

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

UNIVERSITÉ SAAD DAHLEB- BLIDA  
INSTITUT D'AERONAUTIQUE

MEMOIRE DE FIN D' ETUDE POUR L' OBTENTION DU  
D.E.U.A EN AERONAUTIQUE



OPTION : STRUCTURE.

THEME :

**Etude Technologique et Introduction  
Des Gouvernes de Vol d'un Avion Cargo Proposé.  
et Réalisation D'un Exemple  
D'Aileron Différentiel**

Présenté par :

M<sup>elle</sup> BENLALEM Lamia.

M<sup>elle</sup> BOUZIDI Aouda

Proposé par :

M<sup>r</sup> BENHAMISSI.

M<sup>r</sup> BENAOUA –Zouaoui Braham

Promotion :2003-2004

# Remerciements



*Nous tenons à remercier nos promoteurs,*

**MR BELHAMISSI et MR BENAOUBA**

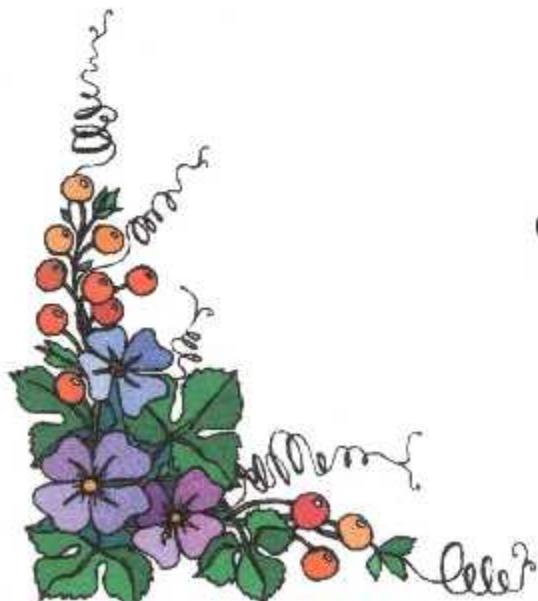
*pour leur aide appréciable à l'élaboration de ce travail.*

*Nos remerciements s'adressent également à toutes les personnes qui nous ont assisté, d'une manière directe ou indirecte, pendant notre stage pratique au sein*

*d'AIR ALGERIE et particulièrement à :*

**MR DJAMEL, MR RACHID, MR ABDELKADER,**

**MR HERAOUI, MR BELLAH.**



**M<sup>lle</sup> Benlalem**  
**M<sup>lle</sup> Bouzidi**



# Dédicaces



*Je dédie ce modeste travail :*

*A mes très chers parents pour leur soutien morale :*

*Ma mère et mon père et je leur souhaite une longue vie ;*

*A mes sœurs qui ont été présentes à plein temps :*

*Fatma – zohra , Hamida et sa petite famille ; Fouade ;  
Fatima ; Aicha .*

*A mes frères : Hamide et sa femme ; Ali ;*

*Le petit Salah.*

*Aux petits anges : Haffesa ; Necerine ; Faiza ; et à  
toute ma famille.*

*A ma sœur, avant qu'elle soit ma binôme,*

*Lamia et sa famille .*

*A mes copines, bien aimées, qui m'ont accompagnées le long  
du cycle de mes études :*

*Akila ; Aziza ; Bahia ; Ghahrazède ; Nora ;*

*Nasima ; Nawel ; Samira ; Zahra ; Zahra ; Zakia .*

*A tous mes amies (amis) qui me connaît de près ou de loin  
sans exception ;*

*A tous les membres de la grande famille de*

*l'aéronautique.*

# Aouda



# Dédicaces

*Je dédie ce modeste travail à :*

*Mon père à qui je dois tout pour son sacrifice,*

*Ma mère pour son courage et son soutien moral,*

*Mes frères Hichem , Oussama*

*Mes sœurs Nadjat, Naïma*

*Toute ma famille surtout Rachida, Fameh, Imen,  
Abissa.*

*Je n'oublierai jamais la brave binôme Abouda et  
toute sa famille .*

*Mes amies et (amis) intimes*

*Zahra (k), Zahra (m), Noura , Axixa , Lakia,  
Samira, Akila, Fariel...*

*Particulièrement à Akkouche et toutes sa chère  
famille.*

# Lamia





# Sommaire

Désignation des figures :

Introduction :

<b>Chapitre I : Généralités :</b> .....	01
I.1 – Définition : .....	01
I.2 – Axes : .....	01
I.3 – Les actions des gouvernes : .....	02
<b>Chapitre II : Rôle et Mode de Fonctionnement de Chaque Gouverne :</b> .....	05
II.1 – Les ailerons : .....	05
II.2 – La gouverne de direction : .....	08
II.3 – La gouverne de profondeur : .....	08
II.4 – Cas particuliers : .....	09
II.4.1 : Empennage monobloc : .....	09
II.4.2 : Empennage en « T » : .....	10
II.4.3 : Empennage en « V » : .....	10
II.5 – Défauts des gouvernes et des commandes : .....	11
II.5.1 : Zone d'inefficacité : .....	11
II.5.2 : Possibilité d'inversion : .....	11
II.5.3 : Lacet inverse : .....	12
II.6 – La commande des gouvernes : .....	12
II.6.1 : Moment de charnière : .....	12
II.6.2 : But de compensation : .....	13
II.6.3 : Types de compensateurs : .....	13
II.7 – L'équilibre des gouvernes : .....	21
II.8 – Les gouvernes et commandes secondaires : .....	22
II.8.1 : Généralités : .....	22
II.8.2 : Dispositifs hypersustentateurs : .....	23
II.8.3 : Spoilers : .....	30
II.8.4 : Les aérofreins : .....	32
<b>Chapitre III : Technologie des Gouvernes :</b> .....	33
III.1 – Étude des efforts supportés par la structure lors des braquages : .....	33
III.1.1 : Généralités : .....	33
III.1.2 : Braquage des ailerons : .....	34
III.1.3 : Braquage d'une gouverne d'empennage : .....	36
III.2 – La construction des gouvernes : .....	37
III.2.1 : Exigences requises : .....	37
III.2.2 : Structure des gouvernes : .....	38
III.3 – Mécanisme de sécurité et indication des gouvernes : .....	39
<b>Chapitre IV : Étude de l'Avion Considéré :</b> .....	43
IV.1 – Description générale : .....	43
IV.2 – Description structurale : .....	45
IV.2.1 : La voilure : .....	45
IV.2.2 : L'empennage : .....	45
IV.2.3 : Les dispositifs hypersustentateurs : .....	47
IV.2.4 : Les groupes de propulsion : .....	47
IV.3 – Installation de l'avion : .....	47
IV.4 – Fonctionnement des gouvernes principales : .....	49
IV.5 – Fonctionnement des bords de bord d'attaque : .....	50
IV.6 – Fonctionnement des volets de fuite : .....	51
IV.7 – Fonctionnement des spoilers : .....	53

.../...

<b>Chapitre V : Réalisation d'un Braquage Différentiel :</b> .....	55
V.1 – But :	55
V.2 – Le principe de fonctionnement de l'aileron différentiel :	55
V.3 – La technologie de construction :	56
V.3.1 : Les matériaux utilisés :	56
V.3.2 : Les alliages légers :	57
V.3.3 : Les différentes procédures de construction :	61
V.3.4 : Les différents types d'assemblage :	65
V.4 – Dessin d'exemple :	74
V.5 – Les éléments du mécanisme :	76
V.5.1 : Les exemples d'ailerons :	76
V.5.2 : Les éléments de liaison :	76
V.5.3 : Les nervures :	77
V.6 – Machines utilisées :	77
V.7 – Matériaux utilisés :	77
V.8 – Les différents assemblages :	78

**Conclusion :**

**Bibliographie :**

**Annexe :**

## LISTE DES FIGURES.

### CHAPITRE I:

FIG(I,1): Les axes de référence.

FIG(I,2): Présentation de tous les gouvernes de vol

### CHAPITRE II:

FIG(II,1): Action des ailerons.

FIG(II,2): Aileron différentiel.

FIG(II,3): Aileron Frize.

FIG(II,4): Tab Aileron.

FIG(II,5): Action de direction.

FIG(II,6): Action de profondeur.

FIG(II,7): Empennage en "T".

FIG(II,8): Empennage en "V".

FIG(II,9): Remèdes du zone d'inefficacité.

FIG(II,10): Moment du charnière.

FIG(II,11): Le principe du compensateur d'évolution.

FIG(II,12): Déport de l'axe.

FIG(II,13): Surfaces de compensation .

FIG(II,14): Panneau de compensation.

FIG(II,15): Tab automatique.

FIG(II,16): Servo-Tab.

FIG(II,17): Tab à ressorts.

FIG(II,18): Le principe de compensateur de régime.

FIG(II,19): Lames de correction.

FIG(II,20): Tabs ajustables.

FIG(II,21): Tab commandé.

FIG(II,22): Tab automatique contrôlable.

FIG(II,23): Le plan horizontal réglable.

FIG(II,24): L'équilibrage des gouvernes.

FIG(II,25): Volets de bord d'attaque.

FIG(II,26): Le volet de KRÜEGER.

FIG(II,27): Le volet de bord d'attaque à fente.

FIG(II,28): Le volet de bord d'attaque à fente fixe.

FIG(II,29): Le volet d'intrados.

FIG(II,30): LE volet de courbure.

FIG(II,31): Le volet de courbure à fente.

FIG(II,32): Le volet de FOWLER.

FIG(II,33): Le volet multi-fentes.

FIG(II,34): Soufflage.

FIG(II,35): Aspiration.

FIG(II,36): Jet flap.

FIG(II,37): Braquage symétrique du spoiler.

FIG(II,38): Braquage asymétrique du spoiler.



### **CHAPITRE III :**

FIG(III,1): Le schéma équivalent aux forces appliquées sur une section d'aile.

FIG(III,2): Variation d'incidence.

FIG(III,3): Variation des charges sur les profils.

FIG(III,4): Variation des charges sur la voilure.

FIG(III,5): Exemple de structure des gouvernes.

FIG(III,6): Structure en sandwich.

FIG(III,7): Boîtier de limitage.

FIG(III,8): Amortisseur.

FIG(III,9): Exemple d'indication des volets.

### **CHAPITRE IV :**

FIG(IV,1): La configuration de l'avion cargo.

FIG(IV,2): Les dimensions de l'avion considéré.

FIG(IV,3): Les positions des gouvernes de vol.

FIG(IV,4): Principe de fonctionnement des gouvernes principales.

FIG(IV,5): Principe de fonctionnement des becs du bord d'attaque.

FIG(IV,6): Principe de fonctionnement des volets du bord de fuite.

FIG(IV,7): Principe de fonctionnement des spoilers.

### **CHAPITRE V :**

FIG(V,1) : Le principe d'aileron différentiel.

FIG(V,2) : Le cisailage.

FIG(V,3) : Le perçage.

FIG(V,4) : Le profilage.

FIG(V,5) : Le cintrage des profilés.

FIG(V,6) : Les rivets apparents.

FIG(V,7) : Les rivets fraisés.

FIG(V,8) : Les rivets embrevés.

FIG(V,9) : LES types des rivets courants.

FIG(V,10) : Le rivet HI-SHEAR.

FIG(V,11): Le contrôle des rivets.

FIG(V,12): L'écrou libre.

FIG(V,13): Les écrous prisonniers.

FIG(V,14): Dessin d'exemple.



# Introduction.

# Introduction.

Depuis l'antiquité, l'homme a toujours rêvé de s'envoler en s'inspirant des oiseaux. Des siècles d'études et d'expérimentations ont été nécessaires avant d'aboutir au 1<sup>er</sup> vol d'une machine au XIII<sup>ème</sup> siècle.

L'histoire de l'aviation connaît un tournant décisif au début du XIX<sup>ème</sup> siècle, grâce aux progrès réalisés dans les domaines de la construction et de la mécanique.

L'évolution des techniques de construction des avions fait intervenir plusieurs acteurs, de la conception à la réalisation.

Pour se mouvoir dans les airs, l'avion a besoin d'éléments structuraux mobiles, appelés « gouvernes de vol », qui permettent sa maniabilité et son changement de configuration dans l'espace, à tous les régimes de vol.

Vu l'importance de ces gouvernes de vol, nous avons trouvé intéressant de présenter une étude portant sur le principe de leur fonctionnement et leur influence sur la stabilité de l'avion .

Notre étude comporte les chapitres suivants :

Chapitre I : Généralités.

Chapitre II : Rôle et Mode de Fonctionnement de Chaque Gouverne.

Chapitre III : Technologie des Gouvernes.

Chapitre IV : Étude de l'Avion Considéré.

Chapitre V : Réalisation d'un Braquage Différentiel (Exemple pour matérialiser notre étude).

# Chapitre I:

## Généralités.



## **I – Généralités.**

### **I.1 – Définition :**

On retrouve sur la plupart des avions modernes, gros et petits, des surfaces aérodynamiques mobiles appelées « gouvernes de vol », dans le but de faciliter le pilotage et le contrôle de la stabilité d'un aéronef, par leurs actions aérodynamiques permettant de faire varier l'assiette et la configuration de l'avion.

### **I.2 – Axes :**

Les évolutions de l'avion sont conventionnellement décomposées en trois rotations autour de trois axes de références, passant par le centre de gravité  $G$  de l'avion (fig. I.1).

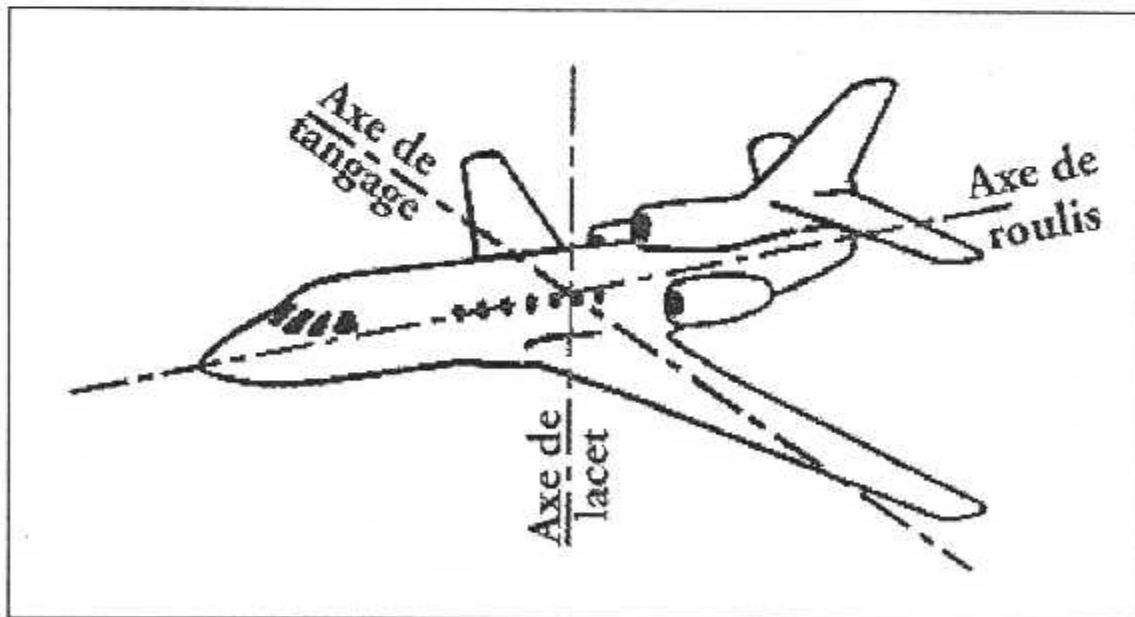


Fig.I.1 : Les axes de référence.

### **I.3 – Les actions des gouvernes :**

L'avion évolue autour de ses trois axes de référence à l'aide des gouvernes qui produisent des actions principales et secondaires :

#### **I.3.1 – Les actions principales :**

Ces actions sont définies pour assurer les stabilités suivantes :

##### **I.3.1.1 – La stabilité latérale :**

Autour de l'axe de roulis porté par le vecteur vitesse et orienté vers l'avant. Cette stabilité est assurée par les ailerons et commandée à l'aide d'un volant.

##### **I.3.1.2 – La stabilité longitudinale :**

Autour de l'axe de tangage est assurée essentiellement par le stabilisateur, aidé de la gouverne de profondeur, commandée par un manche.

##### **I.3.1.3 – La stabilité directionnelle :**

Autour de l'axe de lacet est assurée par la gouverne de direction et commandée par le mouvement d'une pédale ou palonnier.

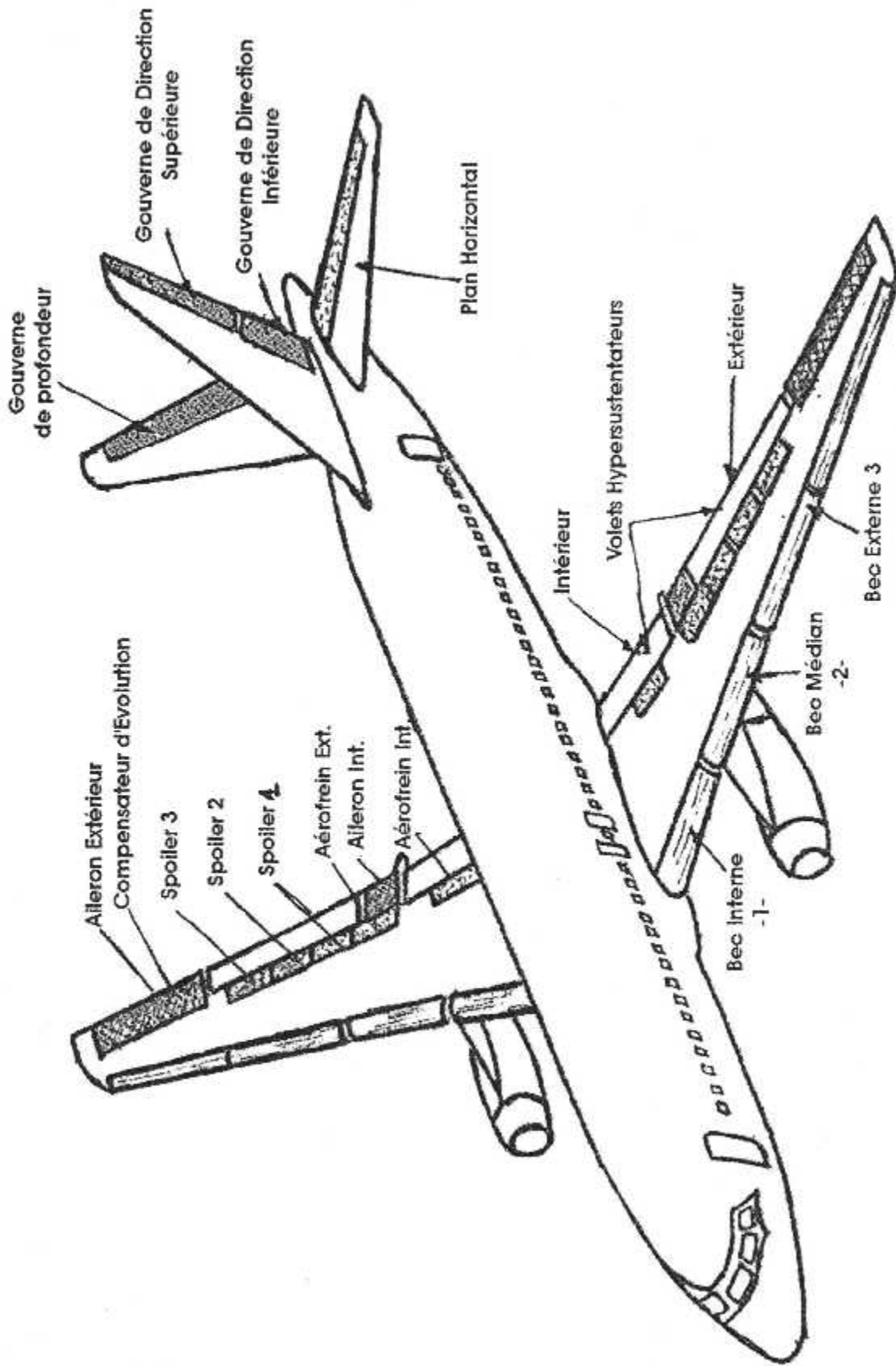
#### **I.3.2 – Les actions secondaires :**

En conclusion, on peut résumer l'action des gouvernes dans le tableau suivant :

N	Gouvernes	Actions principales	Actions secondaires
1	Profonde	Tangage	Lacet en position inclinée
2	Direction	Lacet	Tangage en roulis, en position inclinée
3	Ailerons	Roulis	Lacet et tangage

Les gouvernes de vol peuvent se décomposer en deux types : (fig. I.2)

Fig.1.2 : Présentation de tous les gouvernes de vol.





Appelées aussi principales et grâce auxquelles on commande les évolutions, c'est à dire les ailerons, la gouverne de direction et de profondeur.

### **I.3.2.2 – Les gouvernes de vol secondaires :**

Ou auxiliaires, grâce auxquelles on modifie la configuration aérodynamique de l'avion, c'est à dire les spoilers et les dispositifs hypersustentateurs aérofiants.

D'autres sont plus difficiles à classer, comme les ailerons qui agissent à la fois en roulis et en tangage, ou les déporteurs qui peuvent agir comme aérofreins lorsqu'ils sont utilisés systématiquement, ou comme gouverne de contrôle de roulis lorsqu'ils sont utilisés asymétriquement.

La liaison entre commande et gouverne peut être :

- a. Mécanique : câbles, biellettes et éventuellement assistance de compensateurs d'évolution.
- b. Hydraulique : des servo-commandes et, éventuellement, consistance de compensateur d'évolution. L'énergie hydraulique est bien adaptée aux avions gros porteurs pour lesquels les efforts à appliquer aux gouvernes sont importants.
- c. Électriques : des signaux électriques sont directement envoyés aux servo-commandes.

## Chapitre II :

Rôle et Mode de  
Fonctionnement de Chaque  
Gouverneur.

## II – Rôle et mode de fonctionnement de chaque gouverne.

Le pilote doit agir sur les commandes de vol pour entraîner un braquage des gouvernes qui influencent le coefficient de portance et de traînée.

### II.1 – Les ailerons:

Les ailerons sont des surfaces mobiles situées dans la région de bord de fuite des extrémités des ailes. Ils commandent et répriment le mouvement de roulis.

En vol, lorsqu'on déplace le manche vers la droite ou vers la gauche, l'aileron se braque vers le haut ou vers le bas. Par exemple, l'abaissement de l'aileron droit provoque une augmentation de portance sur cette aile par augmentation de courbure, tandis que sur l'aile gauche, le braquage positif de l'aileron provoque une courbure inverse et une diminution de portance de l'aile, l'avion roule et s'incline sur la gauche (fig. II.1).

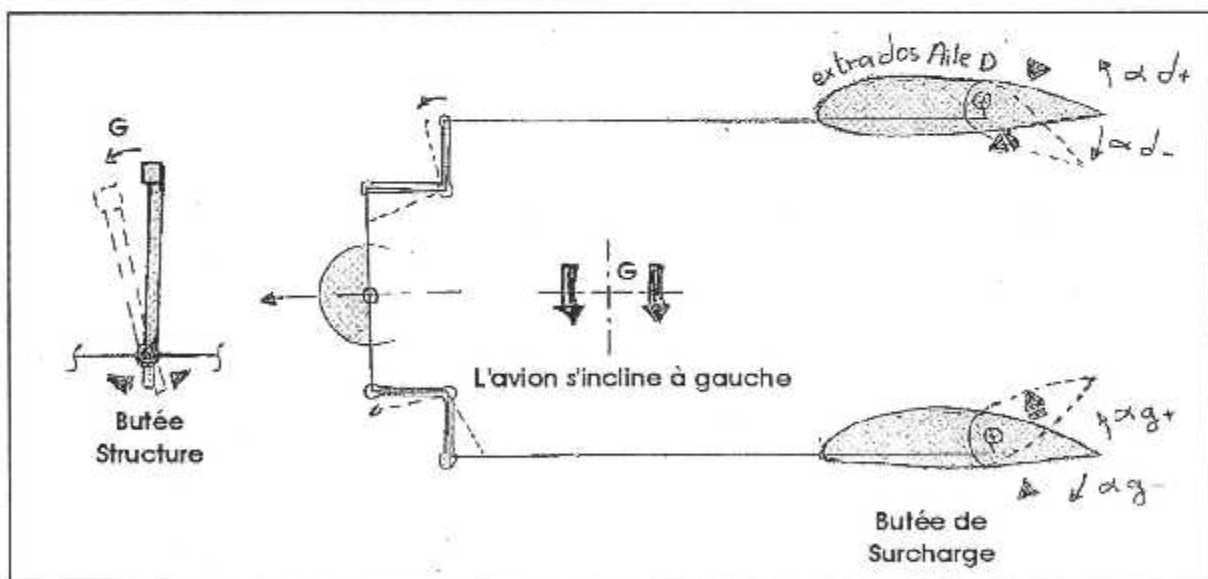


Fig.II.1 : Action des ailerons.



## Chapitre II : Rôle et mode de fonctionnement de chaque gouverne.

Lors du braquage des ailerons pour une mise en roulis, l'aileron qui s'abaisse provoque une augmentation de traînée qui est plus importante que celle engendrée par l'aileron qui monte. Il se crée donc un mouvement de lacet appelé lacet inverse, dont la direction est opposée à celle du roulis.

Une méthode simple utilisée pour réduire le lacet inverse consiste à modifier la géométrie de tringlerie de commande. On fait en sorte que l'angle de déplacement de l'aileron qui se lève soit plus grand que celui qui s'abaisse, créant ainsi une traînée plus grande du côté de l'aileron qui se lève.

Cette installation porte le nom d'aileron différentiel (fig.II.2).

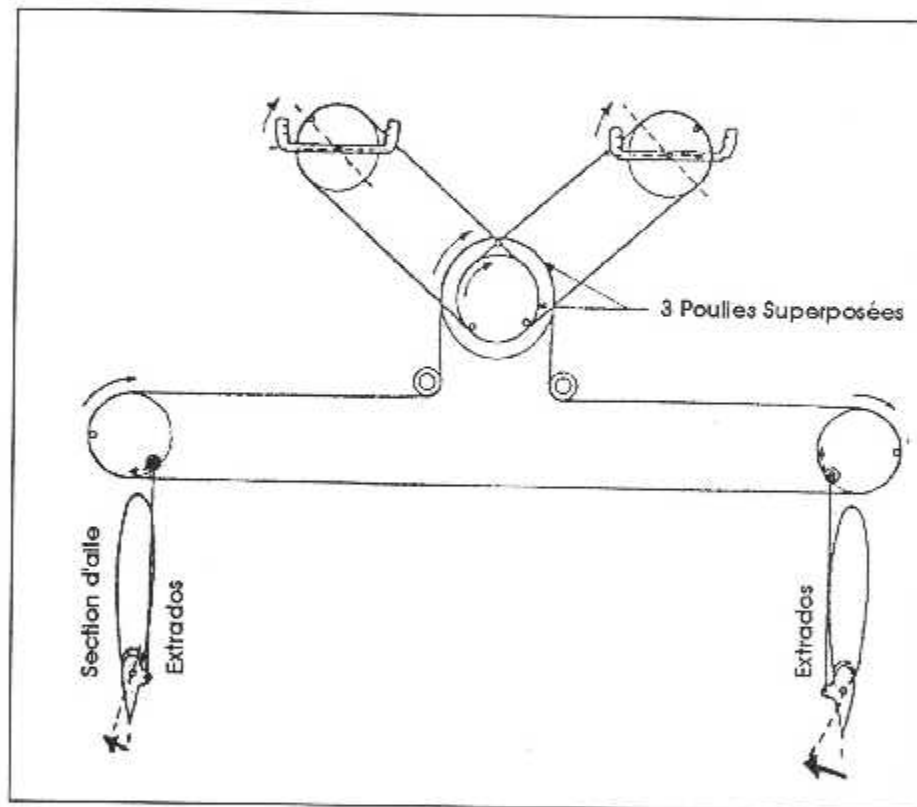


Fig.II.2 : Aileron Différentiel.

