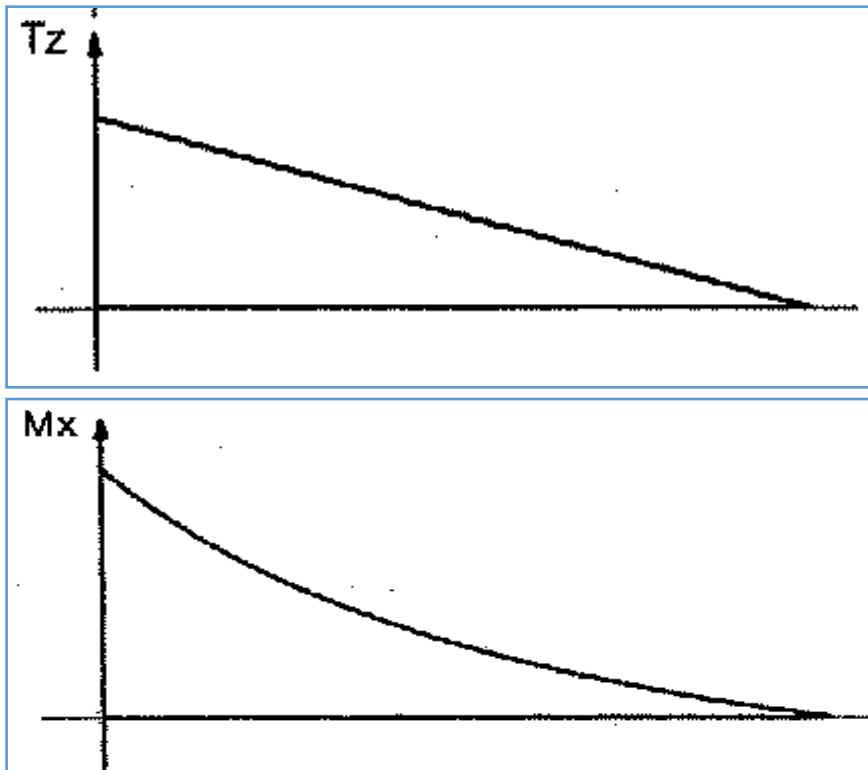
Cisaillement

Flexion



# Les contraintes appliquées sur une aile

Efforts verticaux en vol rectiligne: Aile poussée bimoteur



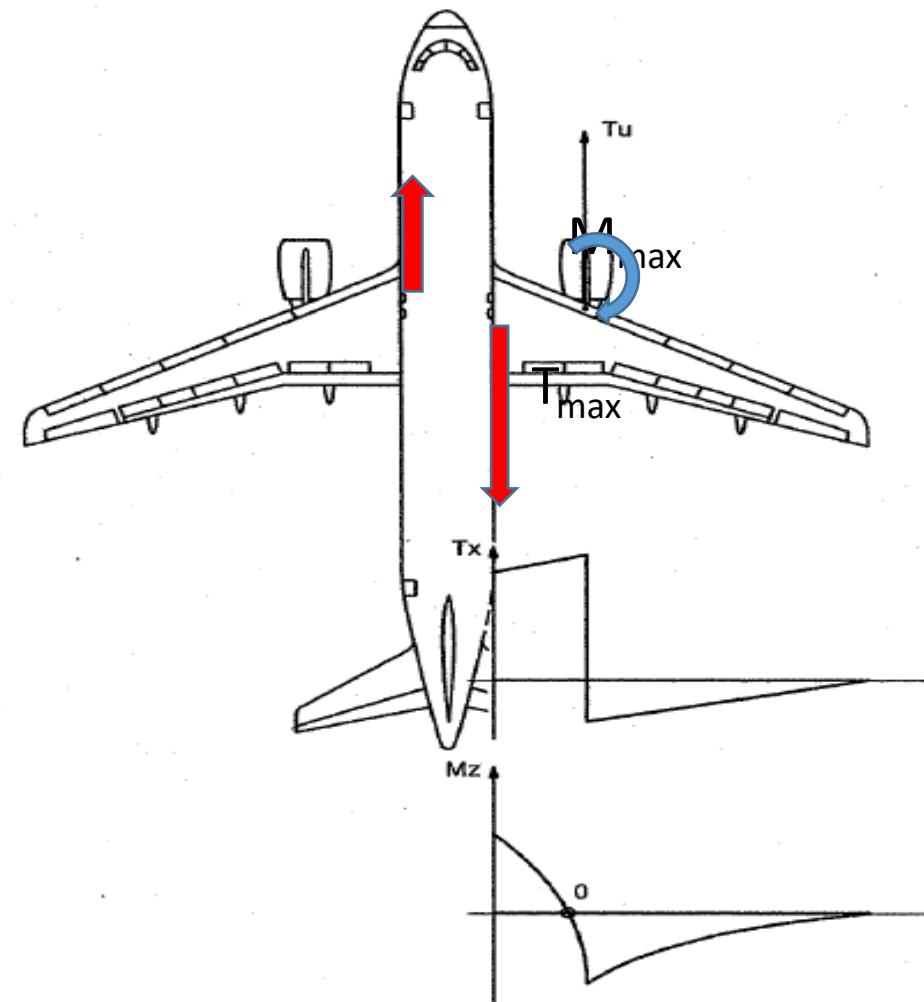
- Les charges des moteurs étant supportées par le fuselage n'apparaissent plus sur les courbes de l'aile.
- Les efforts ainsi que les contraintes sont similaires à l'aile tirée  $T_z$ ,  $M_x$  et  $M_y$ .
- Les efforts tranchants et les moments de flexion étant maximum à l'emplanture.
- Le renforcement s'effectue par une grande épaisseur de T aile à ce niveau là

# Les contraintes appliquées sur une aile

## Efforts longitudinaux en vol rectiligne: Aile tirée bimoteur

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

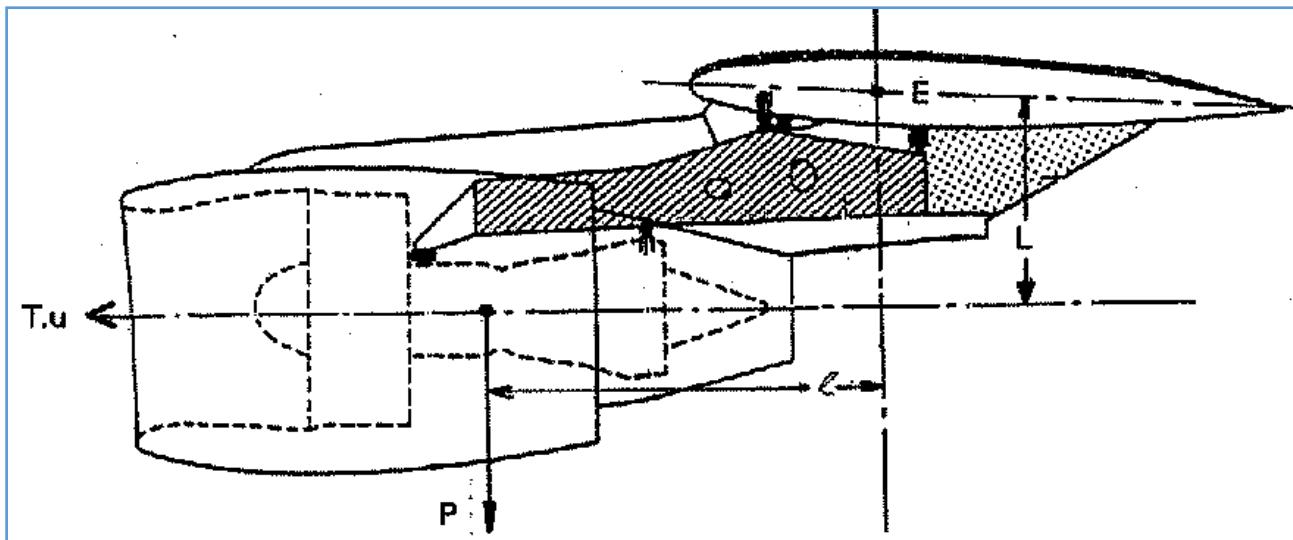
- un effort tranchant ( $T_x$ ) longitudinal qui change de signe sur l'axe du GTR et qui provoque une contrainte de cisaillement ;
- un moment de flexion ( $M_z$ ) vers l'arrière qui change de sens entre le moteur et l'emplanture (point 0) et qui provoque une contrainte de :
  - traction du bord d'attaque depuis le saumon jusqu'au point 0 ;
  - compression du bord d'attaque du point 0 à l'emplanture ;
- un moment de torsion par rapport à l'axe élastique ( $E$ ) généré par :
- La poussée  $T_u * L$
- Le poids excentré  $P * L$



# Les contraintes appliquées sur une aile

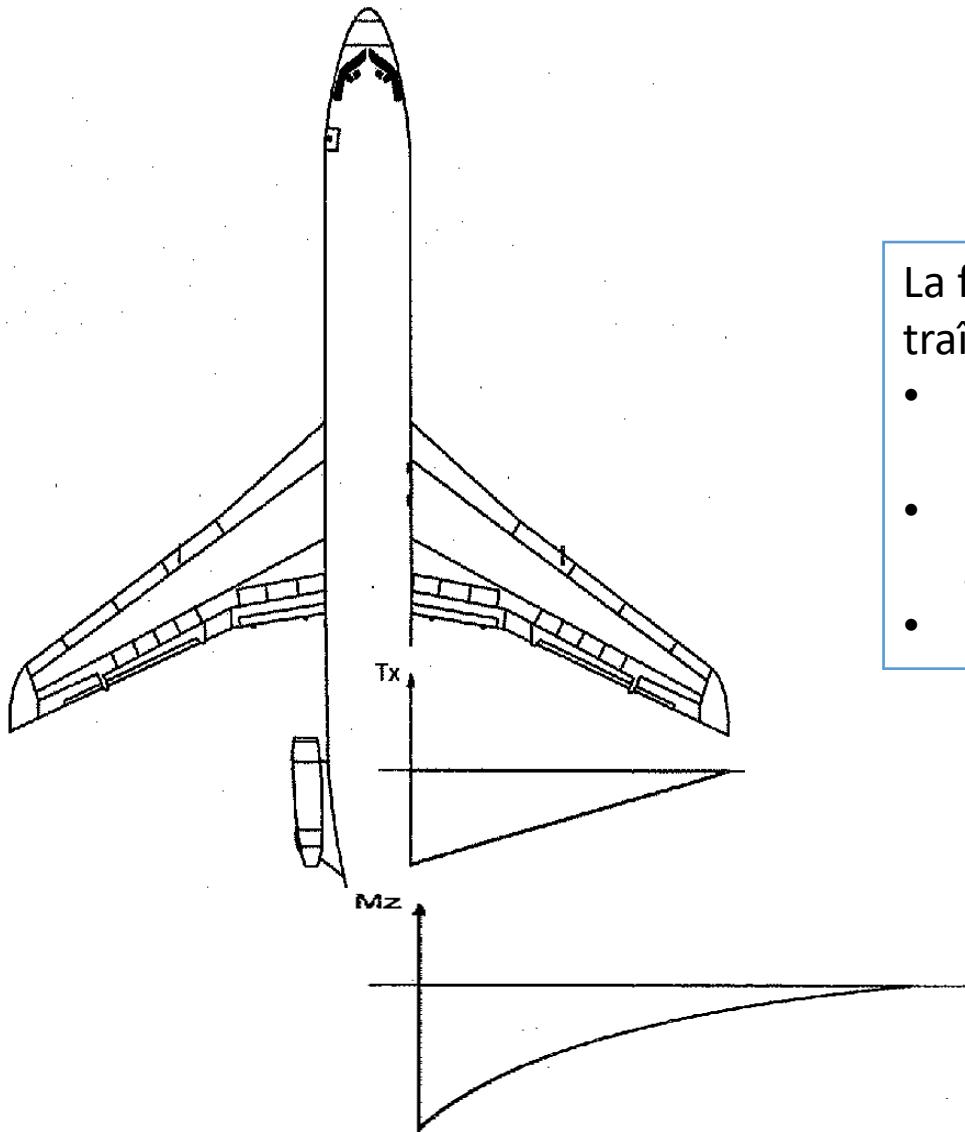
Efforts longitudinaux en vol rectiligne: Aile tirée bimoteur

- un moment de torsion par rapport à l'axe élastique ( $E$ ) généré par :
- La poussée  $T_u * L$
- Le poids excentré  $P * L$



# Les contraintes appliquées sur une aile

Efforts longitudinaux en vol rectiligne: Aile poussée bimoteur



La force de propulsion s'appliquant sur le fuselage, seules, les forces de traînée s'exercent sur l'aile et provoquent;

- un effort tranchant ( $T_x$ ) vers l'arrière => contrainte de cisaillement longitudinal ;
- un moment de flexion ( $M_z$ ) vers l'arrière=> contraintes de traction sur le bord d'attaque, et de compression sur le bord de fuite ;
- un moment de torsion ( $M_y$ ) relatif

# Les contraintes appliquées sur une aile

## Limitations du poids sans carburant ( Zéro – Fuel – Weight )

Exemple :

B747=267.6 tonnes

$P_t$ : poids total de l'avion

$P_s$ : poids de la structure de l'aile

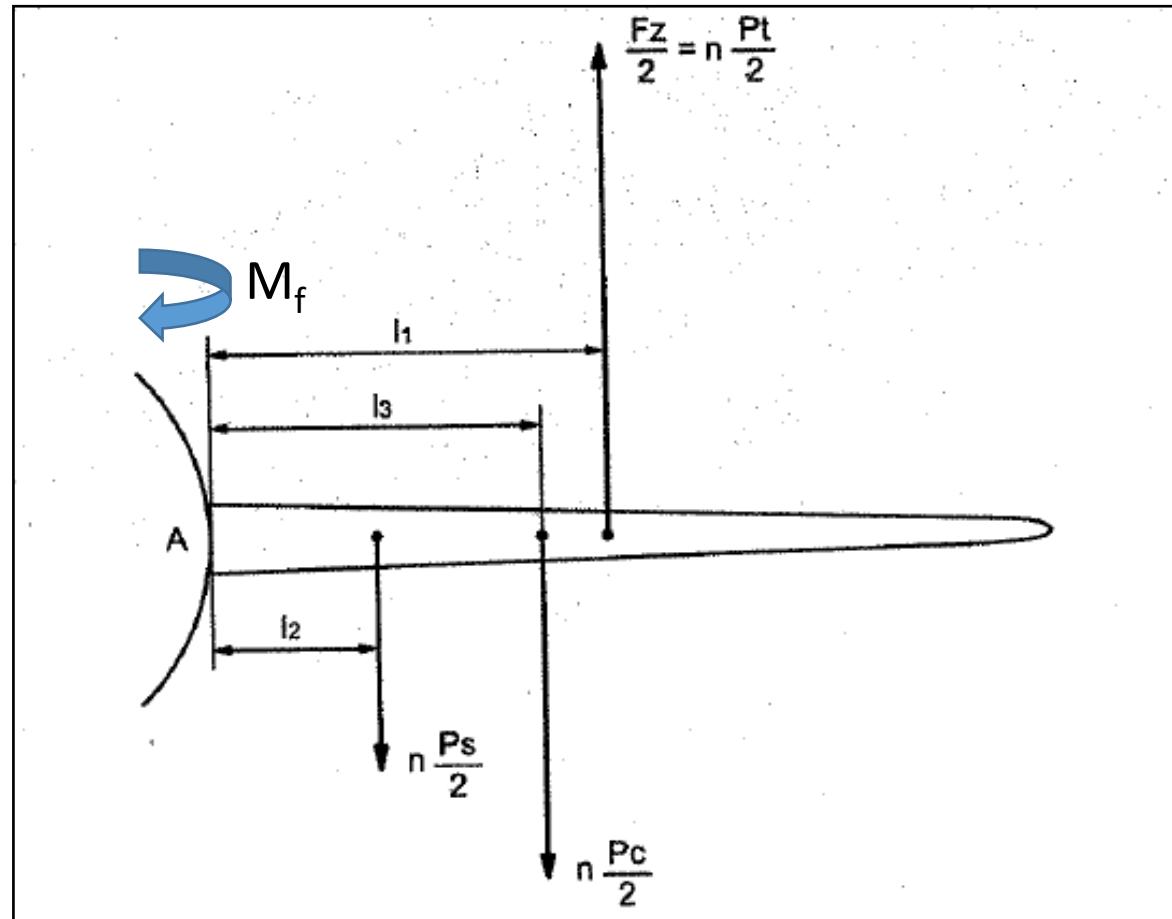
$P_c$ : poids de carburant contenu dans l'aile

n: facteur de charge

$$M_f = M_t - M_s - M_c$$

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

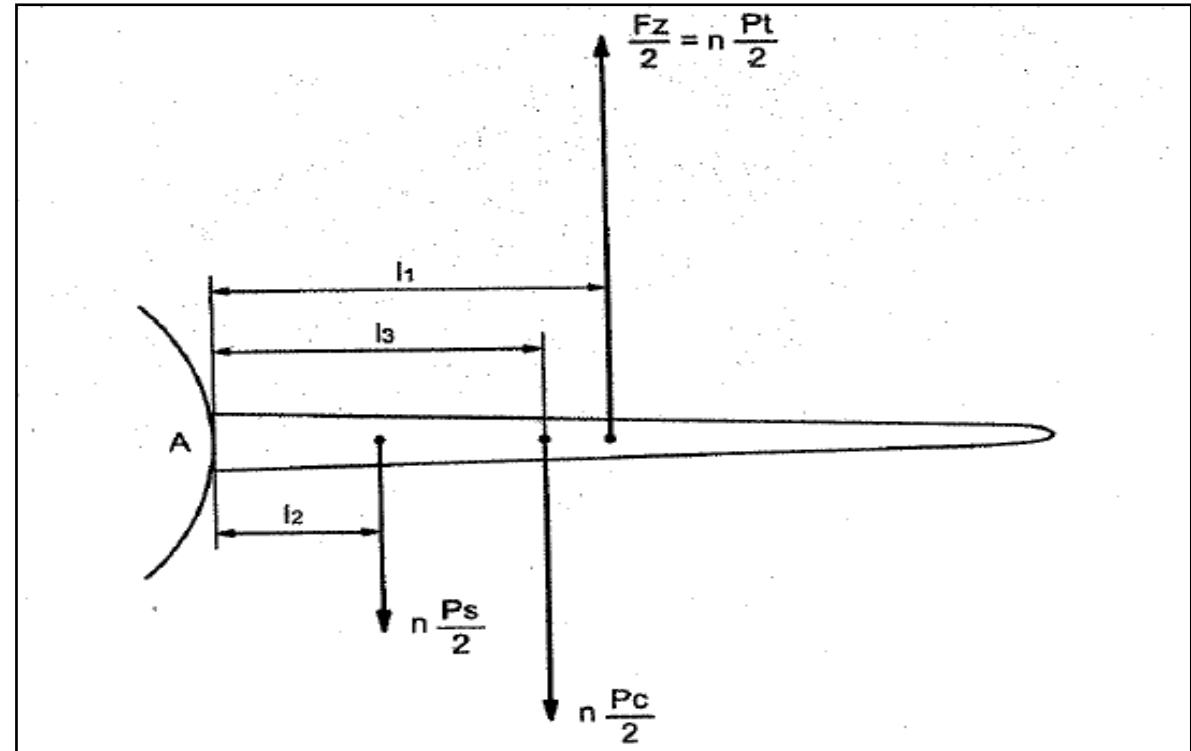
$$l_1 \approx l_3$$



# Les contraintes appliquées sur une aile

## Limitations du poids sans carburant ( Zéro – Fuel – Weight )

- $\frac{P_s}{2} l_2$  est une constante pour un avion donné en général  $l_1$  est très voisin de  $l_3$ .
- 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
- $(P_t - P_c)$  qui est le poids sans carburant.



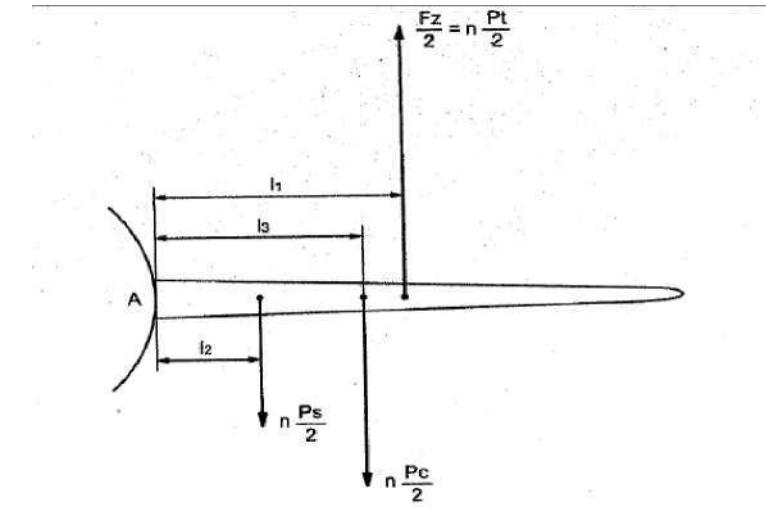
# Les contraintes appliquées sur une aile

- Si  $n = n_{\text{maxi}}$  (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

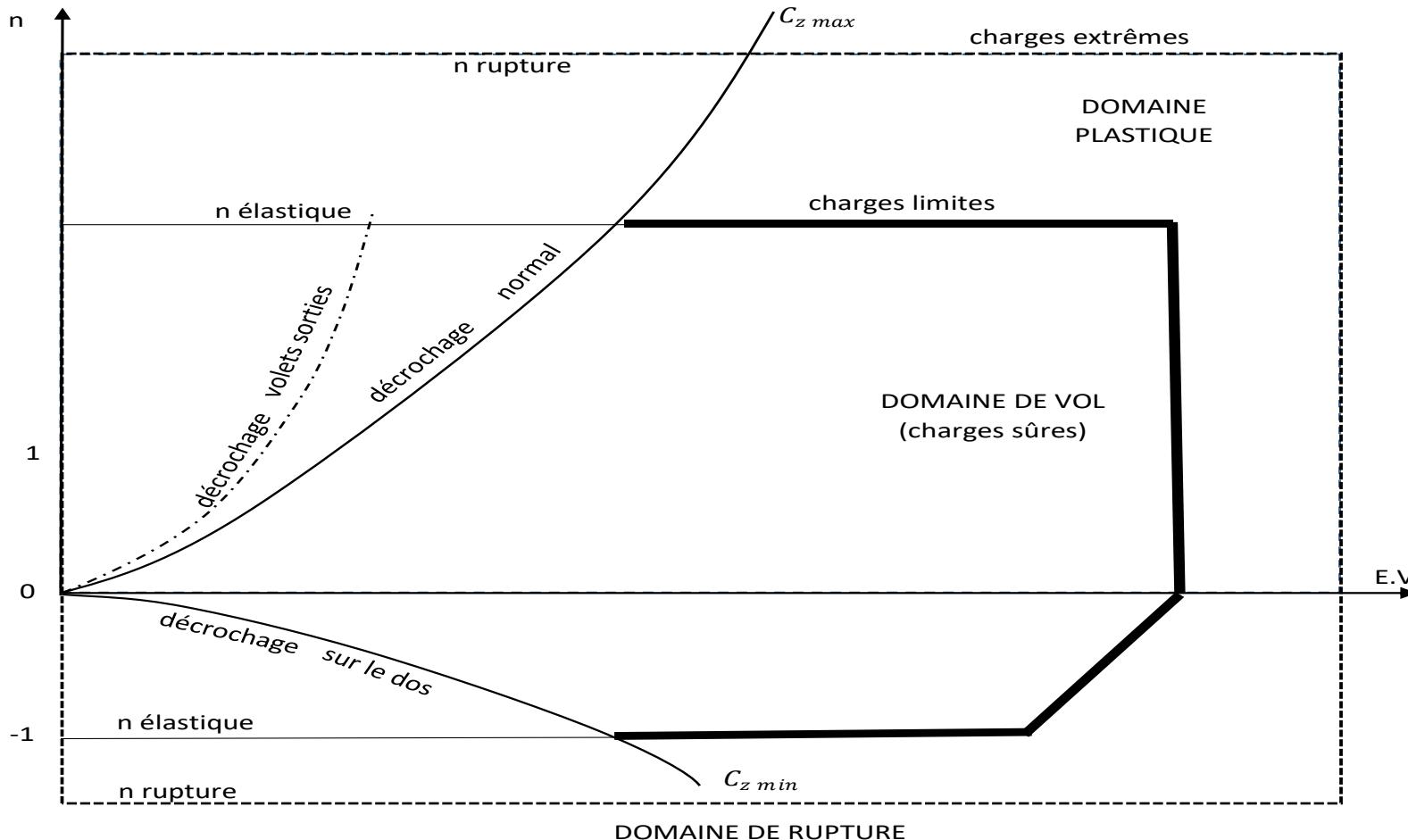
A300B4=124 tonnes

- 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



# Les contraintes appliquées sur une aile

Diagramme de manœuvre



# Les contraintes appliquées sur une aile

## Démonstration

Calculer la contrainte de flexion maximale appliquée sur l'aile

Données:

$$P_t = 36100 \text{ tonnes}$$

$$P_c = 4200 \text{ tonnes}$$

$$P_s = 6000 \text{ tonnes}$$

$$L_1 = 20 \text{ m}$$

$$L_2 = 10 \text{ m}$$

$$n = 2,5$$

$$M_t = \frac{P_t}{2} l_1 = 36100 \times 20/2 = 361000$$

$$M_s = \frac{P_s}{2} l_2 = 6000 \times 10/2 = 60000$$

$$M_c = \frac{P_c}{2} l_1 = 4200 \times 20/2 = 42000$$

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

$$M_f = M_t - M_s - M_c = 289 \ 10^6 \text{ kg.m}$$

# QUESTION N°1

---

CELL 19 : 224.

*Une voilure d'avion de ligne de construction moderne est telle que le revêtement travaille et subit des efforts :*

- A » en vol : compression à l'extrados
- B » au sol : compression à l'extrados
- C » en vol : traction à l'extrados
- D » au sol : traction à l'intrados

# QUESTION N°1

---

CELL 19 : 224.

*Une voilure d'avion de ligne de construction moderne est telle que le revêtement travaille et subit des efforts :*

- A » en vol : compression à l'extrados
- B » au sol : compression à l'extrados
- C » en vol : traction à l'extrados
- D » au sol : traction à l'intrados

En vol, le revêtement d'une voilure d'avion subit des contraintes de :

- compression à l'extrados,
  - traction à l'intrados
- } les efforts aérodynamiques sont prépondérants

Au-sol, cette même voilure subit des contraintes de :

- compression à l'intrados,
  - traction à l'extrados
- } les efforts massiques sont prépondérants

Réponse : A

# QUESTION N°2

*En vol rectiligne stabilisé, les efforts supportés par la voiture sont :*

- 1 - extrados en flexion*
- 2 - extrados compression*
- 3 - torsion si le centre de poussée est en dehors du plan élastique*
- 4 - cisaillement*
- 5 - intrados en compression*
- 6 - intrados en traction*

**A ≈ 1 - 4 - 6**

**B ≈ 2 - 4 - 5**

**C ≈ 3 - 5 - 6**

**D ≈ 2 - 3 - 6**

# QUESTION N°2

*En vol rectiligne stabilisé, les efforts supportés par la voilure sont :*

- 1 - extrados en flexion*
- 2 - extrados compression*
- 3 - torsion si le centre de poussée est en dehors du plan élastique*
- 4 - cisaillement*
- 5 - intrados en compression*
- 6 - intrados en traction*

**A = 1 - 4 - 6**

**B = 2 - 4 - 5**

**C = 3 - 5 - 6**

**D = 2 - 3 - 6**

*En vol les efforts aérodynamiques sont prépondérants. La portance provoque des contraintes dans la voilure :*

- de compression sur l'extrados,
- de traction sur l'intrados,
- de torsion si le centre de poussée (point d'application de la portance) n'est pas confondu avec l'axe élastique.

**Réponse : D**

# QUESTION N°3

*Sur un avion en vol :*

- A » lorsque l'incidence augmente, le moment de torsion diminue
- B » lorsque l'incidence diminue, les contraintes dans la voilure diminuent, car le moment de flexion augmente
- C » lorsque l'incidence augmente, les contraintes dans la voilure diminuent, car le moment de torsion diminue
- D » lorsque l'incidence diminue, les contraintes dans la voilure diminuent, car le moment de flexion diminue

# QUESTION N°3

*Sur un avion en vol :*

- A ✖ lorsque l'incidence augmente, le moment de torsion diminue
- B ✖ lorsque l'incidence diminue, les contraintes dans la voilure diminuent, car le moment de flexion augmente
- C ✖ lorsque l'incidence augmente, les contraintes dans la voilure diminuent, car le moment de torsion diminue
- D ✅ lorsque l'incidence diminue, les contraintes dans la voilure diminuent, car le moment de flexion diminue

Lorsque l'incidence augmente, la portance augmente par augmentation du coefficient de portance ( $C_x$ ), donc le moment de flexion augmente. Les contraintes de flexion dans la voilure augmentent.

C'est l'effet d'incidence.

Réponse : D

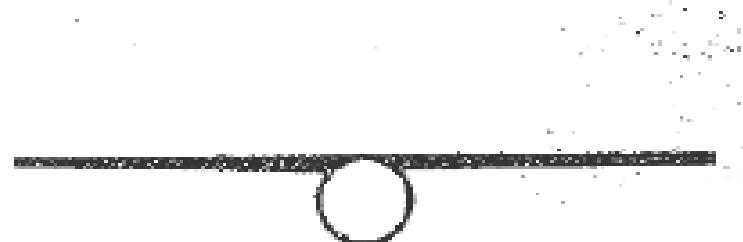
# TECHNOLOGIE DE LA VOILURE

## POSITION ET FORME TRANSVERSALE DES AILES

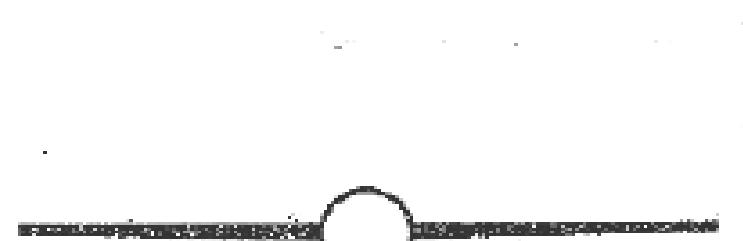
Les ailes sont des éléments de la cellule qui produisent la portance. Elles sont soumises à des contraintes de flexion, torsion et compression. Elles sont définies, entre autres, par leur forme et leur position par rapport au fuselage.



Aile basse



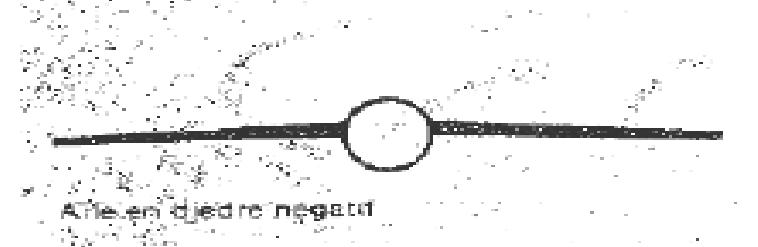
Aile haute



Aile médiane



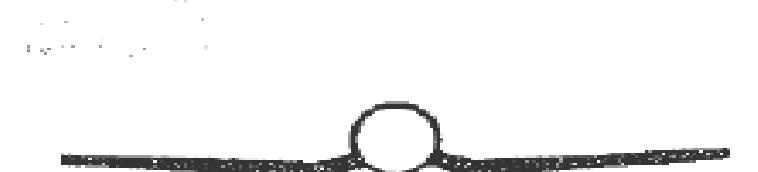
Aile en dièdre positif



Aile en dièdre négatif



Aile en M



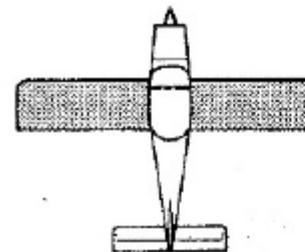
Aile en W

# TECHNOLOGIE DE LA VOILURE

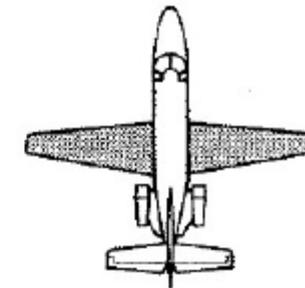
## Formes planes des ailes

Les Ailes d'un avion sont aussi caractérisées par leurs formes planes, définies par les performances exigées de l'avion.