Une autre méthode consiste à placer le pivot de l'aileron en arrière du bord d'attaque de cette gouverne de telle façon qu'elle fasse saillie au-dessus de l'aile lorsqu'elle est levée, ce qui augmente la traînée de ce côté.

Cette conception s'appelle aileron frize, du nom de son inventeur (fig.II.3).

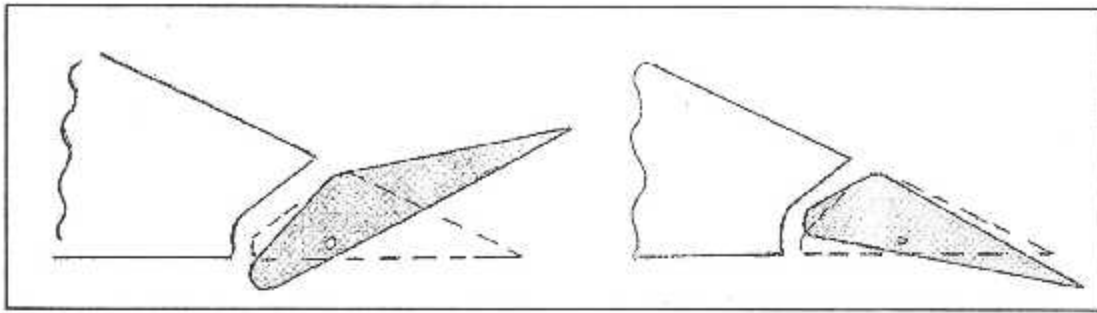


Fig.II.3 : Aileron Frize.

Pour éviter que, pendant le vol horizontal et rectiligne, le pilote ait à maintenir une pression constante sur la commande d'aileron (ce qui se produit, par exemple, quand il y a une différence de masse de carburant dans les ailes), les constructeurs utilisent différents systèmes. Le plus simple consiste à placer un ressort dans la tringlerie de commande des ailerons, dont on peut diriger la tension d'un côté ou de l'autre au moyen d'une manette à pas de vis située dans le poste de pilotage.

Le ressort maintient le gauchissement des ailerons nécessaire pour garder les ailes horizontales.

L'autre système consiste à utiliser un tab, placé sur l'un des ailerons et selon l'angle que le tab fait avec la gouverne, il crée sur elle une pression pour la maintenir dans la position voulue.

Comme les ailerons sont reliés, il est évident que si le tab maintient l'aileron sur lequel il est fixé en position haute, par exemple, l'autre aileron sera maintenu en position basse (fig.II.4).

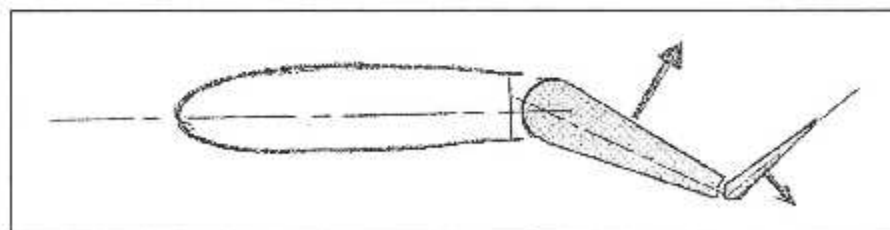


Fig.II.4 : Tab Aileron.

## II.2 – La gouverne de direction:

La gouverne de direction est articulée sur le bord de fuite de la dérive au moyen d'une charnière. Il réprime le mouvement de lacet qui, le plus souvent, est créé par les ailerons.

Lorsque, en vol, on exerce une pression de pied sur la pédale droite ou gauche du palonnier, le gouvernail de direction se braque vers la droite ou vers la gauche pour faire pivoter l'ensemble de l'avion autour de l'axe vertical (fig.II.5).

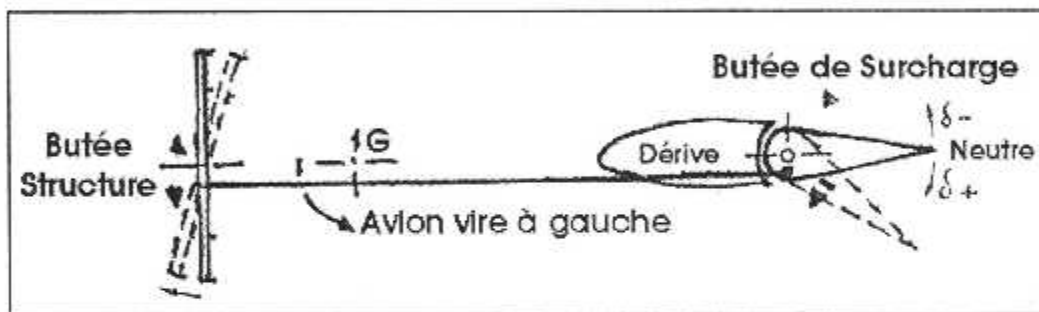


Fig.II.5 : Action de Direction.

Les dimensions de la gouverne de direction ont un rôle déterminant dans le contrôle directionnel en cas de panne de moteur sur un avion multimoteur (configuration de vol asymétrique).

La gouverne de direction est généralement munie d'un tab de fonctionnement analogue à celui qui équipe les ailerons.

Le tab de direction est indispensable sur un avion multimoteur afin de diminuer la pression considérable exercée sur la pédale en cas de panne.

## II.3 – La gouverne de profondeur :

La gouverne de profondeur commande et réprime le mouvement de tangage. Elle est actionnée au moyen de la même commande que les ailerons. Elle est fixée par son articulation sur le stabilisateur, elle contrôle directement



## Chapitre II : Rôle et mode de fonctionnement de chaque gouverne.

l'angle d'attaque de l'avion, donc sa position sera en fonction de l'assiette et de la vitesse de l'avion.

Par le déplacement du manche vers l'avant ou vers l'arrière, la gouverne de profondeur se braque vers le haut ou vers le bas pour faire cabrer ou piquer l'avion (fig.II.6).

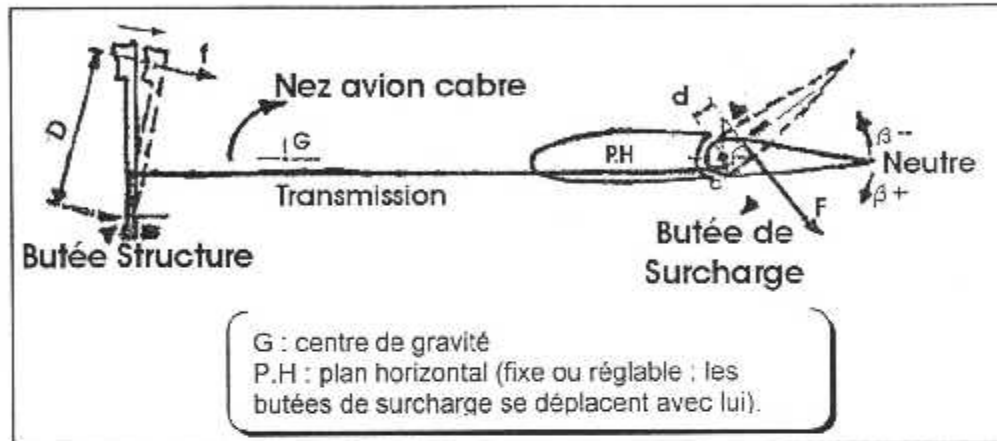


Fig.II.6 : Action de Profondeur.

### II.4 – Cas particuliers :

#### II.4.1 – Empennage monobloc :

Pour diminuer la traînée et garder en tout vitesse l'efficacité des gouvernes, certains avions sont équipés d'un empennage horizontal complètement mobile dont le stabilisateur est conçu en un seul bloc.

L'articulation située en arrière du bord d'attaque de ce plan mobile passe à travers du cône de queue.

Les efforts à fournir sur la commande de l'empennage monobloc sont diminués en partie grâce à la portion de surface totale située en avant de l'axe d'articulation.

Ce type d'empennage peut être utilisé pour le gauchissement comme aileron par le braquage différentiel.

#### II.4.2 – Empennage en « T » :

L'ensemble plan fixe horizontal-profondeur est situé au sommet de l'empennage vertical (fig.II.7.) :

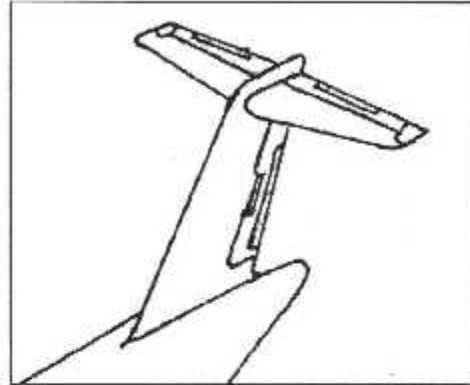


Fig.II.7 : Empennage en « T ».

Les principaux avantages de l'empennage en T sont :

- a. Un bras de levier plus long, donc une surface de gouverne nécessaire réduite (moins de traînée).
- b. Une meilleure efficacité, puisque la gouverne est placée en dehors des perturbations aérodynamiques créées par les ailes et le fuselage.

#### II.4.3 – Empennage en V :

Les deux ensembles (empennage vertical et empennage horizontal) sont placés en V au bout de la queue de l'avion.

L'action combinée des gouvernes agit à la fois dans le sens de la profondeur et celui de la direction (fig.II.8).

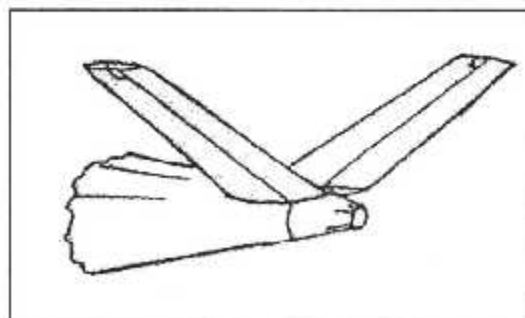


Fig.II.8 : Empennage en « V ».

## **II.5 – Défauts des gouvernes et des commandes :**

Les gouvernes ont un certain nombre de défauts que l'on énumère succinctement ci-après :

### **II.5.1 – Zone d'inefficacité :**

Il existe, pour certaines valeurs d'incidences et pour certains braquages, une zone tourbillon au bord de fuite d'une gouverne, celui-ci étant au neutre aérodynamique. Pour y pallier, il peut se produire des pertes d'efficacité qui sont dues au acillage et au décollement de la couche limite.

#### **□ Remèdes :**

- a. On met des générateurs de tourbillons (Vortex) en avant de la gouverne, qui rendent la couche limite turbulente et l'empêchent de se décoller.
- b. On renfle le bord d'attaque de la gouverne qui récupère la couche limite et rétablit un écoulement plus correcte (Fig.II.9).

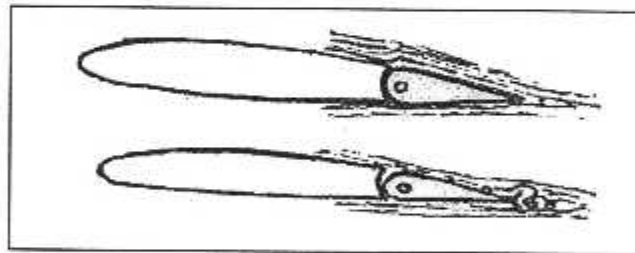


Fig.II.9 : Remèdes du zone d'inefficacité.

### **II.5.2 – Possibilité d'inversion :**

L'inversion des gouvernes peut apparaître sur l'axe de roulis (aileron) ou l'axe de tangage (gouverne de profondeur).

Le plan fixe (aile-empennage) a une certaine élasticité en tension et dans certaines conditions de vol, le braquage de la gouverne peut tordre le plan fixe, diminuant ainsi l'efficacité de la gouverne au point même d'inverser leur rôle.



## Chapitre II : Rôle et mode de fonctionnement de chaque gouverne.

L'incidence du plan fixe pourra ainsi diminuée dans le cas d'un braquage vers le bas. La portance, au lieu d'augmenter, diminuera. Ce phénomène augmente avec la vitesse de l'avion, surtout si le plan fixe présente une rigidité insuffisante.

### □ Remèdes :

- a. Emploi d'empennage monobloc pour le tangage.
- b. Pour l'axe des roulis :
  - ✓ Emploie soit de spoilers ou des ailerons intérieurs.
  - ✓ Augmenter la rigidité de l'aile.

### **II.5.3 – Lacet inverse :**

On a déjà discuter ce phénomène dans le chapitre sur les ailerons et on a vu que pour remédier au lacet inverse, on utilise soit des ailerons différentiels ou des ailerons frises.

Il existe d'autres solutions, c'est de braquer légèrement un spoiler du côté de l'aileron qui s'élève.

## **II.6 – La compensation des gouvernes :**

### **II.6.1 – Moment de charnière :**

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

$$M' = R \cdot d \quad (\text{fig.II.10}).$$

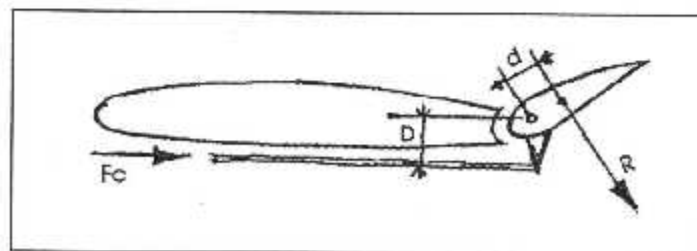


Fig.II.10 : Moment de charnière.

## Chapitre II : Rôle et mode de fonctionnement de chaque gouverne.

Pour braquer une gouverne, le pilote doit fournir un effort  $F_c$  qui est donné par l'égalité suivante :

$$F_c \cdot D = R \cdot d \rightarrow F_c = \frac{R \cdot d}{D}$$

Cet effort est proportionnel au moment de charnière qui est fonction de :

- a. La dimension de la gouverne ;
- b. Le carré de la vitesse : pour maintenir un angle de braquage constant, l'effort sera plus important que la vitesse sera plus élevée.
- c. L'angle de braquage de la gouverne : pour une gouverne donnée, si la vitesse est constante, l'effort sera plus élevé que l'angle de braquage est plus important.

### **II.6.2 – But de compensation :**

Les compensateurs servent à réduire les efforts exigés par la manœuvre des gouvernes de façon à diminuer la fatigue du pilotage (rendre le pilotage confortable et possible).

Le constructeur doit aussi s'assurer que les commandes restent homogènes, c'est à dire qu'il n'y a pas une trop grande disparité, en amplitude et en intensité, dans les efforts à fournir sur les différentes commandes.

### **II.6.3 – Types de compensateurs :**

On distingue les compensateurs de régime et les compensateurs d'évolution.

#### **II.6.3.1 – Les compensateurs d'évolution :**

Ils ont pour but de diminuer les efforts nécessaires pour manœuvrer les gouvernes, lors des évolutions commandées de l'avion.

## Chapitre II : Rôle et mode de fonctionnement de chaque gouverne.

Le principe de compensation d'évolution consiste à opposer au moment de charnière gouverne un moment inférieur et de sens contraire. La compensation d'évolution est automatique (fig.II.11).

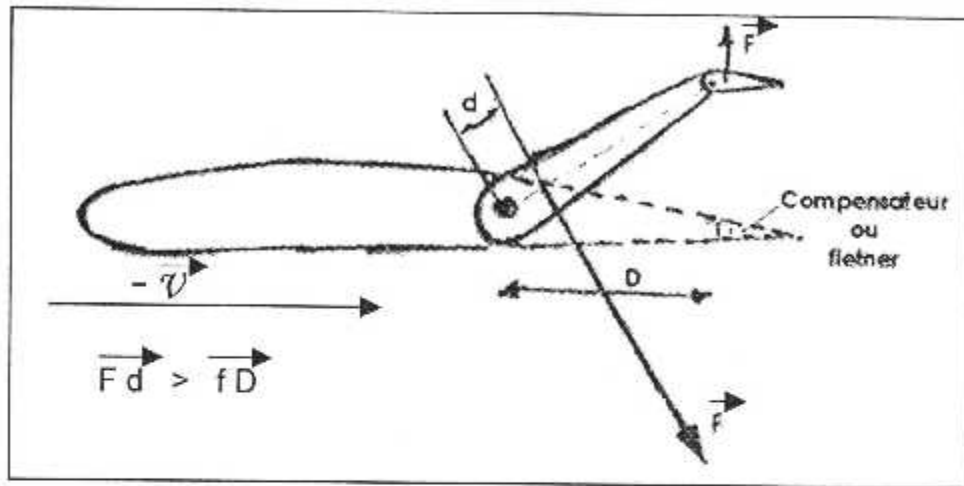


Fig.II.11 : Le principe du compensateur d'évolution.

Le moment de la force  $f dn$ , compensateur autour du centre de gravité doit être inférieur au moment de la force  $F$  de la gouverne autour du même point pour que la manœuvre s'effectue correctement.

Les types de compensateur d'évolution :

- Déport de l'axe** : consiste à réduire la distance entre le centre de poussée et l'axe d'articulation en plaçant la charnière à l'intérieur de la gouverne en arrière du bord d'attaque (fig.II.12).

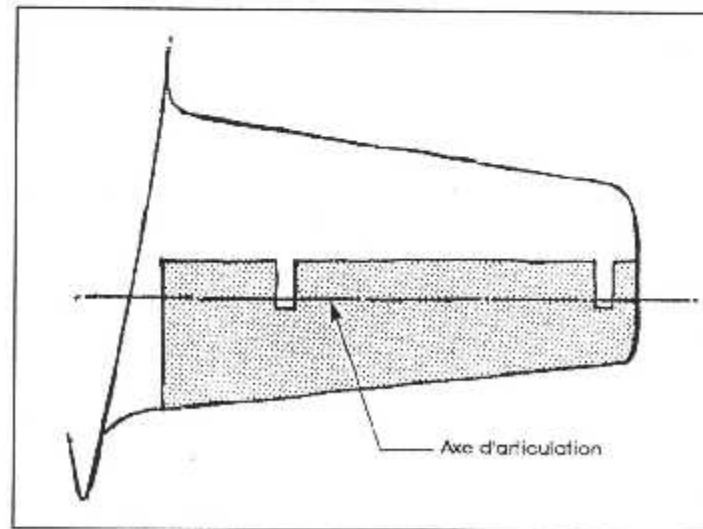


Fig.II.12 : Déport de l'axe .



On peut obtenir le même effet, en installant une surface de compensation sans déplacer l'axe d'articulation (fig.II.13).

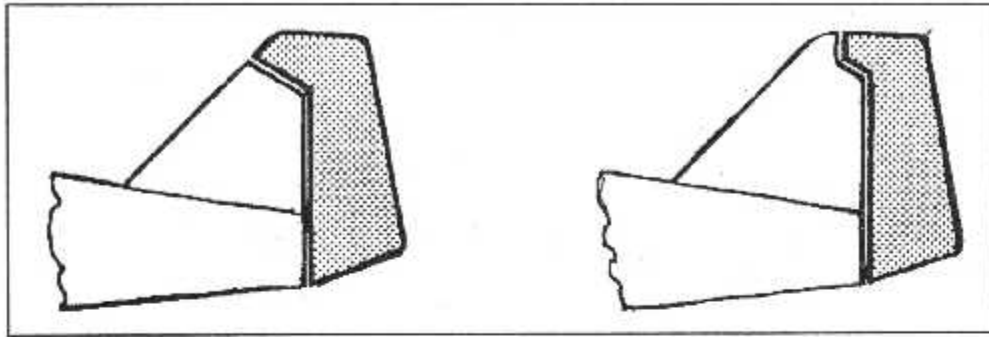


Fig.II.13 : Surfaces de compensation.

b. Panneaux compensateurs : ou compensation interne : c'est la solution moderne du départ d'axe.

La surface de compensation se trouve à l'intérieur de la partie arrière de la structure fixe (voilure – stabilisateur). Sur toute la longueur de bord d'attaque de la gouverne, on ajoute une extension au bout de laquelle est fixée une membrane souple dont l'autre extrémité est rattachée au milieu de l'épaisseur du plan fixe.

Lorsque la gouverne est déplacée, le changement de cambrure de l'ensemble, plan fixe-gouverne, provoque une zone de haute pression dans la chambre de compensation située du côté de la déflexion et une zone de basse pression de l'autre côté.

La différence de pression extrados et intrados crée une force qui engendre un moment de signe contraire à celui de la gouverne et l'équilibre. Une fuite autorisée et calculée entre les deux surfaces (supérieure, inférieure et inversement) permet d'éviter la surcompensation sur certains avions (fig.II.14).



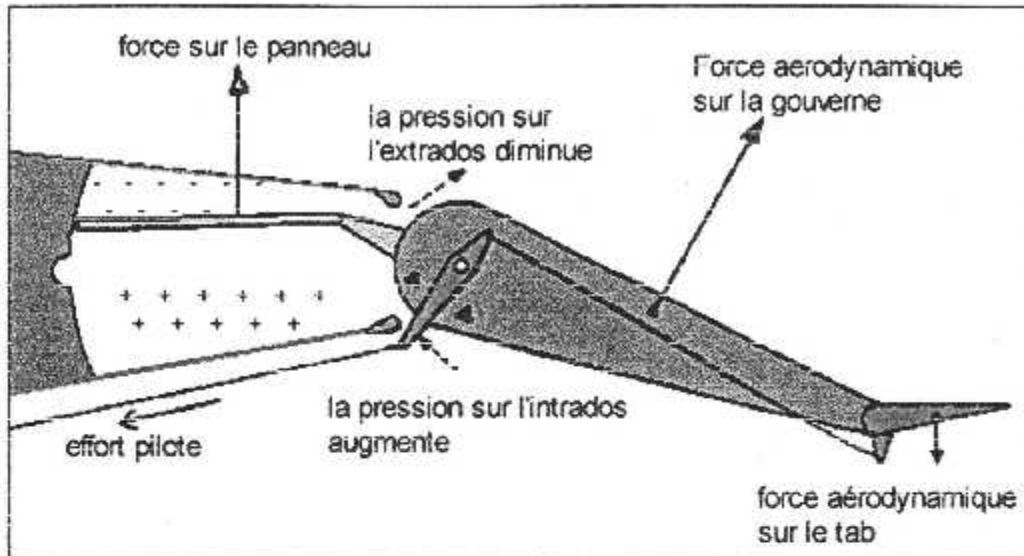


Fig.II.14 : Panneau de compensation.

c. Tab : le tab est un petit volet mobile articulé au bord de la fuite des gouvernes. Lorsque la gouverne se braque, le tab se braque en sens contraire. Gouverne et tab étant braqués, deux forces aérodynamiques apparaissent et produisent deux moments opposés par rapport au point d'articulation gouverne.

On distingue :

1. Tab automatique : le braquage du tab est proportionnel au braquage de la gouverne ; on utilise un système de tringle rigide reliant le plan fixe au tab de compensation (fig.II.15).

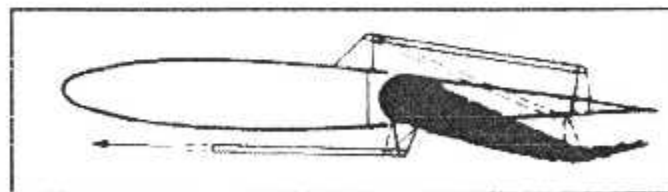


Fig.II.15 : Tab automatique.

## Chapitre II : Rôle et mode de fonctionnement de chaque gouverne.

2. Servo-Tab : présente l'inconvénient de ne pas avoir de liaison entre la commande et la gouverne ; c'est la force d'action du tab qui provoque le braquage de la gouverne (fig.II.16).

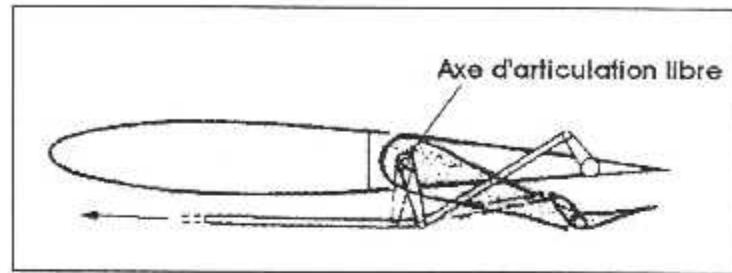


Fig.II.16 : Servo-Tab.

3. Tab à ressort (Spring-Tab) : dans ce cas la commande est reliée directement au tab par la tringlerie de commande et à la gouverne par l'intermédiaire d'un ressort ou d'une barre de torsion élastique.  
Lorsque les forces aérodynamiques sont faibles, le ressort n'est pas sollicité ; la gouverne et la tab se déplacent ensemble.  
Lorsque les forces aérodynamiques dépassent la tension du ressort, la tab se déplace d'abord et agit ensuite sur la gouverne comme un servo-tab (fig.II.17).

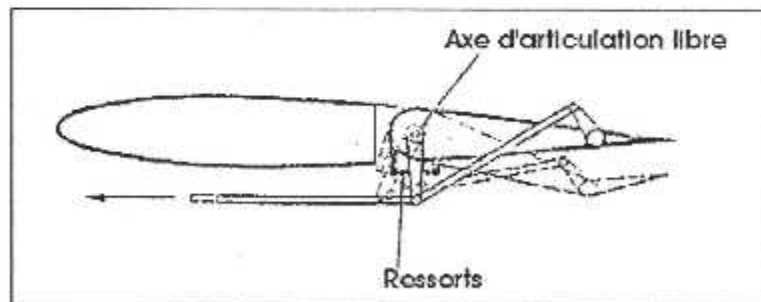


Fig.II.17 : Tab à ressorts.

### II.6.3.2 – Les compensateurs de régime :

Ils permettent d'annuler, au moyen de commandes spéciales, les réactions des commandes de vol, dans les cas de vols stabilisés, nécessitant des positions de gouvernes autres que le neutre aérodynamique (vol avec moteur stoppé, déplacement du centre de gravité).

Le principe de la compensation de régime consiste à opposer au moment de charnière gouverne, un moment égal et de sens contraire, annulant ainsi l'effort à fournir par le pilote (fig.II.18).

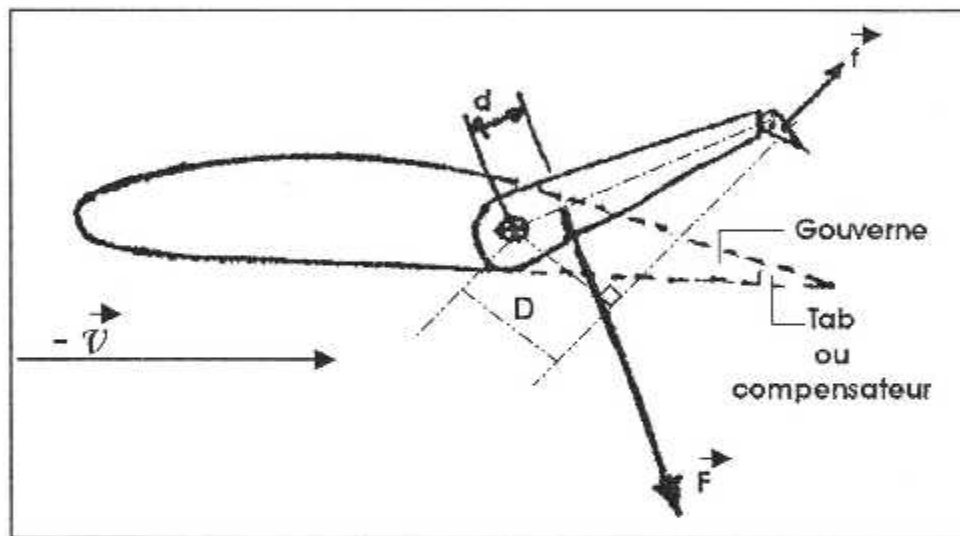


Fig.II.18 : Le principe de compensateur à régime.