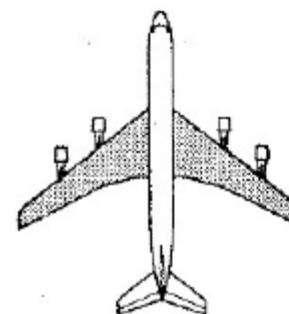
Ex.: vol subsonique, supersonique, avion à vocation acrobatique, etc...



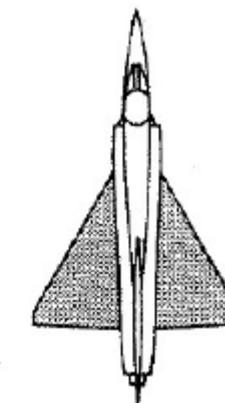
Aile droite



Aile effilée (ou trapézoïdale)



Aile en flèche

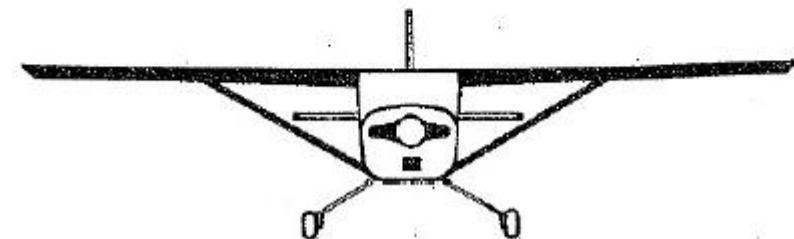
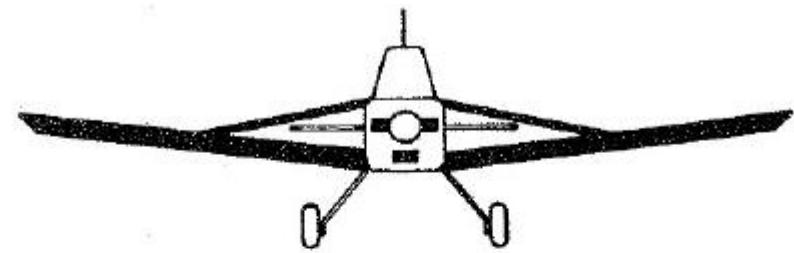


Aile delta

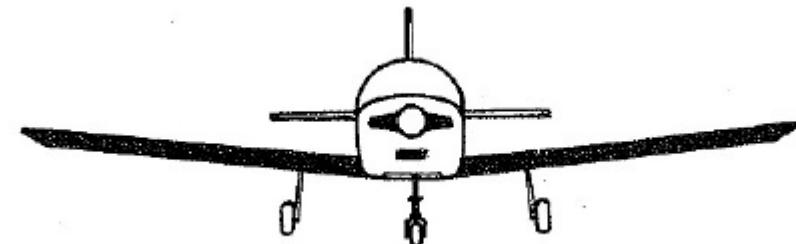
# TECHNOLOGIE DE LA VOILURE

Deux types de fixation d'aile sur le fuselage. Les 2 premiers cas sont des fixations avec poutres. Le 3ème cas, le plus courant de nos jours, est une fixation en porte à faux appelée «Cantilever».

AILES SOUTENUES PAR DES MATS:



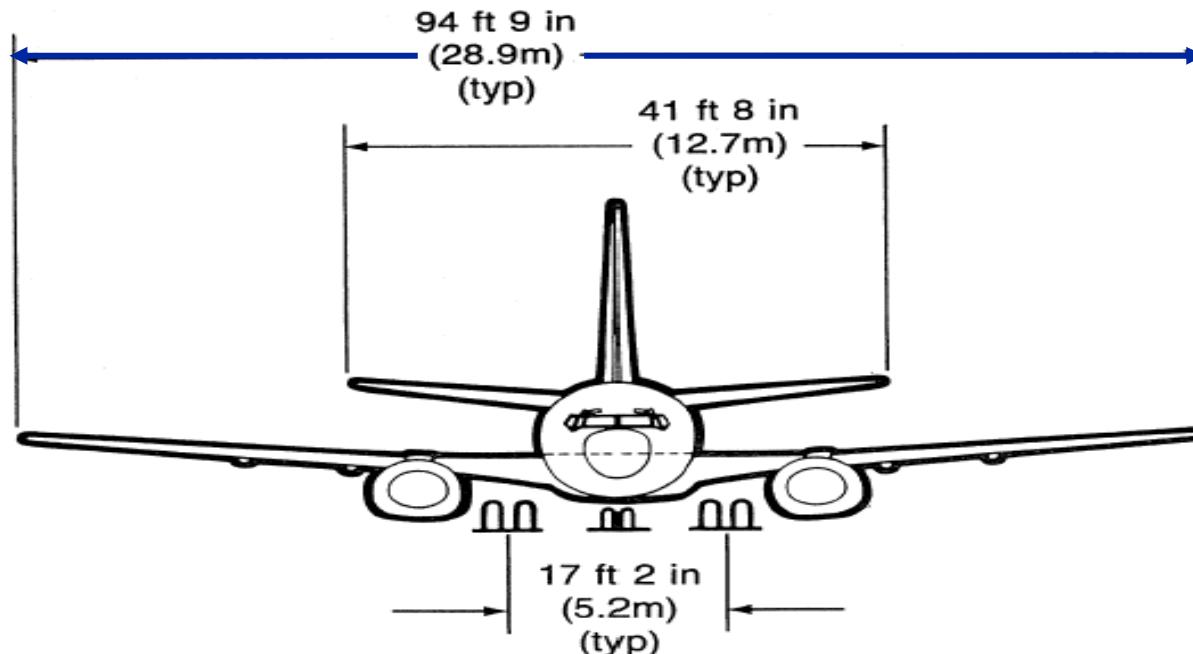
AILE CANTILEVER:



# TECHNOLOGIE DE LA VOILURE

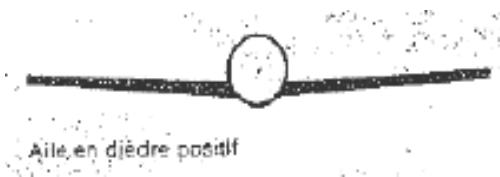
Un avion est défini par sa masse (décollage, atterrissage) et par ses dimensions (envergure, dièdre, empattement et voie des zones, nombre de zones, longueur de fuselage, etc...)

## Envergure :

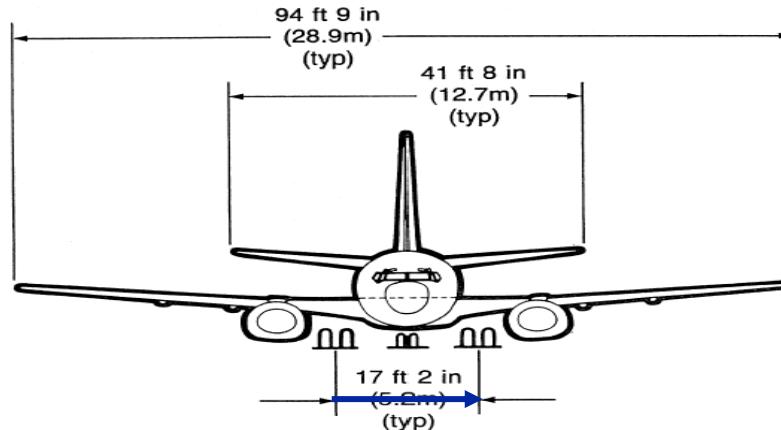


# TECHNOLOGIE DE LA VOILURE

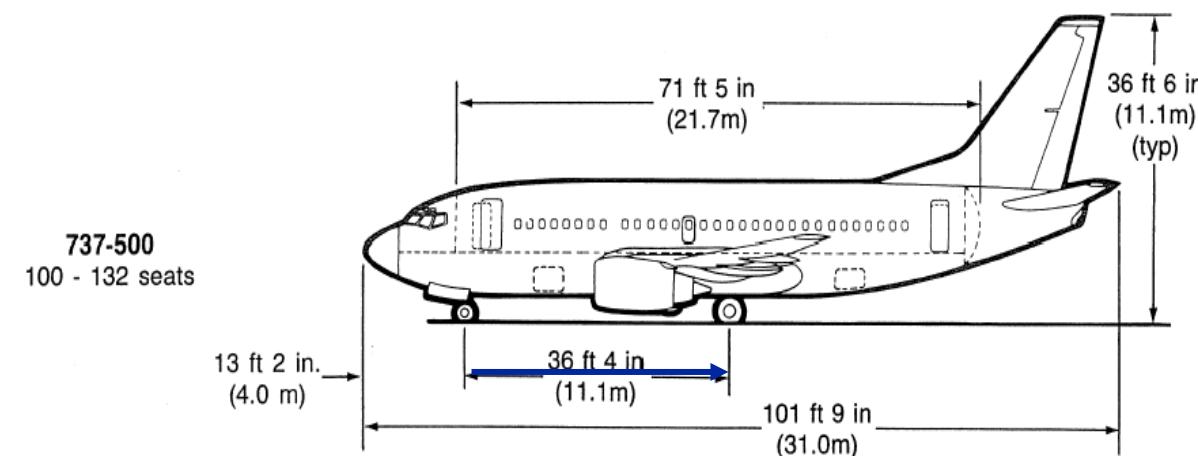
Dièdre:



Voie :

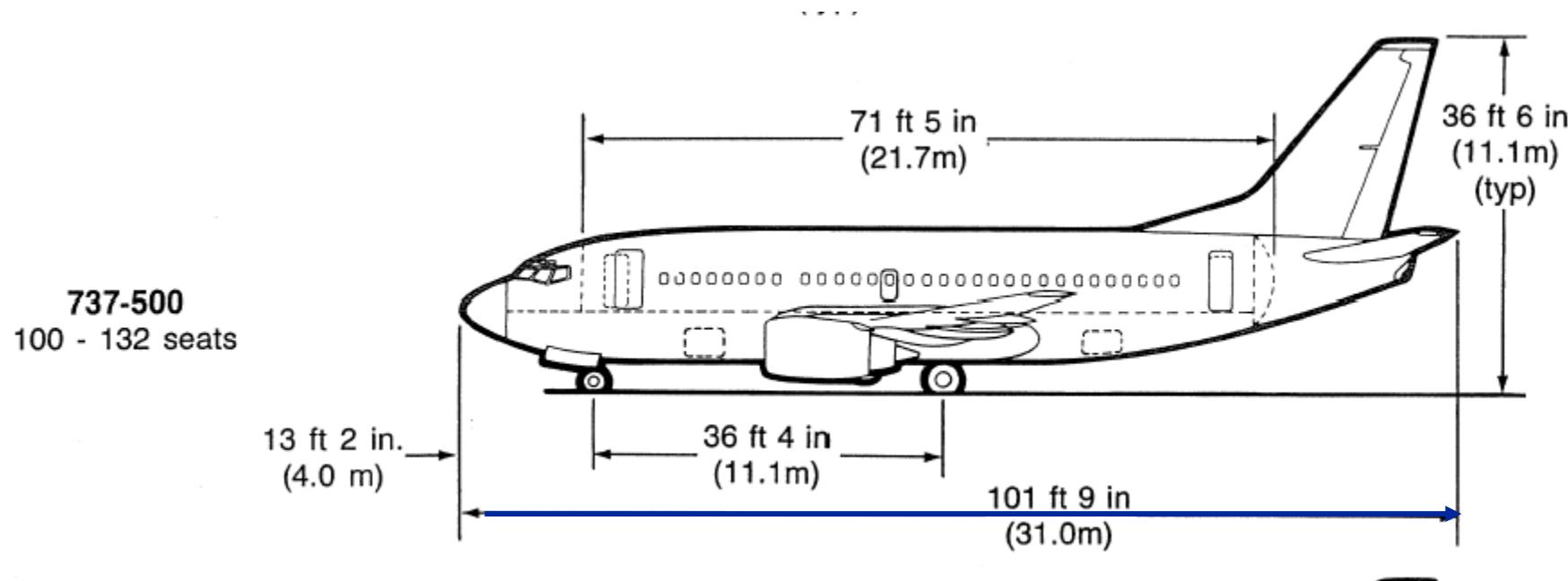


Empattement :

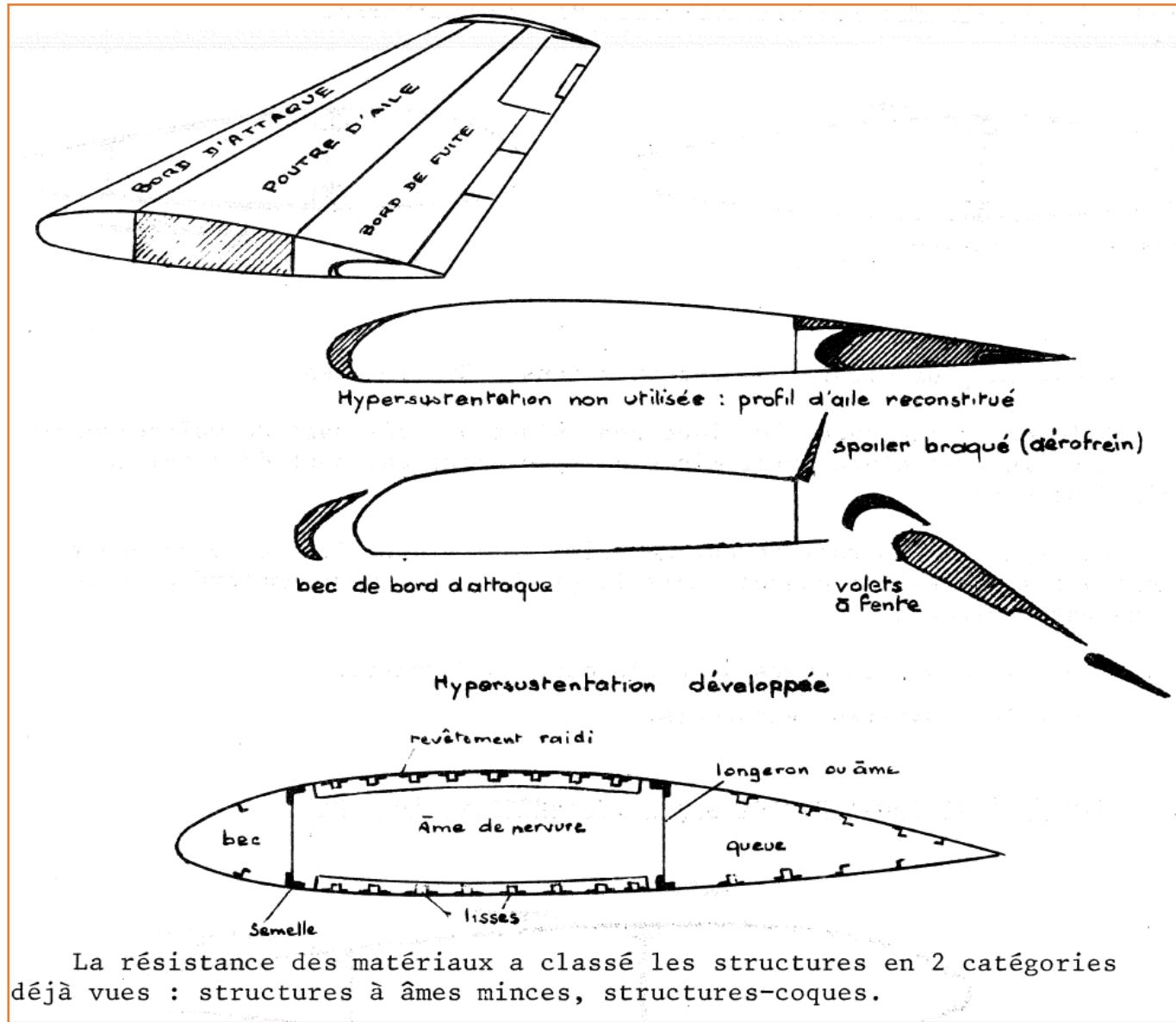


# TECHNOLOGIE DE LA VOILURE

Longueur du fuselage:

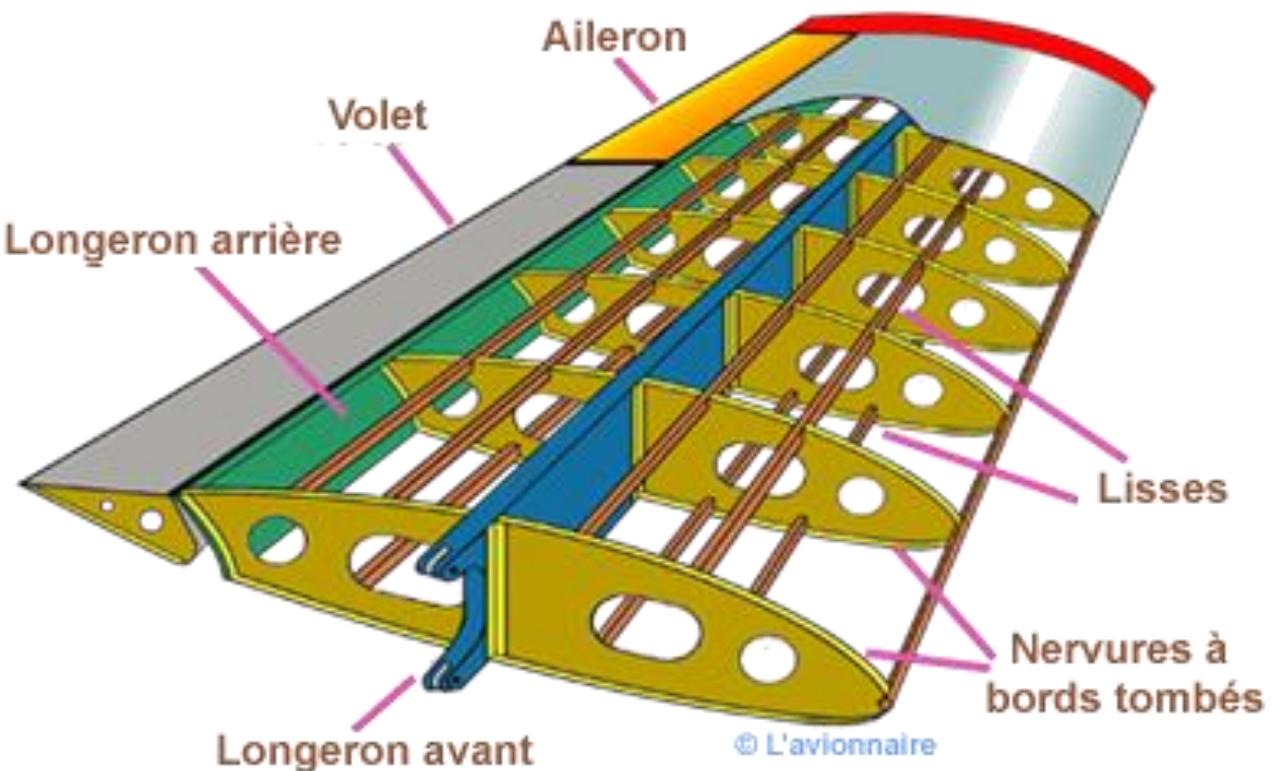


# TECHNOLOGIE DE LA VOILURE

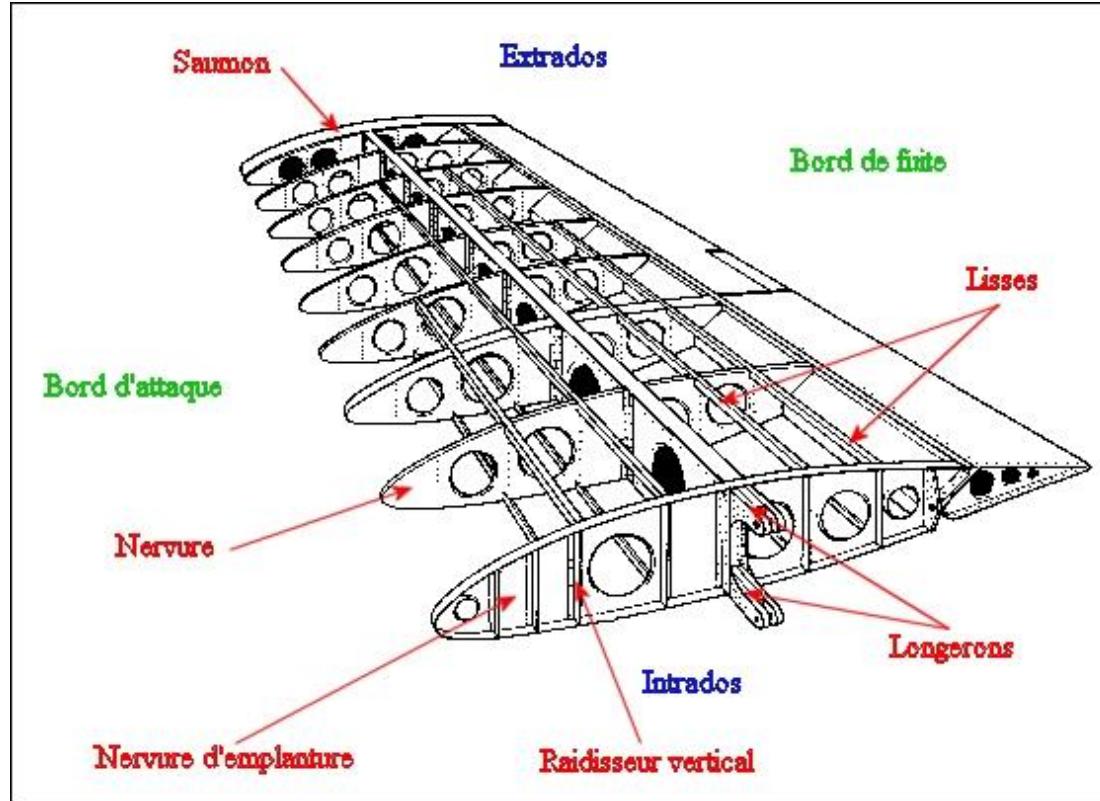


# Structure et modes de construction

- Les éléments principaux constitutifs d'une aile sont :
  - les longerons ;
  - les nervures ;
  - le revêtement travaillant.

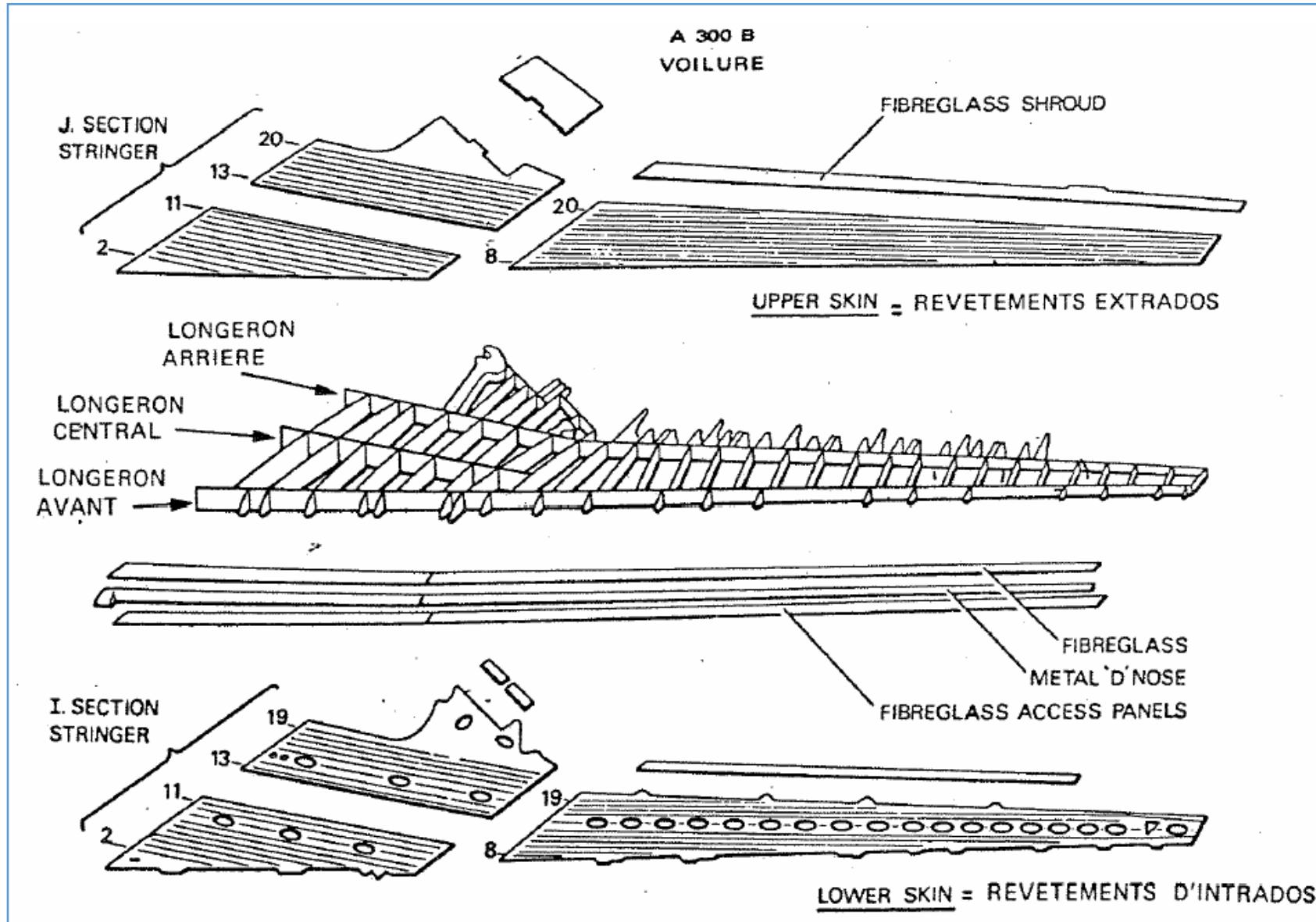


# Structure et modes de construction



- Les nervures donnent à l'aile une forme très spécifique : son profil
- Les longerons sont les pièces les plus solides d'une aile. les nervures viennent s'y fixer et les fixations de l'aile au fuselage y sont incorporées, au niveau de l'emplanture .
- Les lisses sont semblables aux longerons mais n'ont qu'un rôle de renfort. .

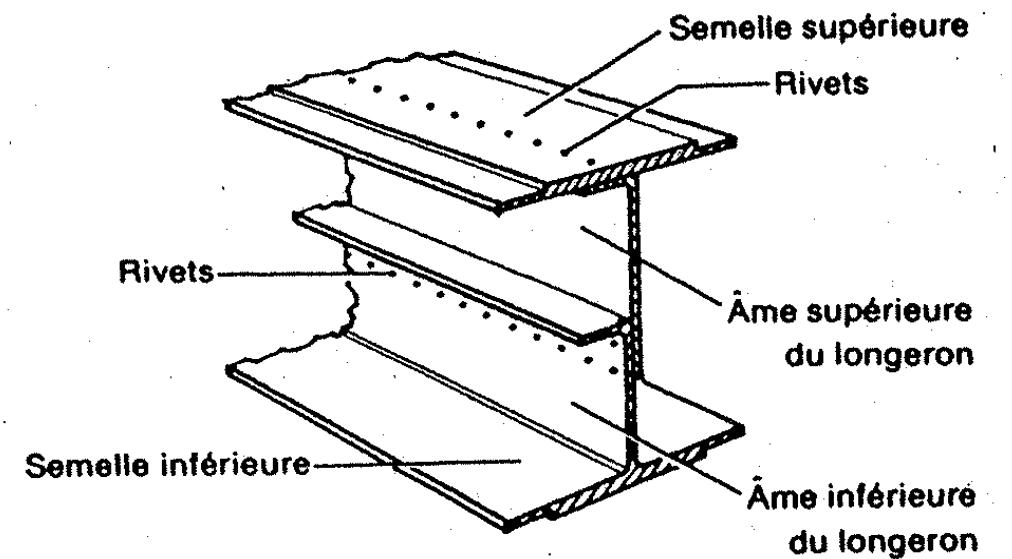
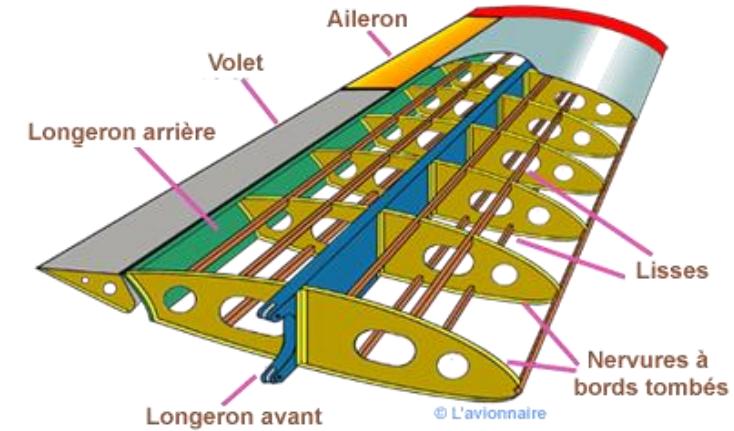
# Structure et modes de construction



# Structure et modes de construction

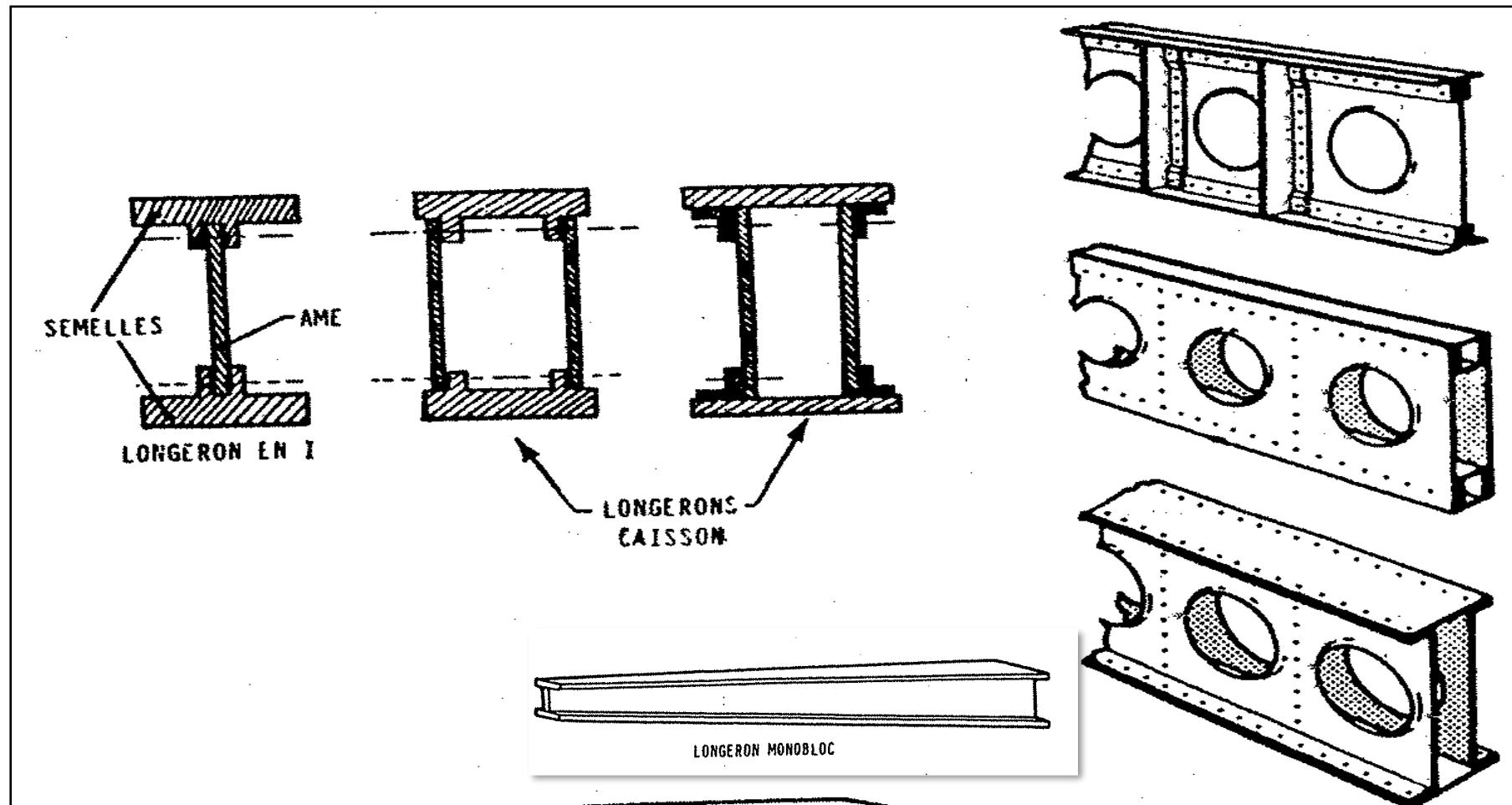
## Longerons

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



# Structure et modes de construction

## Type de longerons



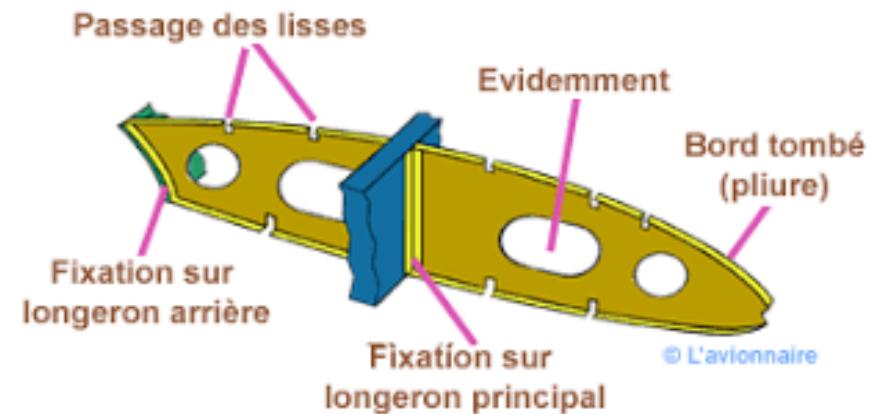
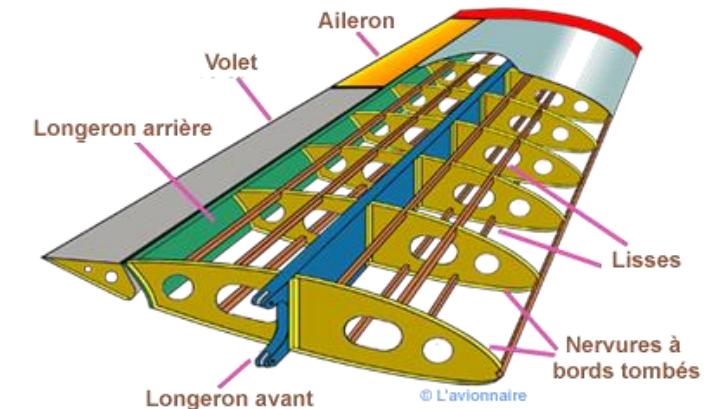
# Structure et modes de construction

## Nervures

- Eléments transversaux de l'aile;
- constituées d'une âme et de deux semelles;
- donnent la forme au profil;
- transmettent aux longerons les efforts encaissés par le revêtement.

En construction, on utilise trois types de nervures :

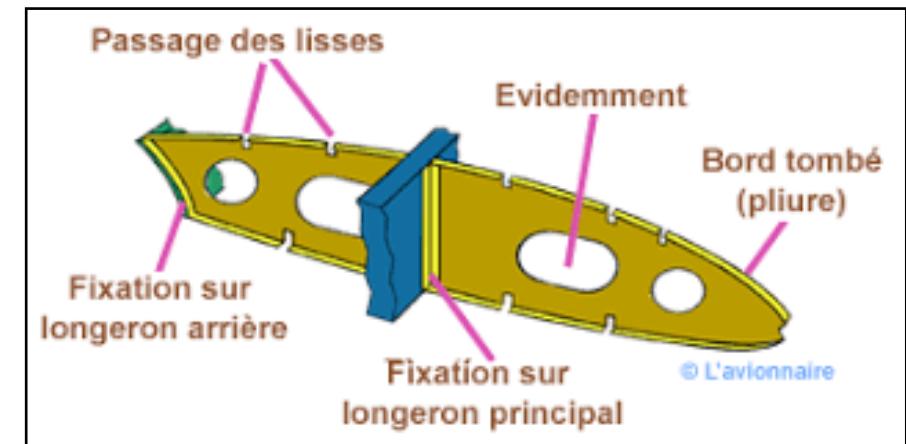
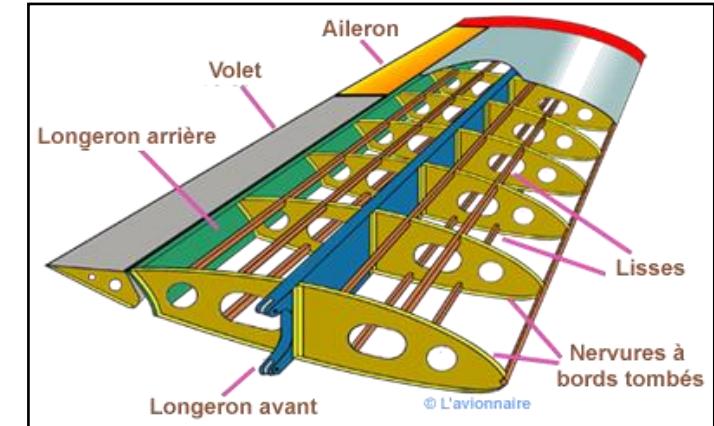
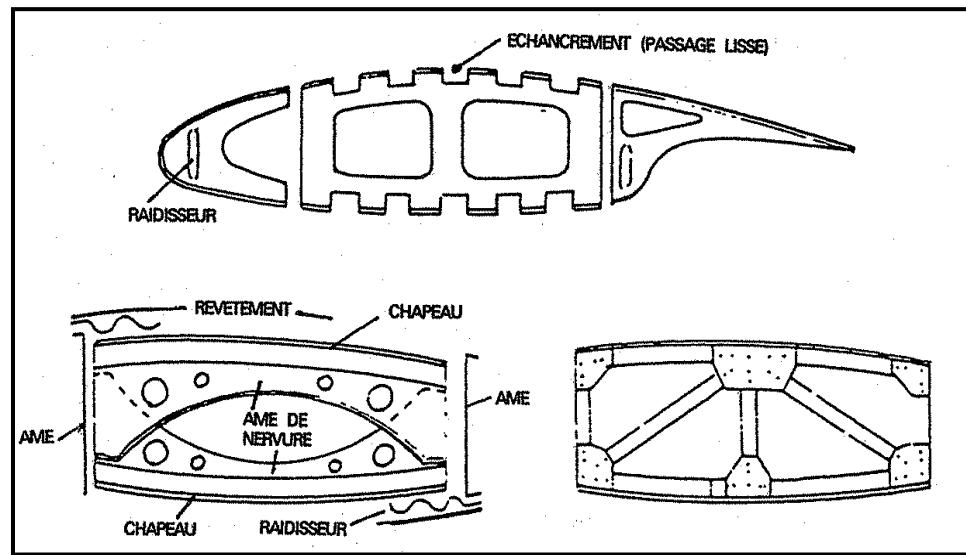
- Nervures courantes
- Nervures fortes
- Nervures étanches.



# Structure et modes de construction

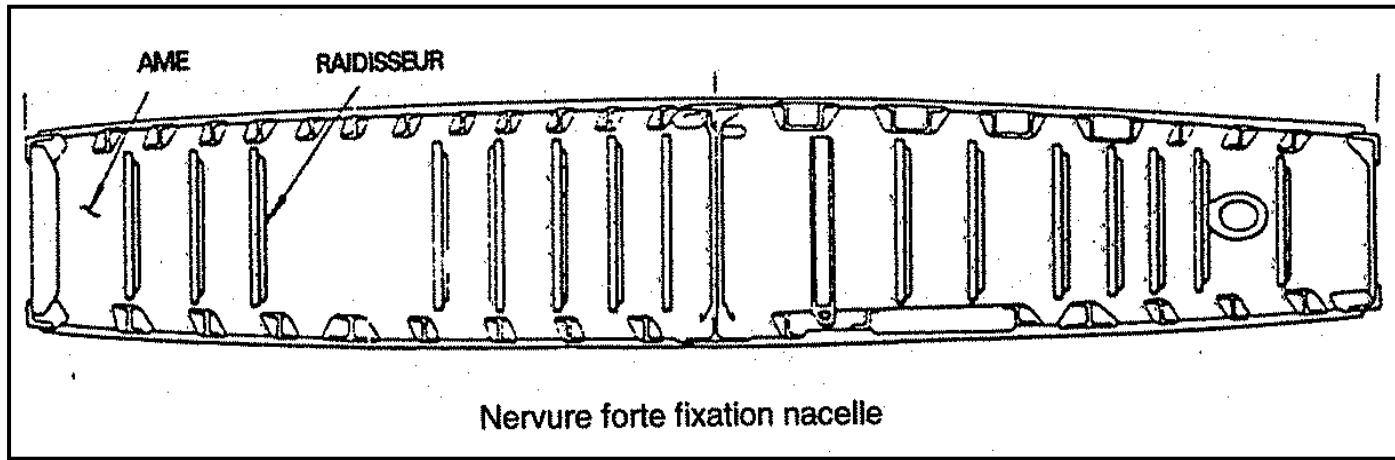
## Nervures courantes

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



# Structure et modes de construction

## Nervures fortes



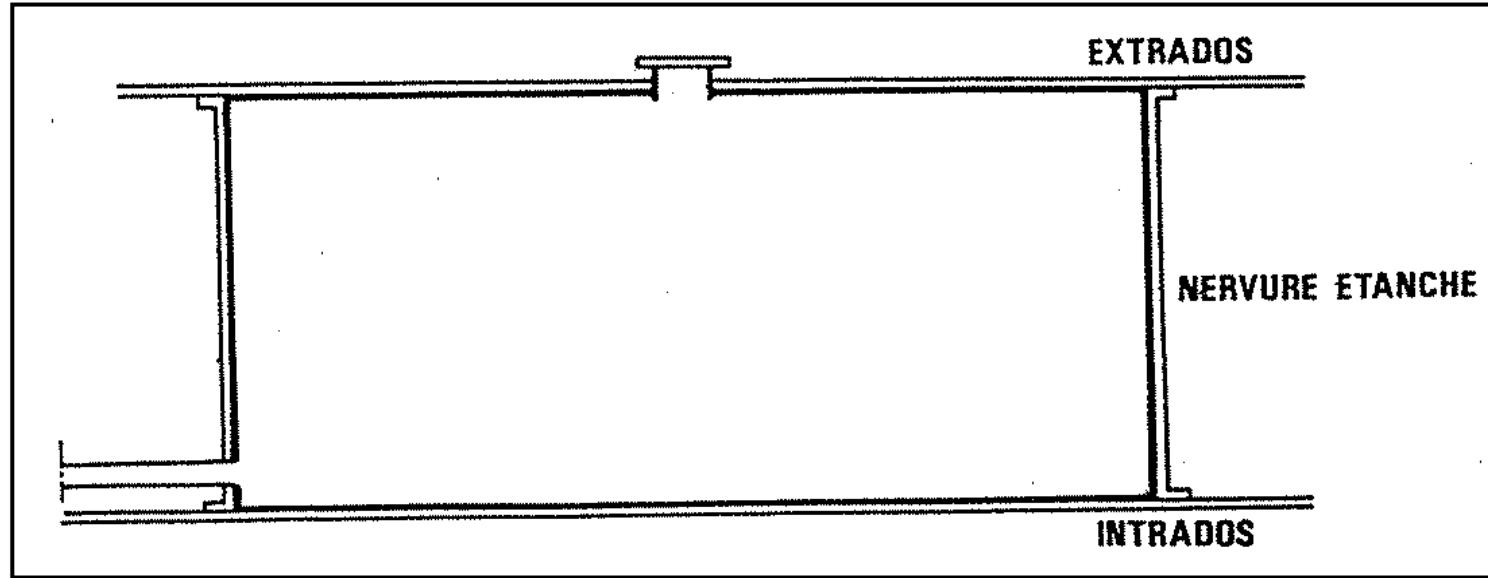
Placées sur les sections soumises à fortes contraintes localisées:

- Fixations GTR
- Ailerons
- Spoilers,
- volets,
- Train d'atterrissages,
- Emplanture...

Réalisées sous forme de poutres en treillis, ou pièce monobloc forgée et usinée.

# Structure et modes de construction

## Nervures étanche

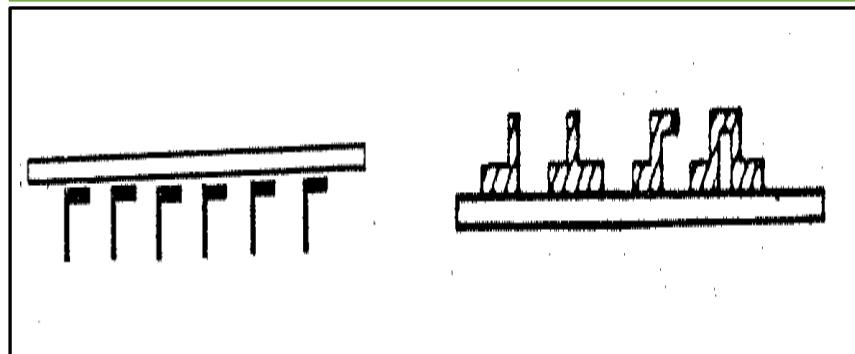


Situées à chaque extrémité des réservoirs structuraux de l'aile

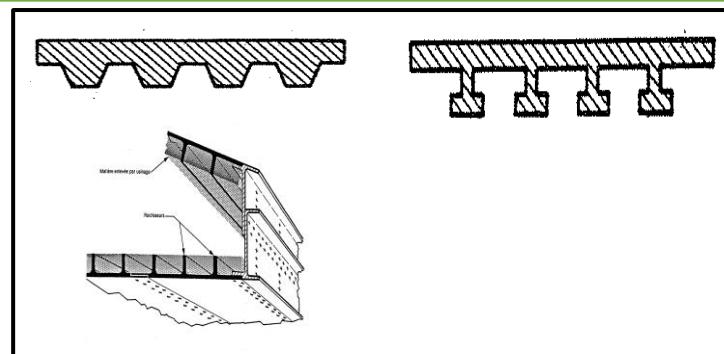
# Structure et modes de construction

## Revêtement travaillant

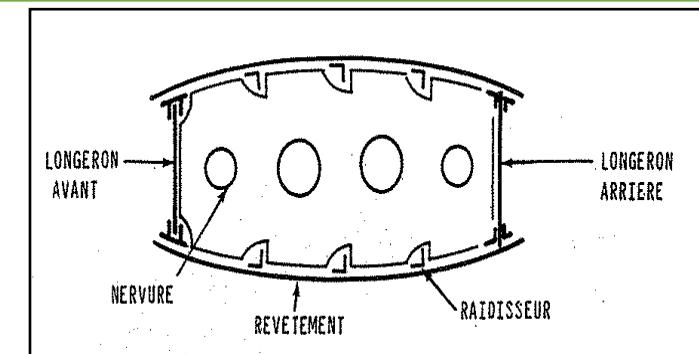
- Sur les structures modernes, il encaisse la plus grande partie des contraintes: torsion, flexion, compression ou traction
- Son raidissement est obligatoire, particulièrement dans le sens longitudinal de l'aile.
- La rigidité est obtenue soit :
  - par la fixation (rivetage, collage ou soudage) de raidisseurs (lisses ou listons) sur la face interne du revêtement ;
  - par le revêtement intégral, qui est réalisé par usinage dans la masse pu par usinage chimique (A300).
- Le raidissement transversal est assuré par les nervures



Fixation des raidisseurs



Revêtement intégrale

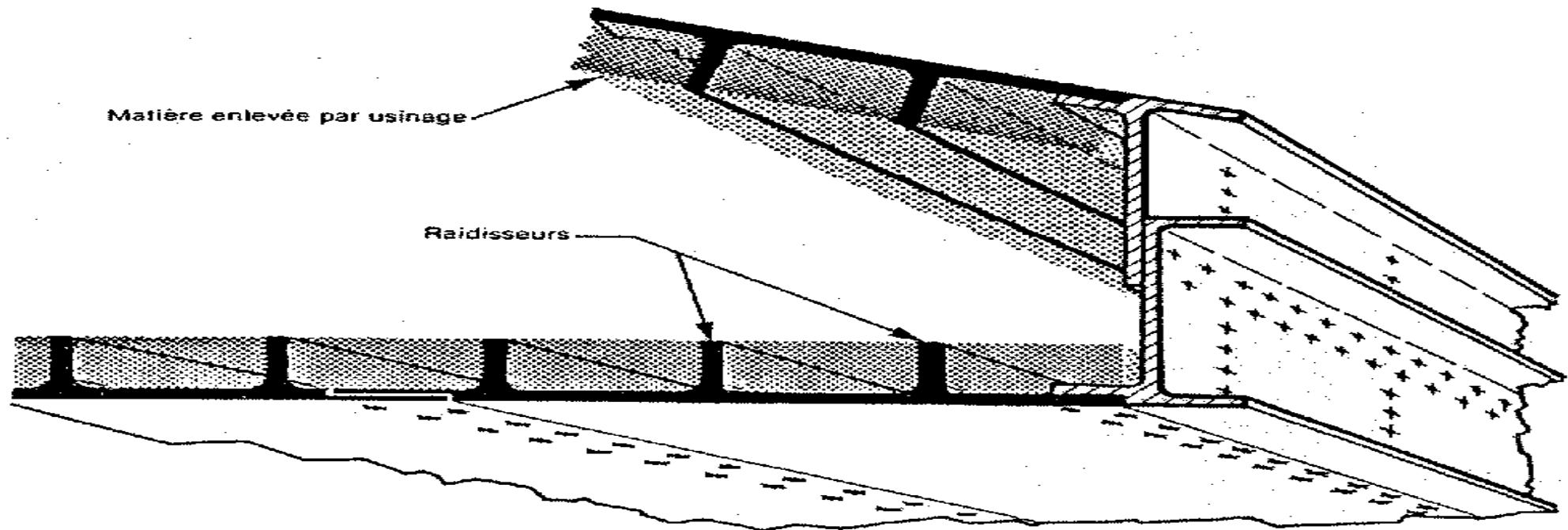


Raidissement transversal

# Structure et modes de construction

Revêtement travaillant

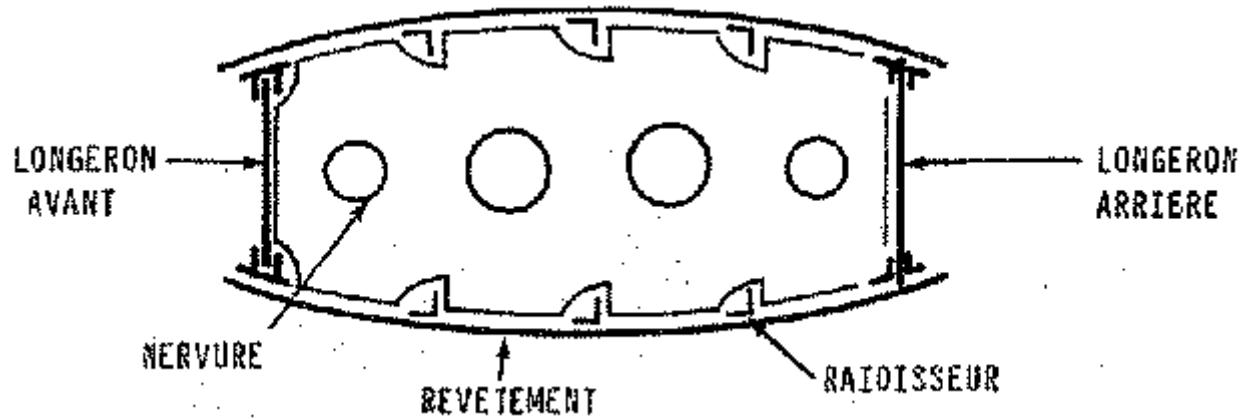
## Raidissement longitudinal



# Structure et modes de construction

Revêtement travaillant

**Le raidissement transversal est assuré par les nervures:**

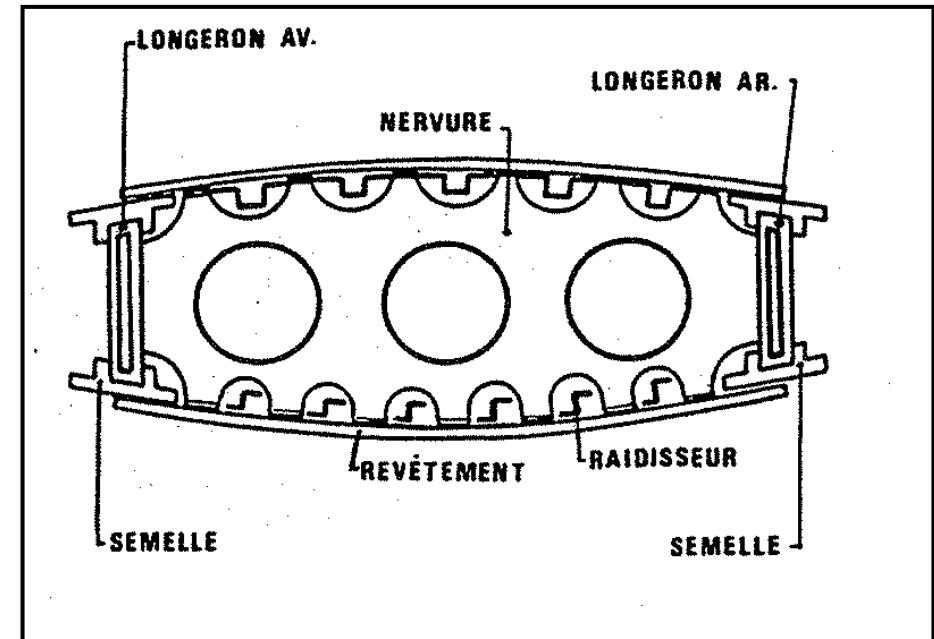


- Le revêtement est réalisé à l'aide de tôles ou plaques d'alliages légers :
  - Zicral = extrados ;
  - Dural = intrados ;dont l'épaisseur est plus importante à l'extrados qu'à l'intrados et, qui décroît de l'emplanture vers le saumon.

# Types de voilure

## Structure multilongerons

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



# Types de voilure

## Structure caisson

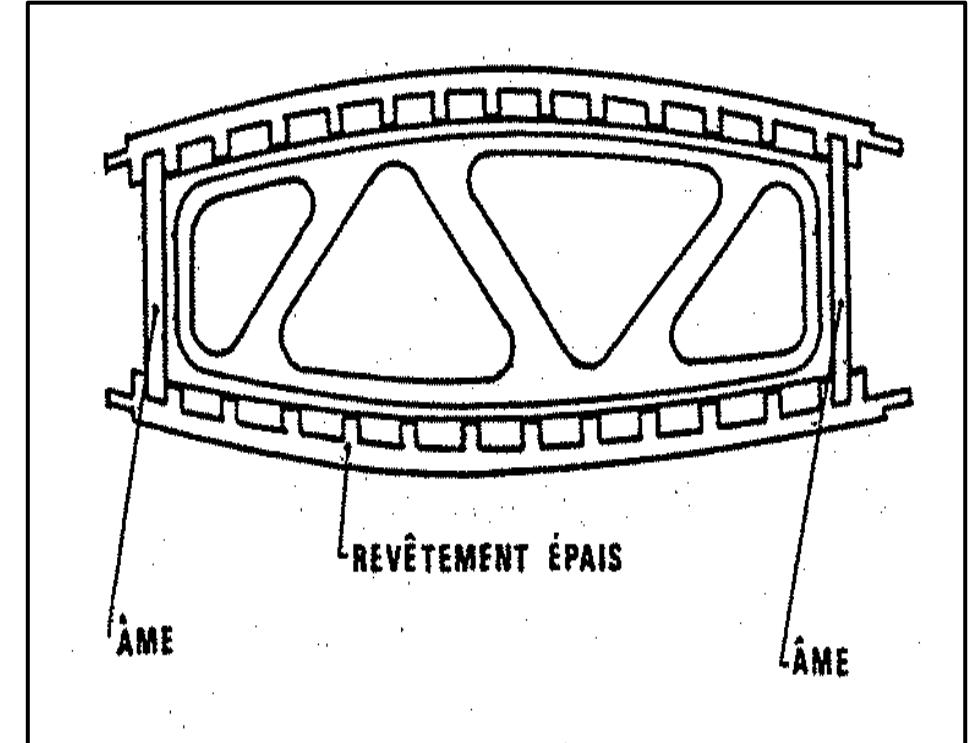
En augmentant considérablement l'épaisseur et la rigidité du revêtement, celui-ci fait office de semelle

Le longeron est réduit à une âme simple.

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.



# Types de voilure

## *Structure supersonique*

Elle est soumise proportionnellement aux mêmes contraintes qu'une structure subsonique  
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.

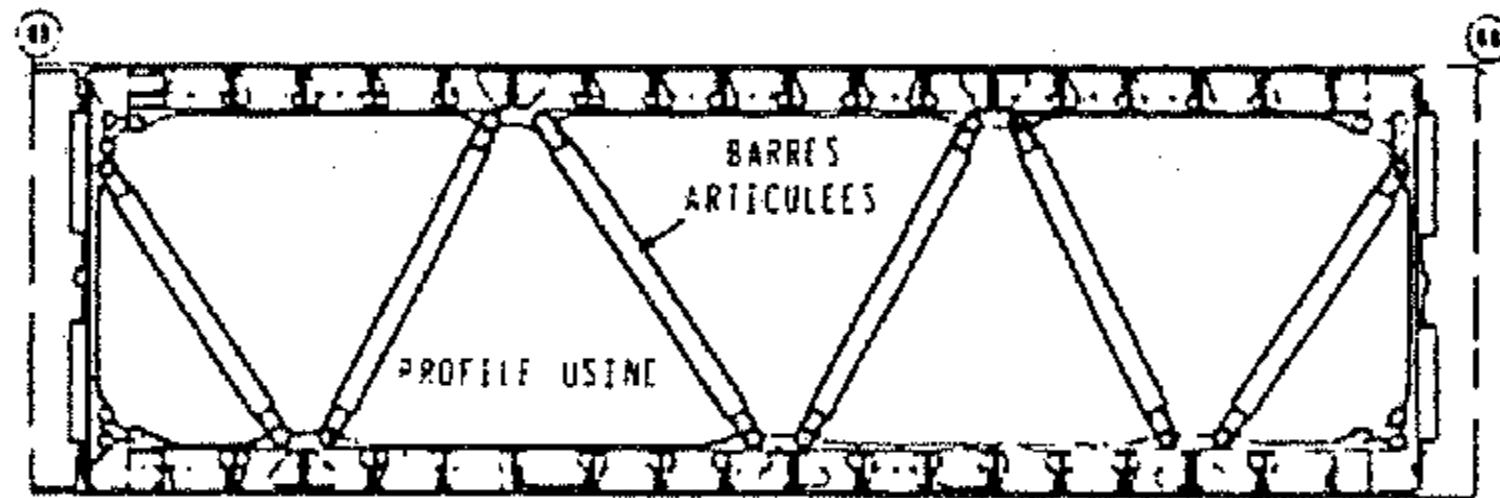
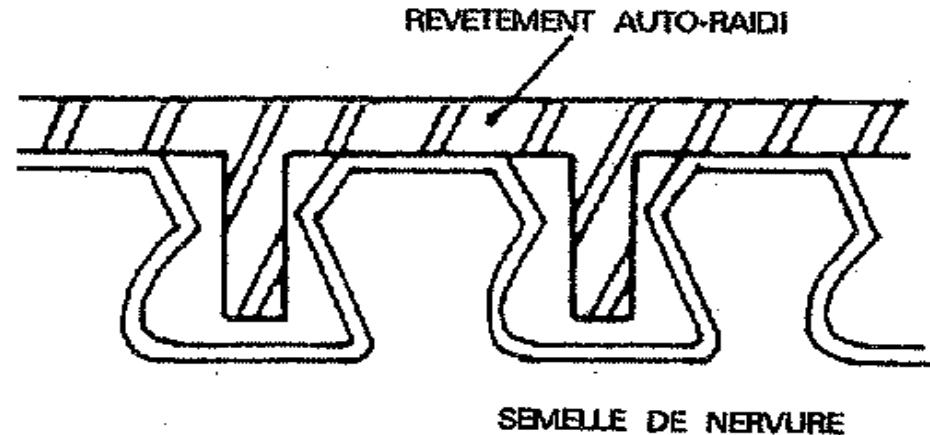
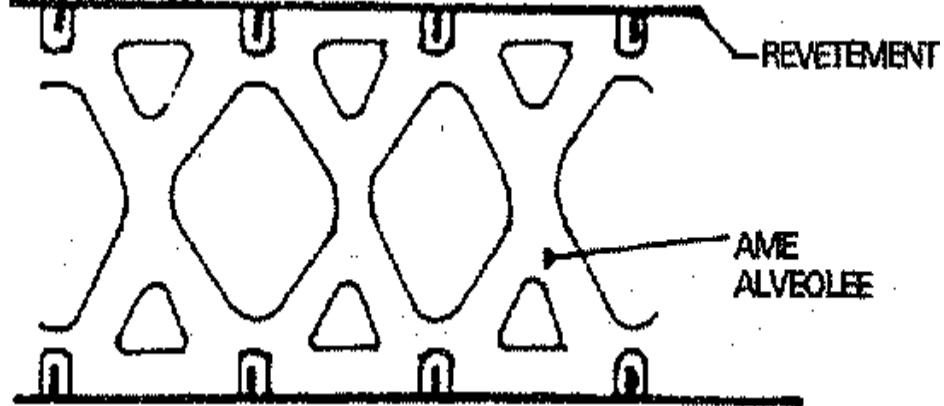


En conséquence :

- les matériaux utilisés doivent résister à la température soutenue;
- des conceptions structurales différentes sont appliquées dans la fabrication pour permettre la dilatation ;

# Types de voilure

## Structure supersonique : Revêtement



# CONTRAINTE APPLIQUEES SUR L'AILE

## Le WINGLET

Cet élément structural est situé à l'extrémité de l'aile à la place du saumon et permet de réduire la traînée. Il est aérodynamiquement intéressant mais structuralement pénalisant en vol.

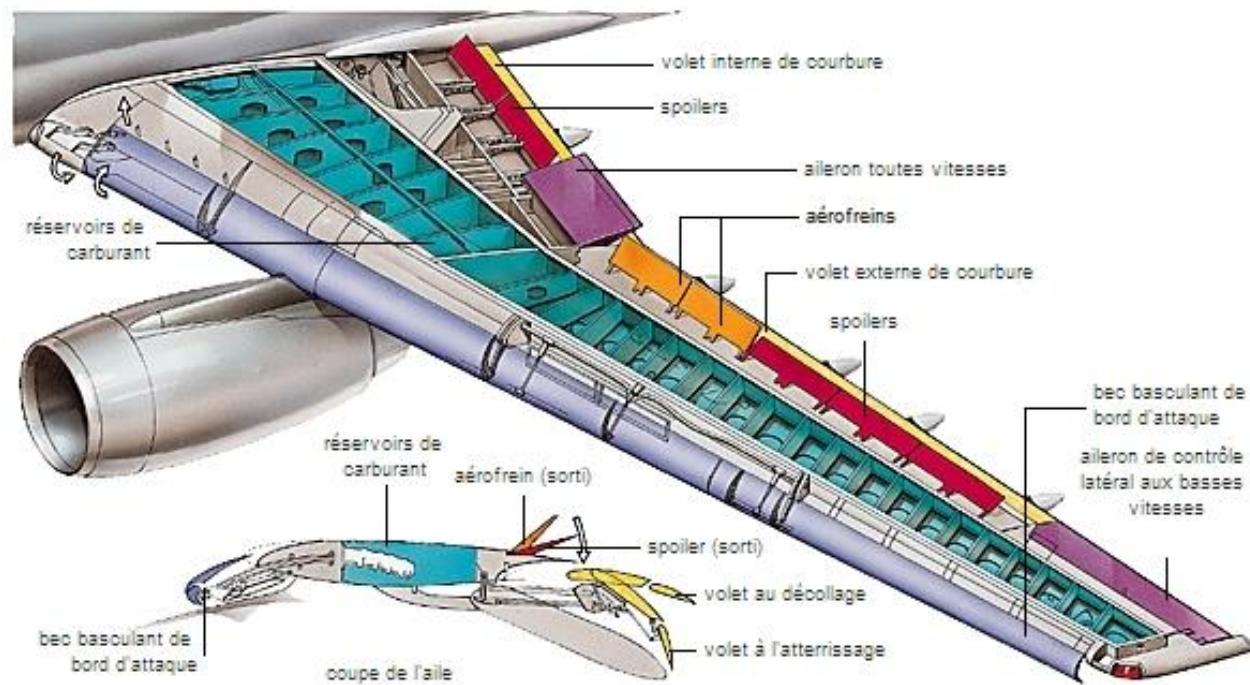
Il existe plusieurs procédés : extrados seul ou extrados + intrados.