Les différents types de compensateurs de régime sont :

- La lame de correction : fig.II.19.

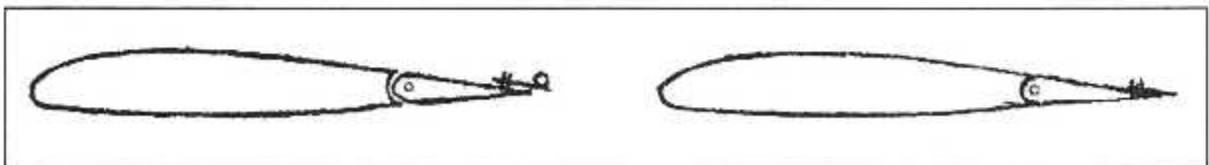


Fig.II.19 : Lames de correction.

b. Le tab ajustable : fig.II.20.

Ces deux dispositifs sont réglables au sol uniquement et ne permettent pas de compenser les gouvernes que pour un seul régime de vol.



Fig.II.20 : Tabs ajustables.

c. Le tab commandé : lorsque le braquage de la gouverne est nécessaire, le pilote agit sur la commande normale pour braquer la gouverne. Il agit ensuite sur un « volant de trim » jusqu'à ce que l'effort sur la commande soit supprimé.

Les volants de commande sont généralement installés sur le pylône (fig.II.21).

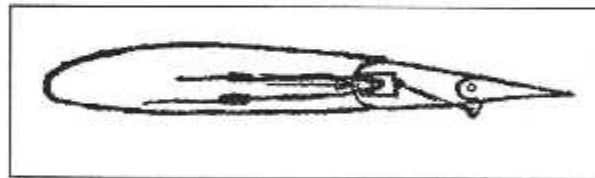
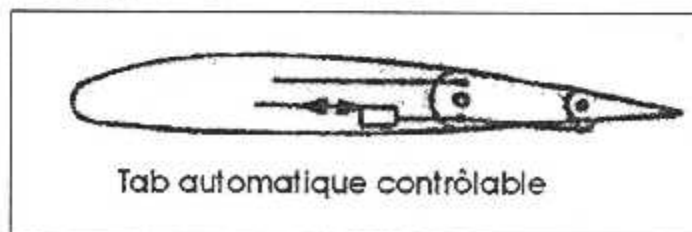


Fig.II.21 : Tab commandé.

d. Tab automatique et commandé : c'est un compensateur mixte (de régime et d'évolution) constitué d'une combinaison des deux systèmes étudiés précédemment (fig.II.22).



Tab automatique contrôlable

Fig.II.22 : Tab automatique contrôlable.



## Chapitre II : Rôle et mode de fonctionnement de chaque gouverne.

La compensation de régime par tab présente l'inconvénient de déplacer le neutre de la gouverne par rapport à sa plage de débattement.

Le débattement de la gouverne se trouve donc réduit dans un sens et augmenté dans l'autre sens.

- c. Plan horizontal réglable : on utilise ce principe pour la gouverne de profondeur où le plan horizontal dans son ensemble est réglable.

Le calage du plan fixe est modifié pour obtenir un vol stabilisé avec un braquage nul de la gouverne.

Le plan horizontal réglable est articulé par le longeron arrière sur les couples de fuselage ou sur le longeron arrière de dérive. Il est commandé par un mécanisme vérin à vis articulé sur le longeron avant.

Le vérin à vis est constitué, comme son nom l'indique, par une vis creuse à filet carré, renforcée par une tige interne de sécurité, tournant dans un écrou auto-lubrifié, articulé sur le longeron avant du plan horizontal.

Le vérin peut être actionné par un ensemble mécanique, électrique ou hydraulique (fig.II.23).

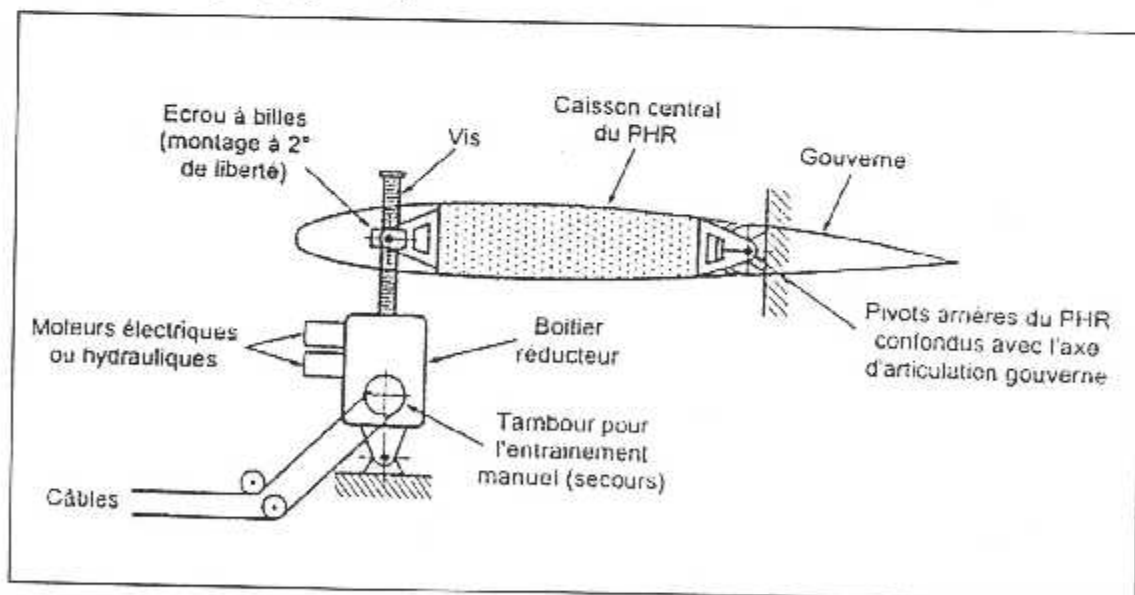


Fig.II.23 : Le plan horizontal réglable.

## II.7 – L'équilibrage des gouvernes :

Une gouverne est dite équilibrée statiquement lorsque son centre de gravité se trouve sur son axe d'articulation. Mais comme les gouvernes ne sont pas infiniment rigides en torsion, il est souvent nécessaire de réaliser une certaine répartition des masses en envergure appelée équilibrage dynamique (équilibre des moments d'inertie).

Afin de réaliser ces conditions avec le plus faible poids possible, il est recommandé de disposer les éléments de résistance lourds en avant de l'axe d'articulation ; la partie arrière sera, par contre, aussi légère que possible (fig.II.24).

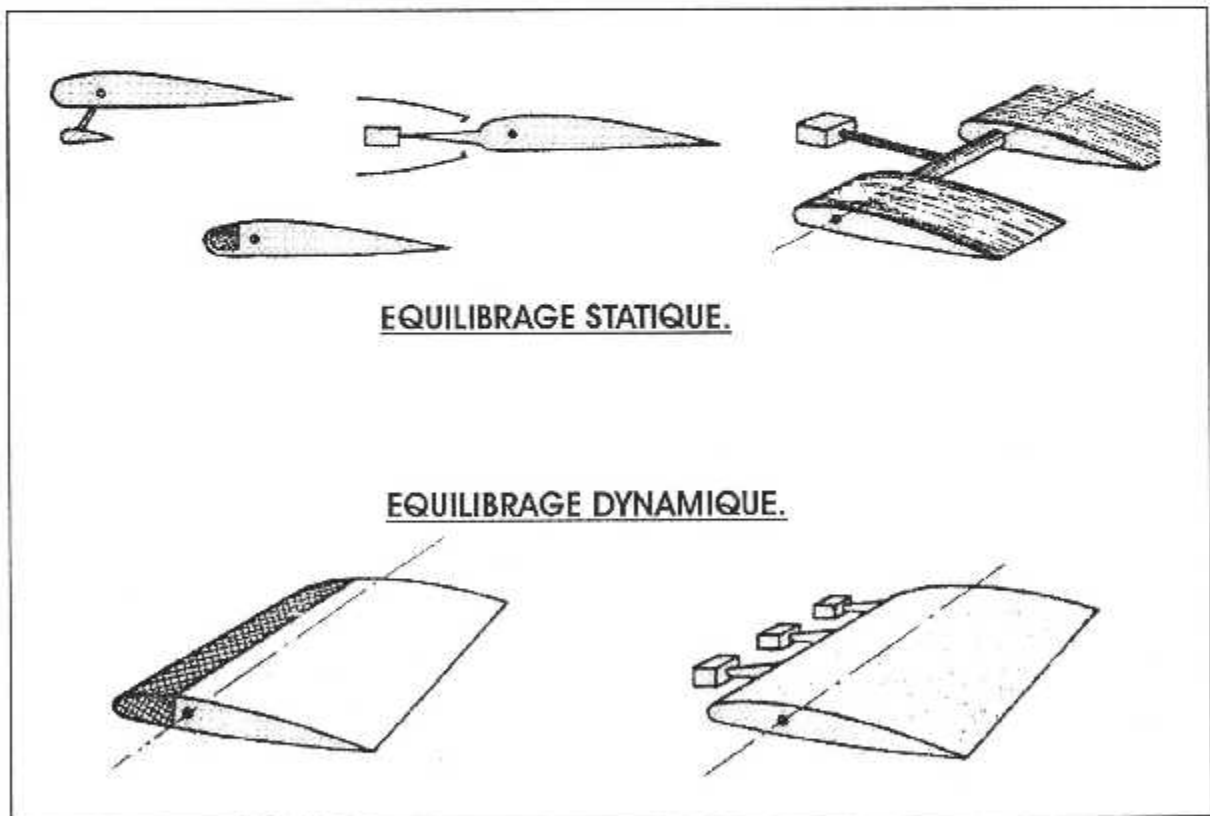


Fig.II.24 : L'équilibrage des gouvernes.

## II.8 – Les gouvernes et commandes secondaires :

### II.8.1 – Généralités :

Toutes les gouvernes qui ne sont pas destinées à manœuvrer l'avion, c'est à dire à changer la position de l'avion dans les trois axes de coordonnées des vitesses, sont appelées gouvernes secondaires. On distingue les dispositifs hypersustentateurs, les aérofreins et les spoilers.

Pour obtenir au décollage et à l'atterrissage une vitesse minimale de sustentation, on utilise des dispositifs hypersustentateurs.

La vitesse propre d'un avion étant proportionnelle à la racine carrée de la charge alaire et inversement proportionnelle à  $\sqrt{C_Z}$ . La vitesse propre sera minimum pour  $C_Z$  maximum. Pour diminuer encore la vitesse minimum deux actions sont possibles :

- ✓ augmenter le  $C_Z$  maximum.
- ✓ Diminuer la charge alaire par augmentation de la surface.

Nous rappelons que : 
$$V_{min} = \sqrt{\frac{P}{\frac{1}{2} f S C_{Zmax}}}$$

À l'approche, on cherchera à augmenter la pente de descente. Pour cela on utilisera soit des aérofreins, soit des spoilers qui diminuent la finesse.

Nous rappelons qu'en descente les moteurs sont complètement réduits, cela implique que plus le rapport  $\frac{C_X}{C_Z}$  est petit, plus la pente de descente est faible.

La pente de descente est exprimée  $\theta\% = \frac{100}{f}$ , par conséquent la pente de descente dépend de la finesse.

À l'atterrissage, on cherchera à diminuer la distance de roulement par augmentation de la traînée ( $C_X$ ), en utilisant les aérofreins, des spoilers.

### II.8.2 – Dispositifs hypersustentateurs :

Les dispositifs hypersustentateurs sont destinés à augmenter la portance de la voilure ( $C_{zmax}$ ) lors des phases de décollage et d'atterrissage.

Ils sont généralement constitués de volets et, suivant leur position dans l'aile, on distingue :

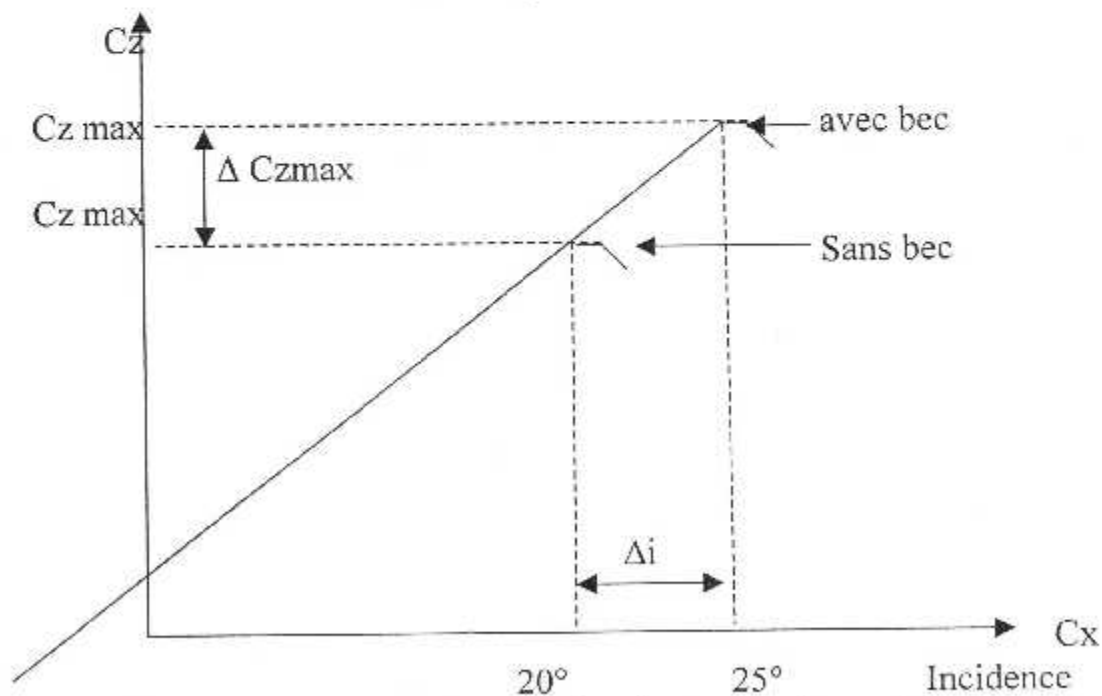
- ✓ Les dispositifs de bord d'attaque ;
- ✓ Les dispositifs de bord de fuite.

Leur principe de fonctionnement est pratiquement le même, à savoir, augmenter la courbure de l'aile ou la surface et parfois les deux ensemble.

#### II.8.2.1 – Les dispositifs de bord d'attaque :

Au décollage, mais surtout à l'atterrissage, la vitesse est réduite. Le pilote cabre afin d'augmenter l'angle d'incidence et par la suite l'accroissement du  $C_z$  max.

Ces dispositifs améliorent la circulation de l'air au bord d'attaque par une action sur la couche limite, en augmentant la courbure générale de l'aile.



**Influence des becs sur le polaire.**



On définit les types suivants :

- a. Bec de bord d'attaque : la position du bec peut être fixe, commandée ou automatique. Le volet de bord d'attaque le plus simple consiste en un bord d'attaque articulé qui, en s'abaissant, augmente la courbure de l'aile (fig.II.25).

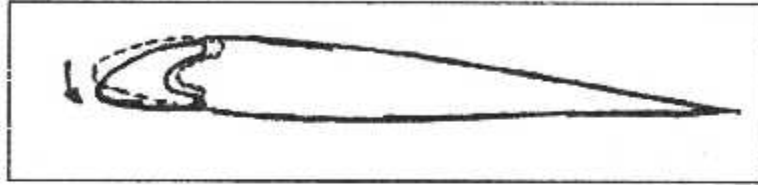


Fig.II.25 : Volet de bord d'attaque.

- b. Le volet de KRÜEGER : le volet de KRÜEGER consiste en une surface mobile qui s'abaisse en dessous du bord d'attaque.

Ce volet peut être constitué de plusieurs sections articulées qui augmentent considérablement à la fois la surface et la cambrure de l'aile (fig.II.26).

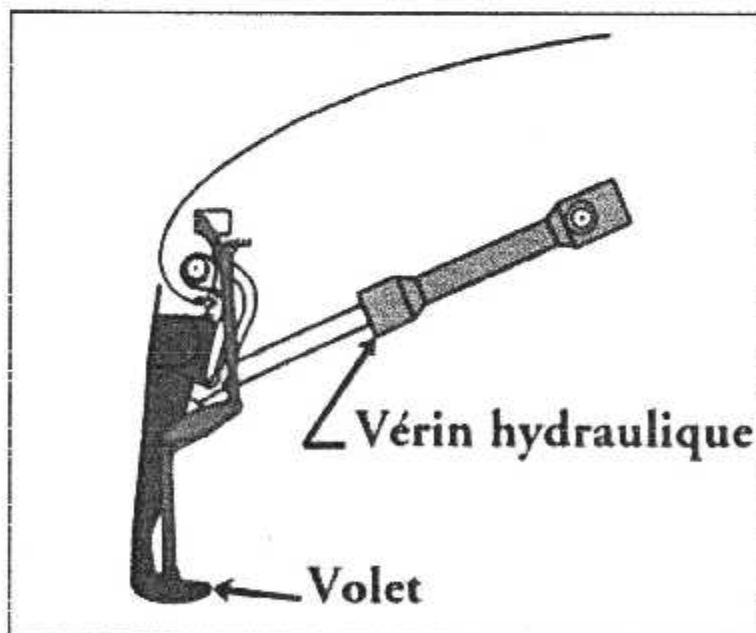


Fig.II.26 : Volet de KRÜEGER

- c. Le volet de bord d'attaque à fente : ou à cambrure variable ; il est constitué d'un bec du bord d'attaque mobile qui se déplace vers l'avant en laissant une fente entre cette gouverne et le bord d'attaque fixe de l'aile. La fente contribue à distribuer un écoulement d'air moins turbulent au-dessus de l'aile (fig.II.27).

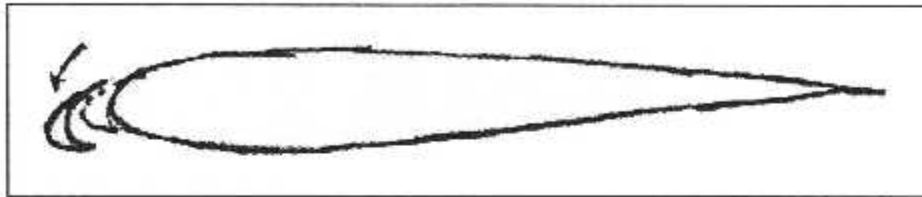


Fig.II.27 : Volet de bord d'attaque à fente.

Signalons au passage que certains avions sont munis d'un bord d'attaque avec une fente fixe (fig.II.28).

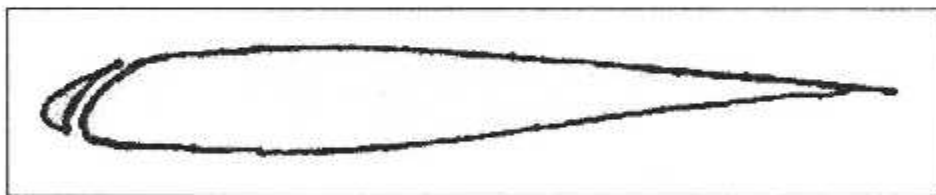


Fig.II.28 : Volet de bord d'attaque à fente fixe.

Quelque soit leur réalisation, les dispositifs de bord d'attaque ont le même effort :

- Augmentation du  $C_{Zmax}$  ;
- Augmentation modérée du  $C_X$  ;
- Augmentation de l'incidence de  $C_{Zmax}$  ;

Ce dernier point est un inconvénient car il se traduit par un cabré important de l'avion pour bénéficier de l'augmentation de  $C_Z$  d'où une

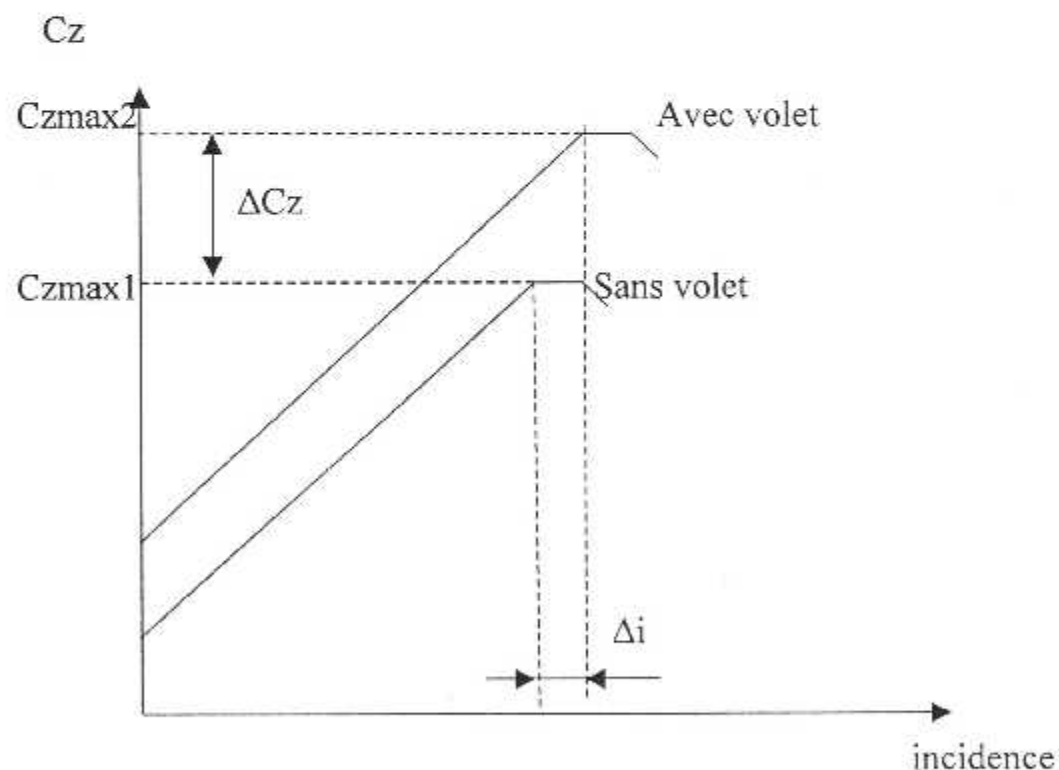
diminution de la visibilité et une augmentation du risque de toucher de la queue à l'atterrissage.

Toutefois cet inconvénient devient un avantage lorsque les becs sont utilisés conjointement avec les volets de bord de fuite.

### **II.8.2.2 – Les volets de bord de fuite :**

Les dispositifs de bord de fuite sont ceux que l'on rencontre fréquemment. Ils agissent par augmentation de la cambrure entraînant une augmentation du  $C_z$  sans faire varier notablement l'angle d'incidence maximum de décrochage.

Ils peuvent de plus provoquer une augmentation de la surface de voilure. Ils sont actionnés par un système manuel, hydraulique ou électrique.



**Influence des volets sur le polaire.**

On citera les différents types :

a. Volets modifiant le  $C_z$  :

On distingue les dispositifs suivants :

1. Le volet d'intrados : il ne modifie que l'intrados de l'aile permettant d'augmenter la pression à l'intrados et la dépression à l'extrados.

Ce sont les moins efficaces parce qu'ils créent un sillage important qui augmente nettement la traînée (fig.II.29).

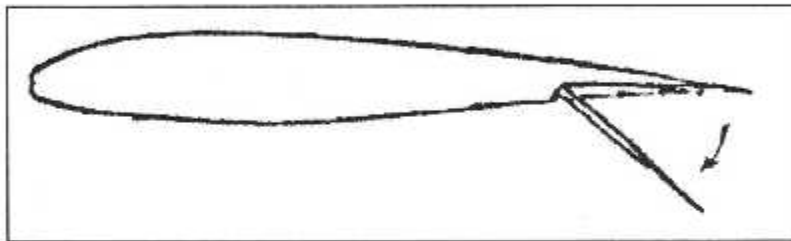


Fig.II.29 : Le volet d'intrados.

2. Le volet de courbure : ce type de volet a l'avantage d'agir à la fois à l'intrados comme le volet précédent, mais aussi à l'extrados en augmentant sa courbure, donc l'accélération des filets d'air.

Il y a malheureusement une limite au braquage de ce volet à cause du décollement de la couche limite (fig.II.30).

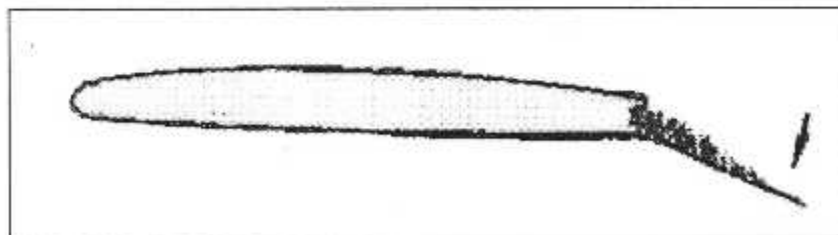


Fig.II.30 : Le volet de courbure.



3. Le volet de courbure à fente : il modifie le profil de l'aile ; de plus une fente à l'avant du volet permet à l'air de l'intrados de passer sur l'extrados, ce qui retarde le décollement de la couche limite sur le volet et permet des braquages plus importants (fig.II.31).

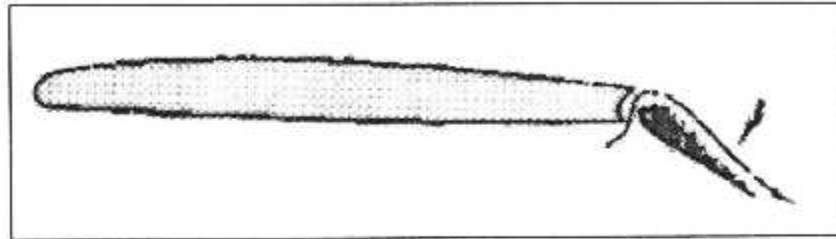


Fig.II.31 : Le volet de courbure à fente.

b. Volets modifiant le  $C_z$  et la surface :

On distingue les dispositifs suivants :

1. Volet FOWLER : ce volet combine les effets des volets de courbure à fente et d'augmentation de la surface portante lorsqu'il s'abaisse (fig.II.32).

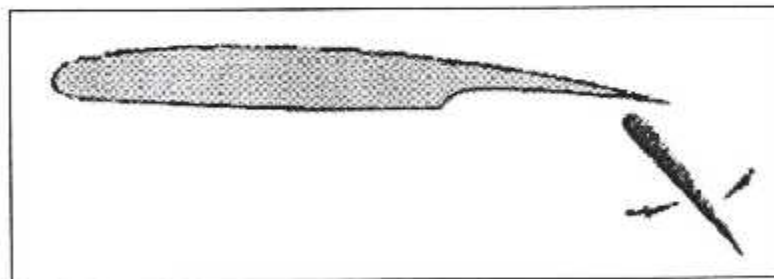


Fig.II.32 : Le volet de FOWLER.

2. Volets multi-fentes : ayant constaté sur certains volets à fente que le décollement se produit plutôt sur le volet que sur l'aile. On a cherché à éviter ce phénomène nuisible à l'augmentation du  $C_z$ .

Sur ce type de volet, le volet lui-même est hypersustenté. Il permet une augmentation importante de la surface de voilure et de voler à des incidences élevées (fig.33).