Les efforts supplémentaires engendrés en bout d'aile sont :

- $T_x$  ponctuel vers l'avant (effet tracteur  $\rightarrow M_z$ ),
- $T_z$  ponctuel vers le haut (effet porteur  $\rightarrow M_x$ ),
- $T_y$  ponctuel,

ce qui se traduit par une augmentation du moment de flexion de l'aile.

# Exemples A300

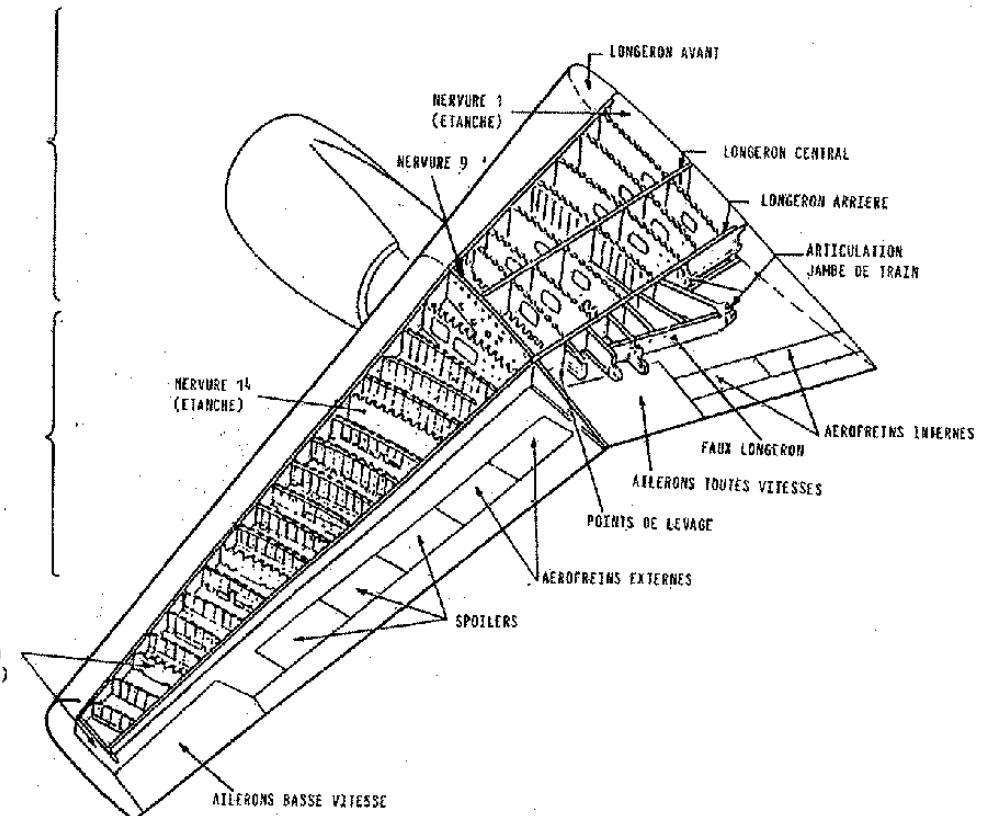


RVOIR INTERNE

RVOIR EXTERNE

NERVURES  
27 ET 29  
(ÉTANCHES)

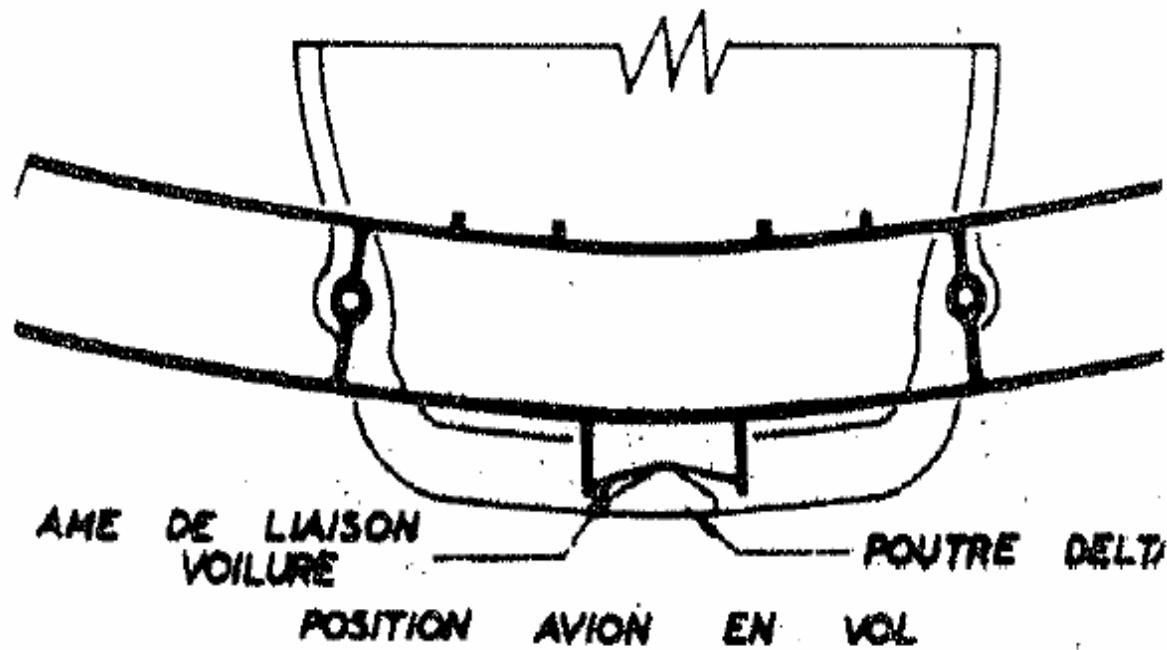
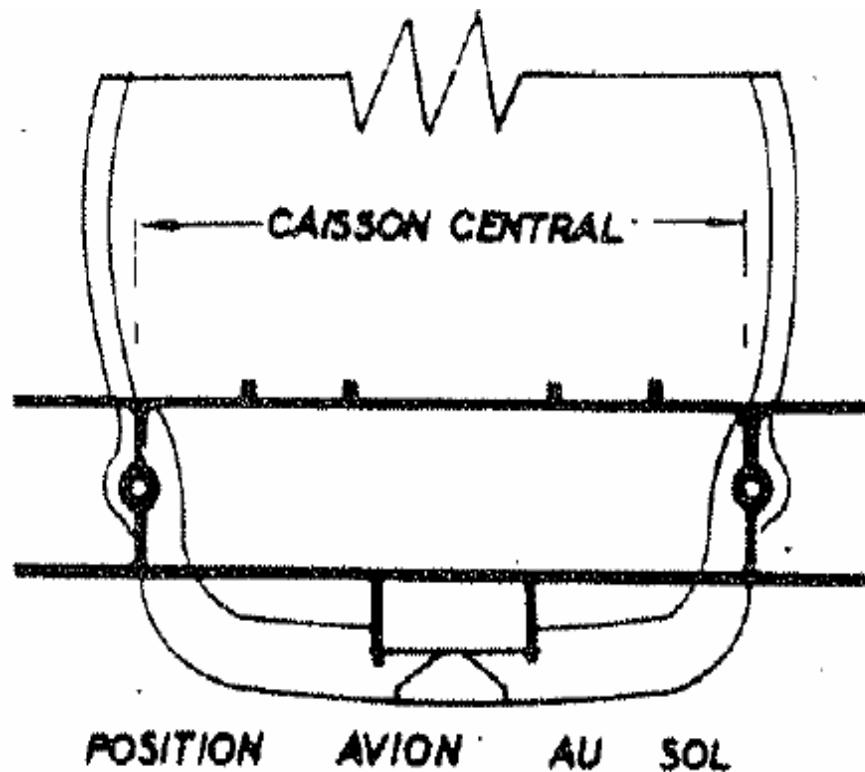
Aile A300



## Exemples A380

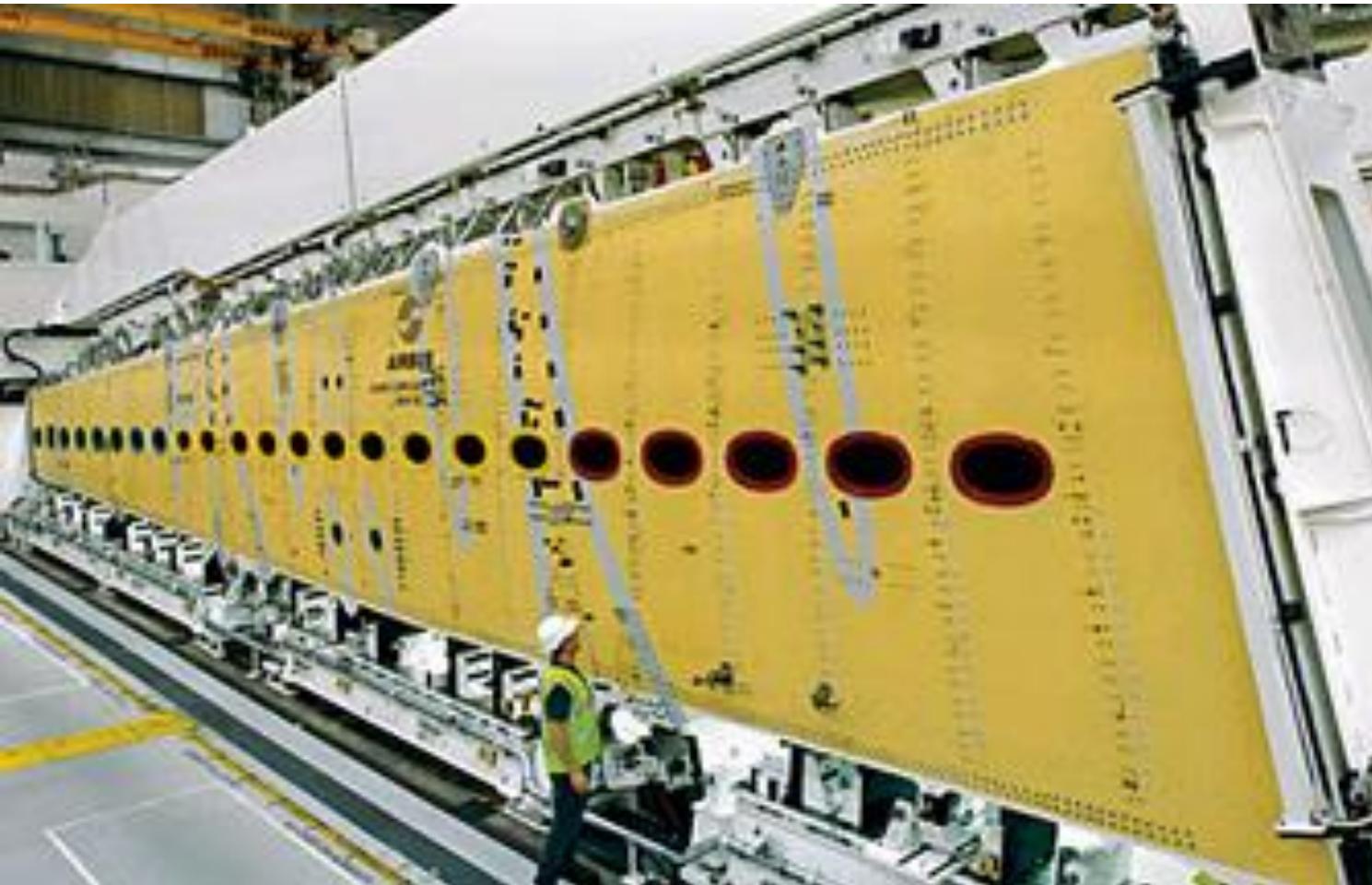
- L'A380 est le premier avion commercial doté d'un caisson central de voilure construit presque entièrement en CFRP. (Polymère renforcé de fibre de carbone)
- Cet élément important de la structure primaire de l'avion permet de fixer la voilure sur le fuselage.
- Malgré une épaisseur atteignant par endroits 4 centimètres, l'utilisation de ce type de matériaux a permis de gagner une masse de 1,5 tonnes





## Exemples A400M :

Voilure de l'Airbus A400M avec longeron et caisson de voilure en matériaux composites à base de fibres de carbone



# Assemblage Aile-Moteur

GTR directement fixé sous l'aile (B737)



# Assemblage Aile-Moteur

## GTR directement fixé sous l'aile

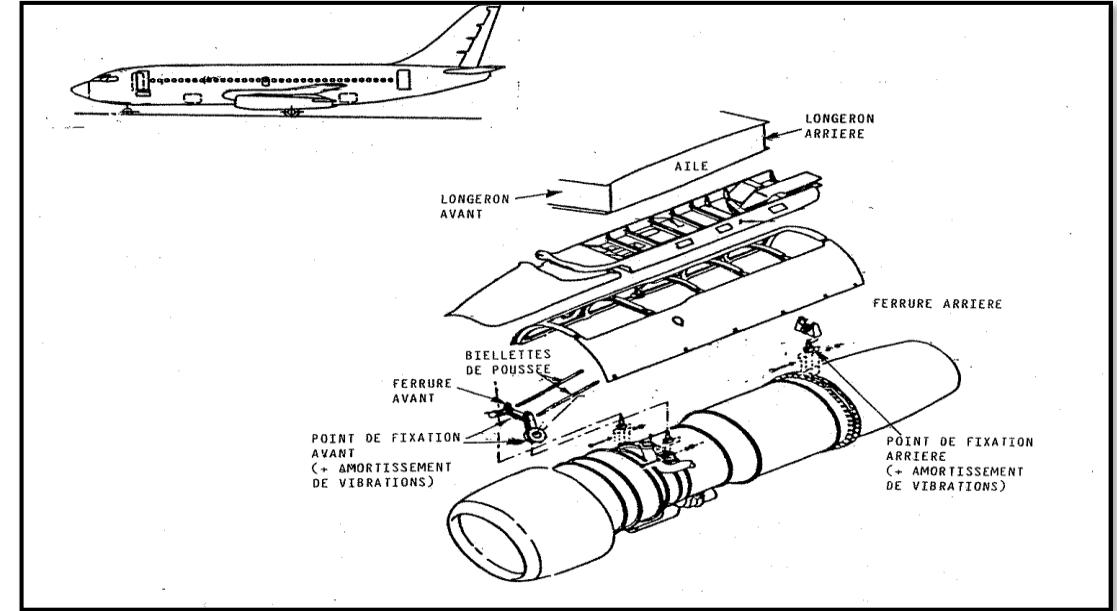
Sur les avions commerciaux actuels on trouve plusieurs types d'assemblage.

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...) :



Exemple : B737



## GTR suspendu sous l'aile

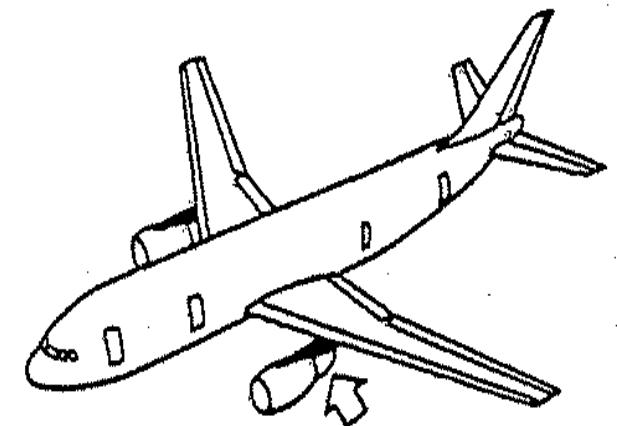
Exemples : A300, B747, A330, DC10...

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)

Elle est boulonnée sur le longeron avant et sur deux nervures fortes de l'aile.

La poussée est transmise à l'aile par une ferrure spéciale.



## Mât d'un réacteur

Léger et résistant à des températures allant de - 50° à + 600° C, c'est en titane que cette partie de l'appareil est fabriquée.

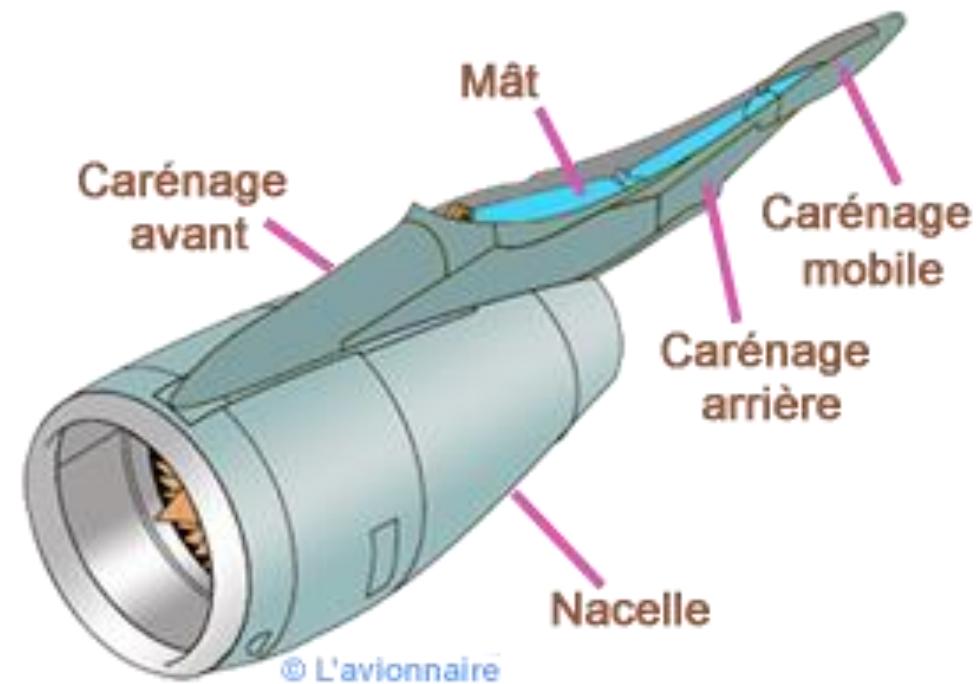
- Monté sous chaque aile ou sur le fuselage son rôle est : de supporter le moteur;
- de transmettre les charges au caisson de l'aile ou du fuselage;
- de soutenir et acheminer les systèmes hydrauliques, électriques, air, fuel, etc.

Le mât-réacteur relie la voilure au réacteur.

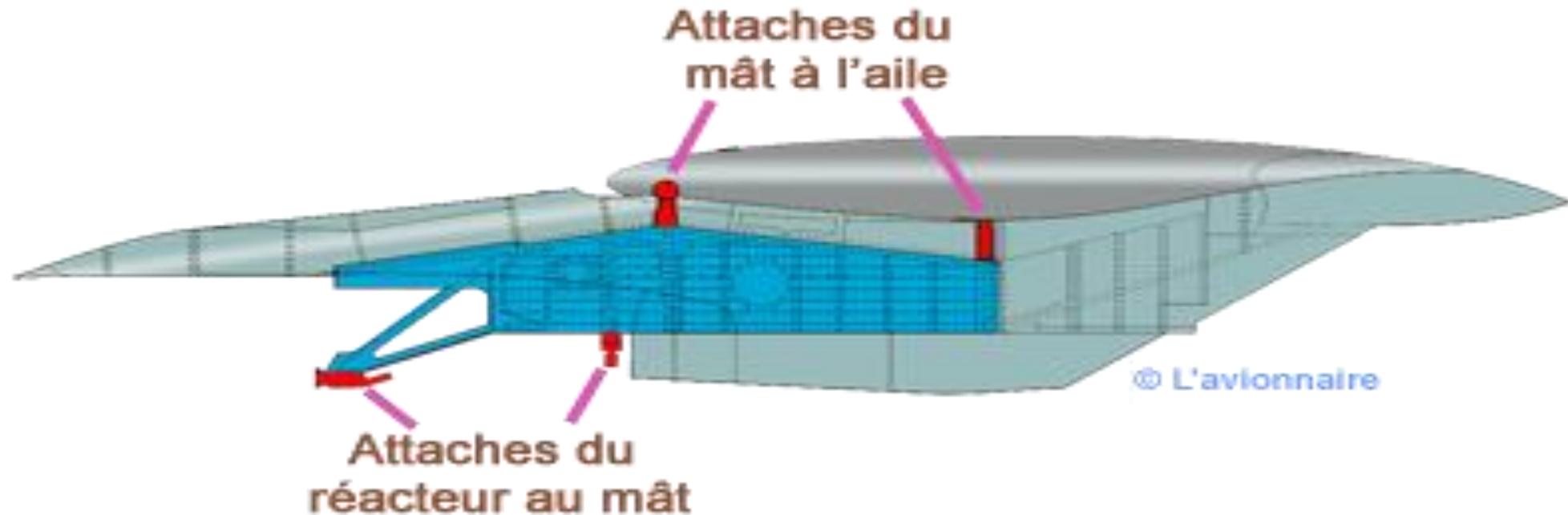
Le GTR est fixé au mât par deux points :

- 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.
- La fixation arrière assure le maintien et la suspension du GTR à l'aide de trois bielles

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



## Structure du mât



Le mât est constitué d'une structure primaire et d'une structure secondaire.

La structure primaire (en bleu) est considérée comme vitale pour l'avion, c'est-à-dire que sa perte peut entraîner la perte de l'avion.

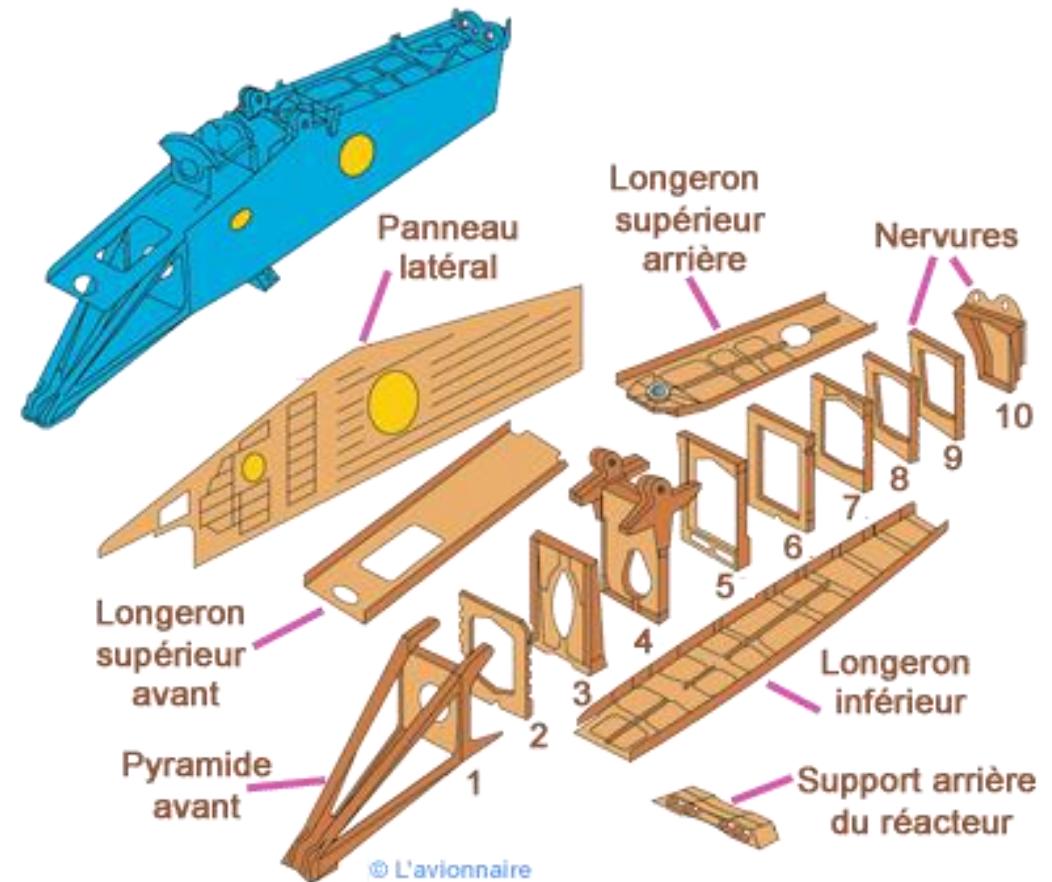
La structure primaire est liée à la voilure par des attaches mât sur la voilure et au moteur par des attaches mât sur le moteur.

## Structure du mât

### Détails de la structure primaire

La structure principale comprend :

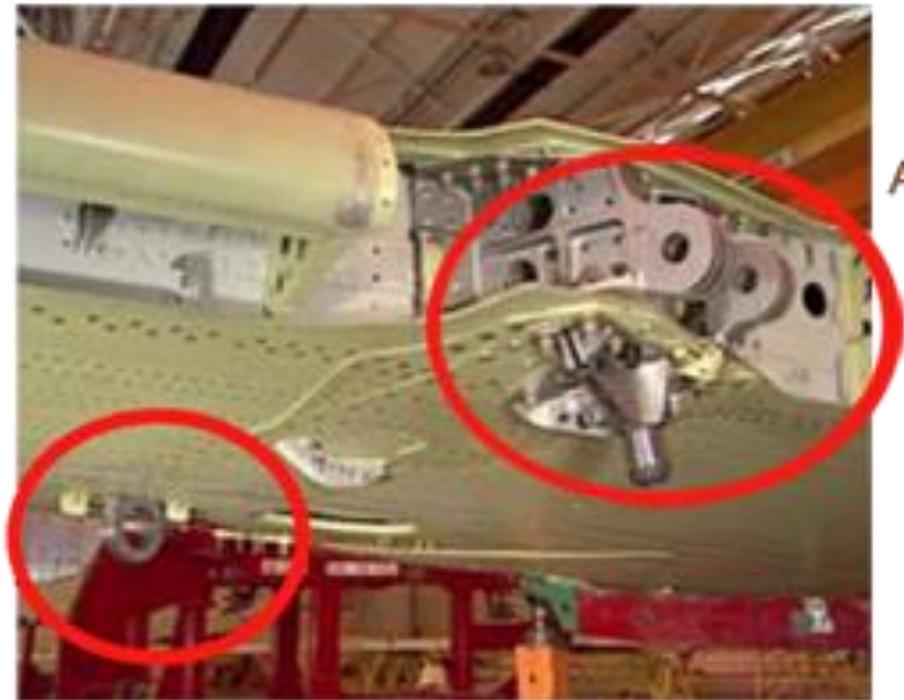
- le longeron inférieur,
- -les longerons supérieurs avant et arrière,
- les nervures
- les panneaux latéraux



## Points d'attache

- Les attaches du mât sur la voilure et du mât sur le moteur des avions de type Airbus ont la particularité d'assurer une mise en position isostatique entre ces ensembles.
- Ceci permet de :
  - connaître précisément les niveaux d'efforts que transmet chaque pièce du système d'attache,
  - ne pas créer de contrainte en cas de déformations relatives entre le moteur et le mât (variations de températures importantes, matériaux différents et rigidités différentes),
  - faciliter le montage et le démontage du mât ou du moteur.

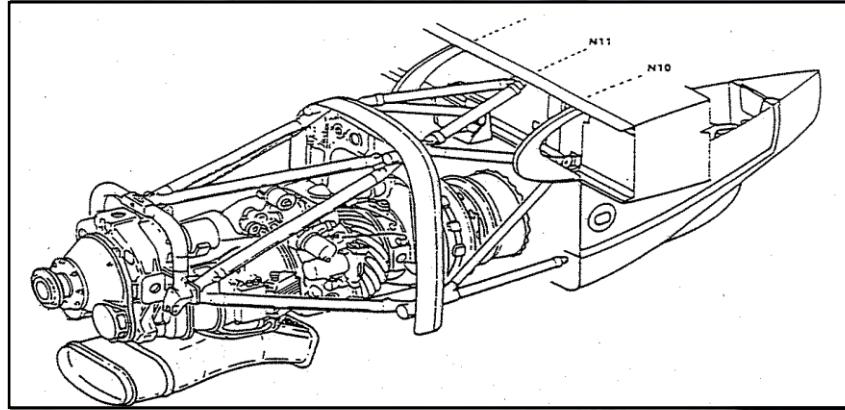
Attache arrière



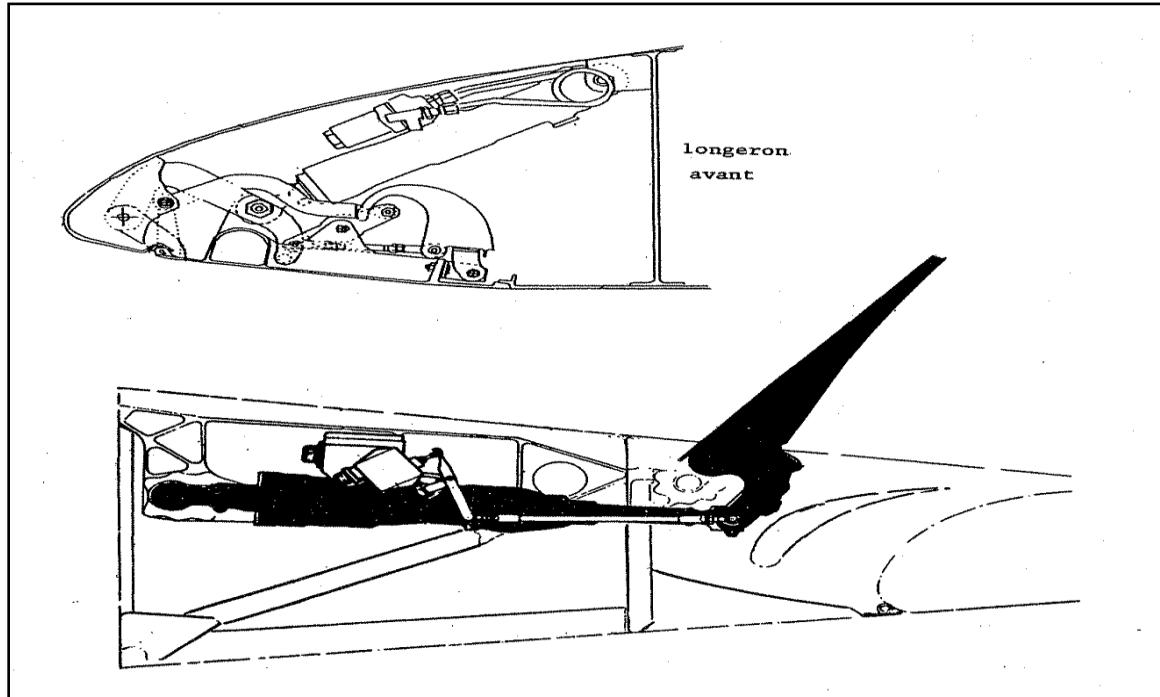
## *Fixation des GTP*

Exemple : ATR 42

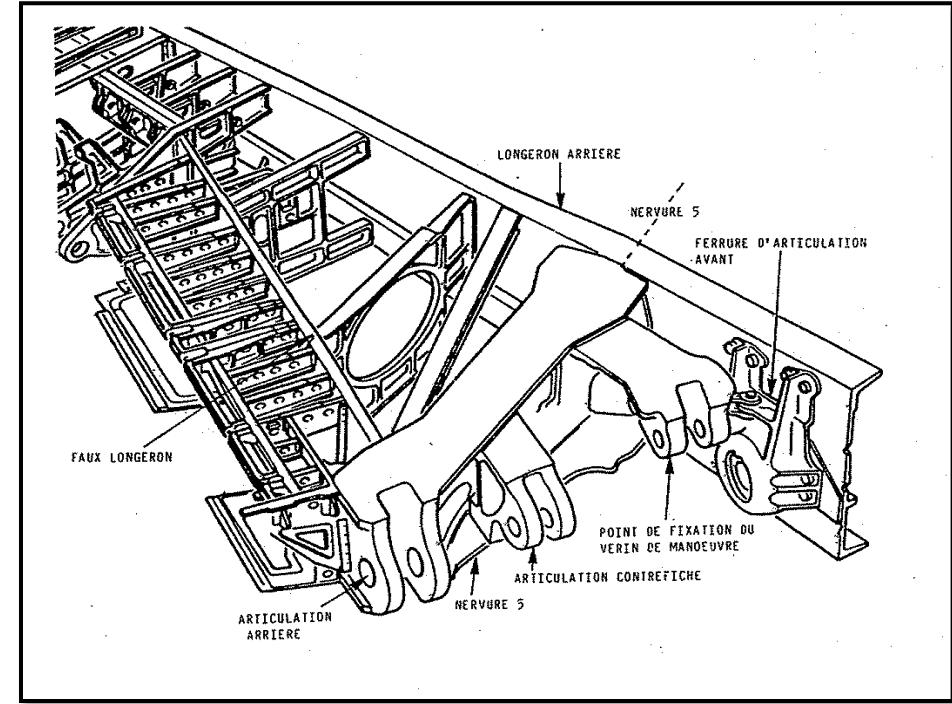
- Les groupes turbopropulseurs sont généralement fixés sur l'aile à l'aide d'un châssis tubulaire appelé « bâti moteur ».
- Ce châssis est fixé directement de façon rigide sur le longeron avant et les nervures fortes, par des chapes et des boulons.
- Il est réalisé en tubes (titane ou acier soudés et, 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
- 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.