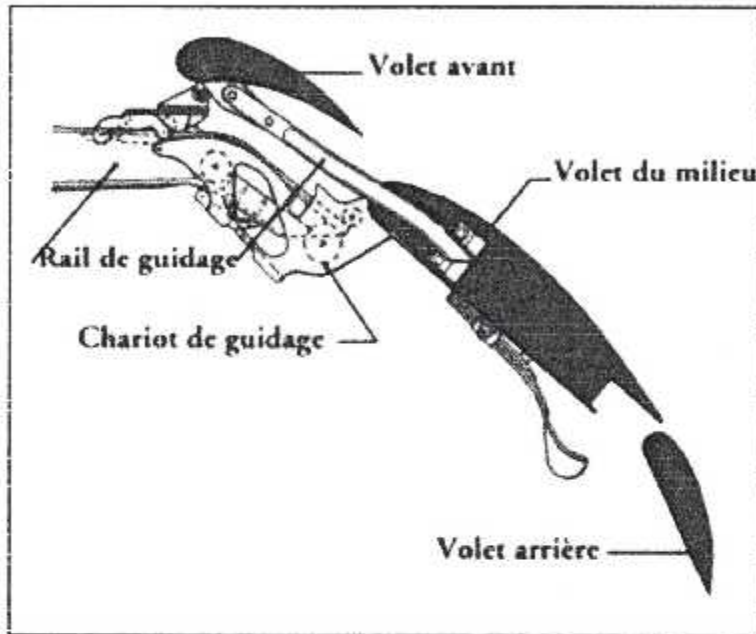


Fig.II.33 : Le volet multi-fentes.

### II.8.2.3 – Dispositifs divers :

#### a. Soufflage :

De l'air sous pression, généralement prélevé sur le compresseur moteur, est envoyé au niveau du volet de bord de fuite pour redonner de l'énergie à la couche limite (fig.II.34).

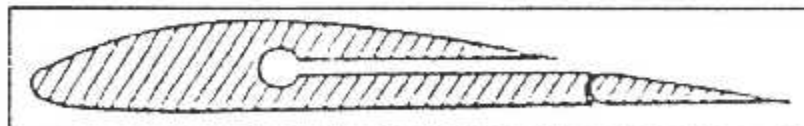


Fig.II.34 : Soufflage.

b. Aspiration :

Dés que la couche limite n'a plus assez d'énergie, elle est aspirée à travers des fentes prévues à l'extrados de l'aile (fig.35).

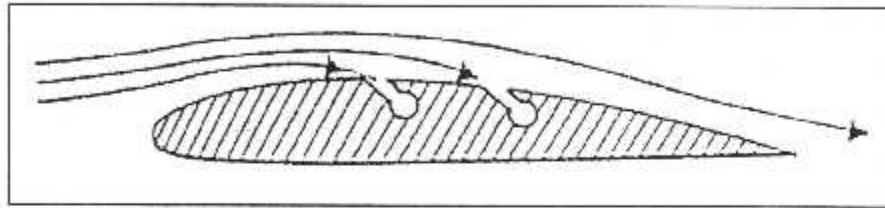


Fig.II.35 : Aspiration.

c. Jet flap :

le volet est remplacé par un jet d'air qui infléchit l'écoulement de l'air et lui communique en plus de l'énergie (fig.36).

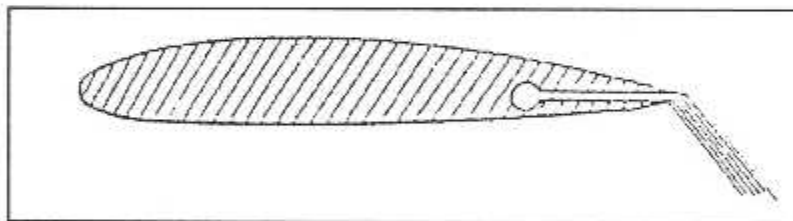


Fig.II.36 : Jet flap.

**II.8.3 – Spoilers :**

Les spoilers sont des volets d'extrados dont le braquage provoque sur l'aile concernée un accroissement de traînée et la diminution de portance entraînant une diminution de finesse importante ( $C_X \nearrow$ ,  $C_Z \searrow$ , finesse  $\searrow$ ).

Leur braquage peut être symétrique, ils sont alors utilisés en aérofreins avec la manette d'aérofreins, ce qui entraîne :

## Chapitre II : Rôle et mode de fonctionnement de chaque gouverne.

- ✓ Une réduction de vitesse en approche, à l'atterrissage.
- ✓ Une augmentation des performances en descente.
- ✓ Une augmentation de l'efficacité de freinage, c'est à dire une diminution de longueur d'atterrissage (fig.II.37).

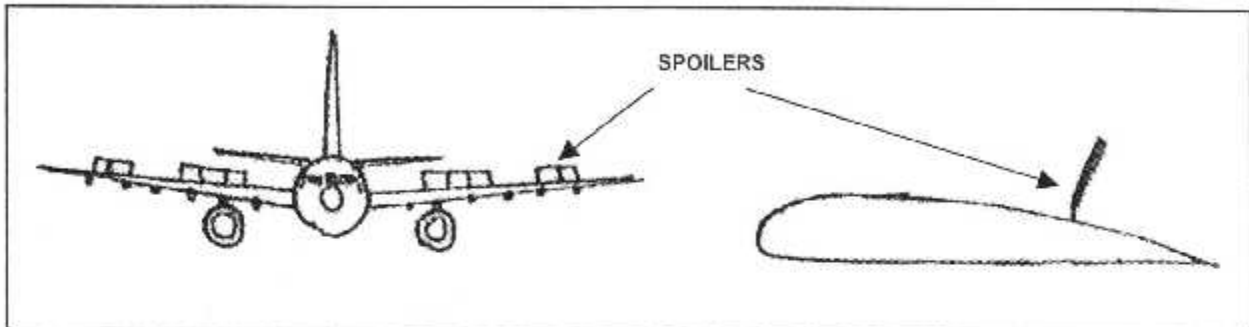


Fig.II.37 : Braquage symétrique du spoiler.

Leur braquage peut être différentiel, ils sont alors utilisés en fonction gauchissement avec les volants. Ils détruisent la portance sur l'aile intérieure au virage (fig.II.38).

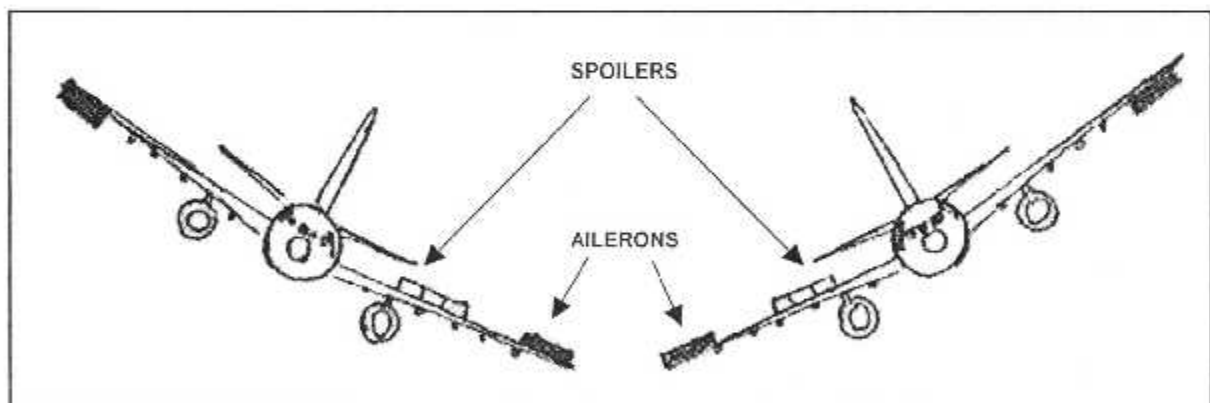


Fig.II.38 : Braquage asymétrique du spoiler.

Ils peuvent être utilisés simultanément en fonction « aérofreins » et en fonction « gauchissement » ; leur braquage sera alors fonction :

- ✓ De la valeur de déplacement de la manette aérofreins.
- ✓ De la valeur du braquage des volants de gauchissement.
- ✓ De la vitesse de l'avion.



#### **II.8.4 – Les aérofreins :**

Les aérofreins sont des panneaux toujours symétriques sur la voilure, ils sont indispensables sur les avions modernes et sont considérés comme de véritables gouvernes mis à la disposition du pilote pour provoquer une augmentation de traînée et sans influencer sur la portance, c'est à dire si les aérofreins sont sortis :  $C_X \nearrow$ ,  $C_Z = \text{constant}$  et finesse  $\searrow$ .

Aux vitesses normales de vol, leur sortie doit provoquer :

- ✓ Soit une décélération longitudinale notable, constituant un moyen de sortie du domaine de compressibilité ou de l'éviter.
- ✓ Soit une augmentation du taux de descente au nombre de Mach maximum autorisé par la cellule.

Ils sont aussi utilisés au sol après le toucher des roues du train principal. Ceci permet par diminution de  $C_Z$  d'avoir l'avion sur les boggies de train (augmentation de l'efficacité de freinage), par augmentation du  $C_X$ , d'obtenir un freinage aérodynamique non négligeable.

##### Structure :

La structure des aérofreins est une structure résistante (construction caisson) ; ils sont articulés sur une partie résistante de la structure.

Entre la structure et l'aérofrein une fente ainsi que des trous percés sur certains aérofreins permettent de régulariser l'écoulement aérodynamique, ce qui empêche l'apparition de couple de tangage et évitant les vibrations au cours de l'ouverture.

# Chapitre III :

Technologie des Gouvernes.

### III – Technologie des gouvernes.

#### III.1 – Étude des efforts supportés par la structure lors des braquage :

##### III.1.1 – Généralités :

Comme il existe un foyer principal d'une aile, il existe un foyer secondaire où s'applique le supplément de portance dans le cas de braquage d'une gouverne.

Si une section d'aile munie d'une gouverne se trouve à une incidence  $i$  avec un braquage  $\beta$  de la gouverne, les forces appliquées sont équivalentes au système représenté ci-dessus (fig.III.1).

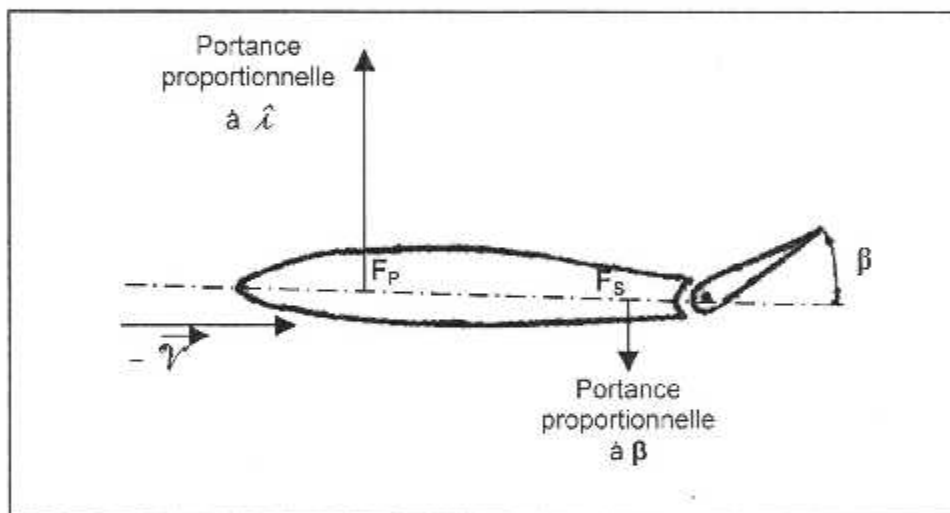


Fig.III.1 : Le schéma équivalent au forces appliqués sur une section d'aile.

Les efforts déployer sur l'empennage horizontal sont des efforts aérodynamiques assurant dans toutes les incidences de vol l'équilibre de l'avion autour de l'axe de tangage. Ils sont de même nature que ceux supportés par la voilure.

La manœuvre de la gouverne de profondeur introduit une charge supplémentaire que l'on détermine en fonction du braquage en considérant les

braquages maxima vers le haut (efforts sur l'empennage vers le haut) et vers le bas (efforts sur l'empennage vers le haut).

Les efforts appliqués sur l'empennage vertical sont dus à la manœuvre du gouvernail de direction qui crée un effort de flexion.

D'autre part, il y a lieu de tenir compte des charges dues à des rafales latérales.

Pour les avions multi-moteurs, une charge supplémentaire peut être introduite lors de l'arrêt d'un propulseurs pour maintenir l'avion sur une trajectoire rectiligne.

Les charges et les efforts sur la structure dus aux braquages gouverne dépendent :

- a. De l'angle de braquage de la gouverne.
- b. Du carré de la vitesse de l'avion.
- c. De la vitesse de braquage de la gouverne.

### **III.1.2 – Braquage des ailerons :**

Lors du braquage des ailerons, l'aile montante voit son incidence diminuer, tandis que l'aile descendante voit son incidence augmenter.

#### **III.1.2.1 – Variation d'incidence :**

Il y a donc un effet d'incidence et de variation de portance appliquée au foyer principal de chaque profil.

Indépendamment des surcharges dues aux braquages des ailerons et appliquées aux foyers secondaires, il y a une diminution de portance pour l'aile montante et une augmentation pour l'aile descendante. Ces forces qui s'opposent à celles nées du braquage des ailerons sont appelées forces d'amortissement (fig.III.2).



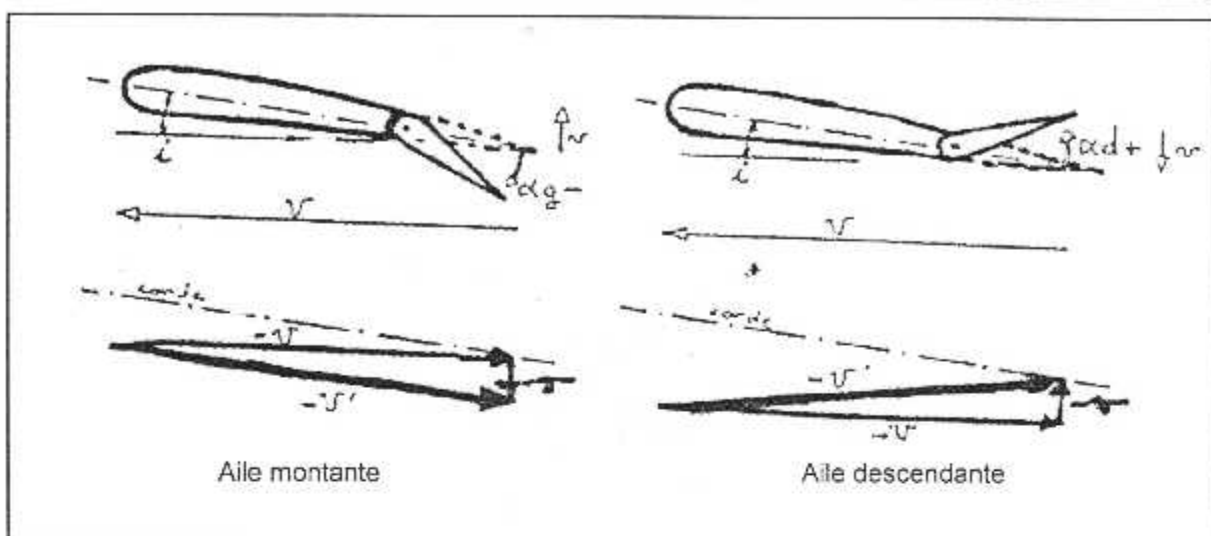


Fig.III.2 : Variation d'incidence.

**III.1.2.2 – Variations des charges sur les profils :**

Elles dépendent de la vitesse angulaire des roulis  $W$  et varient proportionnellement à  $W$ , de telle sorte que  $W$  restera constant lorsque le moment des forces d'amortissement sera égal à celui des surcharges dues au braquage des ailerons. Le roulis se fera alors à vitesse constante.

Tant que l'accélération n'est pas nulle, il apparaît des forces d'inertie proportionnelles à cette accélération (fig.III.3).

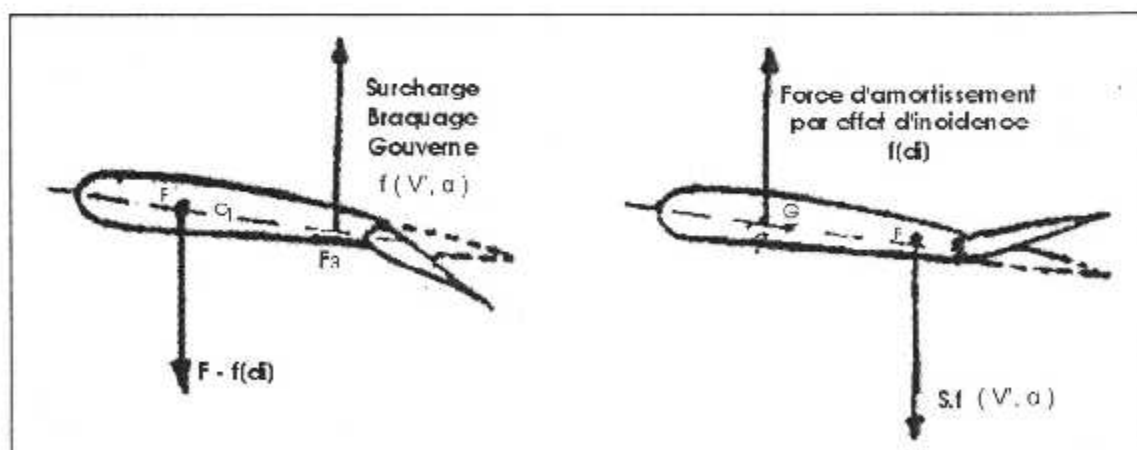


Fig.III.3 : Variation des charges sur les profils.

### III.1.2.3 – Variations des charges sur la voilure :

Il en résulte que le braquage des ailerons donne naissance aux charges suivantes :

- a. Charges dues au braquage des ailerons proportionnelles au braquage  $\alpha$  et au carré de la vitesse de l'avion.
  - b. Charges d'amortissement proportionnelles à la vitesse de roulis et au carré de la vitesse de l'avion.
  - c. Charges d'inertie proportionnelles à l'accélération angulaire de roulis.
- Ces charges dépendent directement de la vitesse de braquage des ailerons (fig.III.4).

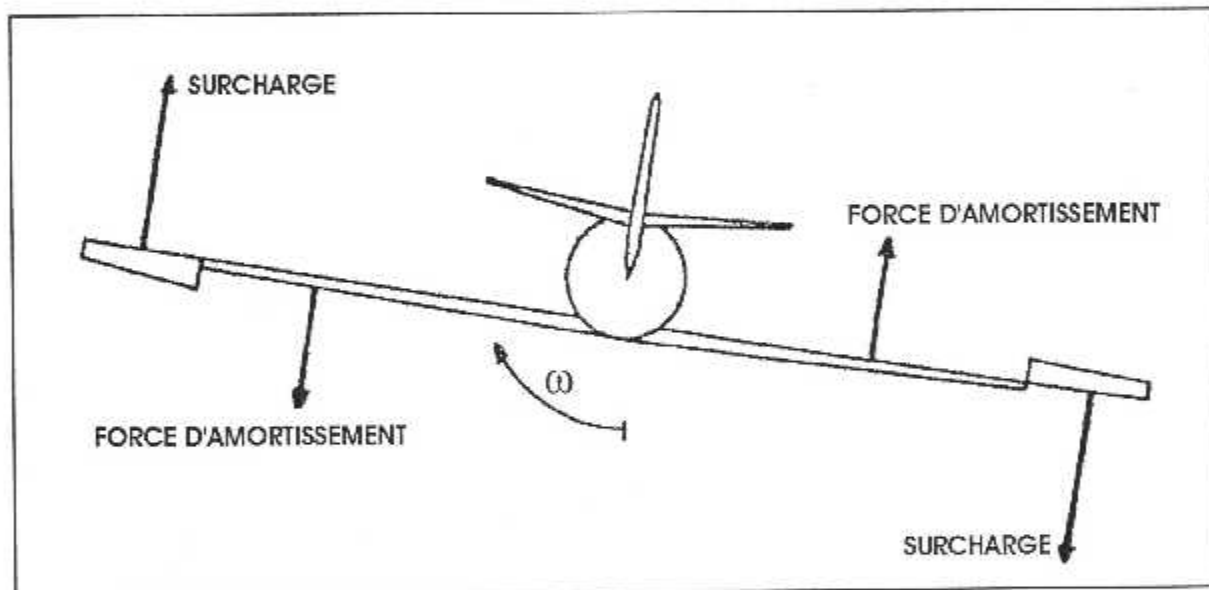


Fig.III.4 : Variation des charges sur la voilure.

### III.1.3 – Braquage d'une gouverne d'empennage :

Les charges sur l'empennage sont étudiées au cours de ressources accélérés avec manœuvre contrée.

Une manœuvre contrée est une manœuvre rapide où le pilote effectue :

- a. Un très grand braquage pour obtenir une accélération angulaire importante (si le braquage est maintenu longtemps, le facteur de charge est dépassé).
- b. Un retour vers le neutre plus lent, pour ne pas dépasser le facteur de charge limite.

Dans cette manœuvre il y a déphasage entre le braquage de la gouverne et le facteur de charge de l'avion par suite d'un retard aérodynamique.

Ces manœuvres ne doivent pas engendrer des charges provoquant un dépassement du facteur de charge limite de l'avion, le braquage des gouvernes peut être limité. Ceci apparaît sous forme d'une aire d'utilisation en fonction de la vitesse avion.

### **III.2 – La construction des gouvernes :**

#### **III.2.1 – Exigences requises :**

Les structures adaptées pour les gouvernes doivent permettre :

- a. De réaliser des profils corrects.
- b. De supporter certains dispositifs compensateurs.
- c. De transmettre les efforts aérodynamiques jusqu'aux éléments de fixation et des commandes.

Pour avoir une fréquence de vibration, de torsion élevée, permettant une vitesse critique de vibration de la gouverne également élevée, il faut que la structure présente :

- a. Une grande rigidité en torsion.
- b. Un équilibrage statique et dynamique convenable.
- c. Un moment d'inertie autour de l'axe de charnière aussi faible que possible.

### III.2.2 – Structure des gouvernes :

Pour satisfaire les différentes conditions, la structure des gouvernes comporte généralement :

- a. Un longeron situé à l'avant, portant les ferrures d'articulation.
- b. Un bord d'attaque travaillant ou caisson de bord d'attaque.
- c. Des nervures solidement encastrées sur le longeron réunies à l'arrière par l'arétier de bord de fuite.
- d. Un revêtement en toile réduite, en tôle légère selon le mode de construction, bois ou métallique (fig.III.5).

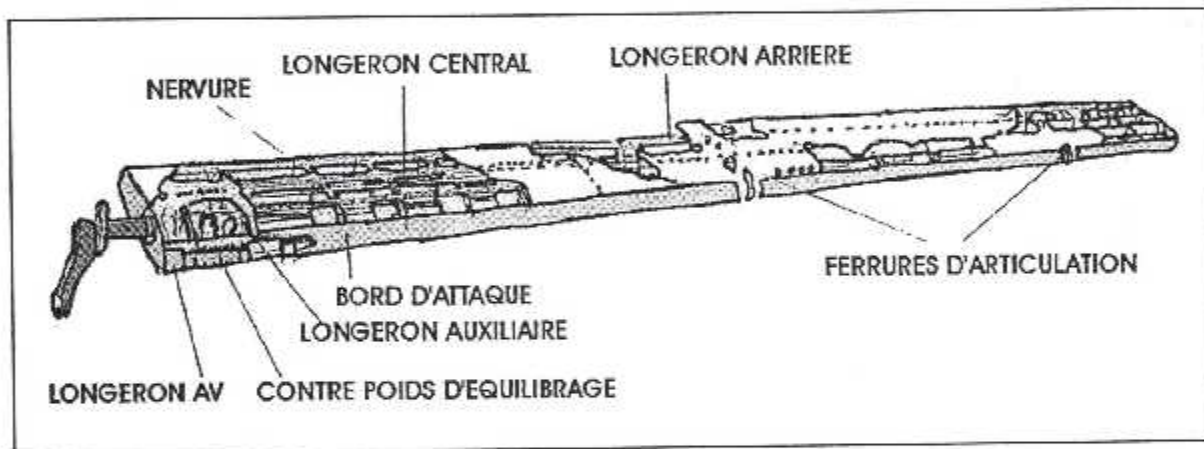


Fig.III.5 : Exemple de structure des gouvernes.

Pour l'équilibrage, il est nécessaire de placer des masses de plomb ou en alliage de tungstène, soit :

- a. Au dessus ou au dessous du bord d'attaque de la gouverne (solution abandonnée).
- b. Dans une come de compensation (équilibrage dynamique imparfait).
- c. Le long du bord d'attaque de la gouverne (arrête pesante – bon équilibrage dynamique).



Étant donné que les gouvernes doivent être équilibrées, minces et rigides, la solution actuelle consiste à utiliser la structure « sandwich » ou en « matériaux composites », tel que la réunion de deux revêtements, intrados et extrados, effectuée par un matériau de remplissage sur lequel ils sont collés. On a ainsi un gain de poids très appréciable pour une résistance structurale identique à celle obtenue avec des raidisseurs (fig.III.6).

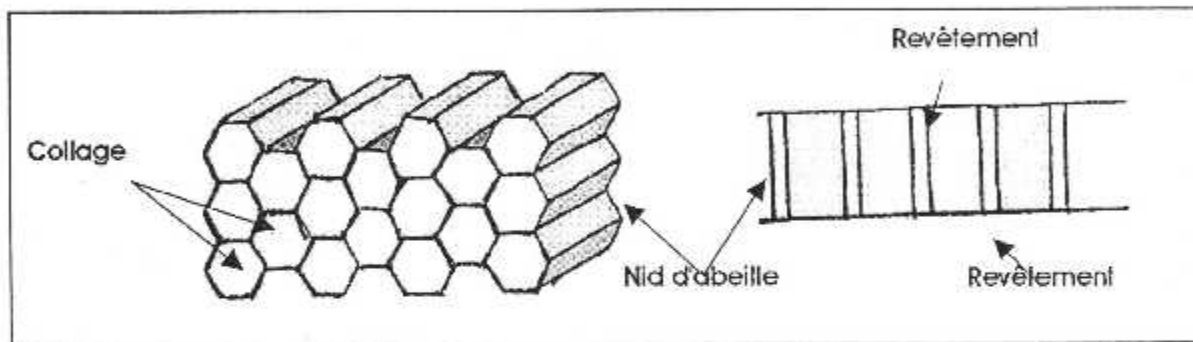


Fig.III.6 : Structure en sandwich.

Ce type de structure est utilisé pour les éléments secondaires tels que : les hypersustentateurs, les spoilers, les compensateurs, ...etc).

Les articulations des gouvernes et de tabs subissent des déformations en vol ; il faudra monter des roulements à rotule pour éviter le durcissement et le blocage.

Des butées limitent des débattements extrêmes, il faut enfin pouvoir bloquer les gouvernes au sol (éclisses ou blocage hydraulique).

### III.3 – Mécanisme de sécurité et indication gouvernes :

**A** – Pour protéger la gouverne de gauchissement et de profondeur au sol, il est nécessaire d'installer un système de blocage ainsi que pour limiter le débattement des manettes de puissances un peu en dessous du ralenti vol ; afin d'éviter un décollage commandes bloquées.

Ce système inclut un mécanisme de blocage de gouvernes de profondeur ainsi qu'un électro-mécanisme de blocage d'ailerons.

Ces mécanismes assurent une protection au décollage lorsque le système de blocages des gouvernes est engagé, ou bien en cas d'un affichage de puissance trop élevé.

Pour bien comprendre ces mécanismes de protection, on prend à titre d'exemple les systèmes installés sur avion ATR 42.500.

La gouverne de profondeur est immobilisée par le système de blocage dont cette protection est commandée par un levier de commandes situé sur le palonnier et fonctionne grâce à des câbles et poulies.

Pour les ailerons, le système de blocage est composé de deux mécanisme électriques de protection de blocage immobilisant un aileron chacun. Chaque mécanisme est commandé électriquement par des capteurs situés sur le levier de blocage des commandes.

**B** – Pour la protection de gouverne de direction, il existe les différents systèmes suivants :

1. Boîtier de limitation de braquage : ce système est installé afin de limiter la course des pédales et le débattement du gouvernail en fonction de la vitesse avion pour éviter d'éventuels braquages endommageables à la structure aux vitesses élevées de l'avion (fig.III.7).

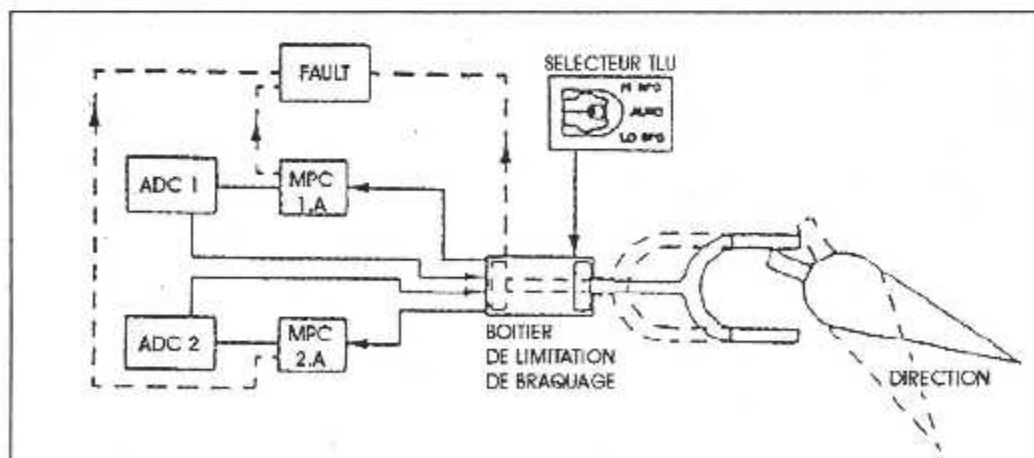


Fig.III.7 : Boîtier de limitage.

2. Boîtier à seuil débrayable : un boîtier à seuil débrayable est situé entre la gouverne de direction et la liaison palonnier.

Ce boîtier permet de stabiliser la position de gouverne lorsque aucun effort n'est appliqué au palonnier.

On note que la position du boîtier change avec le réglage du Trim du gouvernail.

3. Amortisseur : la gouverne de direction est reliée à la structure avion par un amortisseur qui amortit les mouvements de la direction lors des sollicitations pilote en vol et protège la gouverne contre les mouvements violents dûs aux rafales de vent lorsque l'avion est au sol (fig.III.8).

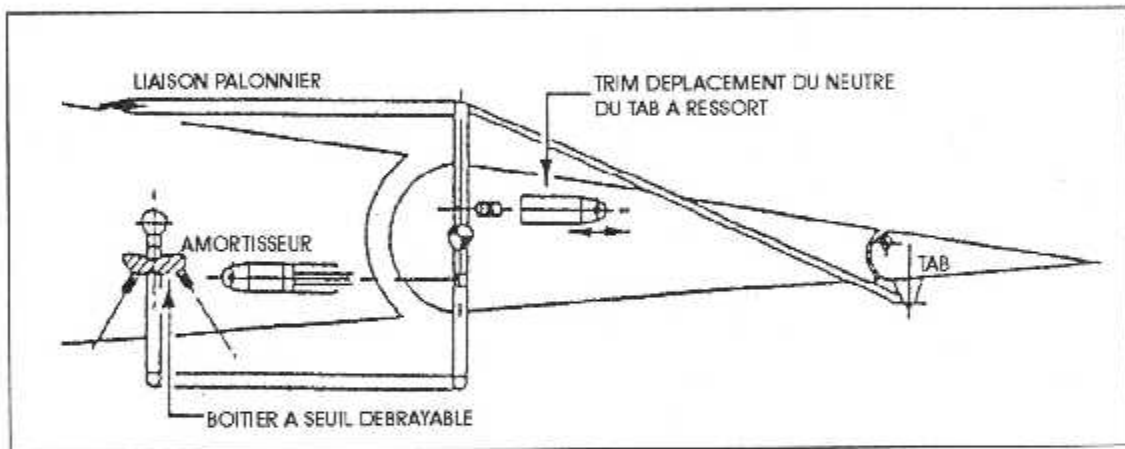
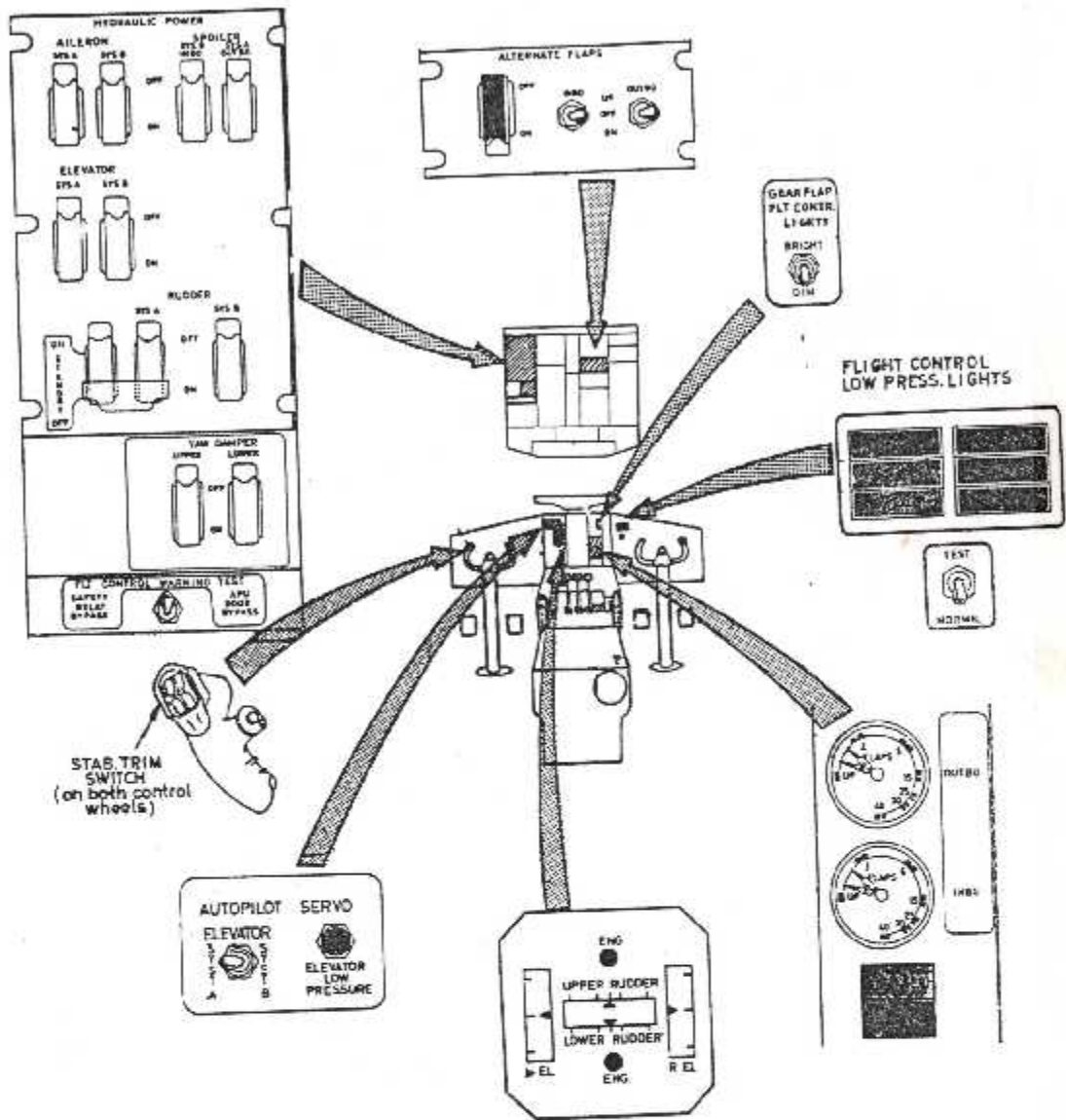


Fig.III.8 : Amortisseur.

### C – Indications des gouvernes :

Pour chaque gouverne, il existe des alarmes visuelles et sonores contrôlant les différentes conditions (commande de la profondeur hors du domaine de décollage ; décollage des tabs de profondeur, dissymétrie des volets), (fig.III.9).



SPC  
(TYF)

EXTEN

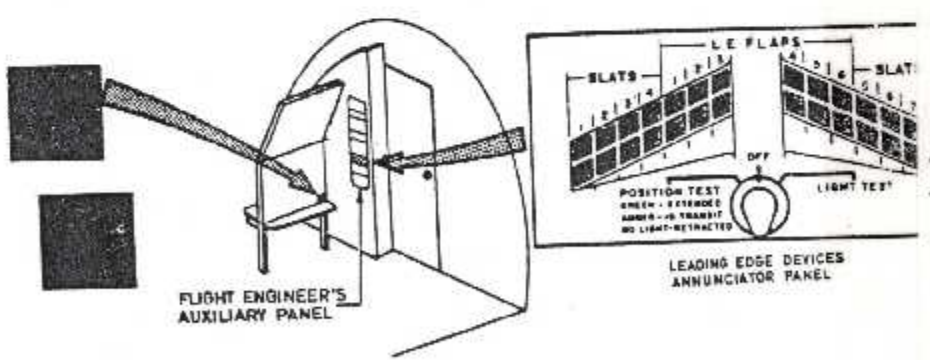
INBOA

EADIN  
HOWH

SD

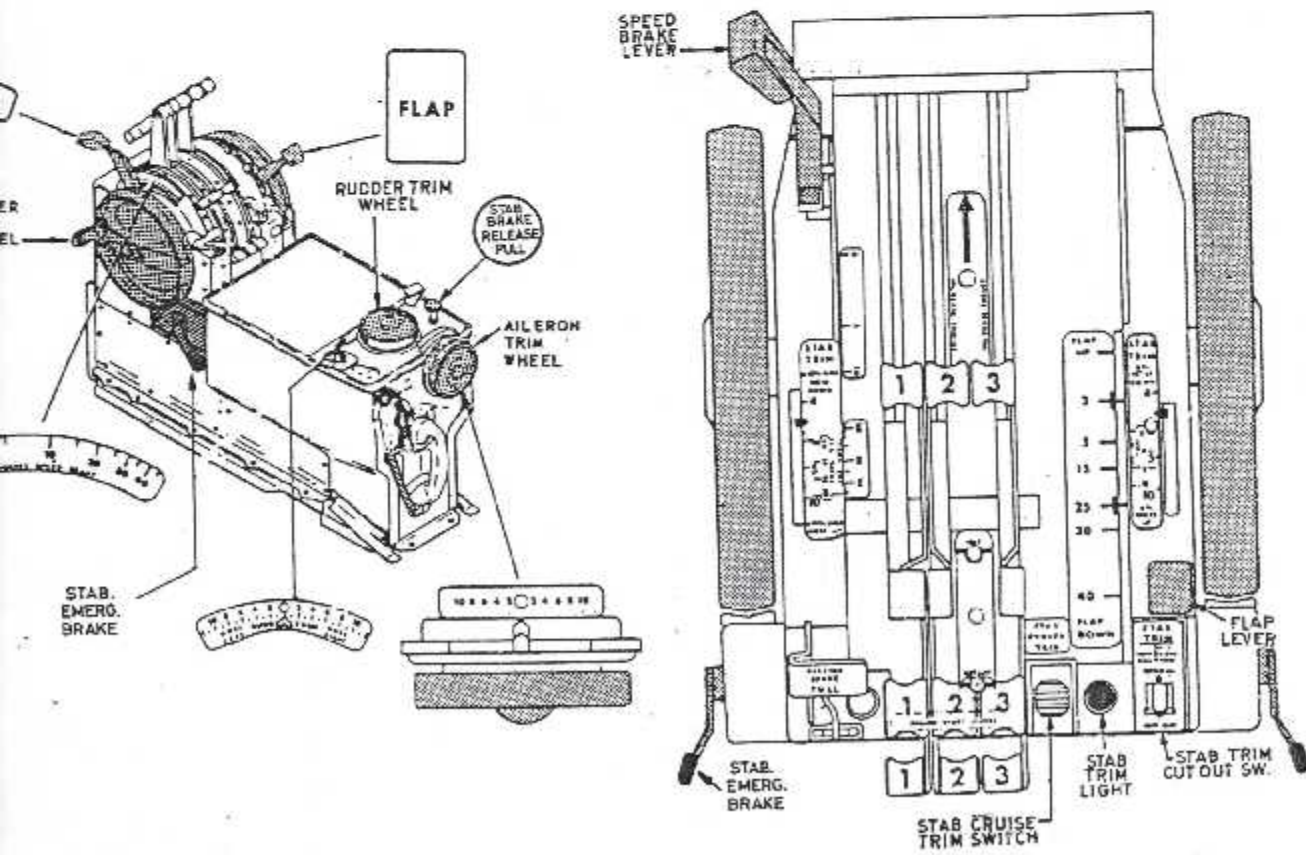
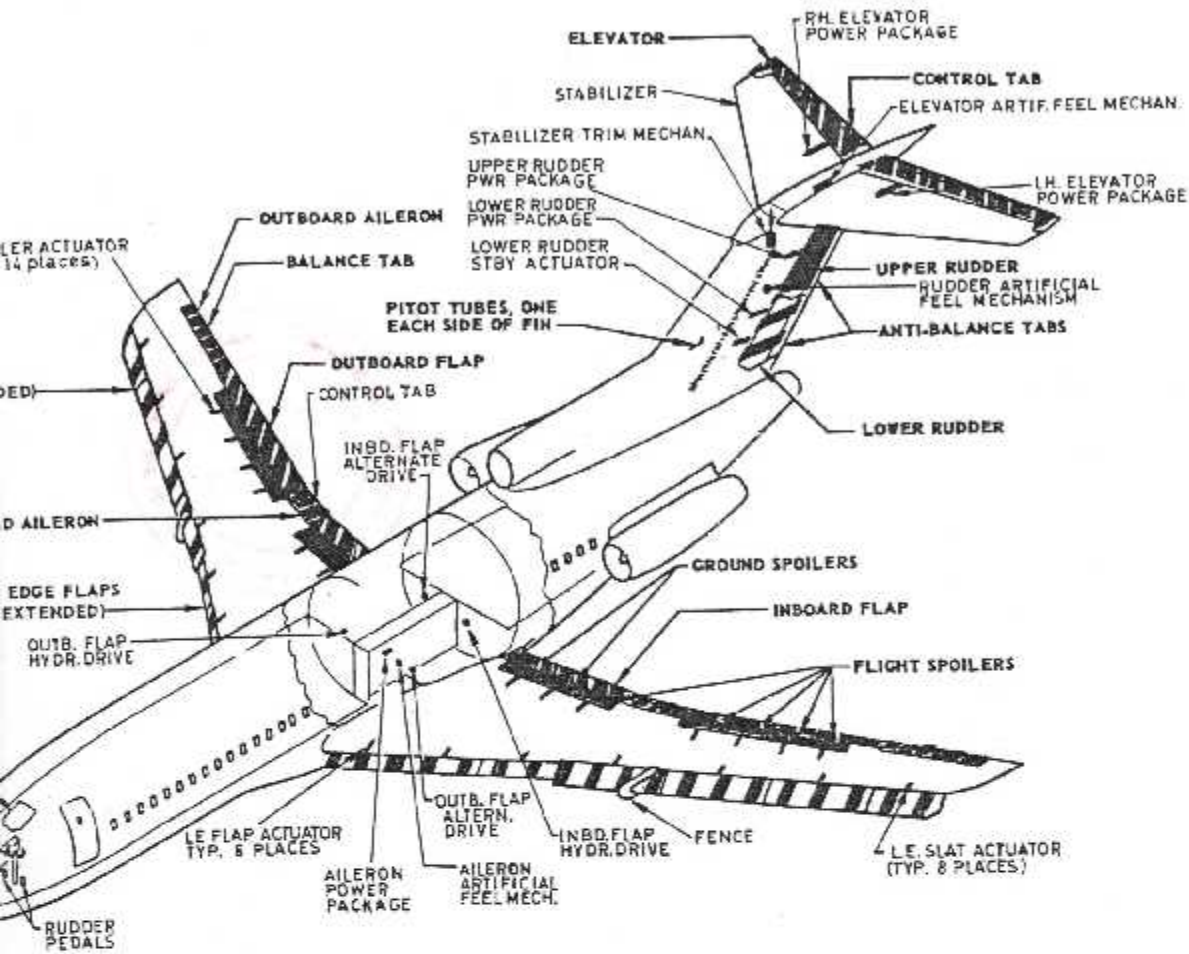
ED  
EE

TABLI  
ANUAL  
RIN WH



Example: B.727-FLIGHT CONTF





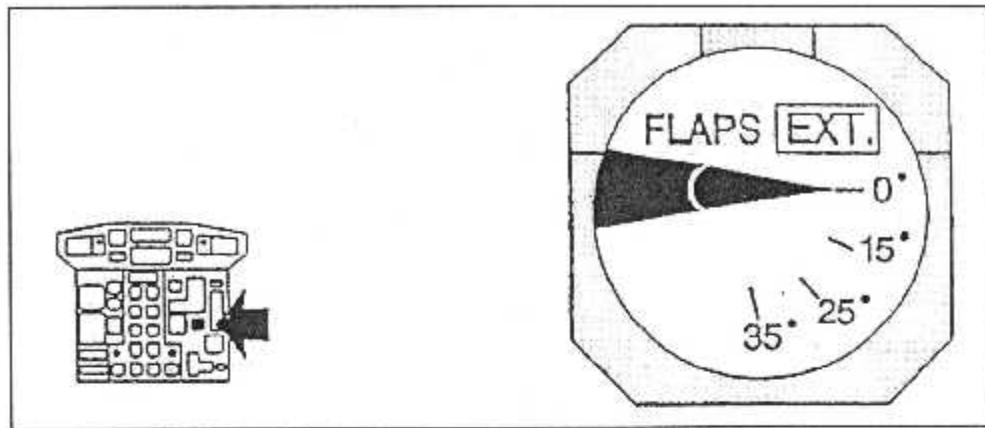


Fig.III.9 : Exemple d'indication des volets.

Pour protéger les volets, il existe une timonerie qui relie les volets de côté gauche et de côté droit évitant ainsi toute sortie dissymétrique, d'où la protection contre une sortie dissymétrique est assurée par des boîtiers détecteurs installés aux extrémités des barres de torsion.

Si la tolérance maximale de dissymétrie est atteinte, l'alimentation de la commande de volet est coupée :

- Les volets conservent leur position ;
- Le levier de commandes n'a plus aucun effet sur le système avant une intervention de maintenance.

# Chapitre IV :

Étude de l'Avion Considéré.

## **IV – Étude de l'avion considéré.**

### **IV.1 – Description générale :**

L'avion faisant l'objet de l'étude est un avion cargo (transport de fret) pouvant éventuellement être utilisé pour le transport de passagers.

Il doit répondre aux besoins spécifiques suivants :

- a. Facilité d'exploitation.
- b. Utilisation polyvalente (utilitaire/civil).
- c. Version cargo/passagers/mixte.
- d. Décollage/atterrissage sur distances courtes et sur des terrains sommairement aménagés.
- e. Autonome : destiné aux aéroports sommairement équipés.
- f. Utilisation tous temps.

La configuration choisie est la suivante (fig.IV.1) :

1. Aile haute en flèche de  $30^\circ$  au bord d'attaque.
2. Volets hypersustentateurs : bec à fente au bord d'attaque et volets à double fentes au bord de fuite.
3. Empennage en T et à incidence variable.
4. Train d'atterrissage de type tricycle.
5. Système de propulsion : 02 moteurs turbo fans.

L'avion doit répondre à certaines caractéristiques :

1. Charge marchande : 10 T.
2. Volume de chargement :  $(2 \times 2 \times 10) \text{ m}^3$ .
3. Vitesse de croisière : 890 km/h (Mach = 0.8).
4. Altitude de croisière : 10.000 m
5. Autonomie : 3.000 km
6. Longueur de piste pour décollage et atterrissage : 1.000 m
7. Équipage : 04 personnes.



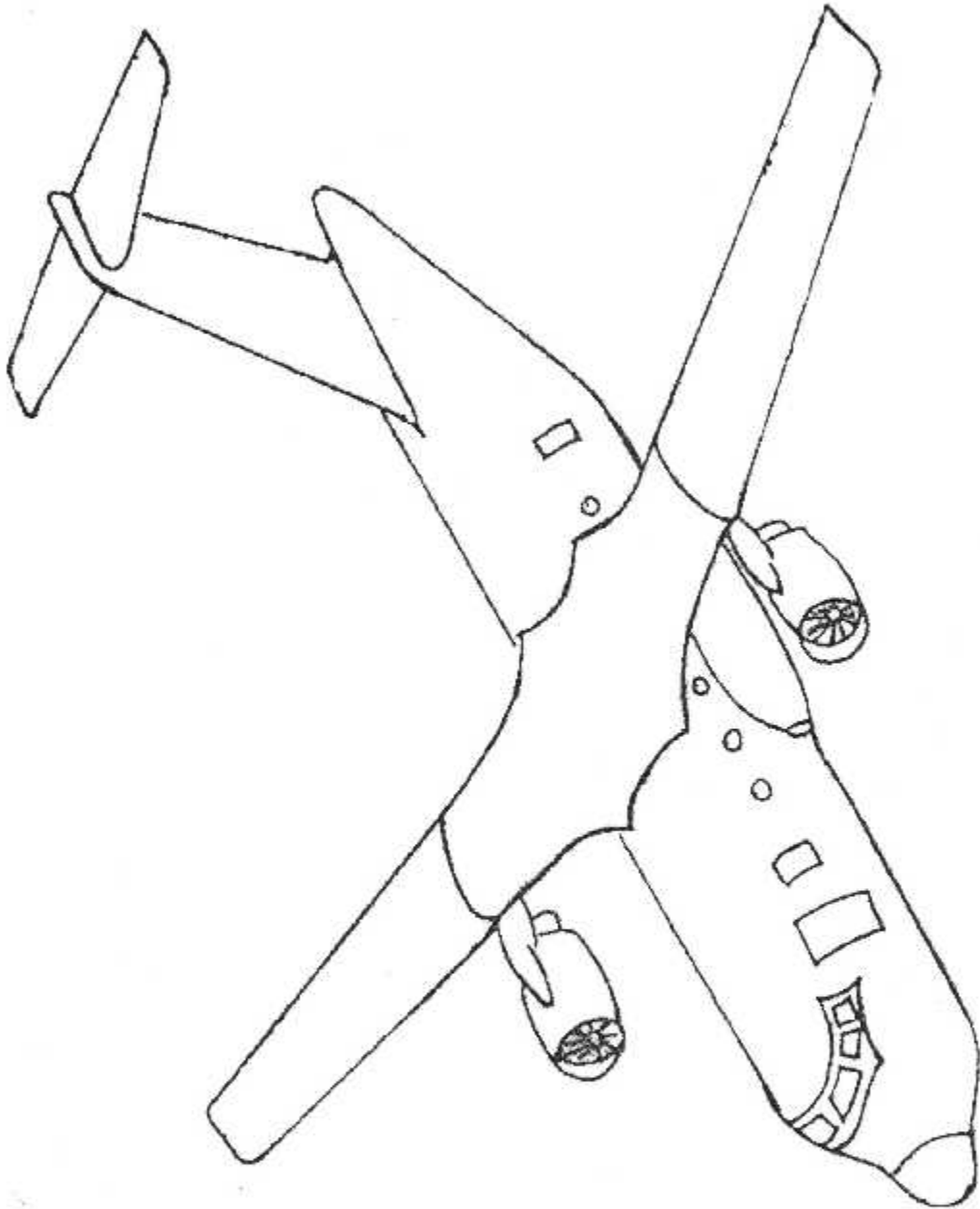


Fig.IV.1 : La configuration de l'avion cargo.

## **IV.2 – Description structurale :**

La construction du fuselage est de type semi monocoque, de section circulaire. Son volume de chargement permet de contenir les différents types de marchandises de  $(2 \times 2 \times 10) \text{m}^3$  soit  $40 \text{m}^3$ .

Le chargement / déchargement s'effectuent grâce à l'ouverture des portes situées à l'arrière du fuselage.

D'autres ouvertures sont pratiquées pour l'accessibilité, service, issues de secours et hublots pour l'éclairage naturel.

Les dimensions de l'avion lors de la conception préliminaire sont (fig.IV.2) :

- a. Longueur : 20 m
- b. Largeur max : 3,5 m
- c. Envergure : 22 m

### **IV.2.1 – La voilure :**

L'aile est de type haute, en flèche de  $30^\circ$  au bord d'attaque dont le profil choisi au départ est NACA 23012.

L'envergure est de 22 m et sa surface alaire est de  $61 \text{m}^2$ .

### **IV.2.2 – L'empennage :**

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

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

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

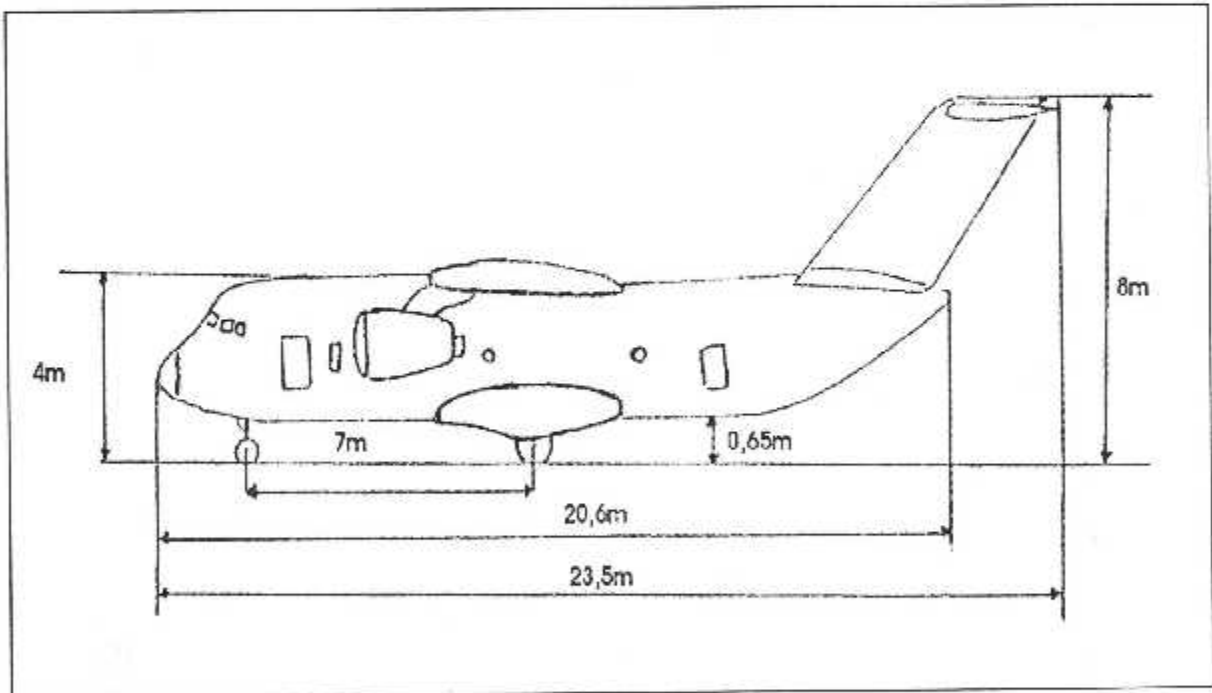
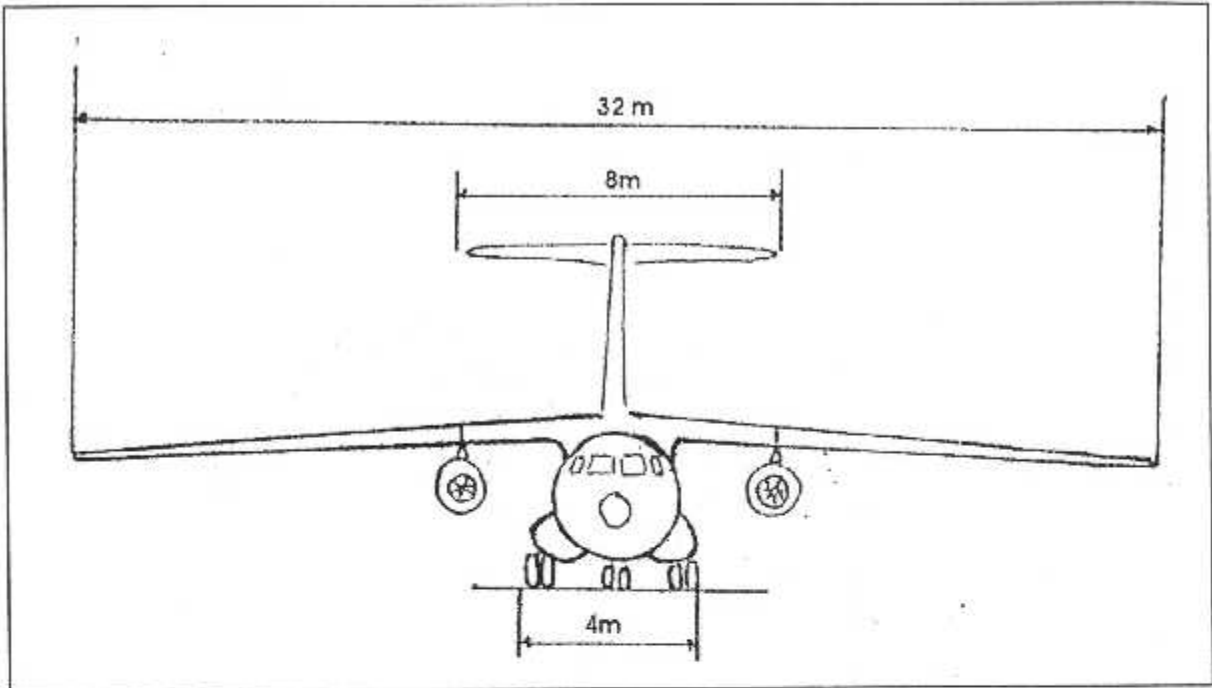


Fig.IV.2 : Les dimensions de l'avion considéré.