# Fixation des commandes de vol et des atterrisseurs.

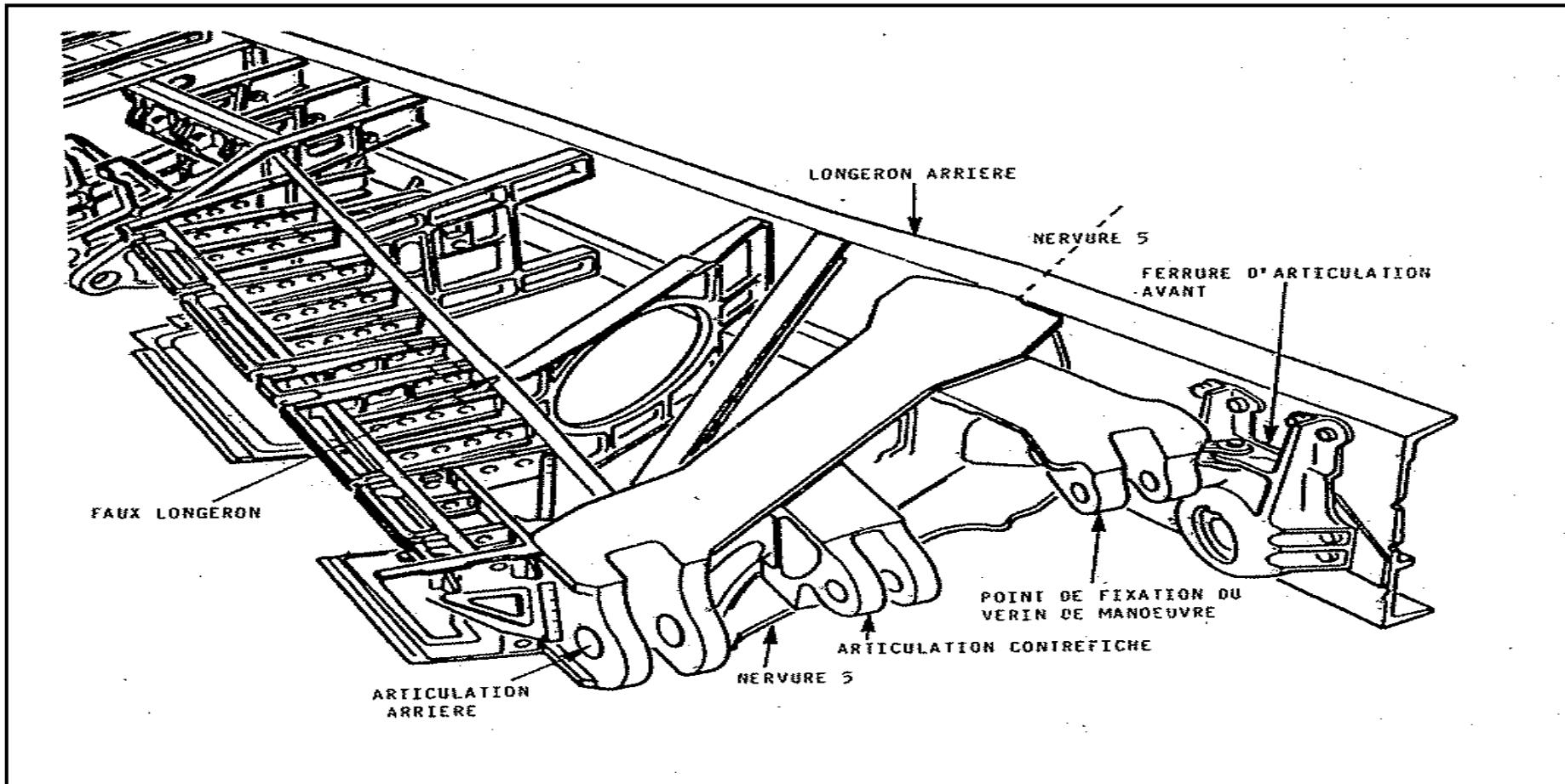


Toutes les commandes de vol, primaires ou secondaires sont fixées sur les éléments forts de l'aile, longerons avant, arrière, nervures fortes.



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

# Fixation des commandes de vol et des atterrisseurs



# Dispositifs hypersustentateurs

## But

Diminuer la distance de décollage atterrissage:

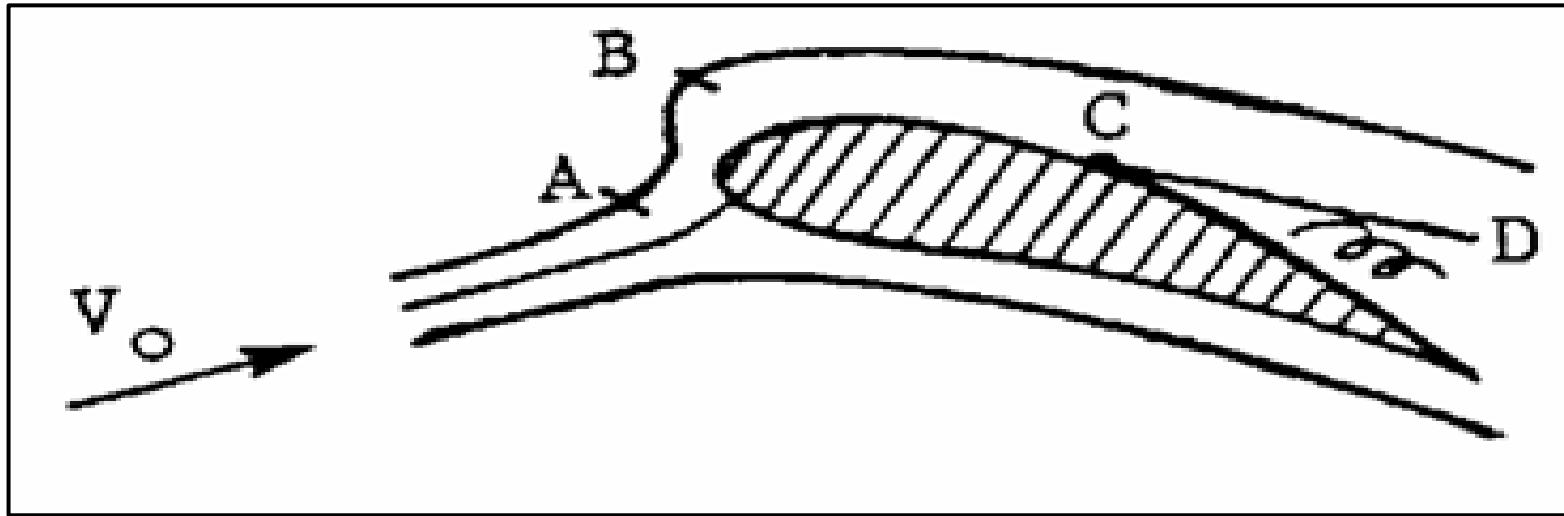
$$L_{dec-att} = \frac{V_{dec-att}^2}{2\gamma}$$

Diminuer la vitesse minimale  $V_{min}$

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

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

# Dispositifs de bord d'attaque

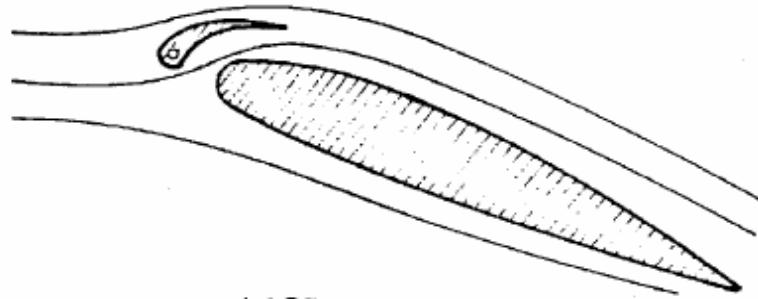


## ***Principe***

- 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.
- Deux dispositifs de bord d'attaque :
  - Basculement
  - Apport d'énergie à la couche limite

# Apport d'énergie à la Couche Limite

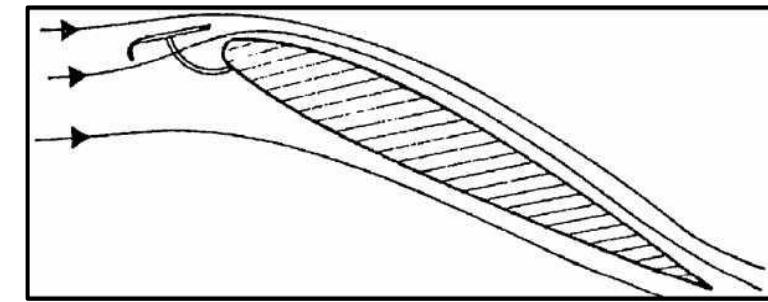
Bec de Bord d'attaque simple



Aile au décollage ou à l'Atterrissage

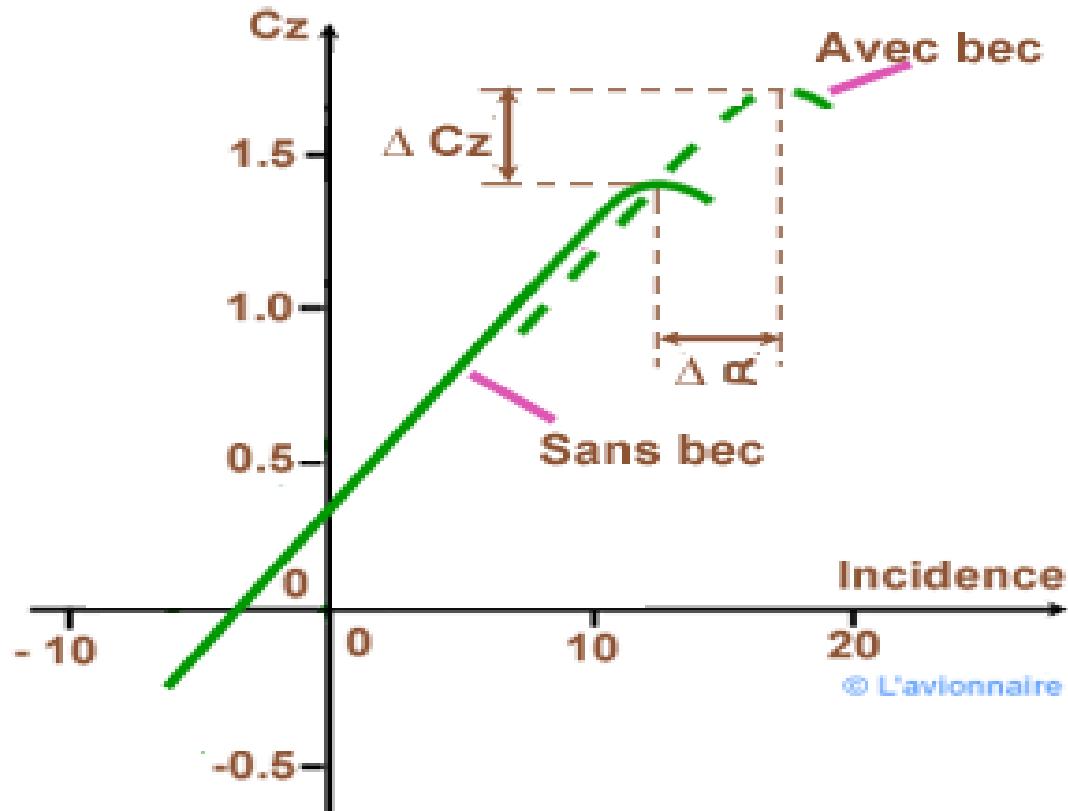


Aile en croisière



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

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



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).

## Bec à fente fixe

- Ces dispositifs fixes ont équipés les premiers avions à décollage et atterrissage court.
- L'un des avions le plus connu est le Fiseler Fi 156 surnommé Storch
- Repris et développé après la guerre par Morane-Saulnier sous le nom de MS 502 puis MS 505.
- Effets : Traînée faible, portance augmentée. Point de décollement de la couche limite déplacé vers l'arrière.

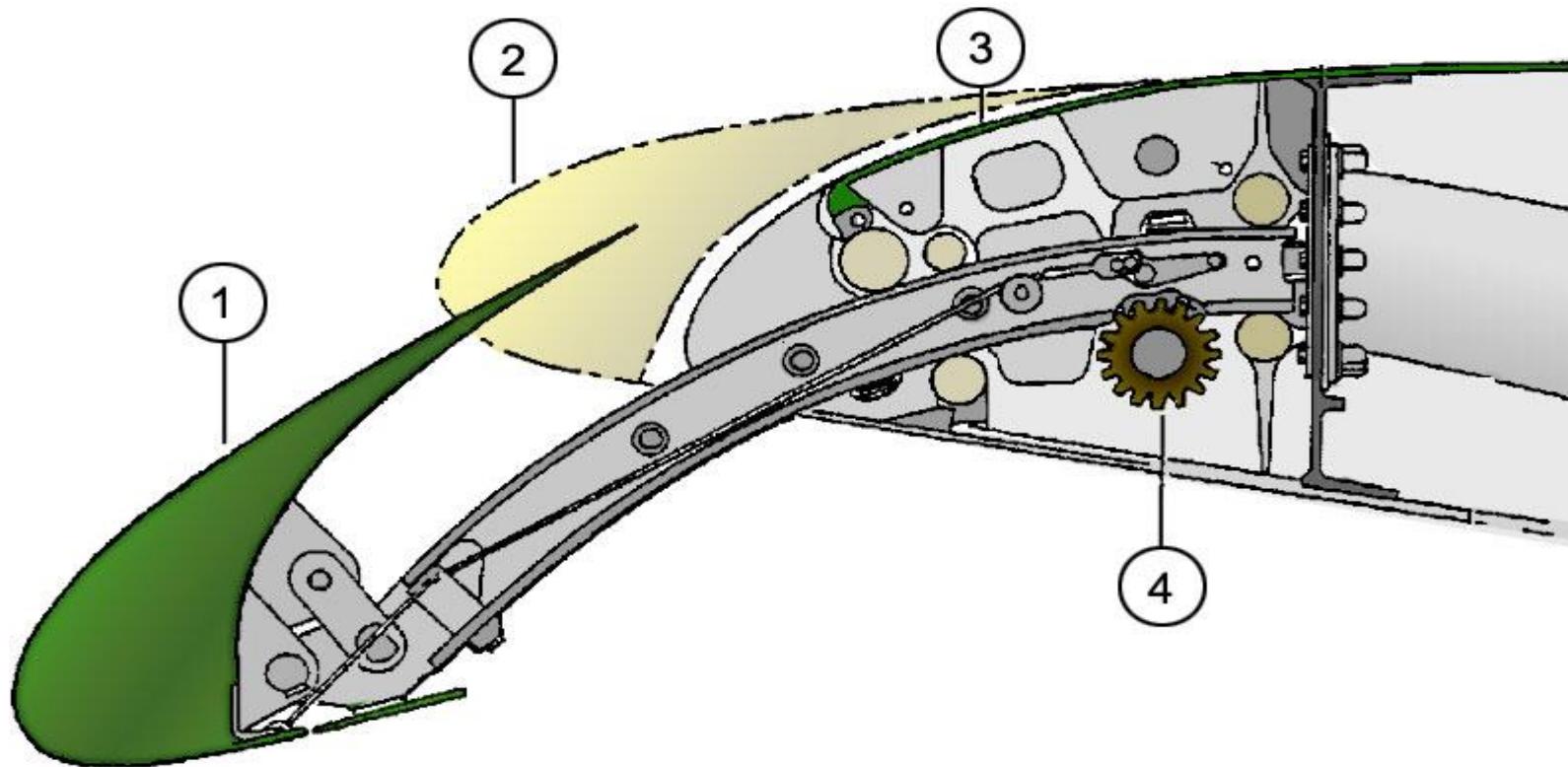


## Becs à fente automatiques

- A vitesse élevée les becs sont plaqués contre le bord d'attaque de l'aile et se déploient vers l'avant automatiquement grâce à la dépression locale à incidence élevée.
- Ces becs sont montés notamment sur les Morane-Saulnier Rallye.
- Effets : Amélioration de la portance par recul du point de décollement de la couche limite. Augmentation de la courbure.

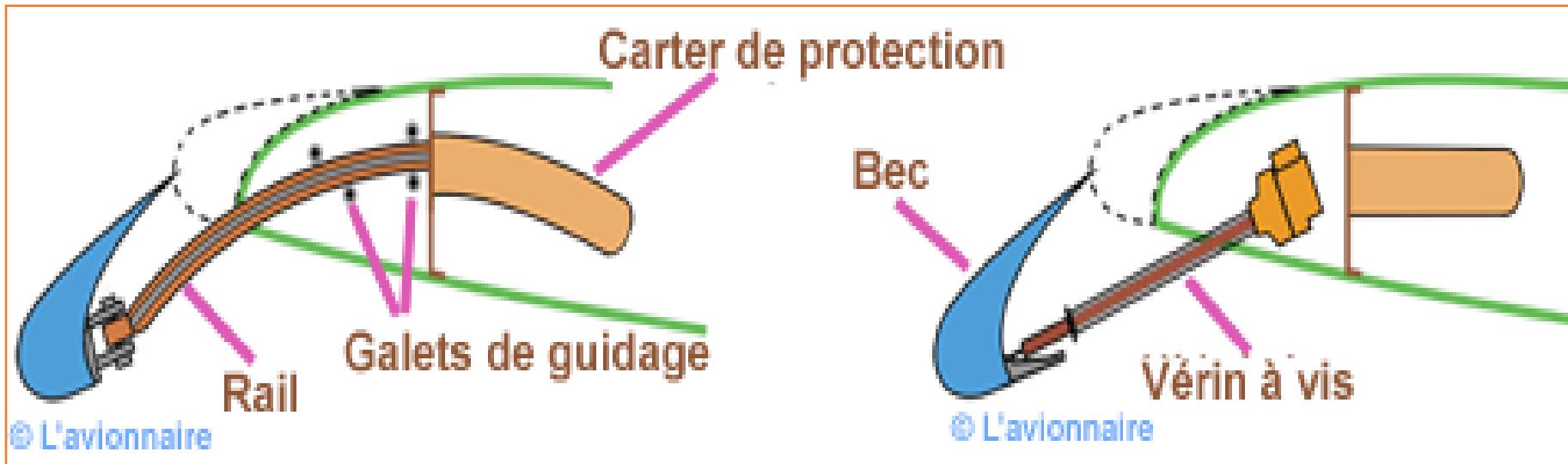


## Bec à fente commandé ou Slat



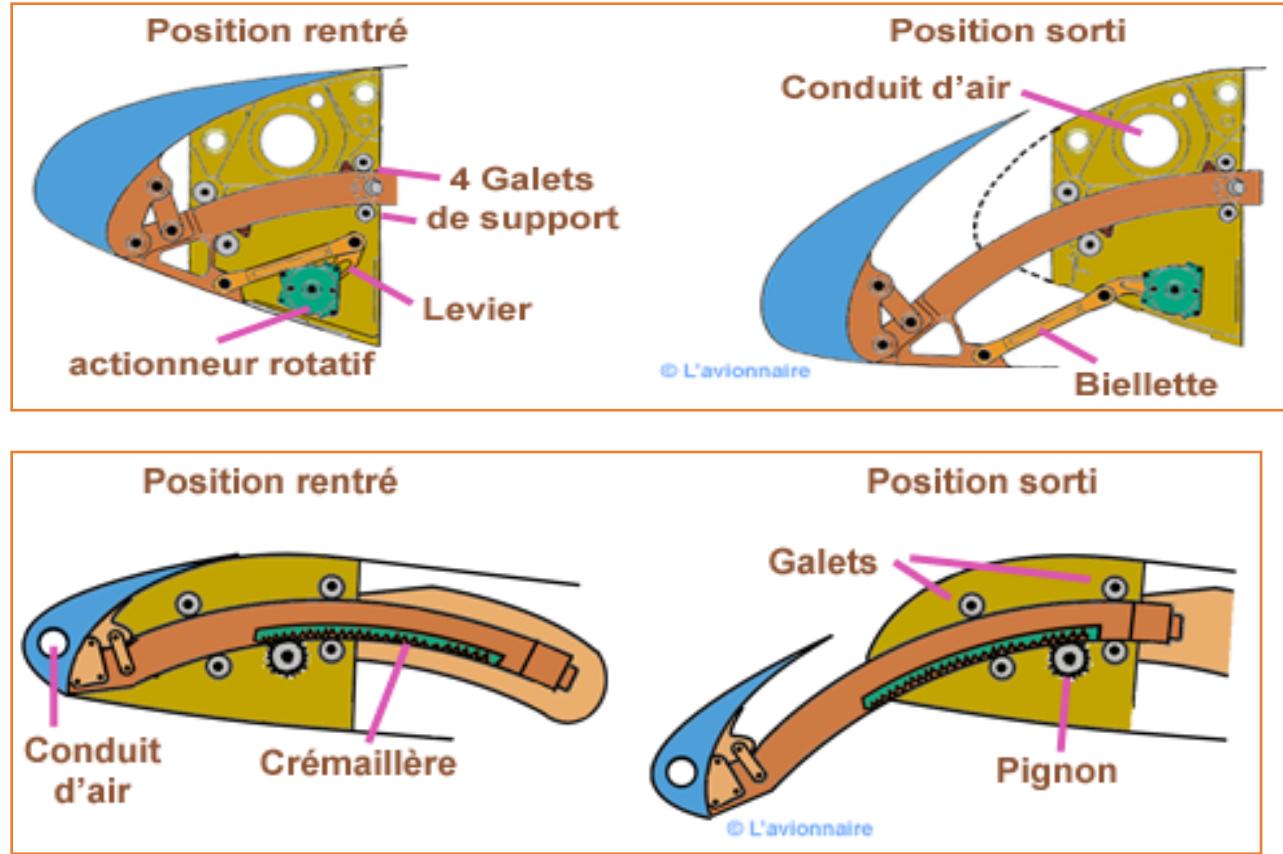
- De même principe que le précédent mais commandé par le pilote,
- il est très utilisé sur les avions de ligne.
- Ce bec allie augmentation de la surface, augmentation de la courbure par basculement et traitement de la couche limite par la fente.
- Effets : Amélioration de la portance par recul du point de décollement de la couche limite. Augmentation de la courbure.

# Principe de fonctionnement sur Airbus A300



# Principe de fonctionnement sur Airbus A330/A340

- L'entraînement des becs d'attaque sur Airbus A330/A340 est totalement différent des A300/A310.
- De plus, la partie près du fuselage est différente du reste de l'aile.
- Un actionneur rotatif fait pivoter un levier qui entraîne une biellette pour la sortie ou la rentrée des becs. L'ensemble est maintenu par des rails coulissants entre des galets.
- Un pignon fixé sur un arbre d'entraînement agit sur une crémaillère solidaire d'un rail, pour la sortie et la rentrée des becs. L'ensemble est maintenu et coulisse entre des galets.



# Bec (volet) Krueger

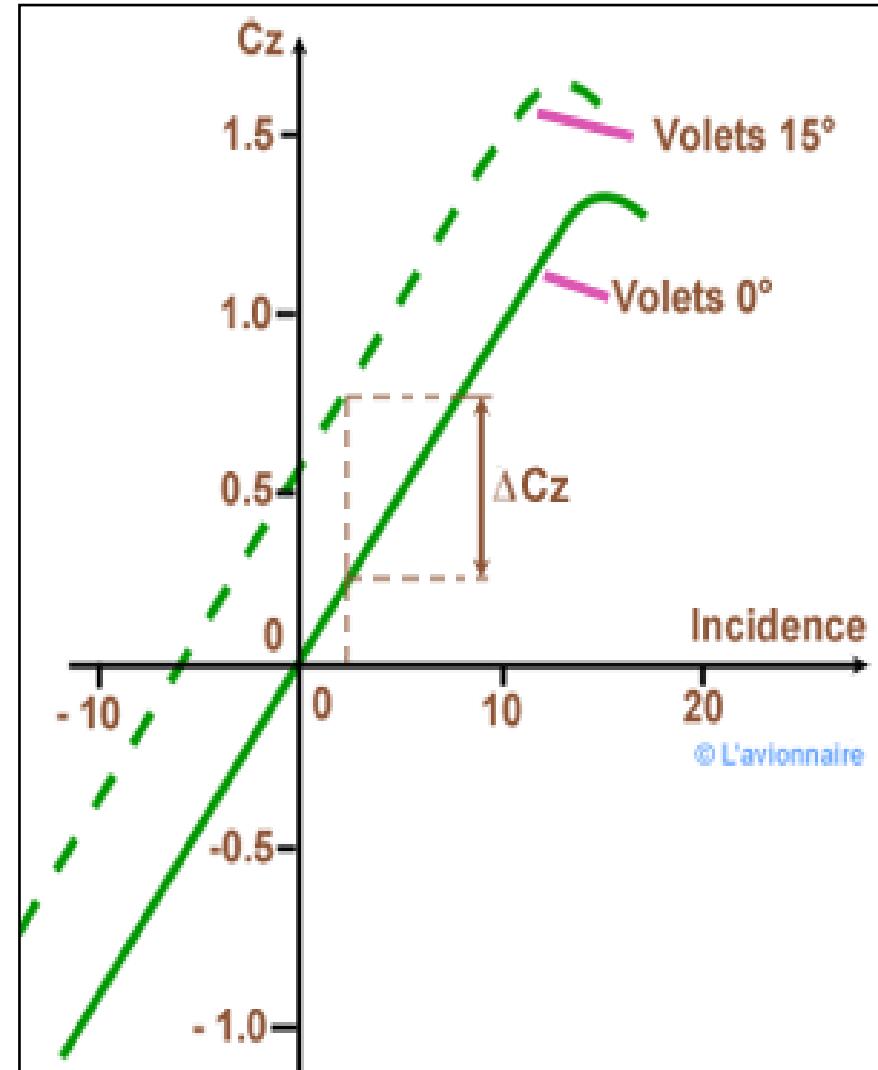
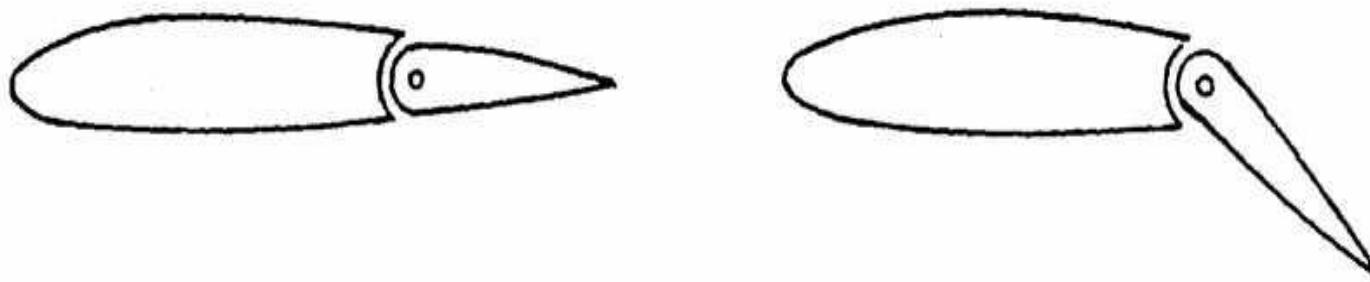


- Le plus souvent, les dispositifs de bord d'attaque sont déployés dans et hors de l'aile par un mouvement de «glisse» en utilisant des mécanismes de vérins et de rails
- tandis qu'un volet Krüger tourne autour d'un point d'articulation fixe en décrivant un mouvement circulaire pendant son déploiement.
- Ce type de volet fut inventé par l'ingénieur allemand Werner Krüger en 1943 et actuellement encore utilisé sur les bords d'attaque des gros avions entre le fuselage et les moteurs (bimoteur) et le fuselage et les moteurs internes (quadriréacteur).
- Effets : Augmentation de la portance par augmentation de la surface alaire et augmentation de la courbure, avec infléchissement de la trajectoire des filets d'air bien en amont de l'aile.

# Dispositifs de bord de fuite

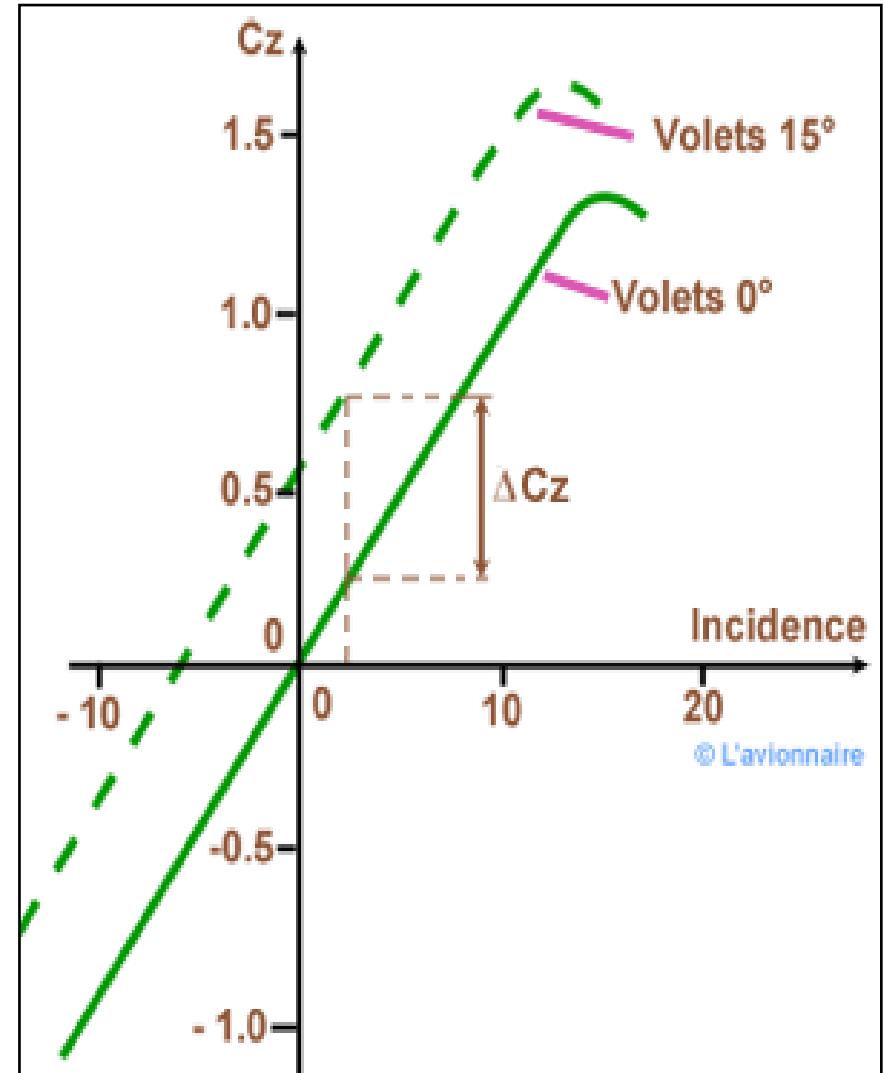
Le principe repose sur l'augmentation de courbure de l'aile et éventuellement de la surface.