### **IV.2.3 – Les dispositifs hypersustentateurs :**

L'avion étant destiné à des décollages/ atterrissage courts (STOL), les dispositifs hypersustentateurs ont été choisis comme suivant :

1. Dispositifs de bord d'attaque : le bord d'attaque est équipé de becs à fente qui sont commandés par le pilote.
2. Dispositifs de bord de fuite : ces types de dispositifs sont constitués de volets mobiles articulés sur des charnières. Le braquage permet de modifier la courbure et la surface de l'aile afin d'obtenir une portance supplémentaire à basse vitesse.

Dans l'avion considéré le dispositif adopté est « volet à double fente » pour avoir un supplément de 200% de portance.

### **IV.2.4 – Les groupes de propulsion :**

Le groupe de propulsion désiré sur l'avion est un turbo fan au nombre de deux (02) dont la poussée au décollage est estimée à 50.000 lbs (22T) par moteur.

Ces moteurs sont équipés de systèmes inverseurs de poussée afin de diminuer la distance de parcours lors de l'atterrissage.

### **IV.3 – Installation de l'avion :**

Sur cet avion, on peut définir les gouvernes de vol principales et secondaires présentées sur la figure IV.3.

Les gouvernes de vol primaires consistent à :

- a. Deux ailerons, gauche et droit, et on trouve un tab d'aileron gauche commandé par le pilote ; l'aileron droit généralement équipé d'un tab réglé au sol.
- b. Une gouverne de direction munie aussi d'un tab de compensation.
- c. Une gouverne de profondeur équipée aussi de tab.



Ces gouvernes principales sont actionnées par un système hydraulique et un système de secours mécanique.

Le principe de fonctionnement de chaque gouverne (aileron – profondeur – direction) est rigoureusement le même.

La partie commande est en vert, le circuit hydraulique en rose et rouge, l'indicateur de position en orange.

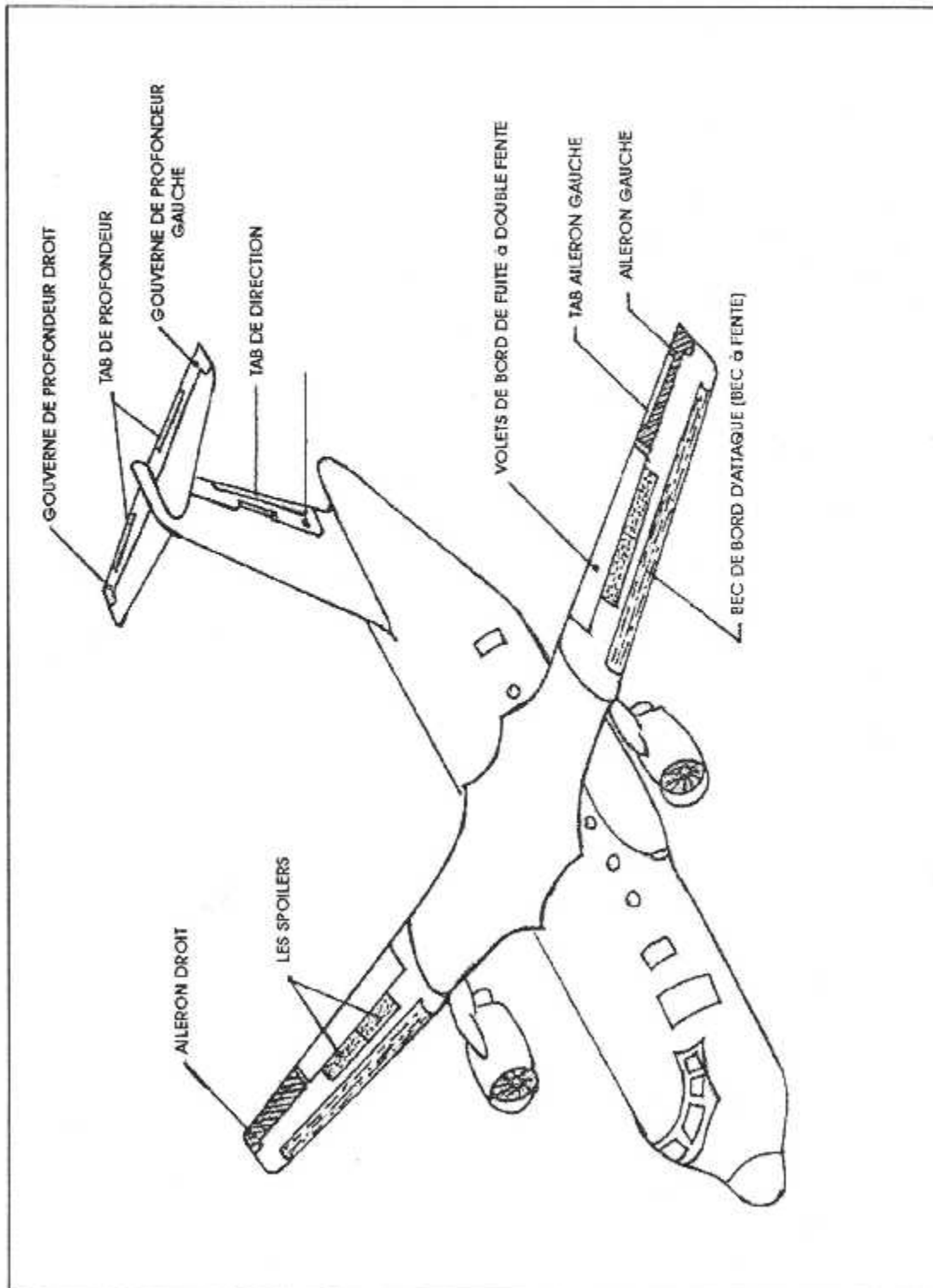


Fig.IV.3 : Les positions des gouvernes de vol.

#### IV.4 – Fonctionnement des gouvernes principales :

Lorsque le pilote agit sur la commande, il déplace le tiroir du sélecteur dans l'une de ses trois positions.

Dans le dessin, le sélecteur est en position rentrée, la pression hydraulique fournie par la pompe est envoyée dans la chambre, rentrée du vérin et la chambre sortie retourne au réservoir.

Le vérin se déplace vers la droite, la gouverne vers le bas, le transmetteur orange sur la gouverne renvoie la position de celle-ci à l'indicateur au poste (schéma de principe : fig.IV.4).

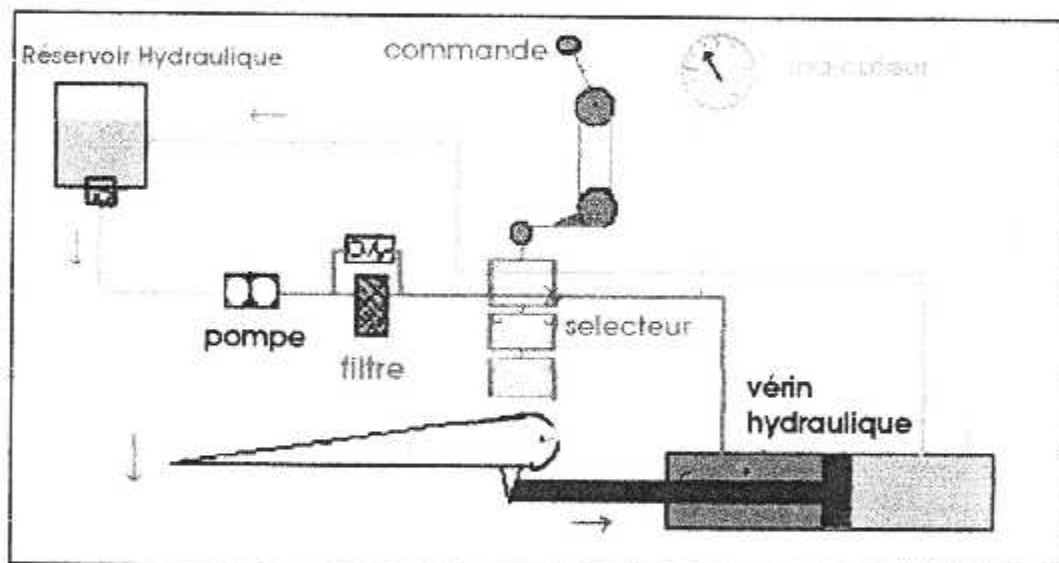


Fig.IV.4 : Principe de fonctionnement des gouvernes principales.

Puisque cet avion est adapté pour un décollage et atterrissage courts, l'hypersustentation sera donc assurée par :

- Deux bords de bord d'attaque à fente.
- Deux volets de bord de fuite à double fentes.
- Quatre spoilers.

#### IV.5 – Fonctionnement des becs du bord d'attaque :

Les becs de bord d'attaque peuvent prendre la position « rentrée » ou « sortie », chaque bec est actionné par un vérin hydraulique.

Le guidage est obtenu par deux rails par volet, deux micro-contacts signalent au pilote la position de chaque bec (fig.IV.5).

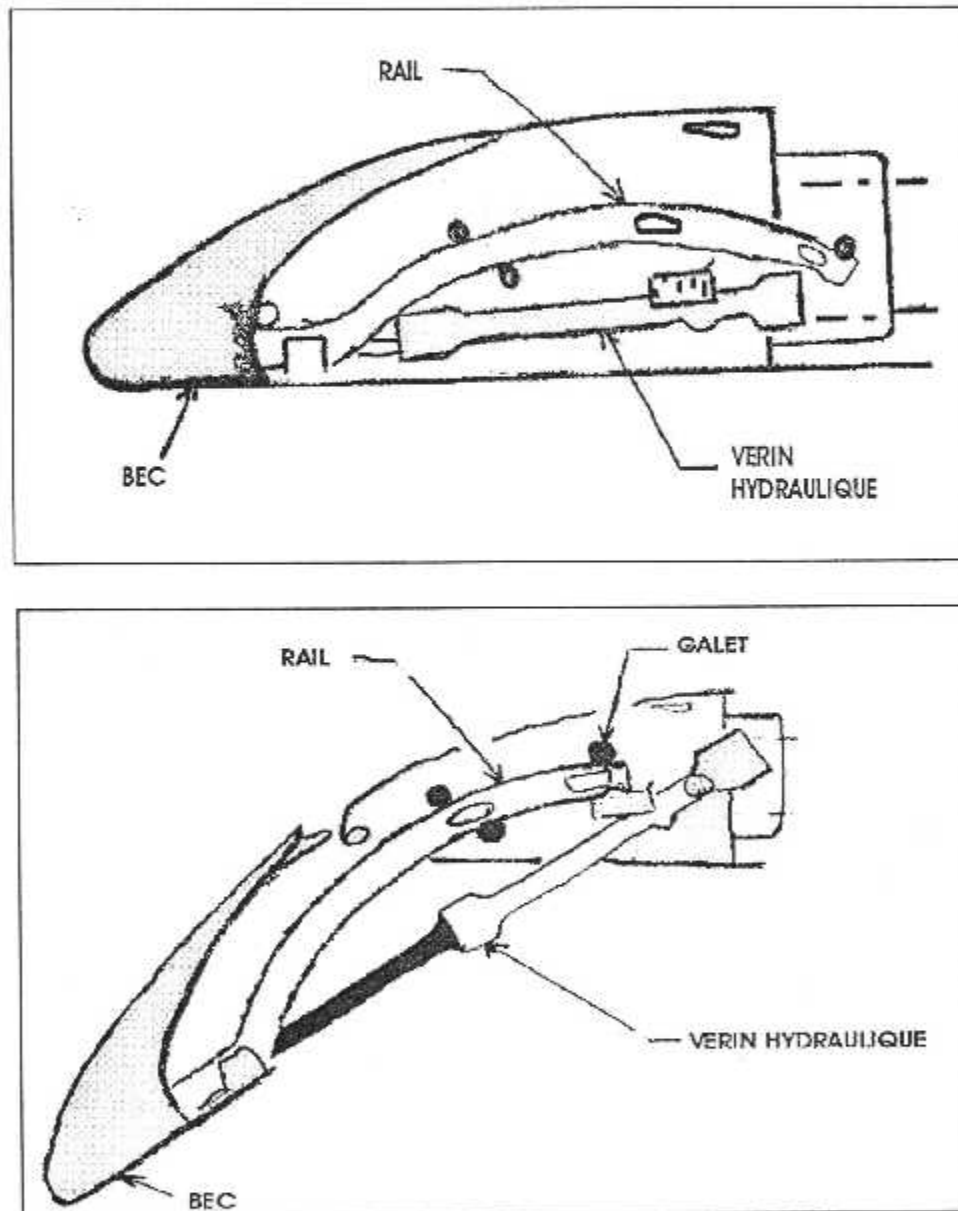


Fig.IV.5 : Principe de fonctionnement des becs du bord d'attaque.

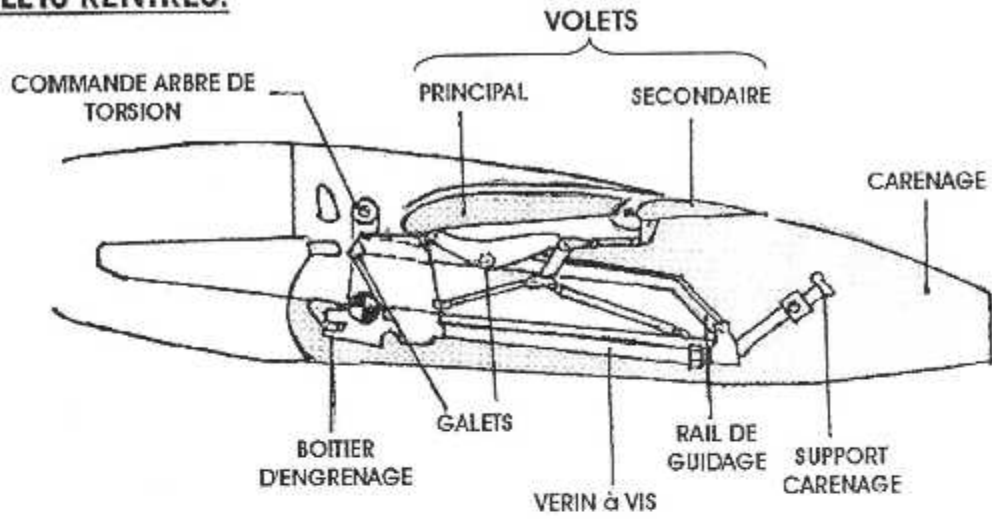
#### **IV.6 – Fonctionnement des volets de bords de fuite :**

Les volets de bord de fuite à double fente sont constitués de deux éléments (principale et secondaire). Ils sont manœuvrés par des vérins à vis et guidés par des rails.

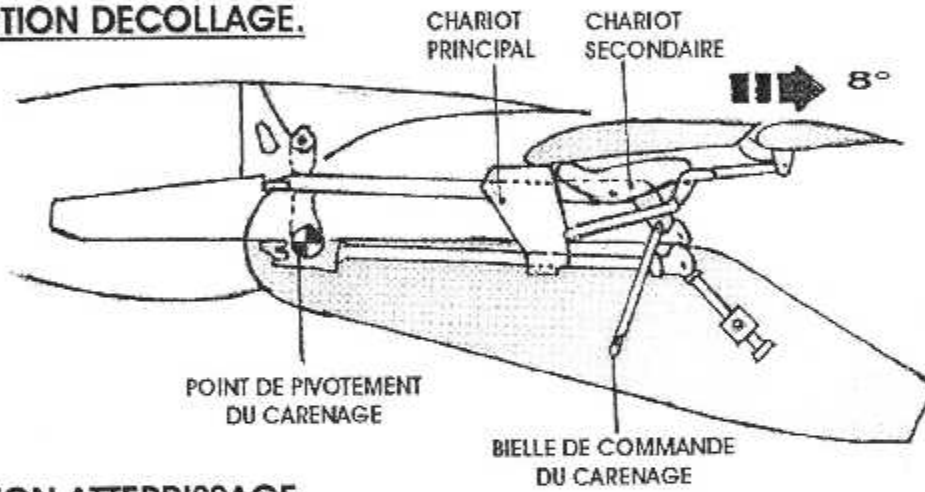
Les vérins à vis sont entraînés en rotation par des barres de torsion, elles mêmes entraînées par des moteurs hydrauliques en fonctionnement normal et les moteurs électriques en fonctionnement de secours (fig.IV.6).



**VOLETS RENTRES.**



**POSITION DECOLLAGE.**



**POSITION ATERRISSAGE.**

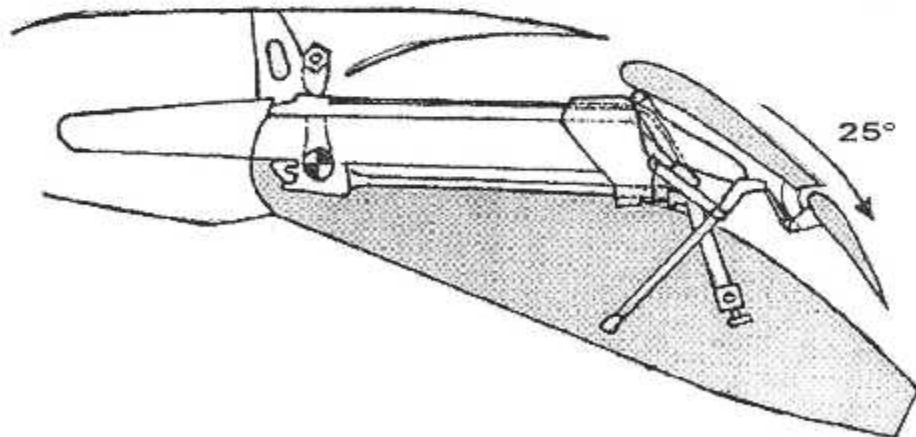


Fig.IV.6 : Principe de fonctionnement des volets du bord de fuite.

#### **IV.7 – Fonctionnement des spoilers :**

Chaque panneau est actionné par un vérin. Le cylindre du vérin est attaché à la structure de l'aile par un tourillon.

Le piston actionne les spoilers par l'intermédiaire d'une tringlerie. Le spoiler se lève lorsque le vérin se rétracte.

Un axe de réglage (*rigging pin*) peut être introduit dans la tringlerie qui relie le levier au spoiler pour effectuer le réglage du système.

Une petite bielle ajustable permet de régler le spoiler de manière à ce qu'il soit à fleur de l'aile en position rentrée (fig.IV.7).

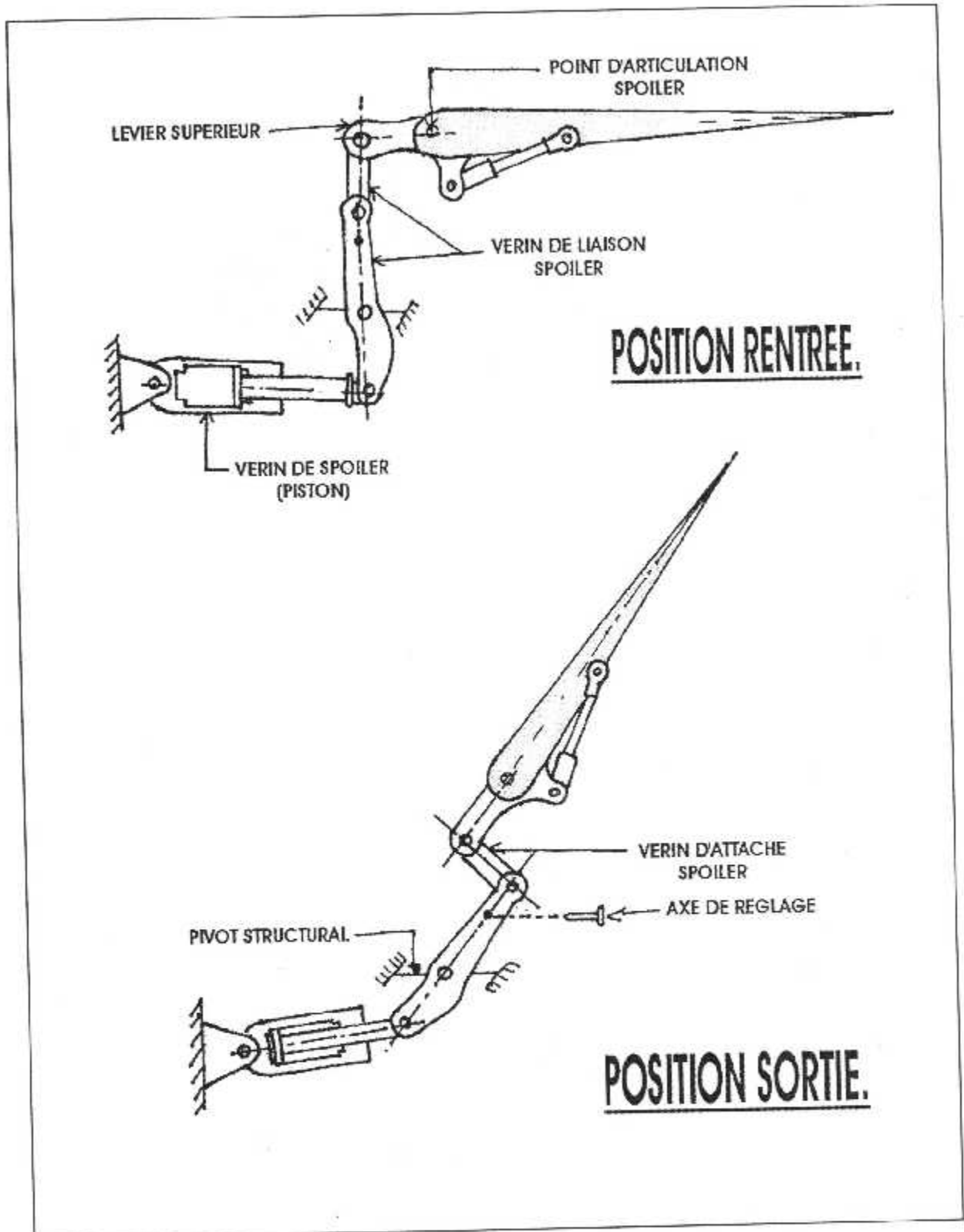


Fig.IV.7 : Principe de fonctionnement des spoilers.

# Chapitre V :

## Réalisation d'un Braquage Différentiel.



## V – Réalisation d'un braquage différentiel.

### V.1 – But :

L'objet final de cette réalisation est de simplifier l'étude du braquage différentiel réel et de faire en simulateur afin de permettre aux étudiants de bien comprendre le principe d'aileron différentiel.

Notre étude est donc une approche préliminaire dont nous avons estimé les grandeurs nécessaires pour la réalisation d'aileron différentiel. Cette dernière a été conduite en collaboration, pendant une durée de stage de trois mois, avec les aides-techniciens d'atelier de structure.

### V.2 – Le principe de fonctionnement de l'aileron différentiel :

On a déjà vu, dans l'étude théorique, que pour une mise en roulis, on utilise les ailerons, tel que sur l'aileron levé l'augmentation de la traînée est plus faible que sur l'aileron baissé et provoque un mouvement de lacet en freinant l'aile haute ; l'aile marchante tend à devenir pivotante et inversement.

Le braquage différentiel est un palliatif de ce phénomène. Son principe consiste à modifier la tringlerie de commande de façon que pour un même angle de débattement de la commande  $\alpha = \alpha'$  on obtient un débattement d'aileron différentiel  $h > h'$  c'est-à-dire l'aileron qui se lève a un angle deux fois supérieur à celui qui s'abaisse (fig.V.1).

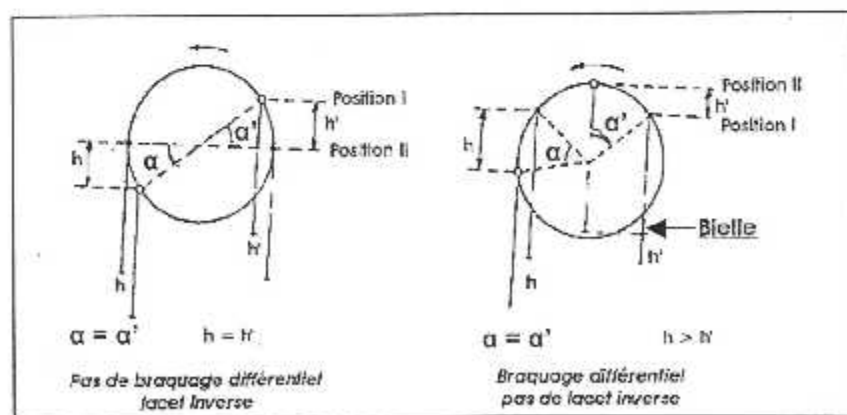


Fig.V.1 : Le principe d'aileron différentiel.

### **V.3 – La technologie de construction :**

Avant de décrire la technologie de construction utilisée dans notre réalisation, on donnera une idée sur la technologie générale utilisée dans la construction aéronautique.

#### **V.3.1 – Les matériaux utilisés :**

Dans la construction aéronautique, le choix des matériaux est important et on doit trouver le meilleur compromis entre les qualités de construction (légère, robuste, souple et endurante) et l'aspect économique (prix de revient et facilité d'usinage).

Par conséquent un matériau est défini par ses caractéristiques chimiques, physique, mécaniques qui relèvent du laboratoire ; c'est l'analyse chimique qui nous permet de déterminer la composition chimique du matériau qui vient à l'étude des procédés de protection contre la corrosion.

Les caractéristiques physiques sont déterminés pour les essais physiques qui comprennent principalement la densité, le point de fusion, la conductibilité thermique et électrique.