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

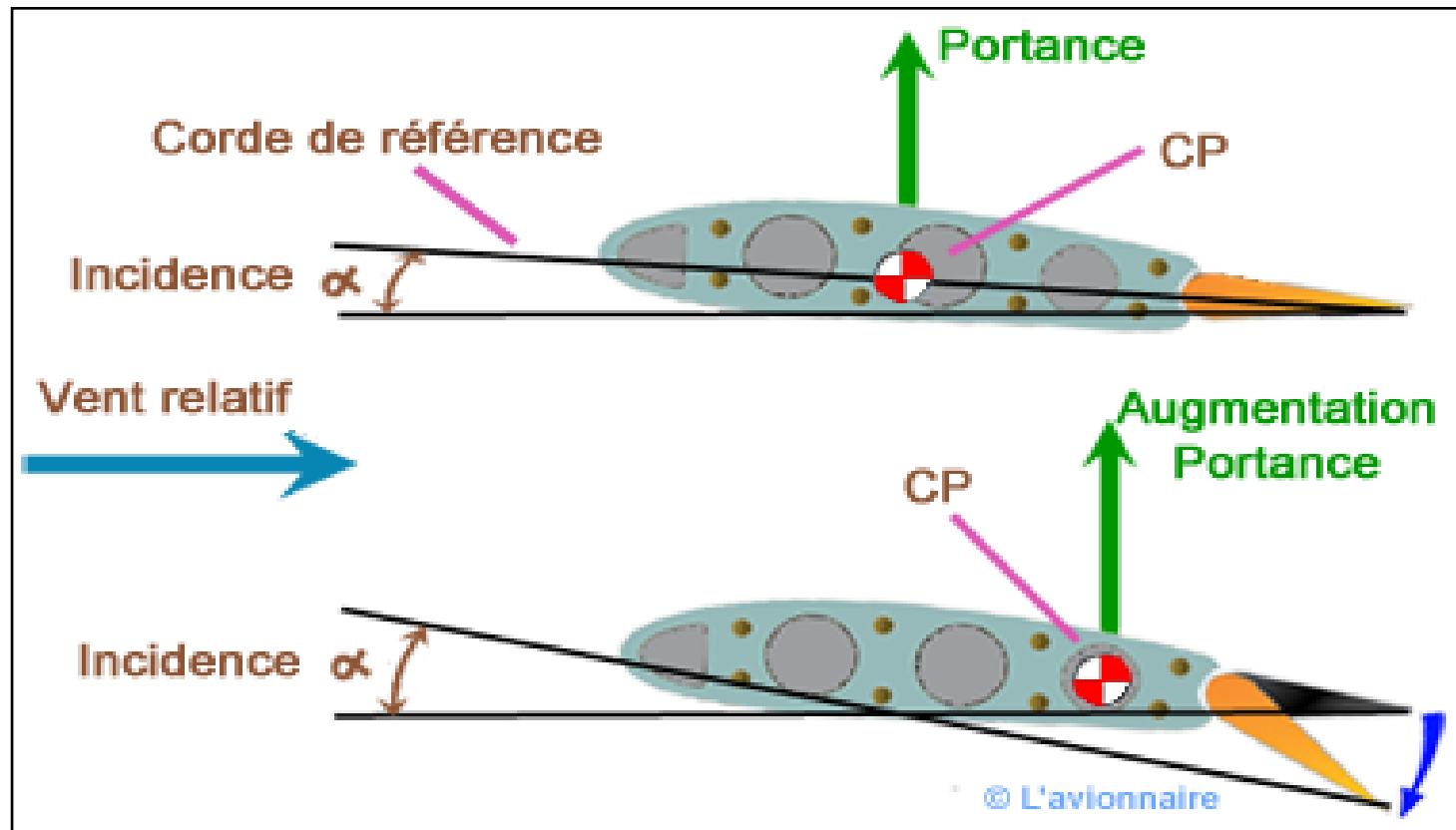


# Dispositifs de bord de fuite

- Leur but est d'augmenter la portance à basse vitesse, en particulier pendant les phases de décollage et d'atterrissement.
- Bien que ceux-ci créent une augmentation de portance, ils créent également une augmentation de traînée qui peut aider ou gêner en fonction de la situation (décollage, approche ou atterrissage).



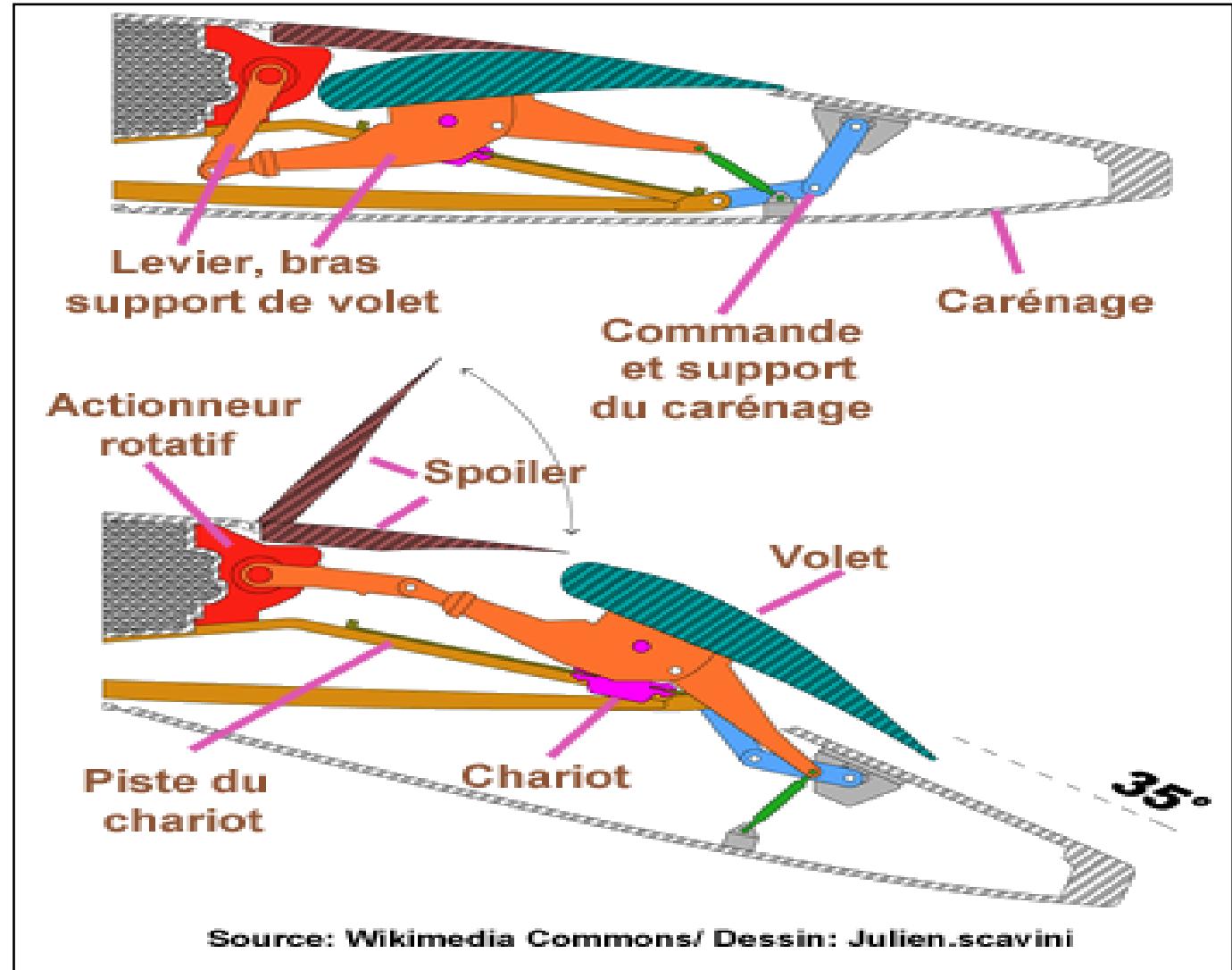
# Dispositifs de bord de fuite



À noter également que l'augmentation de portance déplace le CP (centre de poussée) vers l'arrière entraînant un moment de tangage.

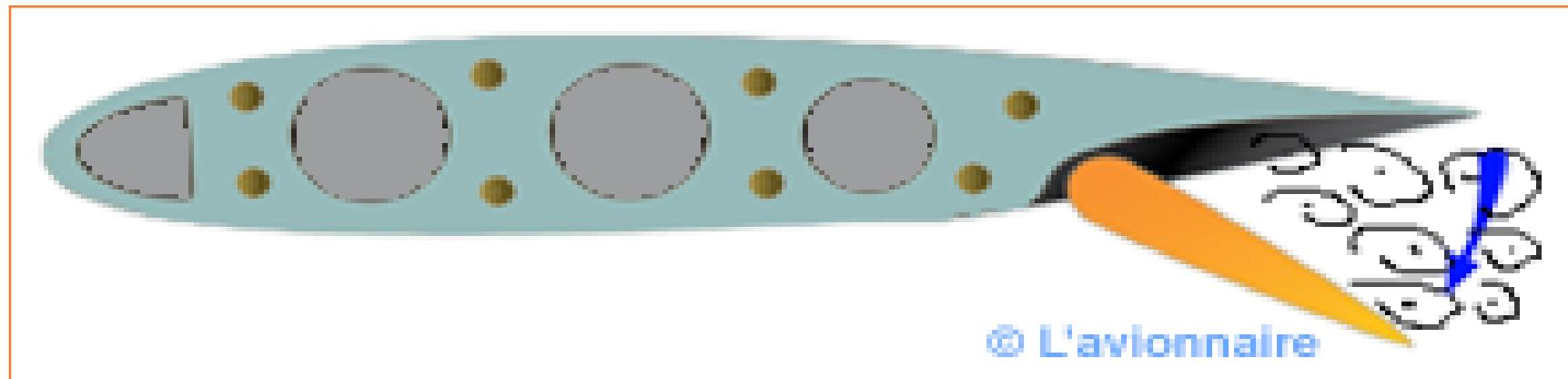
# Volets hypersustentateurs

- Appelés volets ou Flaps (en anglais),
- Ils se situent au bord de fuite de l'aile entre les ailerons et le fuselage



## Différents types de volets: Volet d'intrados

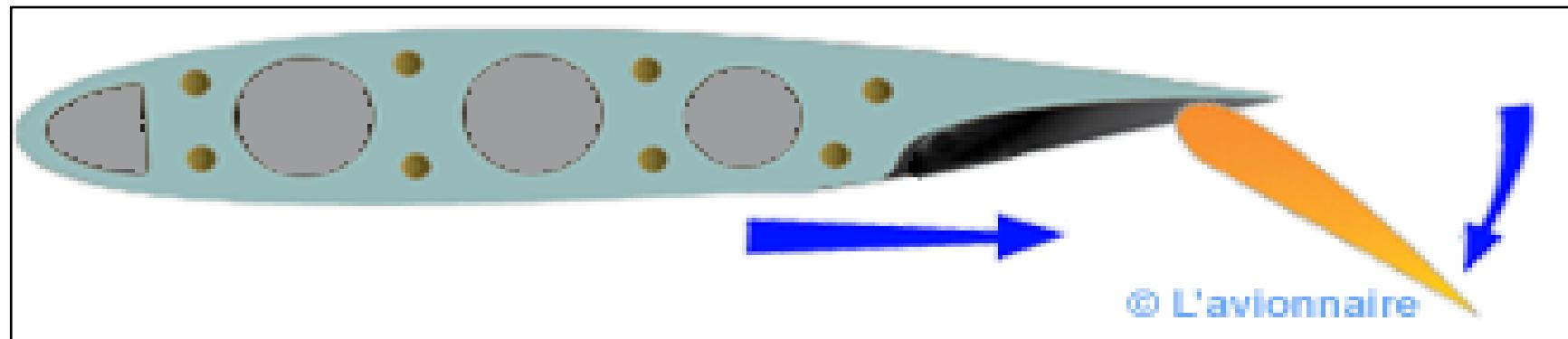
- Sa structure est simple et ses performances sont très bonnes pour la portance.
- L'extrados de l'aile est inchangée, le volet déforme seulement l'intrados.
- L'augmentation de traînée en relation avec l'espace « mort » derrière le volet est tolérable, voire désirable pour la phase d'atterrissage.
- 
- En revanche, le sillage de ce type de volet est susceptible d'engendrer des vibrations sur les empennages de l'avion.



- Ce type de volet a été utilisé pendant plusieurs années, notamment sur les avions de combats.

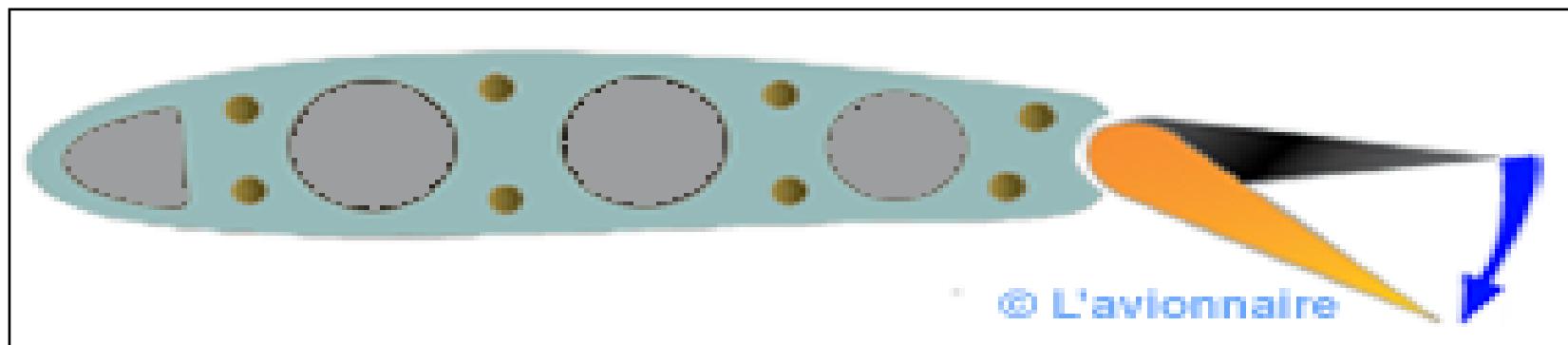
# Différents types de volets: Volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière

- Ce type de volet combine:
  - un déplacement vers l'arrière pour augmenter la surface alaire
  - un braquage vers le bas pour augmenter la courbure.
- Ce type de volet s'appelle « volet Zap »,



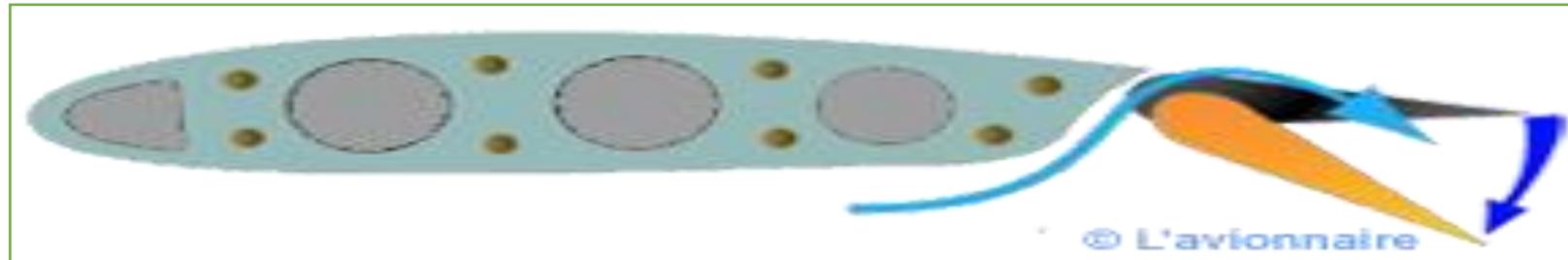
# Différents types de volets: Volet de courbure

- Ce type de volet permet de faire varier la courbure de l'aile, donc la portance et la traînée.
- C'est une simple articulation au bord de fuite et occupe une fraction de la profondeur de l'aile de 20 à 30 %.
- Le braquage crée une dépression sur l'extrados du volet
- les surpressions sur l'intrados sont aussi augmentées, principalement sur la seconde moitié du profil.
- Sur certains types de planeurs il est possible de braquer les volets négativement (vers le haut).



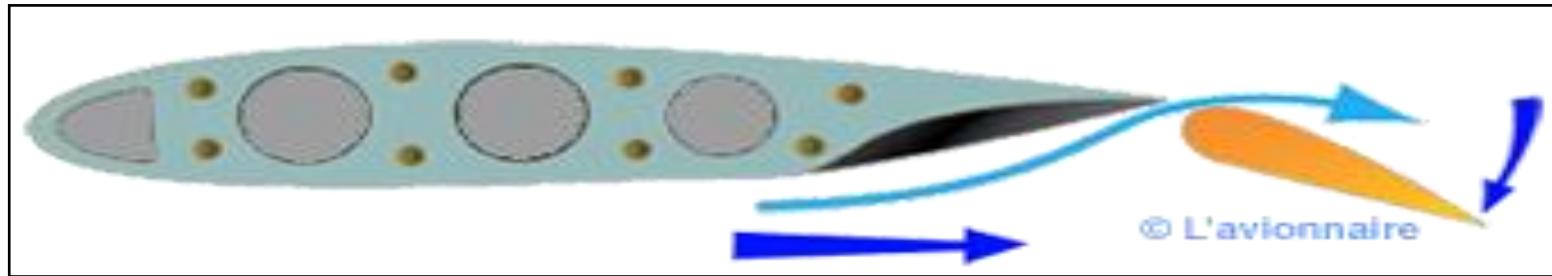
# Différents types de volets: Volet de courbure à fente

- Une fente est ménagée entre le profil et le volet, dès que l'on braque celui-ci
- La fente doit être convergente pour accélérer le flux et avoir une direction telle que l'écoulement ne décolle pas sur le volet.
- L'absence de décollement est liée la dépression sur le volet et donc également la vitesse à la sortie de la fente.
- Il existe donc une largeur optimale. De la fente: Une fente trop étroite freine l'écoulement par viscosité, une fente trop large peut diminuer la dépression d'extrados du volet.
- Pour obtenir le meilleur fonctionnement à n'importe quel braquage, il est nécessaire d'adoindre un dispositif cinématique tel que le volet puisse être translaté et pivoté à la fois: Cette solution est adoptée maintenant sur presque tous les avions modernes.



# Différents types de volets: Volet Fowler

- Le volet Fowler consiste en une aile auxiliaire qui vient se loger sous l'extrados de l'aile principale.
- Cette pseudo-aile est reculée en même temps qu'elle est braquée.
- On combine ainsi les effets de courbure, de fente et de variation de surface.



# Différents types de volets: Volet Fowler à volets multiples

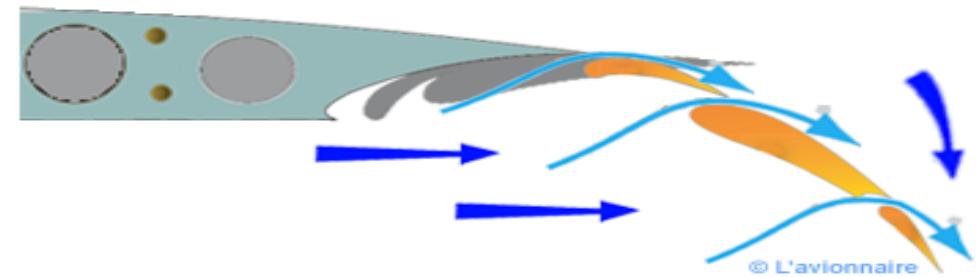
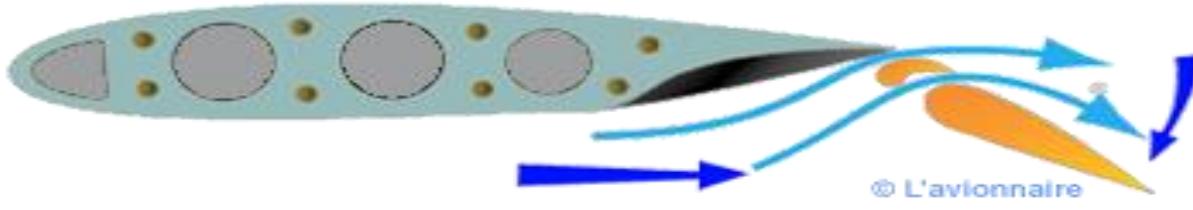
Sur certains volets à fente, le décollement se produit sur le volet plutôt que sur l'aile.

Pour éviter ce phénomène, les dispositifs hypersustentateurs à volets multiples ont été introduits

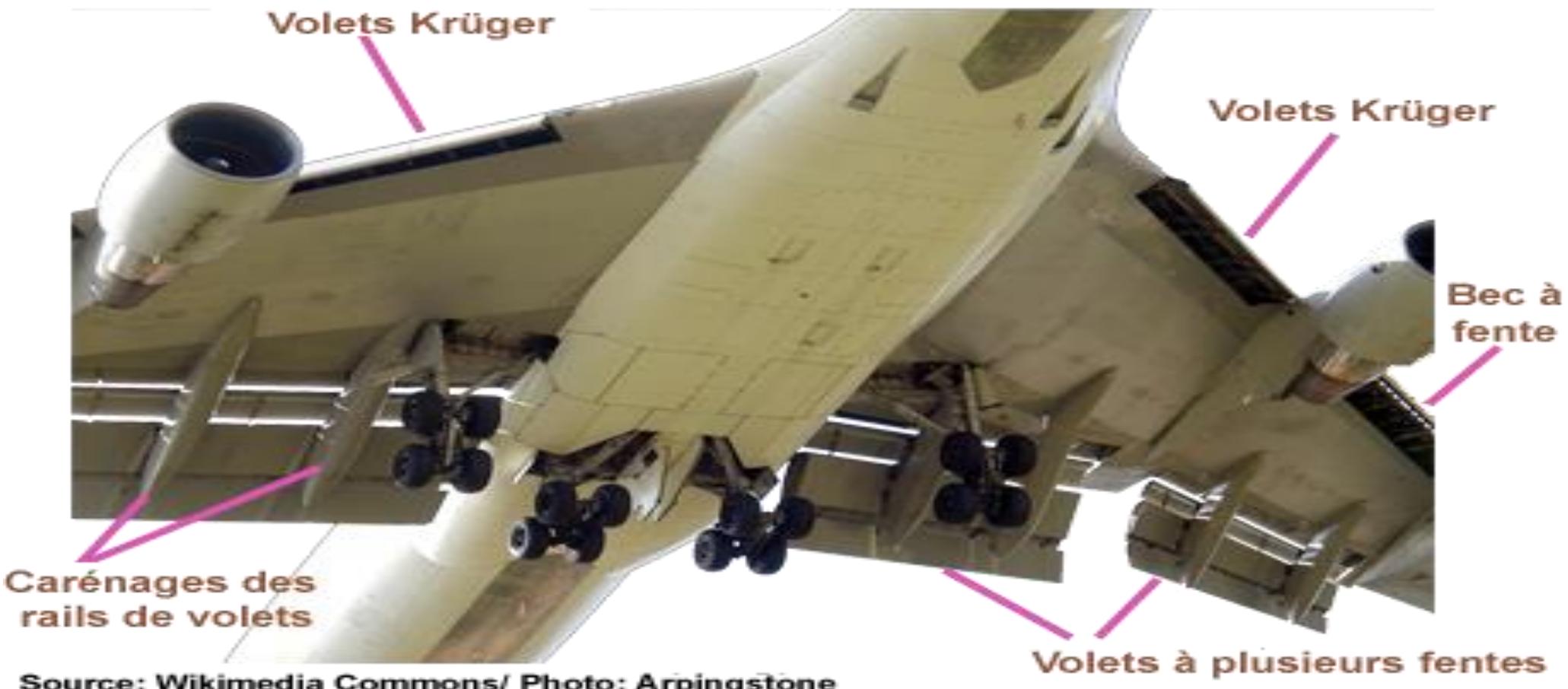
Dans ce type de systèmes le volet est lui-même hypersustenté.

Ce type de volet peut être en deux ou trois parties, avec deux ou trois fentes.

Dans tous les cas un gain est obtenu, mais il faut aussi tenir compte de l'augmentation du poids et de la complication mécanique.



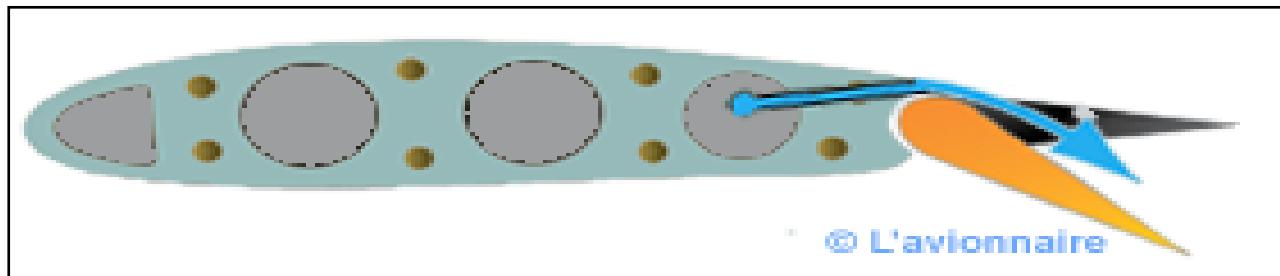
# Boeing 747 en phase d'approche juste avant l'atterrissage



# Dispositifs divers: Soufflage

De l'air prélevé du où des réacteurs est soufflé sur l'extrados au niveau du bord de fuite juste avant les volets lorsque ceux-ci sont abaissés pour redonner de l'énergie à la couche limite.

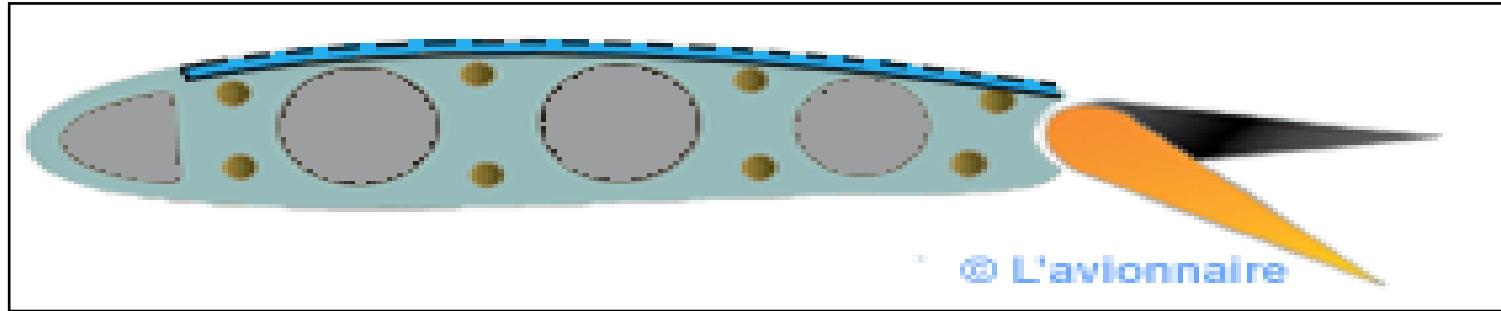
Exemple le F-104 Starfighter.



## Dispositifs divers: *Aspiration*

La couche limite est aspirée à travers de trous très fins sur l'extrados, ce qui retarde son décollement.

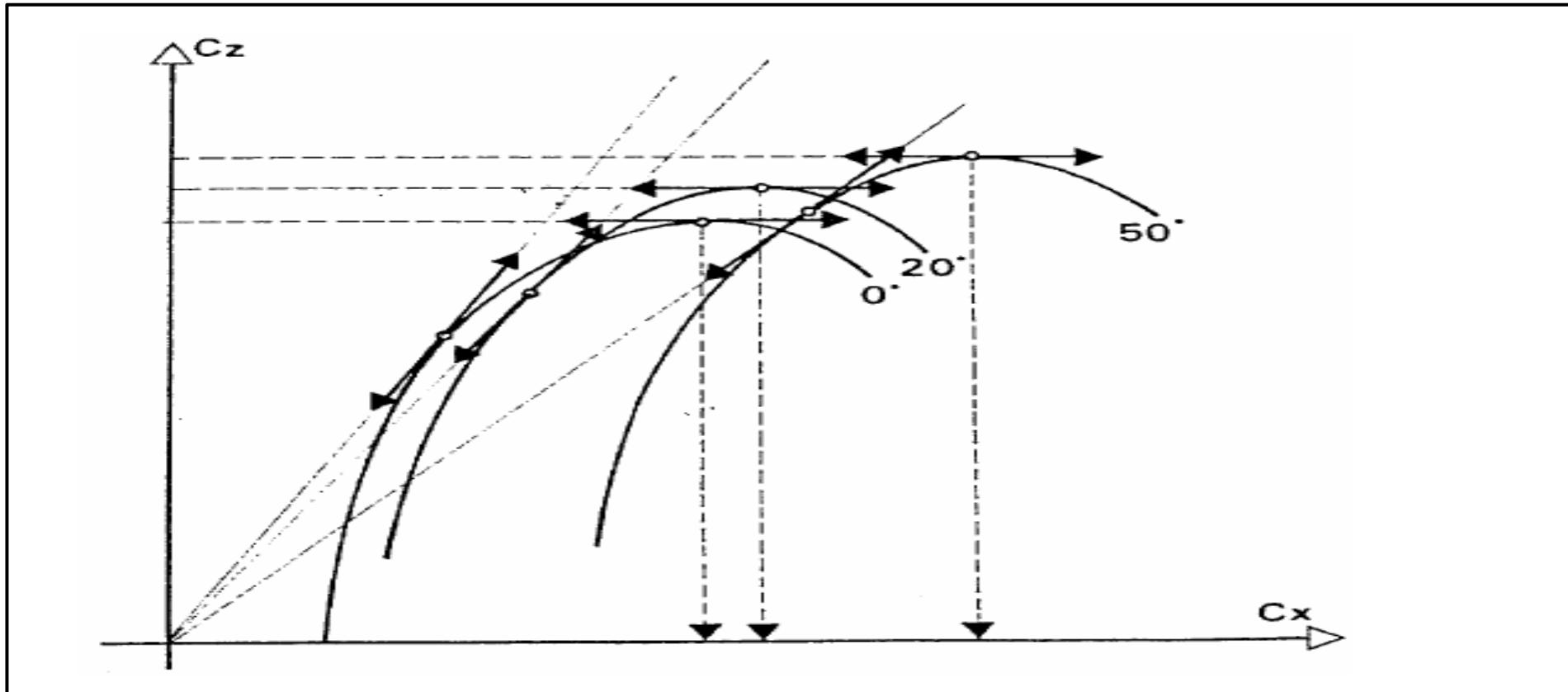
Ce système séduisant mais plus employé se heurte à des difficultés techniques (conduites d'aspiration) et consomme beaucoup d'énergie pour être efficace.



# Tableau récapitulatif de l'amélioration apportée par les dispositifs hypersustentateurs

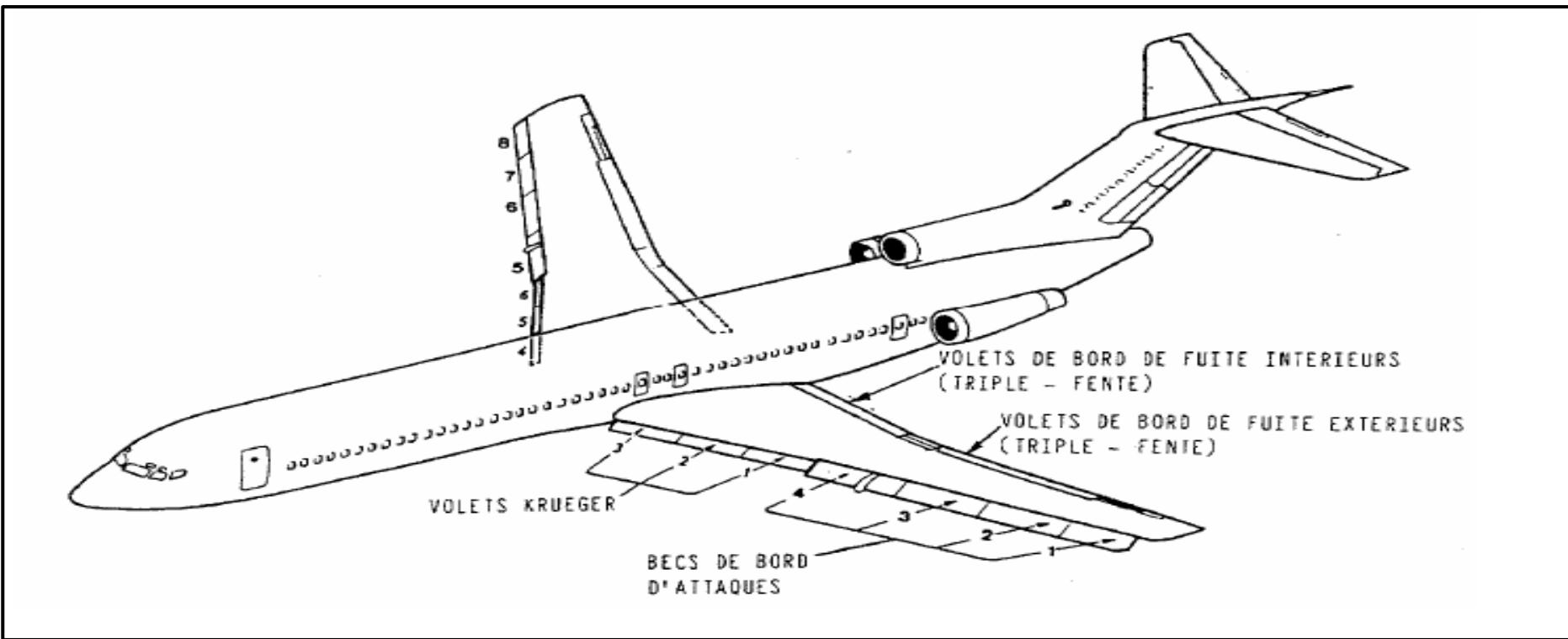
Désignation	Forme d'Aile	Angle de braquage	Augmentation portance
Profil de base			
Volet de courbure		45°	51 %
Volets intrados sans recul		50°	67 %
Volet à fente		45°	53 %
Volet Fowler surface augmentée de 30%		40°	88 %
Bec automatique			26 %
Bec et Volet Fowler		Bec - 40° Volet + 40°	93 %

## Synthèse des dispositifs hypersustentateurs sur la polaire



- L'action simultanée des dispositifs de Bord d'attaque et Bord de fuite augmente  $C_{z \text{ max}}$  et  $\alpha_{Cz\text{max}}$ .
  - Pour 20°,  $C_z$  augmente pour une variation faible de  $C_x$  : utilisation au décollage.
  - Pour 50°,  $C_{z \text{ max}}$  est maximal mais au prix d'une forte traînée : utilisation à l'atterrissement.