Les essais mécaniques permettent de déterminer les caractéristiques mécaniques. Ils sont généralement effectués sur des éprouvettes extraits de matériaux que l'on veut étudier. Alors les essais mécaniques permettent de déterminer la limite élastique, la résistance à la rupture, l'allongement. La résistance, la dureté et la résistance à la fatigue ou l'endurance sont déterminés à partir de deux types d'essais statiques et dynamiques.

Toutes ces connaissances sont indispensables pour le choix du métal ou de l'alliage à utiliser. La construction aéronautique est basée sur l'utilisation des alliages légers.

### **V.3.2 – Les alliages légers :**

On appelle alliages légers, les alliages dont la densité est comprise entre 2 et 3. Le métal de base des alliages légers est l'aluminium qui présente les avantages suivants :

- ✓ Légèreté ;
- ✓ Grande résistance aux écarts de température ;
- ✓ Grande facilité d'usinage à froid.

#### **V.3.2.1 – L'aluminium :**

L'extraction de l'aluminium est faite à partir de la bauxite. Il est un des éléments les plus réponsus à la surface du globe. Sa production pure est faite suivant différents procédés, mais il ne peut convenir pour certains usages car la résistance à la corrosion dépend beaucoup de la teneur en impuretés dissoutes ou non, les principales sont le fer et le silicium.

#### **V.3.2.2 – Propriétés de l'aluminium :**

##### **a. Propriétés physiques :**

1. Densité : 2,7 (3 fois plus faible que celle du fer pur).
2. Point de fusion : 658°C.
3. Coefficient de dilatation linéaire élevé :  $24 \times 10^{-6}$  (2 fois plus grand que celui du fer).
4. Conductivité thermique : 200 Kcal. m/h ; il vient immédiatement après l'argent, le cuivre et l'or. Les pièces en aluminium ne seront pas le siège de forts gradients de température et malgré le coefficient de dilatation élevé les contraintes thermiques resteront modérées.
5. Résistivité électrique : 2,7 K $\Omega$  x cm

**b. Propriétés mécaniques :**

Elles dépendent de l'état dans lequel on les considère. Il est en effet particulièrement sensible à l'érouissage qui augmente sa dureté.

La charge de rupture et limite élastique et qui diminue l'allongement et la résistance.

**c. Résistance à la corrosion :**

La résistance de l'aluminium à la corrosion est remarquable ; elle est essentiellement fonction de sa pureté. Sa résistance à l'oxydation à froid et à chaud est bonne ; l'aluminium se recouvre d'un film d'alumine adhérent, continu et imperméable, d'où sa protection contre une oxydation en profondeur.

L'eau pure est sans action sur l'aluminium, mais l'eau de mer et l'air marin produisent une attaque, d'où la nécessité d'une protection.

En construction aéronautique, étant donné ses faibles caractéristiques mécaniques, l'aluminium ne peut être utilisé comme pièces de structures soumises à des sollicitations, par contre il sera employé lorsqu'il s'agira d'éviter la corrosion.

**V.3.2.3 – Alliages aluminium :**

**a. Généralités :**

On peut améliorer par l'addition d'éléments d'alliages les propriétés mécaniques d' l'aluminium qui présente l'avantage de s'allier facilement à la plupart des matériaux usuels. On peut classer les alliages aluminiums utilisés en construction aéronautique en deux catégories :

1. Les alliages dits à « durcissement structural » : les éléments d'addition permettent une amélioration des caractéristiques mécaniques lorsque l'on procède à un traitement thermique de trempe.



Ce sont les alliages à base de cuivre (Al – Cu), à base de zinc et de magnésium (Al – Zn – Mg – Cu) de silicium (Al – Mg – Si), à base de zinc, de magnésium et de cuivre (Al – Zn – Mg – Cu).

2. Les alliages dits « sans traitement thermique » : pour lesquels un traitement de trempe n'apporte pas d'augmentation sensible des caractéristiques mécaniques. Ce sont les alliages aluminium – manganèse (Al – Mn), aluminium – magnésium (Al – Mg), aluminium – silicium (Al – Si).

### **b. Alliage aluminium – magnésium :**

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

1. Propriétés mécaniques : la présence de magnésium en quantités croissantes augmente les caractéristiques mécaniques.
2. Propriétés physique : l'alliage a une excellente tenue à la corrosion chimique ; les alliages DURALINOX sont susceptibles de prendre un très bon poli, ils peuvent recevoir toute une gamme de coloration par corrosion anodique.
3. Emplois : comme les alliages se soudent très facilement, on peut réaliser des structures en tôle assez compliquées. En aéronautique, toutes les tuyauteries, raccords et carénages emboutis, travaillant peu, sont réalisés en DURALINOX.

### **c. Alliages aluminium – silicium :**

Ces alliages présentent l'avantage de facilité d'utilisation en fonderie qui augmente avec la teneur en silicium. Les alliages les plus classiques auront une teneur en silicium voisine de 12%.

1. Propriétés mécaniques : tous ces alliages sont des alliages de fonderie. Les caractéristiques mécaniques dépendent du moule de fonderie utilisé. Elles sont relativement modestes et les allongements faibles.
2. Propriétés physiques : la résistance à la corrosion est excellente ; ils ont un coefficient de dilatation faible ( $22.10^{-6}$ ). Cette propriété permet de réduire les jeux de pistons à froid et d'améliorer le rendement des moteurs.
3. Emplois : les principaux emplois concernent les carters des moteurs à pistons et à réaction. Cependant, pour la constitution des pistons, ceux obtenus par matriçage à partir d'alliages de forge paraissent être plus résistants.

#### **d. Alliages aluminium – cuivre :**

Ce sont des alliages de forge appelé DURALUMIN, ils ont la composition suivante :

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

Ils portent le symbole : A.U<sub>4</sub>G(2017). On tend à augmenter soit la teneur en magnésium, soit en silicium, de manière à améliorer les propriétés mécaniques (charge de rupture, limite élastique, limite de fatigue).

1. Propriétés mécaniques : le DURALUMIN est un alliage à durcissement structural dont le DURALUMIN ordinaire laminé ou forgé a les caractéristiques suivantes :

- ✓ État recuit à 350°C - 400°C :  $R = 20 \text{ daN/mm}^2$  ;  $E = 10 \text{ daN/mm}^2$  ;  
A = 15%.

## Chapitre V : Réalisation d'un braquage différentiel.

- ✓ Sur trempé à l'eau à 500°C :  $R = 28 \text{ daN/mm}^2$ ;  $E = 10 \text{ daN/mm}^2$ ;  $A = 22\%$ .
  - ✓ Trempé et revenu :  $R = 40 \text{ daN/mm}^2$ ;  $E = 27 \text{ daN/mm}^2$ ;  $A = 15\%$ .
2. Propriétés physiques : densité = 2,7 ; module de Young = 7500 daN/mm<sup>2</sup>. La résistance à la corrosion est médiocre ; les tôles doivent être protégées, on a recours au placage d'aluminium pur.

### e. Alliage DURALUMIN FR – symbole A.U4G(2024) :

Sa composition est la suivante :

- ✓ Cuivre 4,25%
  - ✓ Magnésium 0,7%
  - ✓ Silicium 0,5%
1. Propriétés mécaniques : elles sont plus élevées que pour l'alliage AU4G trempé et revenu :  $R = 48 \text{ daN/mm}^2$ ;  $E = 34 \text{ daN/mm}^2$ ;  $A = 12\%$ .
2. Emplois : le DURALUMIN est l'alliage aéronautique par excellence, sous forme de tôles et de profilés de toutes espèces. Il entre dans la construction des fuselages et des voilures d'avions. Sous forme forgée, il sert à la réalisation des pièces massives : semelles de longerons, revêtements structuraux fraisés, pales d'hélices. Citons dans le domaine moteur les bielles, les carters de moteurs en étoile, les roues de compresseurs.

### V.3.3 – Les différentes procédures de construction :

#### V.3.3.1 – Le cisailage :

Le principe de cisailage est de serrer la tôle entre deux lames coupantes dont les faces en regard sont sensiblement dans le même plan. Il y a rupture par glissement dû à l'effort tranchant (fig.V.2).

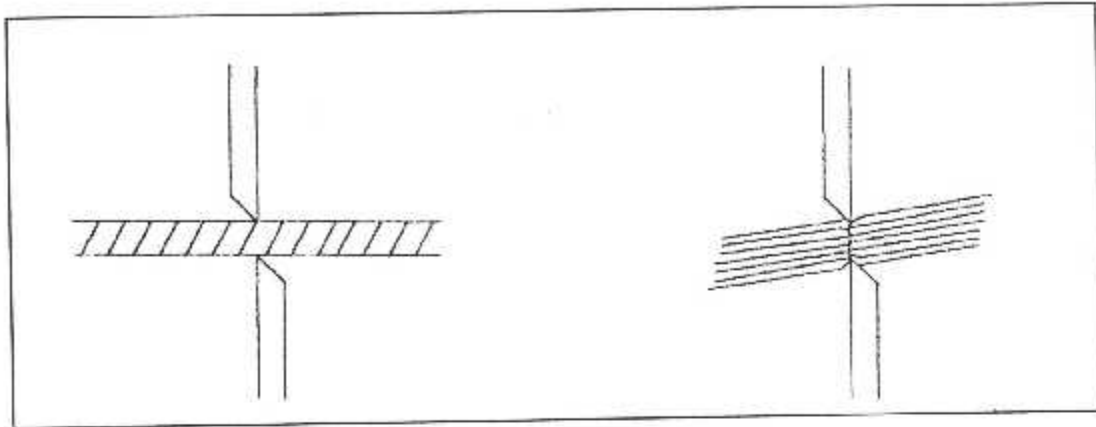


Fig.V.2 : Le cisailage.

Il y a deux types de machines utilisées :

- a. La cisaille guillotine : lame horizontale fixe et lame inclinée mobile sur glissières.
- b. La cisaille à levier : la lame mobile, actionnée par un levier à main, assure un cisailage progressif.

### V.3.3.2 – Le pliage :

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

Pour le DURALUMIN, le pliage est facilement fait s'il est au même sens avec le laminage que le sens perpendiculaire. Le rayon de pliage est fonction de la nature et de l'état du métal ainsi que son épaisseur.

Le pliage peut être effectué à froid sur métal recuit ou immédiatement après trempe, et à chaud à 400°C pour les très courts rayons et les fortes épaisseurs ; à 150°C – 200°C pour les épaisseurs faibles ou moyennes et les petites déformations.

Les alliages ultra-légers peuvent être travaillés en température ambiante. Le pliage à chaud s'effectue à une température moyenne de 300°C, le rayon de pliage minimal est de l'ordre de une fois et demi l'épaisseur de la tôle.

### **V.3.3.3 – Le perçage :**

Dans la construction aéronautique l'assemblage le plus couramment utilisé est le rivetage. Ce principe nécessite le perçage de trous, cette opération de perçage est très importante. Dans la plupart des tôles et profilés minces ont perçage court.

#### **a. Principe :**

Le principe du perçage consiste à ne pas percer des trous sur toutes les pièces, donc :

1. Soit percer entièrement des pièces et contre-percer au montage l'autre pièce qui lui sera liée, en ayant soin de positionner les deux pièces en les réunissant provisoirement au moyen d'épingles, vis à écrous.
2. Soit percer simultanément les deux pièces superposées au montage, après épinglage.

#### **b. Outils :**

On utilise soit des forets ordinaires, soit des forets spéciaux permettant une grande vitesse de coupe dont la matière d'outillage peut être en acier doux ou en complexe verre – résine.

Une plaque de perçage, dans laquelle sont emmanchés à force des cylindres creux d'acier cémentés appelés canaux de perçages, est utilisée pour l'outillage en acier (fig.V.3).



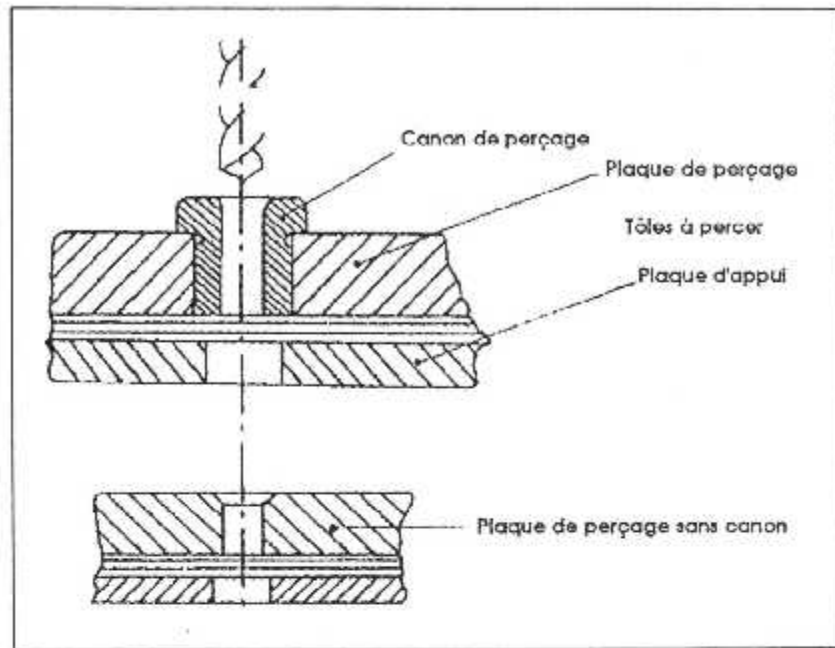


Fig.V.3 : Le Perçage.

c. Le perçage manuel :

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

V.3.3.4 – Le profilage :

Les profilés généralement utilisés en construction aéronautique sont normalisés. On peut les réaliser avec les techniques de pliage, en utilisant la presse – plieuse. Sa longueur est limitée à la dimension principale de la machine (fig.V.4).

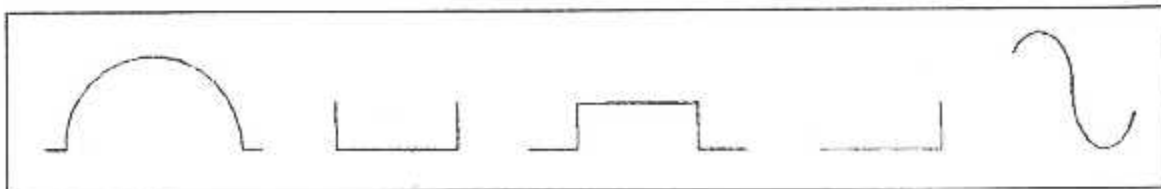


Fig.V.4 : Le Profilage.

### V.3.3.5 – Le cintrage :

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

On peut réaliser le cintrage des profilés en utilisant un reproducteur interne qui matérialise la courbe à réaliser (fig.V.5).

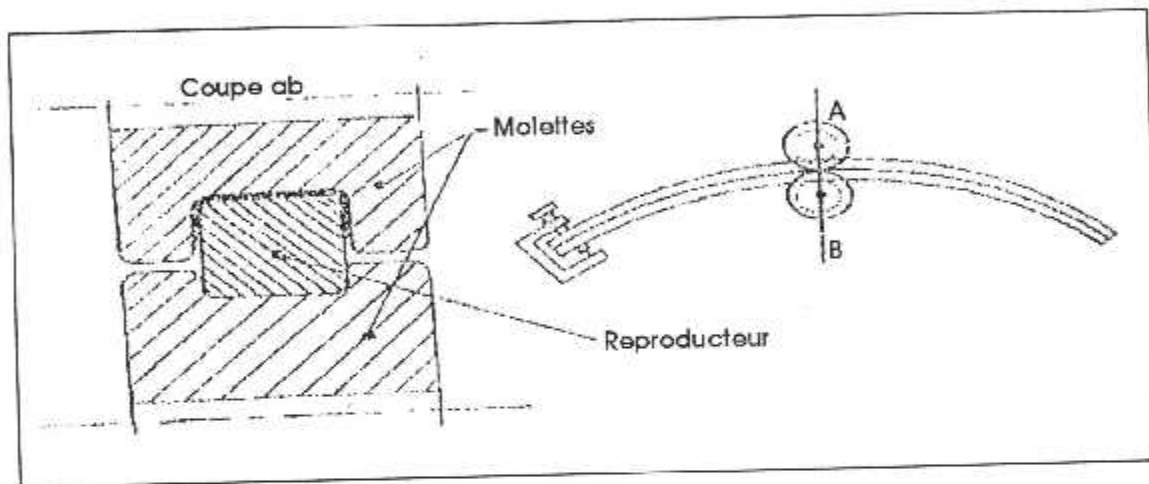


Fig.V.5 : Le Cintrage des Profilés.

### V.3.4 – Les différents types d'assemblages :

En construction aéronautique, les différents types d'assemblage utilisés sont le rivetage, le collage, le soudage.

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

#### V.3.4.1 – Le rivetage :

##### a. Définition :

Le rivetage est l'opération qui consiste à assembler deux ou plusieurs tôles par des rivets. Un rivet est une sorte de clou en métal tendre que l'on

engage dans des trous préalablement exécutés sur les pièces à assembler. Ce clou porte à l'extrémité opposée à la tête une partie cylindrique débordante dont l'épanouissement exécuté à froid ou à chaud serre énergiquement les parties à assembler.

**b. Avantages :**

Les assemblages par rivetage sont le plus souvent réalisés dans la structure de l'avion car ils représentent les avantages suivants :

1. La sécurité ;
2. Une exécution relativement facile et ne nécessite pas d'équipement coûteux ;
3. Un contrôle simple.

Par contre, il présente les inconvénients suivants :

1. Surface extérieure moins nette, en raison des déformations qu'il entraîne.
2. Diminution des sections de tôles par perçage.
3. Difficultés relatives d'étanchéité.
4. Prix de revient élevé.

**c. Les différents types de rivetages :**

Il existe trois types de rivetages :

1. Le type apparent : les têtes de rivets restent en relief de chaque côté du joint (fig.V.6).

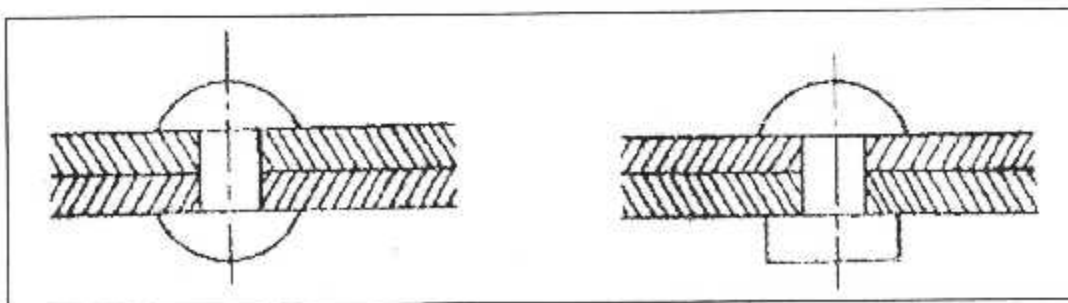


Fig.V.6 : Les Rivets Apparents.

2. Le type fraisée : l'une des têtes ou bien les deux sont noyées dans un logement réalisé dans l'une ou dans les deux tôles extérieures du joint (fig.V.7).

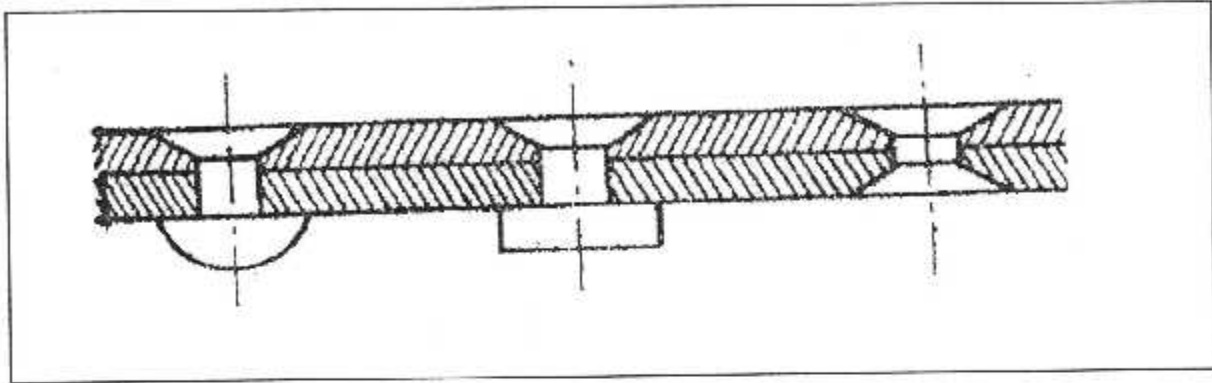


Fig.V.7 : Les Rivets Fraisés.

3. Le type embrevé : la tête d'origine du rivet est noyée dans un embèvement réalisé soit sur la tôle extérieure seule, la tôle intérieure étant fraisée, soit sur les deux tôles constituant le joint. Ce mode n'est pas utilisé sauf dans le cas où au moins une des tôles est mince (fig.V.8).

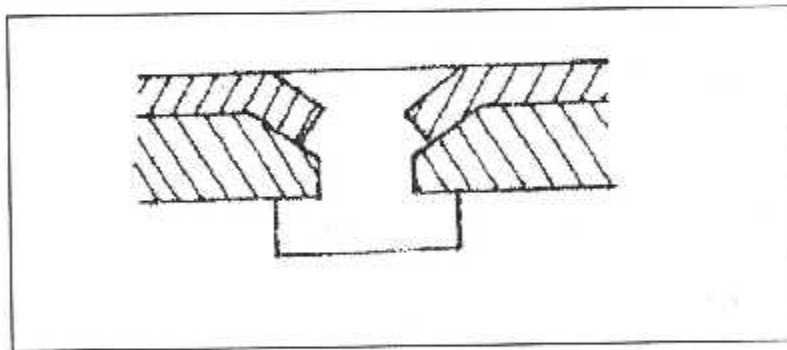


Fig.V.8 : Les Rivets Embrevés.

**d. Les principaux types de rivets :**

Les rivets sont désignés par des symboles correspondant à la forme de leur tête. Les rivets les plus couramment utilisés sont représentés sur la fig.V.9.

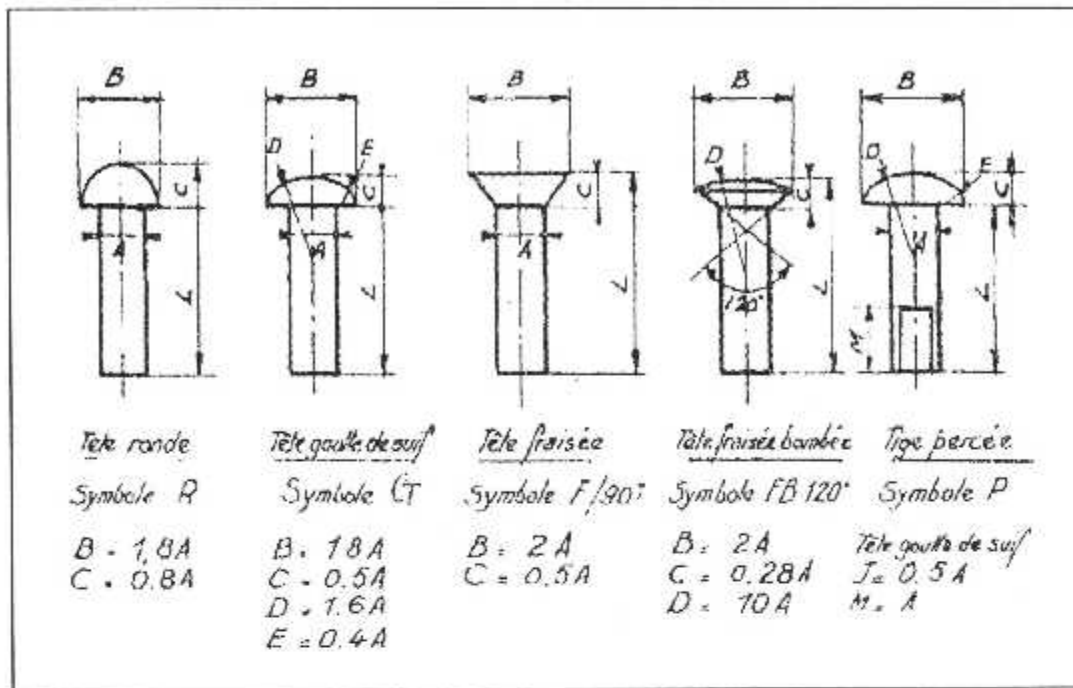


Fig.V.9 : Les Types de Rivets Courants.

Ils sont désignés en ajoutant au symbole de la tête, le diamètre de la tige et la longueur sous tête ; ainsi, F/90° 4-50, désigne un rivet à tête fraisée à 90°, diamètre de 4mm et longueur sous tête 10mm.

On doit utiliser des rivets de même métal que celui des pièces à assembler, afin d'éviter tous risque de corrosion ultérieure par formation de couples électrolytiques. Les alliages employés pour la confection des rivets sont :

- ✓ A-U4G ;
- ✓ Les alliages A-U2G et A-U3G, dont la pose peut s'effectuer à l'état dur ;
- ✓ Les alliages AG1 – AG3 – AG4 – AG5 (DURALINOX) pour les alliages de magnésium.
- ✓ L'alliage ASG (ALMASILICIUM) ;
- ✓ L'aluminium pur A5 et l'aluminium – magnésium.

Il existe d'autres types de rivets à rupture de la broche tels les rivets POP, AVEDEL, CHERRY, JO-BOLT.



## Chapitre V : Réalisation d'un braquage différentiel.

1. Les rivets POP : soit à tête plate, soit à tête fraisée ; ce type de rivetage ne doit pas être situé dans une région chauffée.
2. Les rivets AVDEL : soit à tête bombée, soit à tête fraisée à  $120^\circ$ .
3. Les rivets JO-BOLT : c'est un rivet plein qui ne nécessite l'accessibilité que d'un seul côté. Il a une grande résistance au cisaillement, d'une étanchéité assez bonne.
4. Les rivets spéciaux en acier : ces rivets à haute résistance au cisaillement remplacent en fait les boulons et procurent un gain de poids car leur tête comparée à celle des boulons est de faibles dimensions.
5. Les rivets HI-SHEAR : c'est un rivet à tête plate ou fraisée en matériaux résistant : cadmium, acier inoxydable ou alliage d'aluminium (A-Z5GU). La bague est en alliage d'aluminium A-U3G. l'identification est faite par la marque de la tête ou par le traitement anodique pour les rivets en alliage d'aluminium. C'est un rivet à haute résistance au cisaillement (fig.V.10).

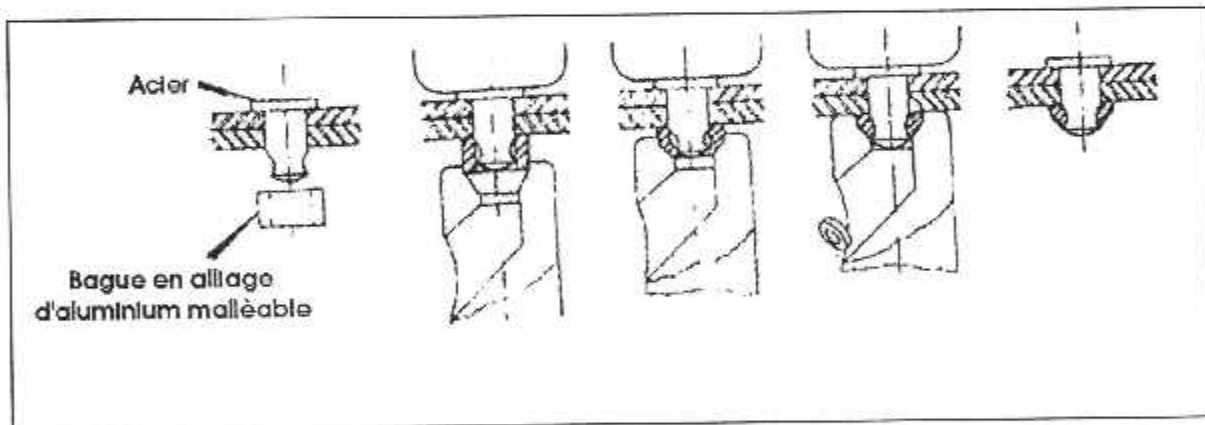


Fig.V.10 : Le rivet HI-SHEAR.