# Installation B 727

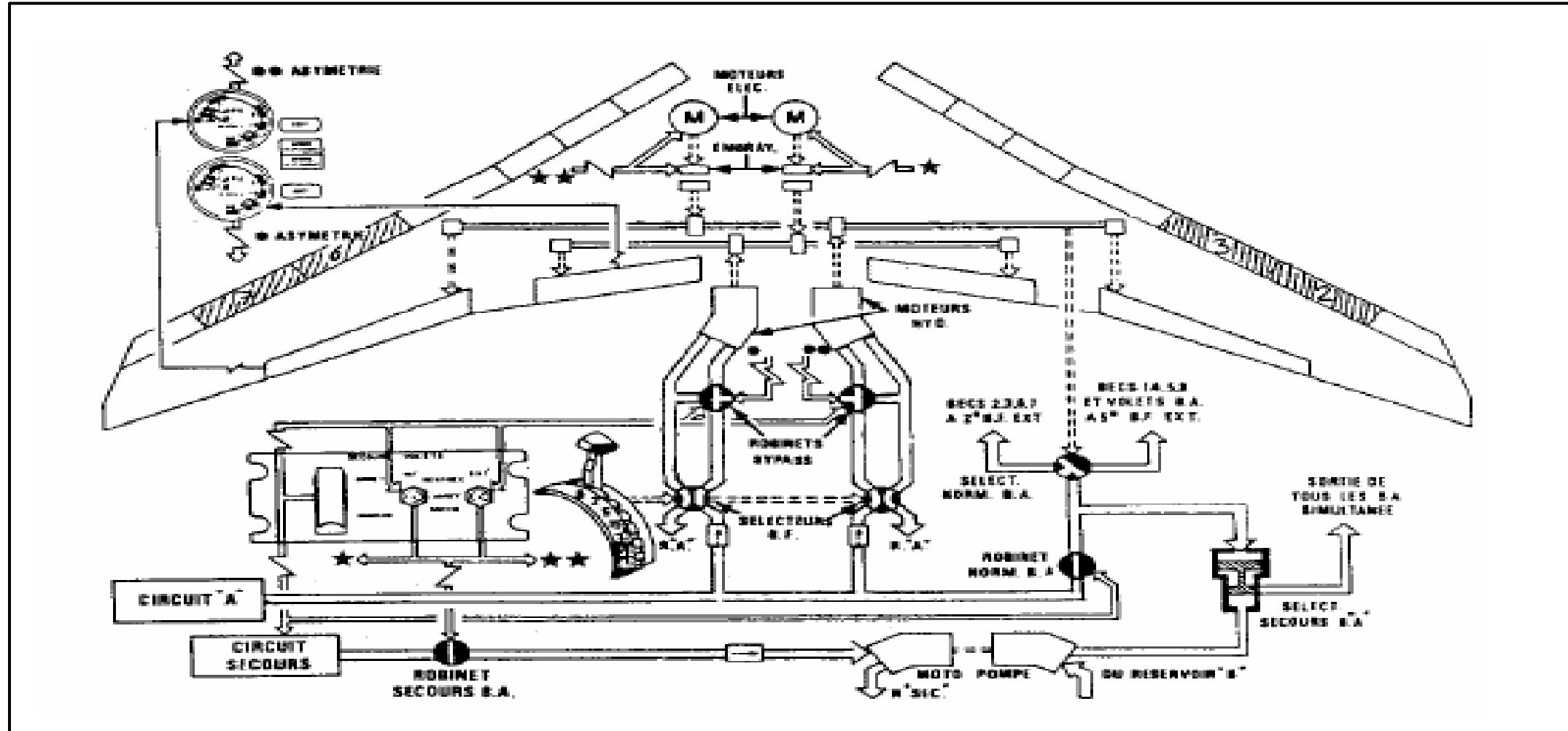


Cet avion dispose de :

- 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.

# Mise en œuvre des dispositifs hypersustentateurs sur B 727

## Dispositifs de bord d'attaque



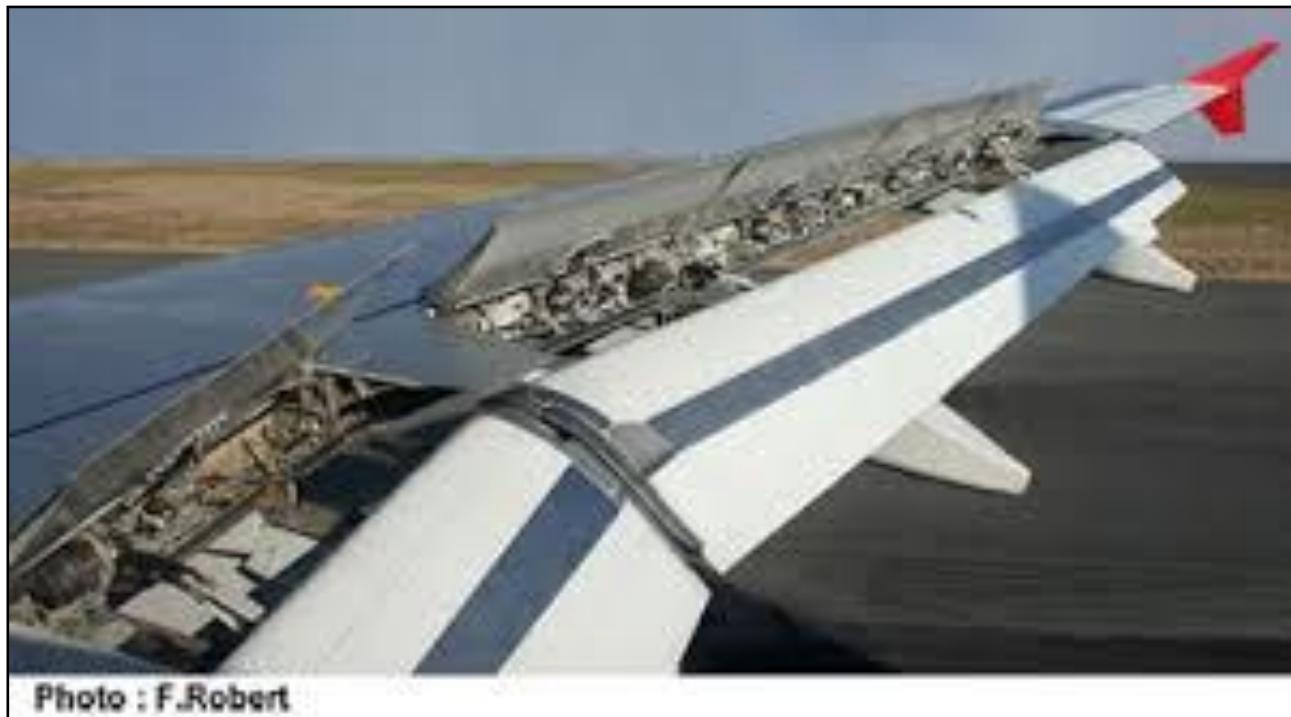
# Dispositifs hyposustentateurs

## ➤ Buts

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

## ➤ Deux types de dispositifs

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



# Aéofreins

Les aéofreins ou **speed brackes** (en anglais) sont des surfaces mobiles actionnées par l'énergie hydraulique (sauf pour les planeurs et avions légers) qui servent à augmenter la traînée.

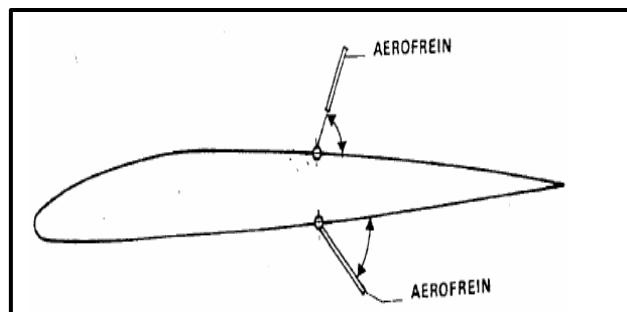
Ils sont utilisés :

- pour diminuer la vitesse
- pour augmenter le taux de descente sans augmenter la vitesse

Panneaux faisant obstacle à l'écoulement

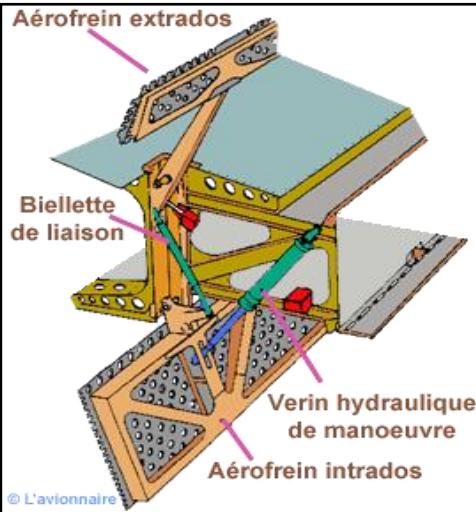
Peuvent être placés sur ou sous le fuselage à l'intrados et/ou à l'extrados.

Les aéofreins sont très souvent percés de nombreux trous pour augmenter la traînée (création de turbulences).



# Sur les ailes

- Ils se situent sur l'extrados, mais aussi parfois sous l'intrados de l'aile. Ils sont les plus courants.
- Ils sont souvent percés afin de maximiser la traînée.
- Les aérofreins situés sur l'aile modifient la circulation de l'air autour de celle-ci, affectant ainsi la répartition de portance de l'avion
- Situés à l'extrados (le plus souvent), les aérofreins diminuent localement la portance.
- Situés à l'intrados (souvent en complément des aérofreins d'extrados), ou en volets de bord de fuite, les aérofreins peuvent au contraire augmenter la portance locale ou ne pas avoir d'effet sur elle.



# Différents types d'aérofreins: Au-dessus du fuselage



Les aérofreins placés sur le fuselage n'ont pas d'influence sur la portance.  
Exemple: McDonnel-Douglas F-15 Eagle

# Différents types d'aérofreins: En-dessous du fuselage



Source : meretmarine : Photo: Gildas Le CUNFF

## Différents types d'aérofreins: autour de la tuyère



Source: Wikimedia Commons: Photo : Jean-Patrick Donzey

Quatre panneaux d'aérofreins déployés autour de la tuyère du Mig 23.

## Différents types d'aérofreins: cône de queue



avions de transport comme le BAE 146

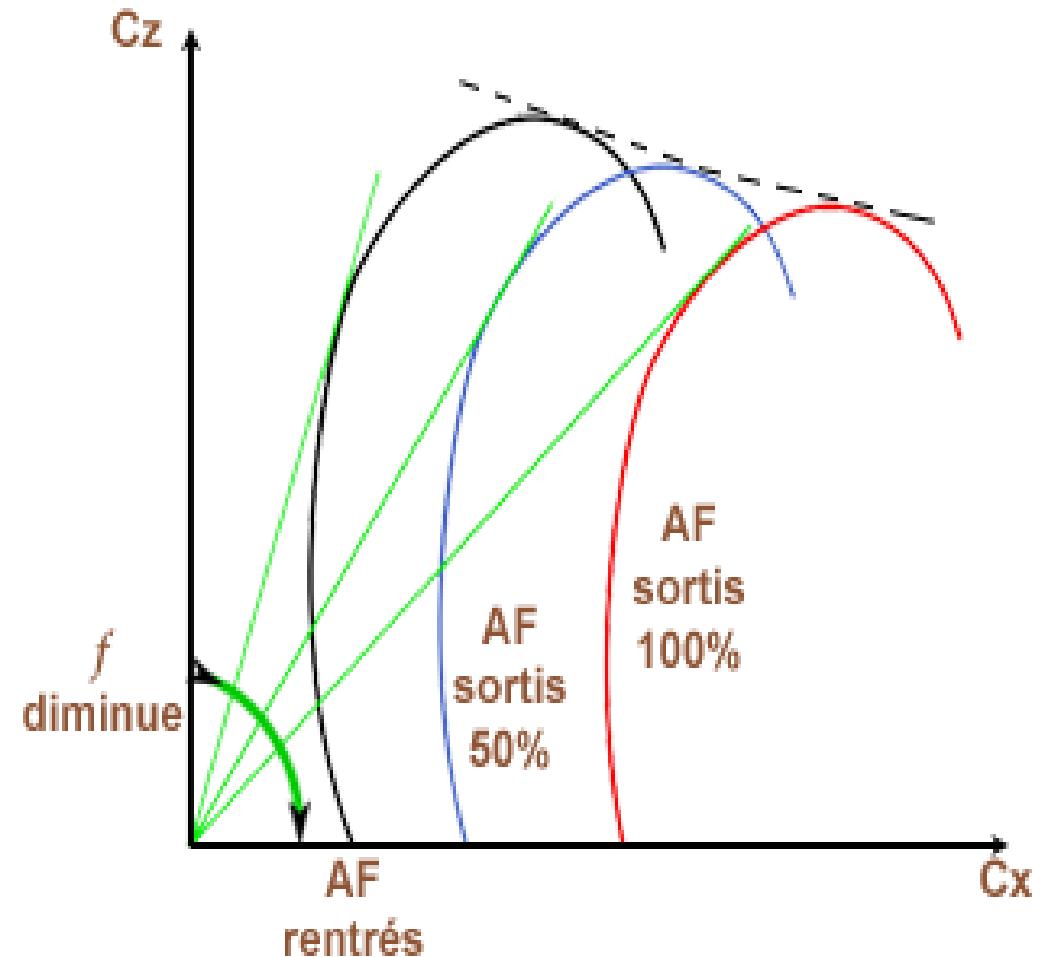
# Le parachute de queue

- Ce système de freinage permet une très brusque décélération due à la grande surface déployée.
- Il a donc majoritairement été utilisé pour les avions de chasse qui doivent atterrir à des vitesses particulièrement élevées sur des pistes parfois assez courtes.
- Les navettes spatiales utilisaient aussi ce type de freinage lors de leur atterrissage.
- Parmi les avions de lignes équipés, on peut citer la Caravelle ou les versions d'essai du Concorde2.
- Par la suite, l'apparition des inverseurs de poussée et les progrès réalisés sur les freins de roues ont progressivement fait disparaître les parachutes de queue, trop contraignants à mettre en œuvre.



# **Influence sur la polaire**

- En augmentant le coefficient de traînée **Cx**, les aérofreins modifient la polaire en la décalant vers la droite sur l'axe **Cx**.
- Mais comme les aérofreins sont installés sur les ailes, ils produisent également une détérioration plus ou moins importante du coefficient **Cz** .
- Cette détérioration est faible par rapport à l'augmentation du coefficient de traînée.



## Les spoilers

Les spoilers sont des surfaces mobiles d'extrados dont le braquage provoque, sur l'aile concernée, un accroissement de traînée et une diminution de portance.

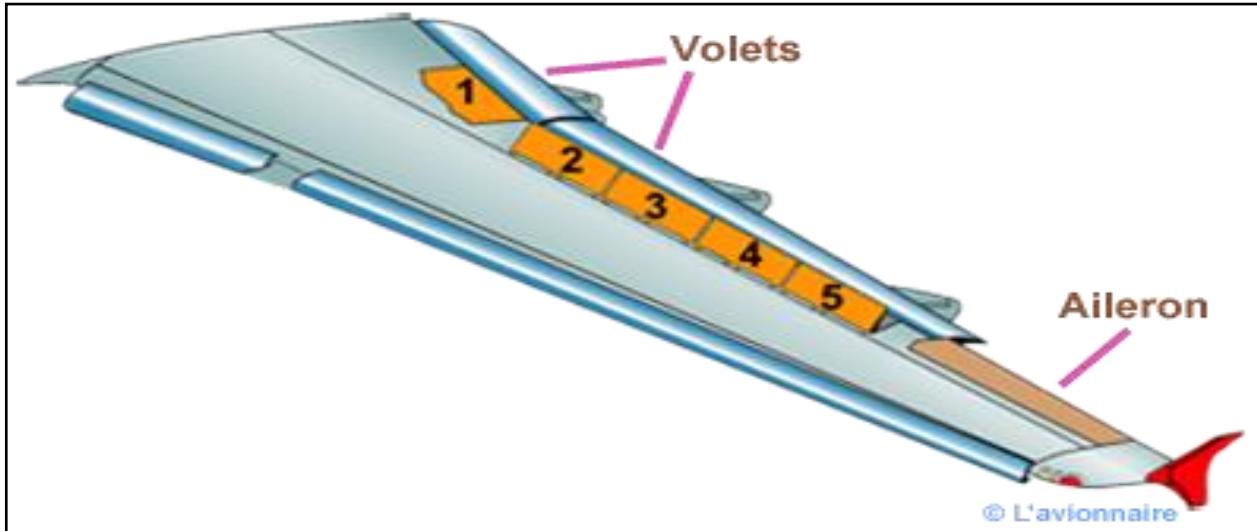
Pour ne pas perturber l'écoulement aérodynamique sur l'aileron, les spoilers sont toujours décalés par rapport aux ailerons.



# Les spoilers

L'airbus 319 servira de base pour les explications suivantes

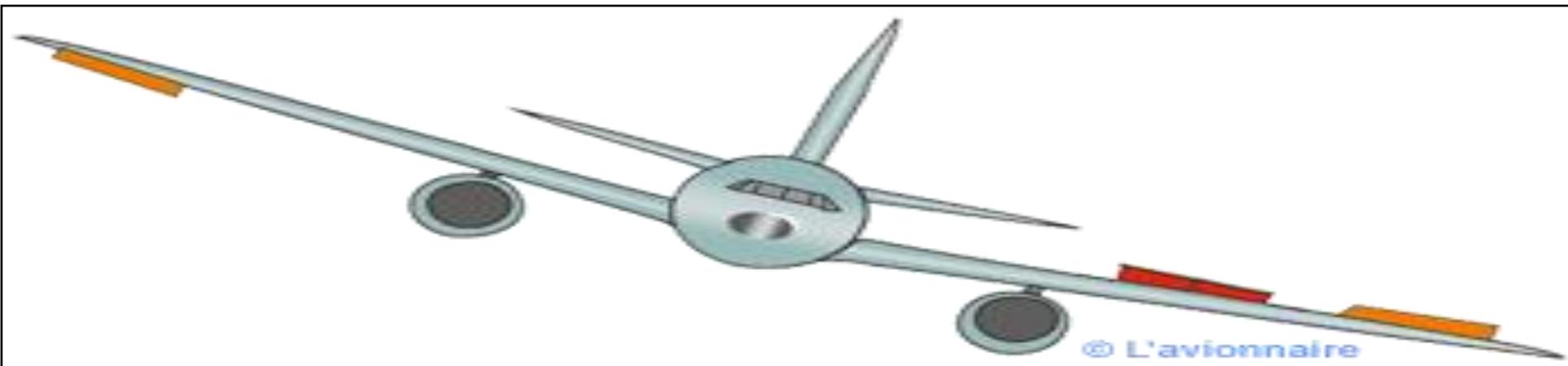
- Sur cet appareil cinq panneaux mobiles numérotés de **1 à 5** composent les spoilers.
- Chaque panneau est commandé par un vérin hydraulique.
- Ce vérin hydraulique étant lui-même commandé par une servo-valve qui reçoit des ordres électriques provenant du boîtier de commande.



# Principe de fonctionnement spoilers

En vol :

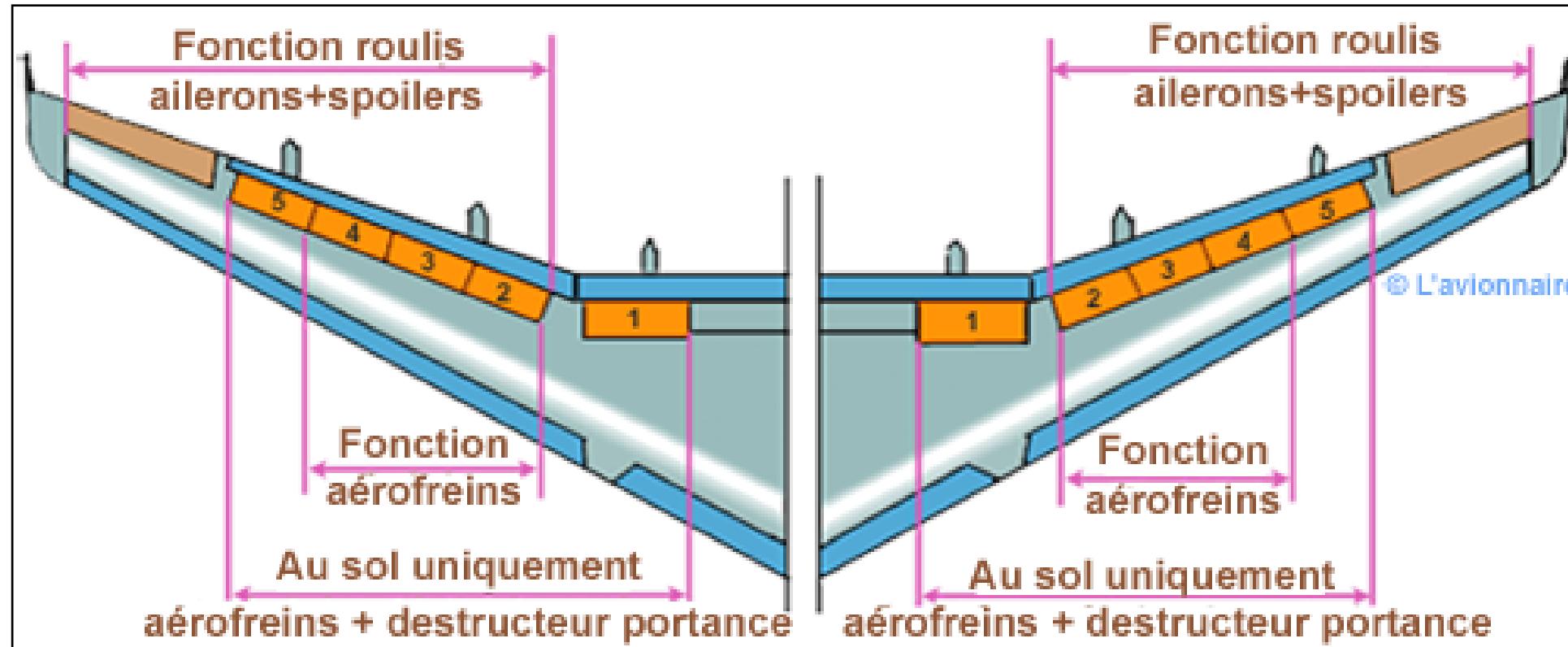
- Commandés symétriquement par une manette ils font fonction d'aérofreins.
- Commandés différentiellement, ils jouent le rôle d'aide aux ailerons pour le "gauchissement" ce qui améliore la maniabilité de l'appareil.
- Les spoilers extérieurs de l'aile descendante sont partiellement sortis pour créer une traînée, tandis que les spoilers de l'aile ascendante restent rétractés.
- Cela contribue à contrer le lacet défavorable et à améliorer le taux de roulement.



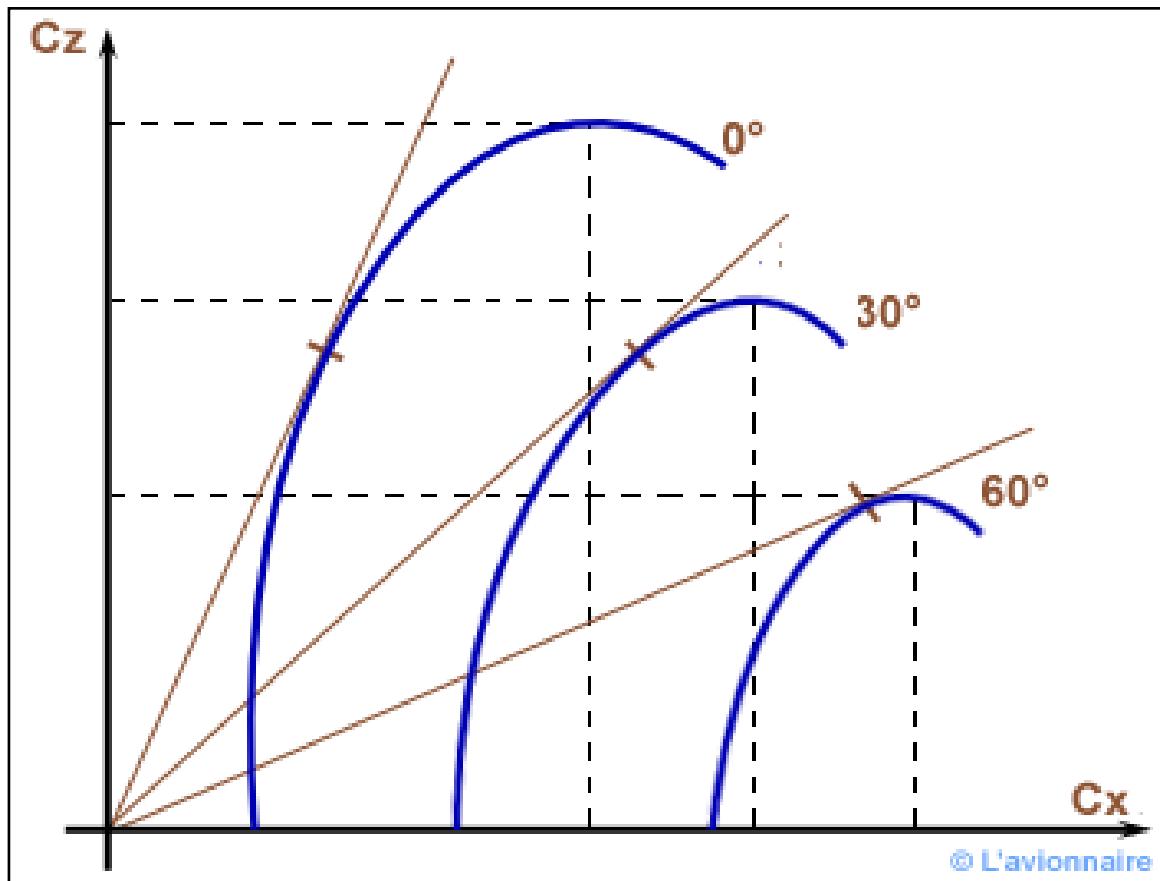
# Principe de fonctionnement spoilers

## Au sol :

A l'atterrissement après le toucher des roues, braqués symétriquement ils jouent le rôle d'aérofreins et de destructeurs de portance. A vitesse élevée l'avion est ainsi plaqué au sol ce qui augmente l'efficacité du freinage.



# Influence des spoilers sur la polaire

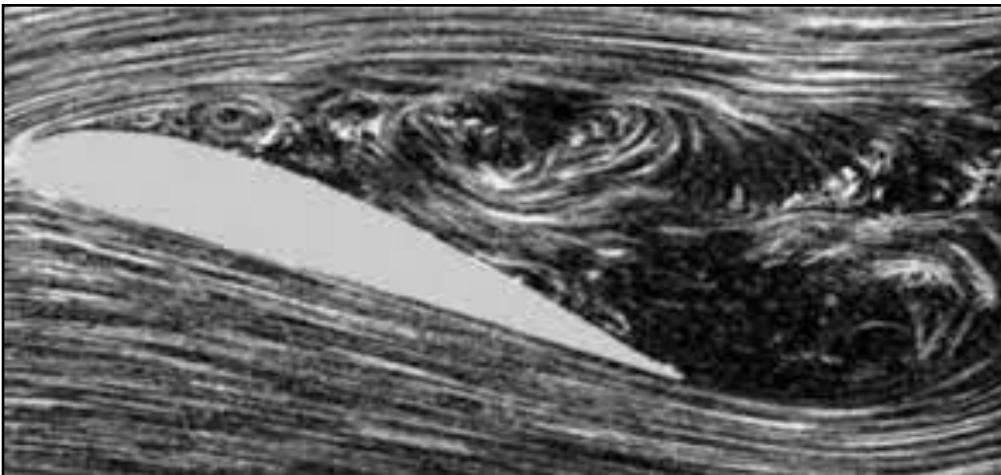


Lorsque les spoilers sortent le  **$C_z$**  diminue, le  **$C_x$**  augmente et la **finesse** diminue.  
Le  **$C_z$  max** diminuant, la vitesse de décrochage augmentera à la sortie des spoilers.

# Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences

## Buffeting

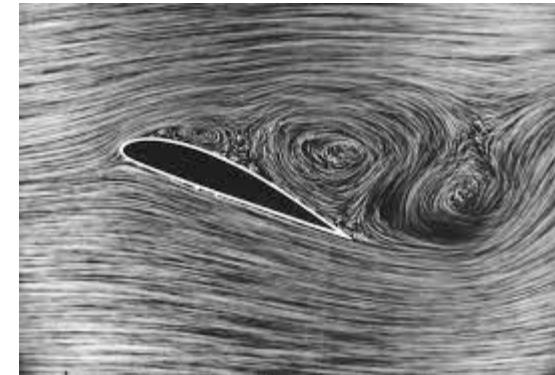
- Il y a décollement aérodynamique lorsque les filets fluides se détachent de la paroi,
- Les sillages et les décollements aérodynamiques constituent par la perturbation de l'écoulement aérodynamique des sources de vibrations : C'est le buffeting, c'est une aérovibration.
- Le buffeting se produisent pour une incidence trop forte; il est considéré comme un avertisseur de décrochage.
- 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.



# Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences

## Buffeting basse vitesse

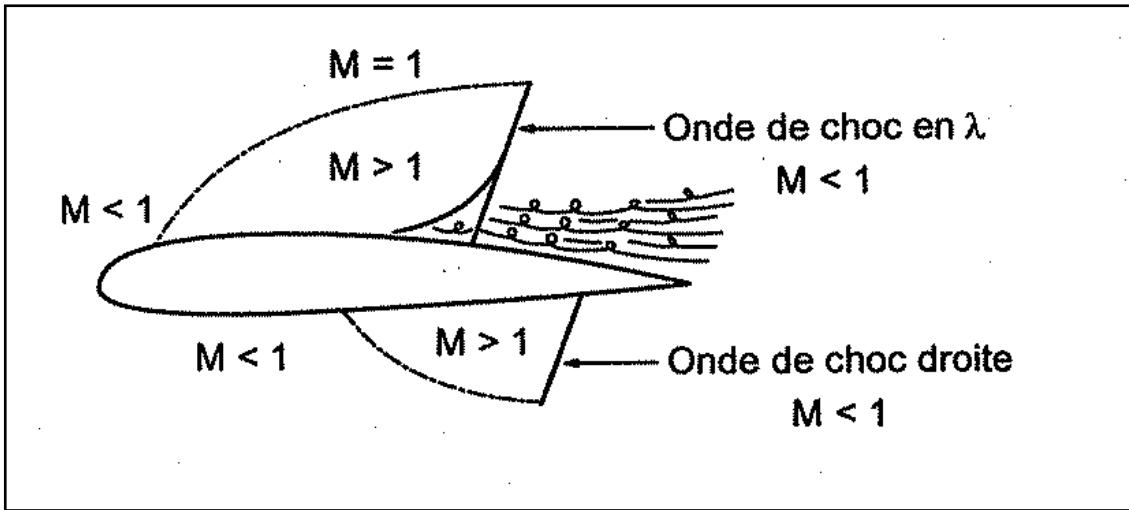
- Lorsque les décollements se produisent sur la voilure, à une incidence de vol trop élevée, des vibrations apparaissent avant le décrochage prévenant l'imminence de celui-ci.
- C'est le buffeting basse vitesse.
- Une modification du régime de vol permet de le faire disparaître.
- Il importe que la plage d'incidence où il se produit soit en dehors de la zone d'utilisation normale de l'avion.



# Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences

## 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, il y a apparition d'ondes de choc, et de ce fait décollements dus aux interactions couche limite - ondes de choc.
- Le Mach critique est le Mach général pour lequel on a un Mach local égal à 1 sur le profil)

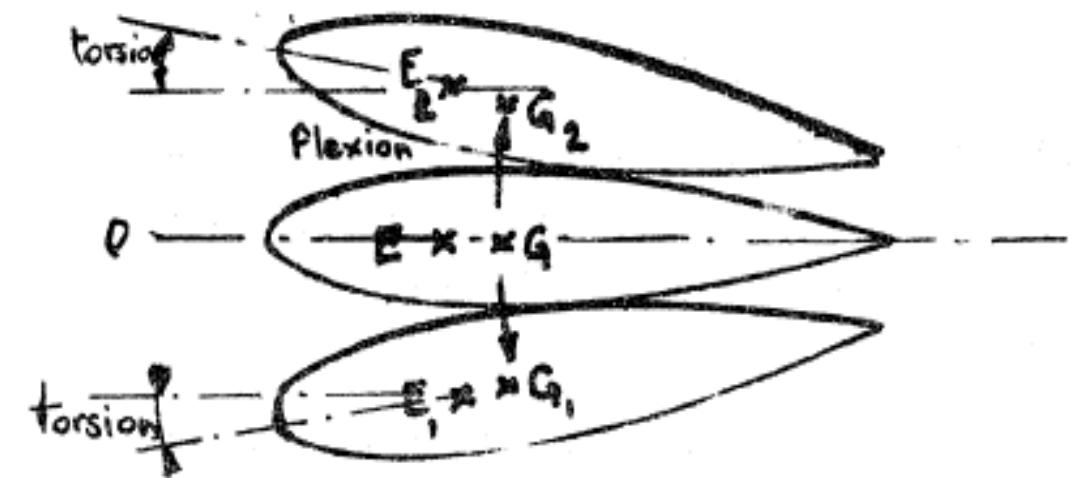


- En vol transsonique, les ondes de choc se déplaçant à la surface de l'aile et se développent dissymétriquement à l'extrados et à l'intrados, les décollements derrière l'onde de choc seront la cause de vibrations.
- C'est le buffeting haute vitesse encore appelé buffeting transsonique.
- En vol supersonique, l'écoulement est différent de l'écoulement subsonique.
- L'approche de la vitesse du son se traduit par des vibrations importantes.

# Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences

## Le flutter

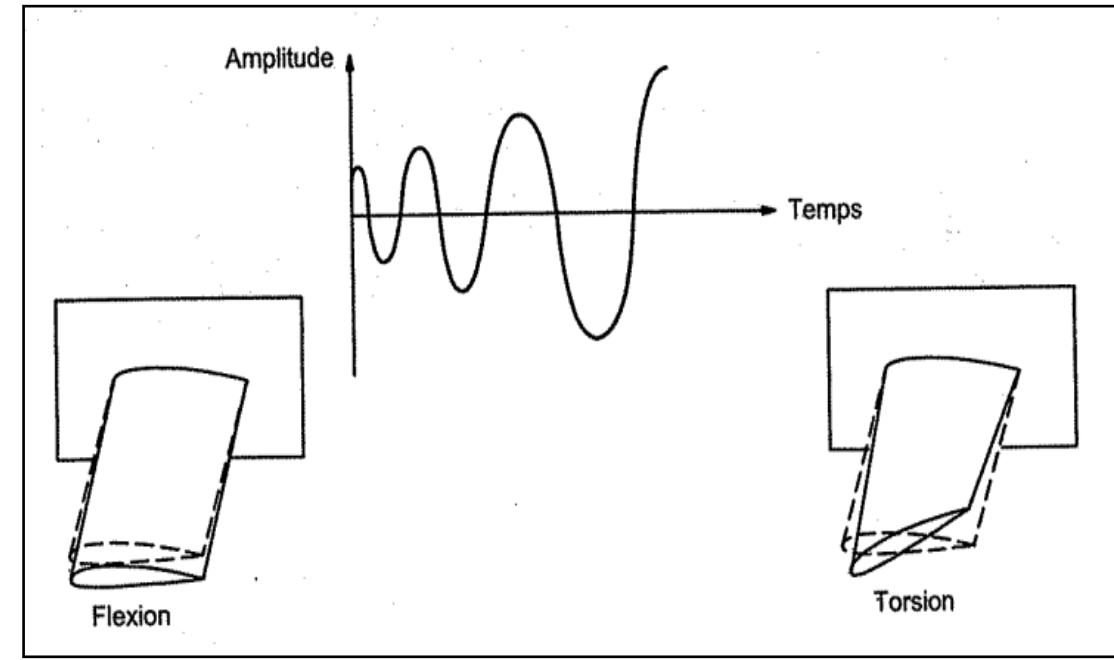
- On appelle "flutter" un phénomène vibratoire qui n'existe que par suite de la souplesse des structures d'avion placées dans certaines conditions de vol (vitesse et altitude).
- Contrairement au buffeting, le flutter est une vibration auto-excitée et non pas une vibration forcée.



# Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences

## Le flutter

- Quelle que soit sa construction, un avion subit des efforts en vol, mais aussi au niveau du sol, lors des roulages ou des atterrissages et des freinages.
- De ces efforts résultent des déformations.
- Celles-ci vont provoquer des contraintes qui, en vol, déforment la voilure:
  1. longitudinalement (flexion du longeron)
  2. transversalement par torsion ou vrillage (nervures et revêtement).

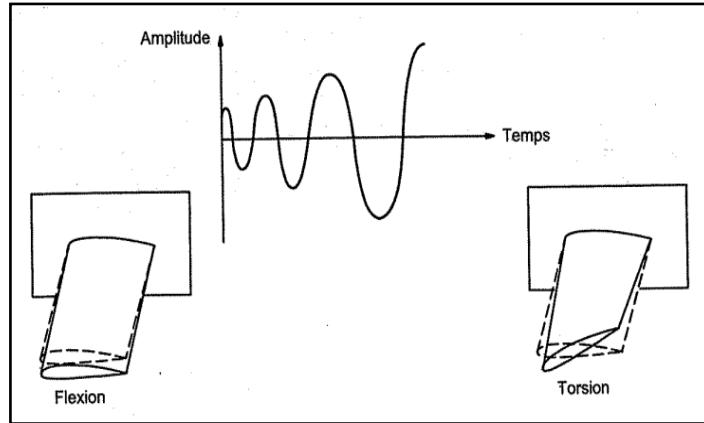


Vibration de la voilure

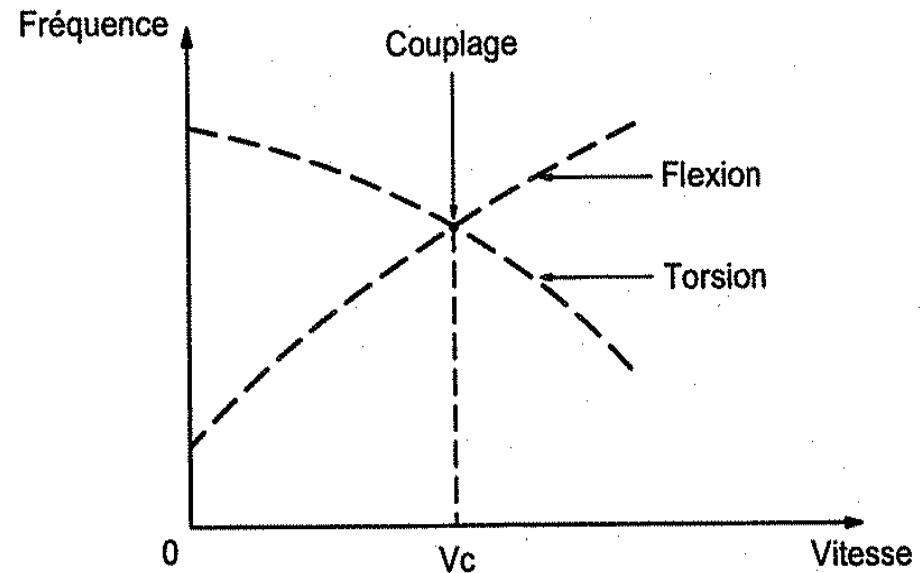
# Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences

Le flutter

- Lorsque la vitesse de l'écoulement de l'air augmente autour d'une aile:
  1. la fréquence des mouvements de torsion diminue
  2. la fréquence des mouvements de flexion augmente.
- Il en résulte une vitesse, appelée vitesse critique, pour laquelle ces deux fréquences sont égales et provoquent des phénomènes de résonance.
- En mécanique, la résonance est un phénomène d'auto-amplification conduisant à la rupture.
- La résonance va provoquer l'amplification des mouvements de flexion et de torsion en un phénomène appelé *flutter*, qui, s'il se prolonge plus de quelques secondes à quelques dizaines de secondes, conduit à la destruction explosive de l'aile ou d'une partie aérodynamique de l'avion.



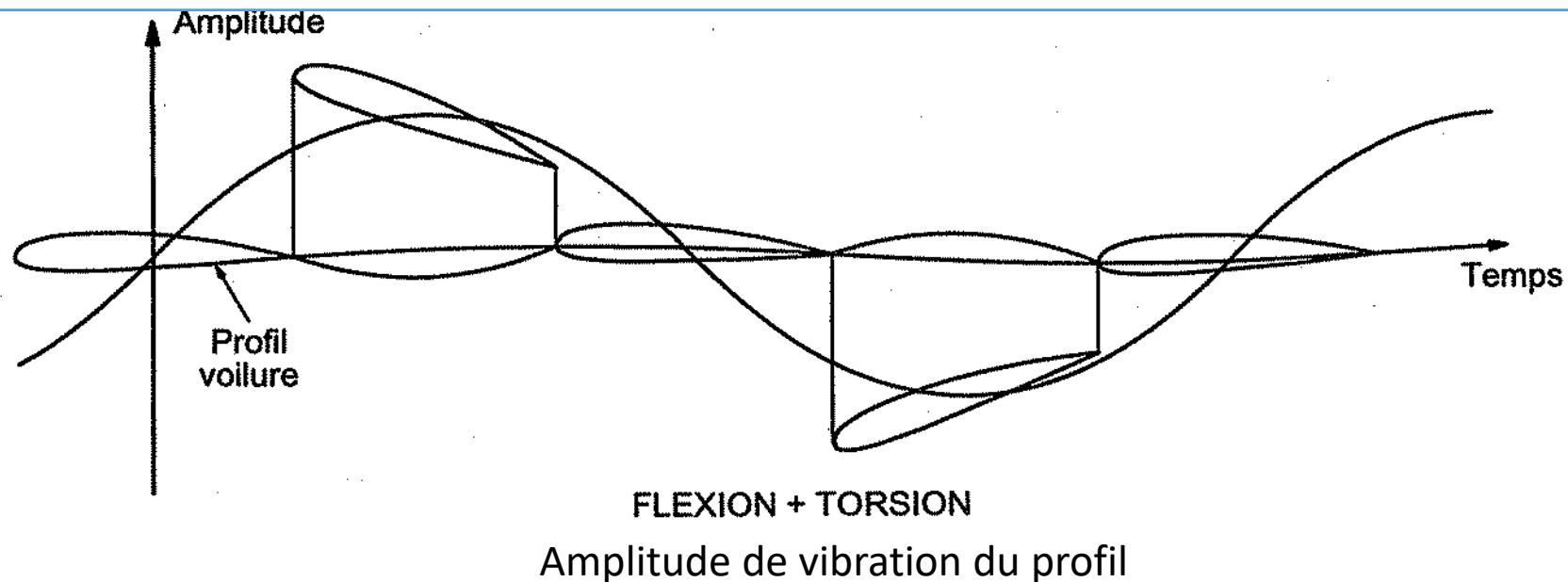
Vibration de la voilure



# Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences

## Le flutter

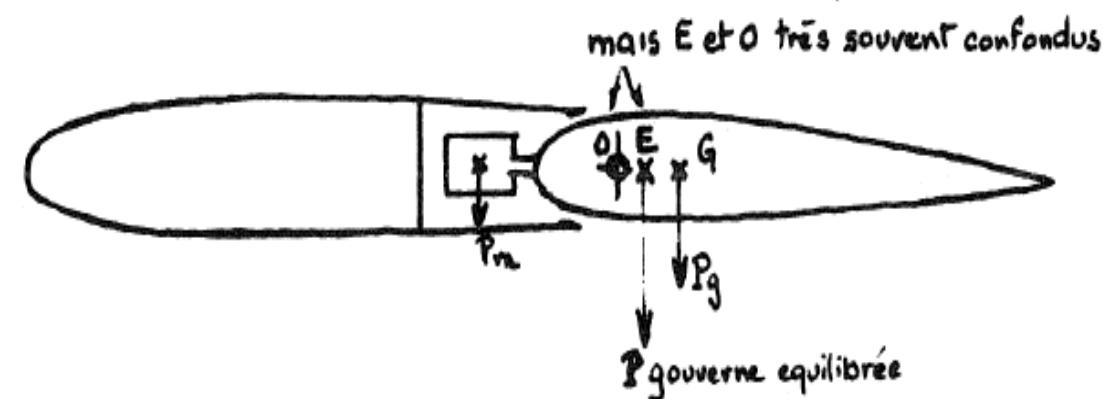
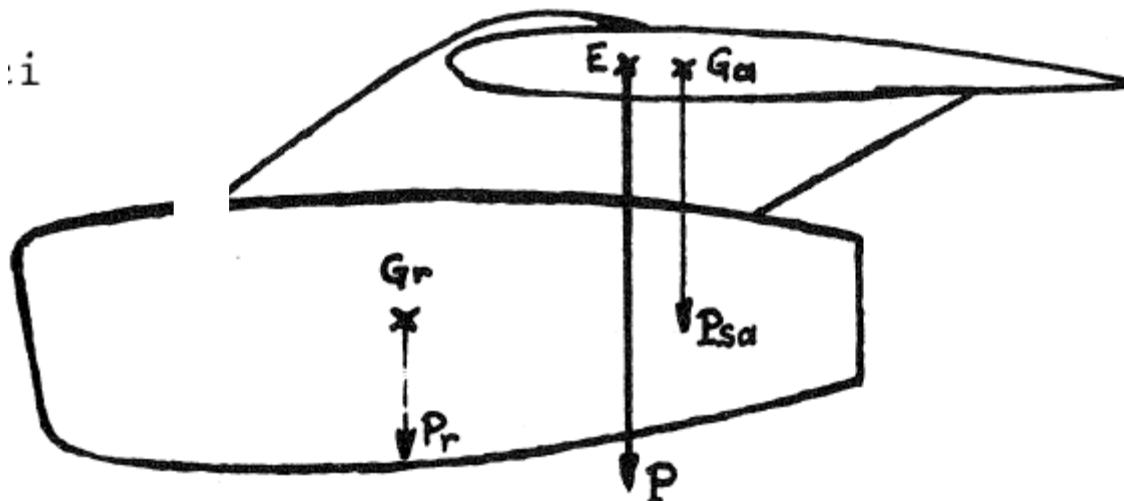
- La résonance se produit au couplage des deux vibrations et ceci à une vitesse  $V_c$  appelée vitesse critique où les déformations vont s'amplifier risquant d'amener la rupture.
- On dit alors que l'on est dans des conditions de vol critique et qu'il y a flutter.
- Le flutter peut affecter non seulement l'aile, mais un empennage, une gouverne, même l'avion tout entier.
- 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



# Les vibrations : leurs causes, leurs conséquences

## Le flutter

- Pour éloigner la vitesse critique on peut :
  - augmenter la rigidité de la structure en torsion (construction caisson);
  - placer des masses vers le bord d'attaque de l'aile pour placer le centre de gravité sur l'axe élastique.
- D'autres couplages tels que flexion d'empennage ou de voilure et rotation de gouvernes peuvent provoquer le flutter.



# QUESTION N°1

On appelle "revêtement intégral" :

- A : un ensemble cohérent d'assemblage par rivetage, d'une structure à base de longerons et de nervures
- B : un ensemble automidi dont les lisses sont généralement fraîches dans la masse
- C : un ensemble à base de longerons, nervures, et revêtement, constituant un caisson rigide
- D : la structure finale de l'assemblage d'un fuselage de type "coque" travaillante

*On appelle "revêtement intégral" :*

- A = un ensemble cohérent d'assemblage par rivetage, d'une structure à base de longerons et de nervures
- B = un ensemble autoraidi dont les lisses sont généralement fraîsées dans la masse
- C = un ensemble à base de longerons, nervures, et revêtement, constituant un caisson rigide
- D = la structure finale de l'assemblage d'un fuselage de type "coque" travaillante

Sur les structures modernes, le revêtement travaille et encaisse aussi bien des efforts de torsion que de flexion.

Les raidisseurs, fraîsés dans la masse, constituent des revêtements auto-raidis.

**Réponse : B**



## QUESTION N°4

Certains avions civils modernes sont équipés aux extrémités d'ailes de profils aérodynamiques appelés "winglets".

- 1 - les winglets introduisent ponctuellement un moment de flexion s'ajoutant à celui dû aux charges verticales en vol
- 2 - aérodynamiquement bénéfiques, les winglets sont structurellement pénalisants
- 3 - les winglets ont les mêmes effets que les réservoirs de bout d'aile quant aux charges verticales
- 4 - les winglets, par les efforts aérodynamiques qu'ils génèrent, diminuent les déformations sous charge de l'aile souple en vol

La combinaison comportant les affirmations correctes est :

A > 4 - 1

B > 2 - 3

C > 1 - 2

D > 3 - 4

Certains avions civils modernes sont équipés aux extrémités d'ailes de profils aérodynamiques appelés "winglets".

- 1 - les winglets introduisent ponctuellement un moment de flexion s'ajoutant à celui dû aux charges verticales en vol
- 2 - aérodynamiquement bénéfiques, les winglets sont structuralement pénalisants
- 3 - les winglets ont les mêmes effets que les réservoirs de bout d'aile quant aux charges verticales
- 4 - les winglets, par les efforts aérodynamiques qu'ils génèrent, diminuent les déformations sous charge de l'aile souple en vol

La combinaison comportant les affirmations correctes est :

A > 4 - 1

B > 2 - 3

C > 1 - 2

D > 3 - 4

Le but des "WINGLETS" est de diminuer la traînée induite due aux tourbillons marginaux de bout d'aile ( $\downarrow$  de conso. carburant). Cet avantage est augmenté par un calage qui génère une composante tractrice intéressante aérodynamiquement, mais, pénalisante puisqu'elle augmente le moment de flexion de l'aile en vol et engendre de ce fait des efforts tranchants (Tx, Tz et Ty) préjudiciables à la structure de l'aile.

Réponse : C

## QUESTION N°5

| *Le vrillage d'une aile :*

- A » permet d'augmenter la portance de l'aile
- B » permet d'équilibrer la torsion de l'extrémité de l'aile
- C » permet d'augmenter la vitesse maximum d'un avion
- D » permet de diminuer la traînée de l'aile

*| Le vrillage d'une aile :*

- A » permet d'augmenter la portance de l'aile
- B » permet d'équilibrer la torsion de l'extrémité de l'aile
- C » permet d'augmenter la vitesse maximum d'un avion
- D » permet de diminuer la traînée de l'aile

Evite aux extrémités d'aile de décrocher en premier (la torsion est en effet maximale en extrémité d'aile). Cette disposition permet aussi de conserver l'efficacité des ailerons extérieurs.

**Réponse : B**

## QUESTION N°7

*La masse maximale sans carburant :*

- 1 - est une limitation réglementaire
- 2 - est calculée pour un facteur de charge maximal + 3,5 g
- 3 - est due au moment de flexion maximal admissible à l'emplanture de l'aile
- 4 - impose de délester les réservoirs d'aile externes en premier
- 5 - impose de délester les réservoirs d'ailes internes en premier
- 6 - peut être augmentée en rigidifiant l'aile

*Choisir la combinaison de réponses correctes :*

A » 1 - 3 - 5

B » 2 - 5 - 6

C » 4 - 2 - 6

D » 1 - 2 - 3

*La masse maximale sans carburant :*

- 1 - est une limitation réglementaire
- 2 - est calculée pour un facteur de charge maximal + 3,5 g
- 3 - est due au moment de flexion maximal admissible à l'emplanture de l'aile
- 4 - impose de délester les réservoirs d'aile externes en premier
- 5 - impose de délester les réservoirs d'ailes internes en premier
- 6 - peut être augmentée en rigidifiant l'aile

*Choisir la combinaison de réponses correctes :*

A » 1 - 3 - 5

B » 2 - 5 - 6

C » 4 - 2 - 6

D » 1 - 2 - 3

---

La masse maximale sans carburant (MMSC) ou Zero Fuel Weight (ZFW) est déterminée par le moment de flexion maximum admissible par l'encastrement à l'emplanture de l'aile.

C'est une limitation structurale à ne pas dépasser et qui peut imposer sur certains vols une limitation de masse au décollage.

Pour ne pas dépasser cette limitation il est nécessaire d'imposer un ordre de délestage des réservoirs d'ailes ; des internes vers les externes.

Exemple : B 747      ZFW max = 267,6 T

A 320-200 ZFW max = 60,5 T

## QUESTION N°10

*La demi voilure d'un avion en vol contenant du carburant représente une structure soumise à des efforts verticaux engendrant un moment fléchissant :*

- A » égal au poids sans carburant multiplié par l'envergure
- B » maximal à l'empanture
- C » égal au demi poids avion multiplié par la demi-envergure
- D » minimal à l'empanture

*La demi voilure d'un avion en vol contenant du carburant représente une structure soumise à des efforts verticaux engendrant un moment fléchissant :*

- A » égal au poids sans carburant multiplié par l'envergure
- B » maximal à l'implanture
- C » égal au demi poids avion multiplié par la demi-envergure
- D » minimal à l'implanture

*Le moment de flexion dû au carburant est maximal à l'implanture et vaut*

$$M_f = p \frac{L^2}{2}$$

*Avec :*

*p = charge unitaire*

*L = demi-envergure*

**Réponse : B**

## QUESTION N°11

*Dans le cas d'un turboréacteur suspendu sous la voilure (réacteur "en POD"), l'amphie ARRIERE supporte :*

- 1 - la transmission de la poussée à la structure avion*
- 2 - la charge massique du turboréacteur*
- 3 - les efforts latéraux*
- 4 - les efforts gyroscopiques*

*La combinaison de réponses correctes est :*

**A > 2 - 3 - 4**

**B > 1 - 2 - 4**

**C > 1 - 3 - 4**

**D > 1 - 2 - 3**

Dans le cas d'un turboréacteur suspendu sous la voilure (réacteur "en POD"), l'attache ARRIERE supporte :

- 1 - la transmission de la poussée à la structure avion
- 2 - la charge massique du turboréacteur
- 3 - les efforts latéraux
- 4 - les efforts gyroscopiques

La combinaison de réponses correctes est :

A = 2 - 3 - 4

B = 1 - 2 - 4

C = 1 - 3 - 4

D = 1 - 2 - 3

L'attache ARRIERE ne supporte aucun effort dû à la poussée ; C'est le rôle de l'attache avant.

Réponse : A

## QUESTION N°15

Dans une aile :

- 1 - les semelles de longerons reprennent une partie des contraintes dues au moment de flexion induit par les charges verticales
- 2 - la trainée voilure cisaille les nervures
- 3 - un panneau intégral est un ensemble groupant un panneau et tous les éléments qui s'y fixent
- 4 - les raidisseurs rapportés du revêtement, encore appelées listons (petites lisses), sont tractionnés ou comprimés sous l'action des charges massiques

Les affirmations correctes sont :

A => 3 - 4

B => 1 - 2

C => 2 - 3

D => 1 - 4

Dans une aile :

- 1 - les semelles de longerons reprennent une partie des contraintes dues au moment de flexion induit par les charges verticales
- 2 - la trainée voilure cisaille les nervures
- 3 - un panneau intégral est un ensemble groupant un panneau et tous les éléments qui s'y fixent
- 4 - les raidisseurs rapportés du revêtement, encore appelées lisses (petites lisses), sont tractionnés ou comprimés sous l'action des charges massiques

Les affirmations correctes sont :

- A > 3 - 4  
B > 1 - 2  
C > 2 - 3  
D > 1 - 4

Les longerons d'ailes sont constitués de semelles qui reprennent les efforts de traction/compression et, d'âmes qui sont cisaillées par les efforts tranchants.

Les lisses sont des raidisseurs fixés au revêtement qui supportent les efforts de traction/compression dus aux charges massiques et aérodynamiques. Elles servent d'interface entre le revêtement et les nervures.

Réponse : D

# QUESTION N°17

*Le "buffeting" est un phénomène :*

- 1 - dû au couplage des forces aéroélastiques, aérodynamiques et massiques*
- 2 - dû à des vibrations forcées*
- 3 - dû à des vibrations auto excitées*
- 4 - qui peut être rencontré dans le domaine normal de vol*
- 5 - qui peut disparaître en augmentant la vitesse en transsonique*
- 6 - qui peut être retardé par les "vortex generators", ou générateurs de tourbillons*

*Choisir la combinaison de réponses correctes :*

A = 1 - 3 - 4

B = 1 - 2 - 6

C = 3 - 4 - 5

D = 2 - 5 - 6

*Le "buffeting" est un phénomène :*

- 1 - dû au couplage des forces aérodynamiques, aérodynamiques et massiques*
- 2 - dû à des vibrations forcées*
- 3 - dû à des vibrations auto-excitées*
- 4 - qui peut être rencontré dans le domaine normal de vol*
- 5 - qui peut disparaître en augmentant la vitesse en transsonique*
- 6 - qui peut être retardé par les "vortex generators", ou générateurs de tourbillons*

*Choisir la combinaison de réponses correctes :*

**A = 1 - 3 - 4**

**B = 1 - 2 - 6**

**C = 3 - 4 - 5**

**D = 2 - 5 - 6**

- Couplage des forces élastiques, aérodynamiques et massiques.
- Vibrations forcées : il faut amener l'avion dans les zones de buffeting où le décollement de la couche limite avec son instabilité déclenche et entretient le phénomène jusqu'à ce que le pilote sorte l'avion de la zone de buffeting (buffeting basse vitesse et buffeting haute vitesse aux limites du domaine normal de vol).
- Les générateurs de tourbillons (vortex) régénèrent la couche limite en la rendant volontairement turbulente, ce qui retarde le décollement et les phénomènes de buffeting.

**Réponse : B**

## QUESTION N°18

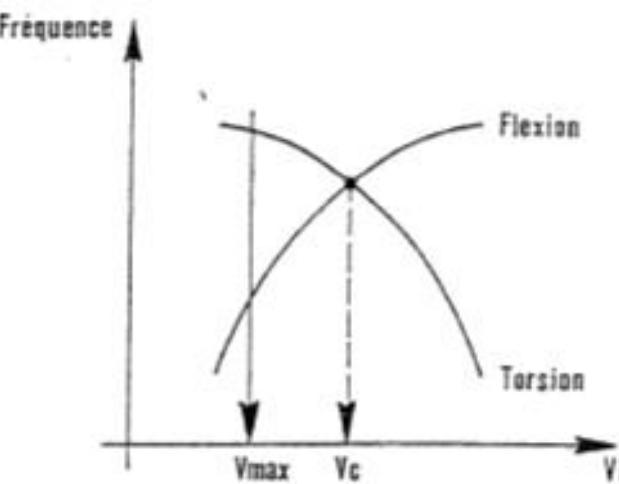
*Le flottement (ou "flutter") est le nom donné :*

- A : au décrochage aérodynamique haute vitesse de la voiture
- B : au décrochage aérodynamique basse vitesse de la voiture
- C : à la résonance des vibrations de flexion et de torsion d'un gouvernail
- D : à l'inversion des gouvernes de givrage

*Le flottement (ou "flutter") est le nom donné :*

- A = au décrochage aérodynamique haute vitesse de la voiture
- B = au décrochage aérodynamique basse vitesse de la voiture
- C = à la résonance des vibrations de flexion et de torsion d'une gouverne
- D = à l'inversion des gouvernes de gauchissement

Le point d'intersection des 2 courbes est nommé Point de Vitesse Critique, et la vitesse maxi à respecter devra être inférieure à ce point  $V_c$ .



Réponse : C

# QUESTION N°19

*Dans le cadre de l'adroélasticité, ailes et gouvernes possèdent des fréquences propres de vibration en flexion et en torsion que l'on appelle respectivement  $N_f$  et  $N_t$ .*

- 1 - à vitesse nulle :  $N_f > N_t$
- 2 - à vitesse nulle :  $N_f < N_t$
- 3 - si la vitesse augmente :  $N_f$  augmente et  $N_t$  diminue
- 4 - si la vitesse augmente :  $N_f$  diminue et  $N_t$  augmente

*La combinaison comportant les affirmations correctes est :*

A = 1 + 3

B = 2 + 3

C = 1 + 4

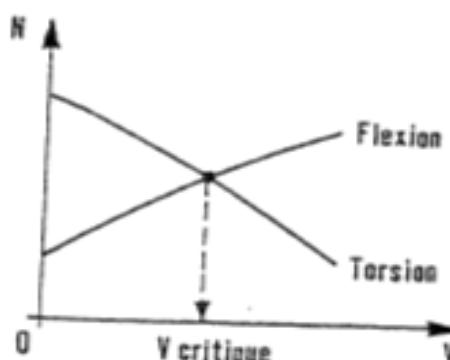
D = 2 + 4

Dans le cadre de l'aérodélasticité, ailes et gouvernes possèdent des fréquences propres de vibration en flexion et en torsion que l'on appelle respectivement  $N_f$  et  $N_t$ .

- 1 - à vitesse nulle :  $N_f > N_t$
- 2 - à vitesse nulle :  $N_f < N_t$
- 3 - si la vitesse augmente :  $N_f$  augmente et  $N_t$  diminue
- 4 - si la vitesse augmente :  $N_f$  diminue et  $N_t$  augmente

La combinaison comportant les affirmations correctes est :

- A = 1 - 3
- B = 2 - 3
- C = 1 - 4
- D = 2 - 4



$$V = 0 \Rightarrow N_f < N_t$$

$$V \nearrow \Rightarrow N_f \nearrow \text{ et } N_t \searrow$$

Réponse : B

# QUESTION N°20

*Un avion est soumis en vol à des vibrations :*

- 1 - les vibrations forcées des ailes peuvent rayonner suffisamment d'énergie pour exciter les gouvernes ; le phénomène s'appelle le flutter*
- 2 - le flutter est un phénomène pulsatoire dans lequel les amplitudes peuvent croître jusqu'à la rupture des gouvernes*
- 3 - dans le flutter, la gouverne ne rayonne pas suffisamment d'énergie pour exciter d'autres éléments structuraux mais peut néanmoins s'autodétruire*
- 4 - l'équilibrage statique d'une gouverne consiste à confondre son centre de gravité et son centre de poussée*

*Les affirmations correctes sont :*

A > 4 - 1

B > 2 - 3

C > 3 - 4

D > 1 - 2

*Un avion est soumis en vol à des vibrations :*

- 1 - les vibrations forcées des ailes peuvent rayonner suffisamment d'énergie pour exciter les gouvernes ; le phénomène s'appelle le flutter
- 2 - le flutter est un phénomène pulsatoire dans lequel les amplitudes peuvent croître jusqu'à la rupture des gouvernes
- 3 - dans le flutter, la gouverne ne rayonne pas suffisamment d'énergie pour exciter d'autres éléments structuraux mais peut néanmoins s'autodétruire
- 4 - l'équilibrage statique d'une gouverne consiste à confondre son centre de gravité et son centre de poussée

*Les affirmations correctes sont :*

A > 4 - 1

B > 2 - 3

C > 3 - 4

D > 1 - 2

Le FLUTTER est la résonance qui se produit par couplage de 2 vibrations FLEXION + TORSION à une vitesse avion appelée "VITESSE CRITIQUE" au-delà de laquelle les déformations engendrées sur la cellule peuvent amener sa destruction totale... Ce phénomène brutal peut affecter une gouverne, une aile, un empennage, voir l'avion tout entier.

Réponse : D

# QUESTION N°23

*parmi les éléments constitutifs de la voilure, on trouve :*

- 1 - les longerons*
- 2 - les couples*
- 3 - les nervures*
- 4 - les lisses*
- 5 - le revêtement*

*Les propositions correctes sont :*

A > 2 . 4 . 5

B > 1 . 3 . 5

C > 1 . 4 . 5

D > 1 . 2 . 5