### e. La procédure d'assemblage :

Pour exécuter un assemblage par rivetage, on doit définir les éléments suivants :

1. Diamètre du rivet : c'est 1,5 ou 2,5 fois l'épaisseur de l'une des tôles, si celles-ci ont la même épaisseur.

## Chapitre V : Réalisation d'un braquage différentiel.

Au cas où les tôles sont d'épaisseur différente, le diamètre des rivets doit être au moins égal à l'épaisseur de la tôle la plus épaisse.

2. Nombre de rivets : pour déterminer le nombre des rivets  $N$ , qui sont capables de supporter l'effort total  $F$  appliqué à l'assemblage,  $R_g$  représente la résistance au cisaillement admissible :

$$F = N \frac{\pi d^2}{4} R_g \quad \text{donc, } N = \frac{4F}{\pi d^2 R_g}$$

3. Espacement des rivets (Pas) : le pas minimal est de  $2,5d$ . Dans le cas d'une rangée unique, le minimum acceptable est de  $3d$ , il est en moyenne compris entre  $3,5$  et  $5d$ . La distance de la 1<sup>ère</sup> rangée de rivets au bord de la tôle est de l'ordre de  $2d$ .
4. Efficacité de l'assemblage : on appelle efficacité le rapport de la résistance de l'assemblage à la résistance de la tête hors de l'assemblage :
- ✓ L'efficacité pour une rangée varie de  $0,4$  à  $0,5$  ;
  - ✓ L'efficacité de deux rangées est de  $0,7$  ;
  - ✓ L'efficacité de trois rangées est de  $0,8$ .
- Le chiffre de  $0,8$  est un maximum.
5. Tracé : il doit être effectué avec un crayon et non avec une pointe à tracer.
6. Perçage : on perce dans l'une des pièces l'avant-trou destiné à recevoir le rivet. L'utilisation du foret est recommandée car le poinçonnage est une source de criques ultérieures.
7. Épinglages : il a pour but de réunir les éléments constituant l'assemblage à l'aide d'appareillages spéciaux mis en place provisoirement et remplacés ensuite par des rivets. On utilise soit des vis ordinaires en acier avec écrou, soit des agrafes à pose rapide.
8. Contre-perçage : l'ensemble étant épinglé, on amène les trous aux diamètres permettant la mise en place facile du rivet et on perce ainsi les deux pièces. Le jeu entre les rivets et les trous doit être aussi réduit que possible ( $0,1\text{mm}$  pour  $D \leq 4\text{mm}$  et  $0,2\text{mm}$  pour  $5 \leq D \leq 10\text{mm}$ ).

**f. Préparation du logement destiné à recevoir la tête du rivet :**

Elle est essentiellement un ébavurage afin de diminuer les dangers de criques. Pour les rivetages à tête fraisée, on procède :

1. Par fraisage : du logement dans la tôle si l'épaisseur de la pièce est supérieure à la hauteur de la tête du rivet. L'opération est réalisée à l'aide de machine à percer portatives sur lesquelles est montée une petite fraise, équipée d'une butée à réglage micrométrique.
2. Par embrèvement de la tôle : cette opération est nécessaire lorsque l'épaisseur de la tôle ou du profilé n'est pas suffisante pour un fraisage. L'embrèvement est exécuté avec poinçon et matrice ou directement par rivet.
3. Pose du rivet : c'est une opération pour laquelle on doit appliquer les principes suivants :

- ✓ Un rivet est d'autant mieux posé que l'outil de frappe est plus lourd et les coups moins nombreux.
- ✓ Il faut toujours s'assurer que les constituants du joint sont bien serrés avant de commencer l'écrasement du rivet.
- ✓ Une rondelle (contre-rivure) doit être prévue sous la tête du rivet quand on assemble une tôle épaisse.

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

✓ Pose à froid :

Rivets en A5AM – A.G3 – A.G5 : posés recuits à 40°C pour les gros diamètres.

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

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

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

✓ Pose à chaud :

## Chapitre V : Réalisation d'un braquage différentiel.

Rivets en A.G4 – A.G5 : pose à 450°C, par écrasement à la presse.

Rivets en A.U3G – A.U4G – ASG : pose à la température de trempe, le contact avec les éléments à assembler remplace l'immersion dans l'eau.

4. Contrôle du rivetage : il se fait à l'œil nu ou à la loupe. Les principales défauts du rivetage sont schématisés ci-après (fig.V.11) :

- ✓ Chanfrein non exécuté en bordure du trou (A).
- ✓ Bavures non enlevées (cas du poinçonnage) (B).
- ✓ Tête criquée (rivet trop dur ou marteau trop léger) (C).
- ✓ Rivet pincé entre les tôles (D).
- ✓ Trous déportés, tiges courbées, tiges tordues (E).
- ✓ Trous mal remplis (F et G).
- ✓ Tige trop courte et tige trop longue (H et I).
- ✓ Tête en tulipe (J).
- ✓ Rivetage trop poussé (K).
- ✓ Mauvaise frappe (L).

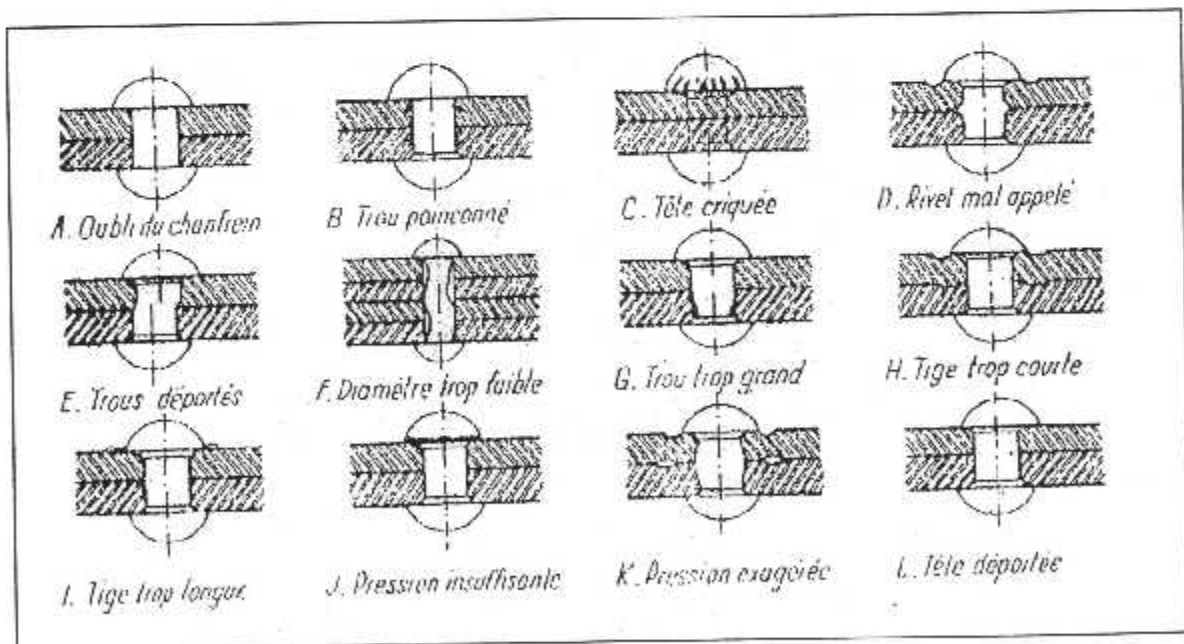


Fig.V.11 : Le contrôle des rivets.



**V.3.4.2 – Le vissage et le boulonnage :**

Ces types d'assemblage sont fréquents dans les structures d'avions. Ils sont réalisés au moyen de vis et de boulons de différents modèles normalisés.

Les vis sont à tête hexagonale, ronde ou fraisée, celle-ci étant employée pour les assemblage nécessitant une surface exempte de toute protubérance.

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

- a. Écrous crénelés, freinés par des goupilles.
- b. Écrous hauts et bas dont le freinage peut s'effectuer soit par l'interposition d'un frein en tôle, soit par une rondelle spéciale.
- c. Écrous auto-freineurs : une rondelle en nylon est sertie à l'extrémité de l'écrou dans lequel la vis vient faire son logement (dispositif valable pour des températures de moins 60°C à plus 120°C. (fig.V.12) :

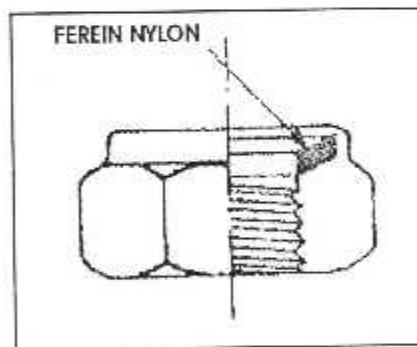


Fig.V.12 : L'Ecrou Libre.

- d. Par contre les écrous prisonniers reçoivent par vissage toutes les vis dont seules les têtes sont accessibles au moment de l'assemblage. Ils sont généralement de type auto-freineur. (fig.V.13)

Pour les assemblages importants, réalisés par boulons (assemblages de voilures-fuselage, empennage-fuselage ...) où un serrage précis de l'écrou est exigé. Un couple de serrage est défini pour chaque assemblage et le serrage est



effectué par une clef dynamométrique qui est à la fois un instrument de travail et un moyen de contrôle.

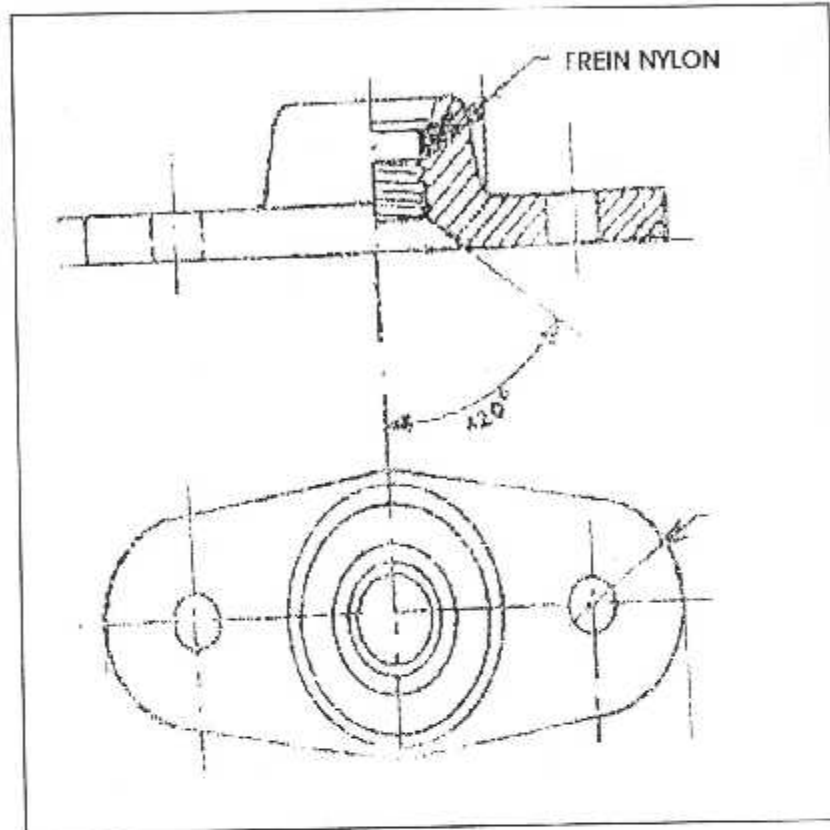


Fig.V.13 : Les Ecrous Prisonniers.

#### V.4 – Dessin d'exemple :

Notre réalisation est basée sur ce dessin d'exemple simplifié, il est modifié légèrement pendant l'exécution tout en gardant leur principe, c'est-à-dire que quand on tire sur le manche, l'un des deux ailerons se lève d'un angle supérieur à celui de l'autre aileron abaissé (fig.V.14).

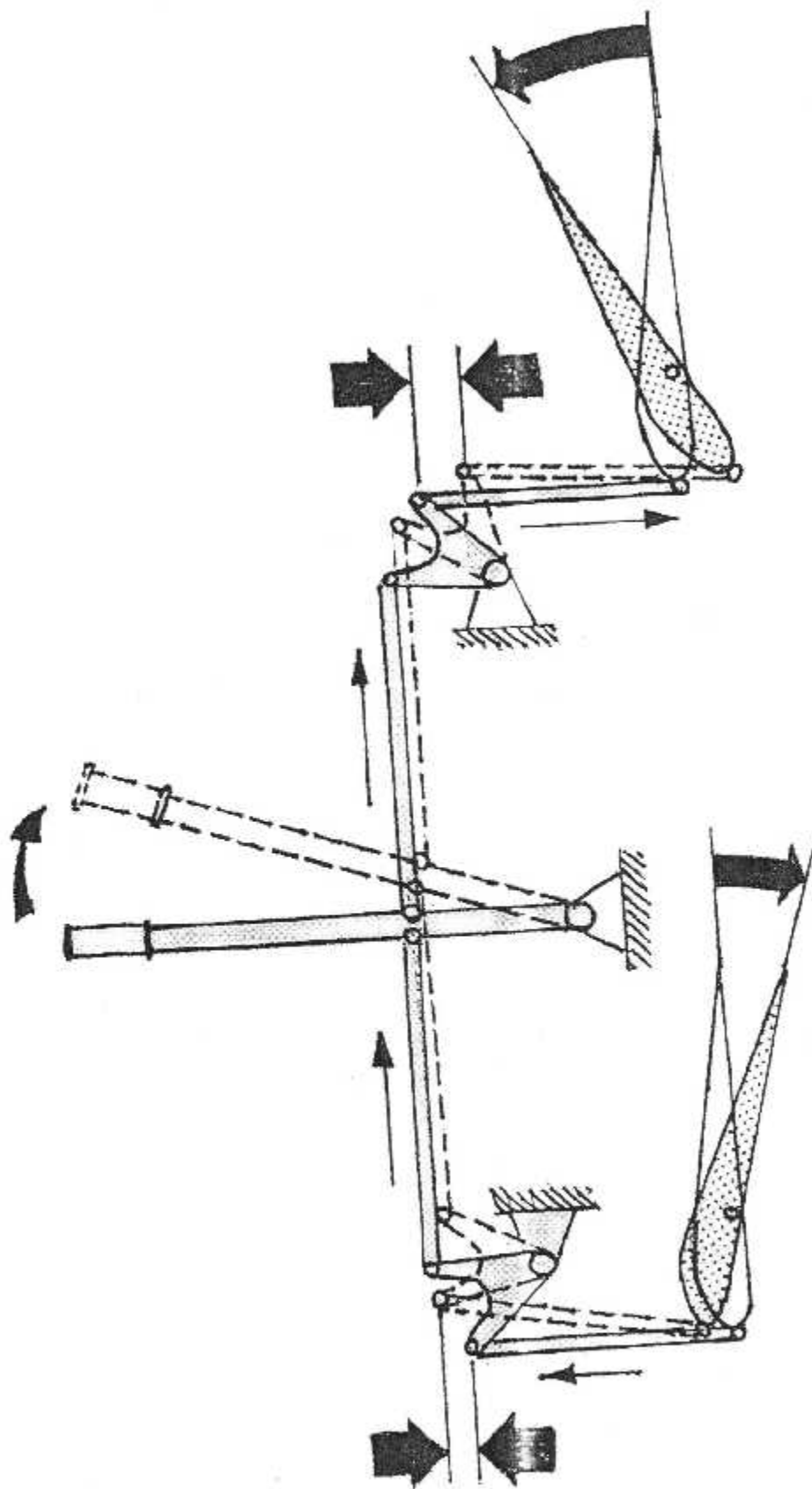


Fig.V.14 : Dessin d'Exemple.

## **V.5 – Les éléments du mécanisme :**

Pour faire cette réalisation, on a besoin de différents éléments essentiels qui ont été récupérés et adaptés de manière à bien présenter le principe du braquage différentiel et le rapproché du mécanisme réel tout en respectant les moyens existants dans l'atelier de la structure.

### **V.5.1 – Les exemples d'ailerons :**

De dimensions : 120 mm x 180 mm.

#### **V.5.1.1 – Les nervures :**

On prend une nervure du tab inutile de l'avion Focker, on a réalisé un gabarit en bois pour la réalisation des 3 autres nervures ; l'épaisseur maximale de ce profil est de 28 mm.

- ❖ Pour la réalisation des nervures :
  - ✓ Tôles de 120 mm x 48 mm.
  - ✓ Pliage de la tôle pour obtenir la forme suivant le gabarit.
- ❖ Pour le revêtement :
  - ✓ Tôle de 240 mm x 150 mm.
  - ✓ Épaisseur  $e = 1\text{mm}$

#### **V.5.2 – Les éléments de liaison :**

- ✓ Deux barres de 300 mm x 15 mm ;  $e = 1\text{mm}$ .
- ✓ Deux barres de 120 mm x 15 mm ;  $e = 1\text{mm}$ .
- ✓ Découpage de la tôle.

### V.5.3 – Les nervures :

- ✓ Deux pièces de forme de cœur ;
- ✓ Tôle : 80 mm x 80 mm.
- ✓ Découpage de la tôle.
- ✓ Fraisage pour obtenir la forme voulue.

### V.6 – Machines utilisées :

Pour exécuter les différentes opérations nécessaires à la réalisation, on utilise les machines suivantes :

- ✓ Cisaille ;
- ✓ Perceuse pneumatique ;
- ✓ Plieuse.

Ainsi que d'autres outils (cisaille, étau, lime, foret, marteau, pistolet, etc...).

### V.7 – Matériaux utilisés :

Les matériaux utilisés sont de type Alliage Duralinium FR – symbol U4G1(2024).

Sa composition est la suivante :

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

**V.8 – Les différents assemblages :**

- ✓ Pour les deux exemples d'ailerons : on utilise des rivets de  $\varnothing = 2,5$  et de deux types « fraisés et bombés ».
- ✓ Pour les articulations : on utilise le boulonnage « vis – écrou ».
- ✓ Pour la fixation avec la planche : on utilise les vis à bois.



# Conclusion.

# Conclusion.

L'étude de ce projet nous a permis de montrer l'importance des gouvernes de vol dans la construction aéronautique, et d'acquérir une certaine expérience pratique.

Bien que les moyens de documentation aient été limités, notre travail a été effectué avec passion et sérieux. Il a été réalisé au niveau de l'Institut d'Aéronautique de Blida, où on avait suivi des études théoriques ; la partie pratique a été réalisée au niveau des ateliers des structures de la direction d'Air Algérie.

Enfin, on espère que ce modeste travail soit bénéfique à d'autres étudiants et soit source d'inspiration pour ceux qui veulent continuer dans ce domaine.

Notre souhait, le plus cher, est de contribuer un jour à la réalisation d'une structure complète d'un avion algérien, pour assurer l'indépendance technique de notre pays.



# Bibliographie.

# Bibliographie



## OUVRAGES :



TECHNOLOGIE CELLULE ; « JEANS MERMOS ».



MECANIQUE DEVOL ; « CERMODE ».



CELLULE ET SYSTEME D'AERONEF ;

« DIDIER FEMINIER » . IMPRIME AU Canada en « 1982 »



TECHNOLOGIE GENERALE. « G.CASSOU » en « 1972 » .



ENAC.



## THESE :



6. ETUDE ET REALISATION DES COMMANDES DE VOL D'UN AVION LEGER ;

présenté par :

M.DERAI ISMAIL

TIBI MOHAMED en « 1997 ».

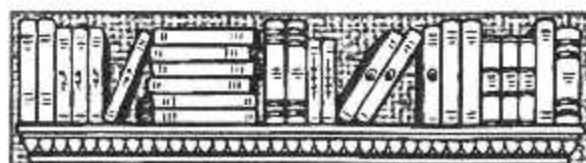
7. ETUDE ET REALISATION D'UNE PARTIE D'AILE AVION ;

présenté par :

M<sup>elle</sup> : REZLA AICHA en « 2001 – 2002 ».

## CD - ROM :

8 . BOEING DIGITAL 737 AMM.

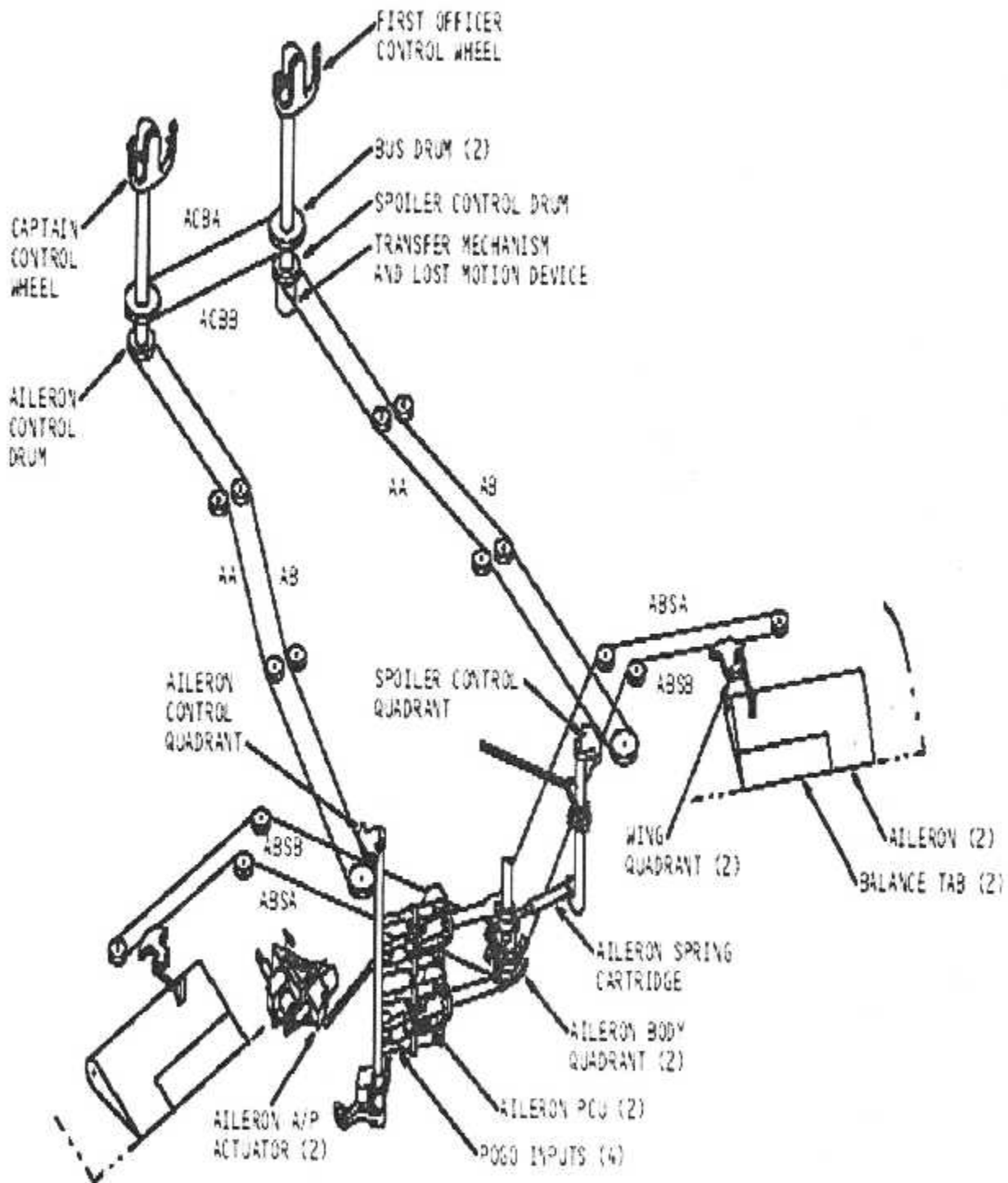


# Annexes.





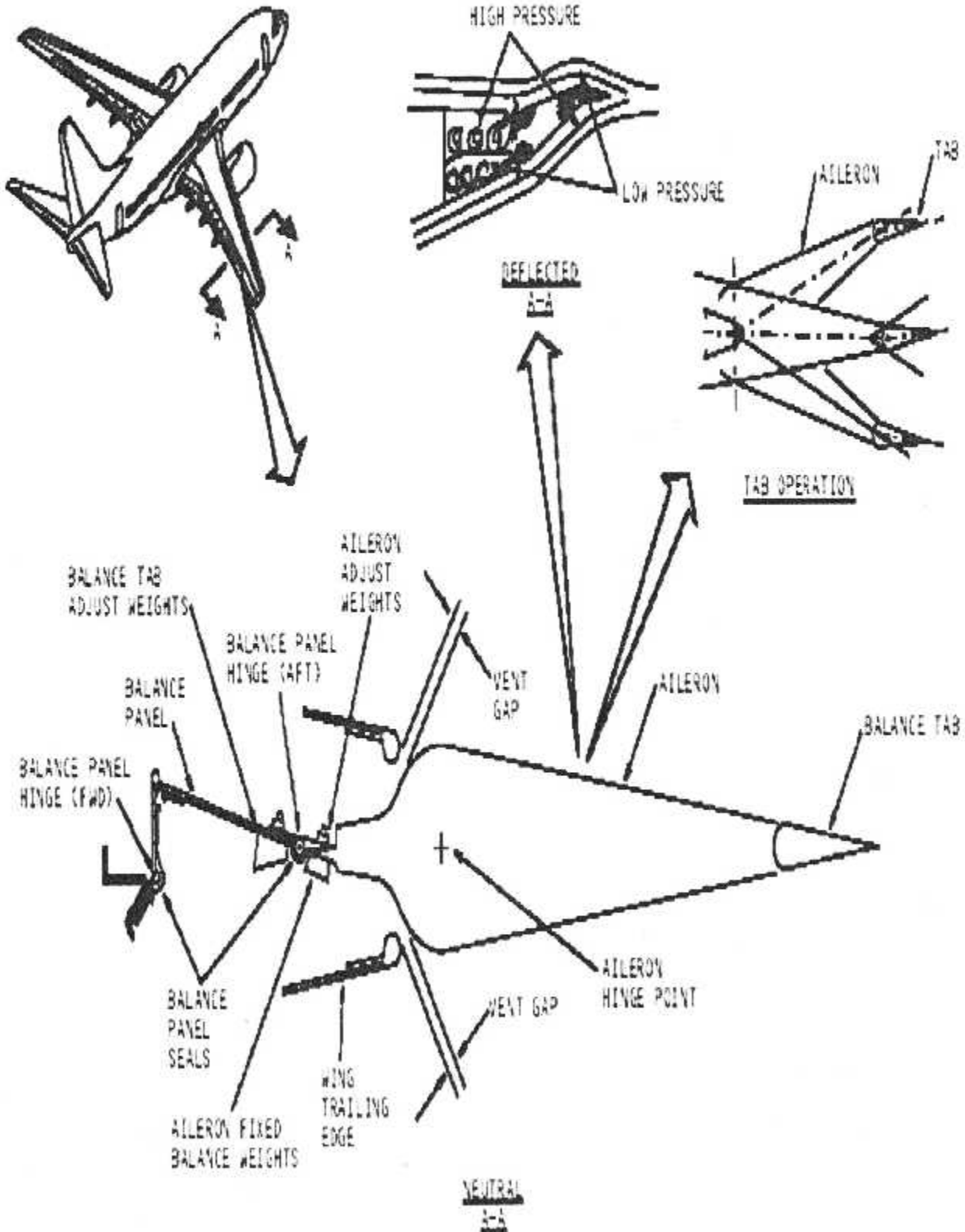
## 737-600/700/800/900 MAINTENANCE MANUAL



AILERON AND AILERON TRIM CONTROL SYSTEM - GENERAL DESCRIPTION 2



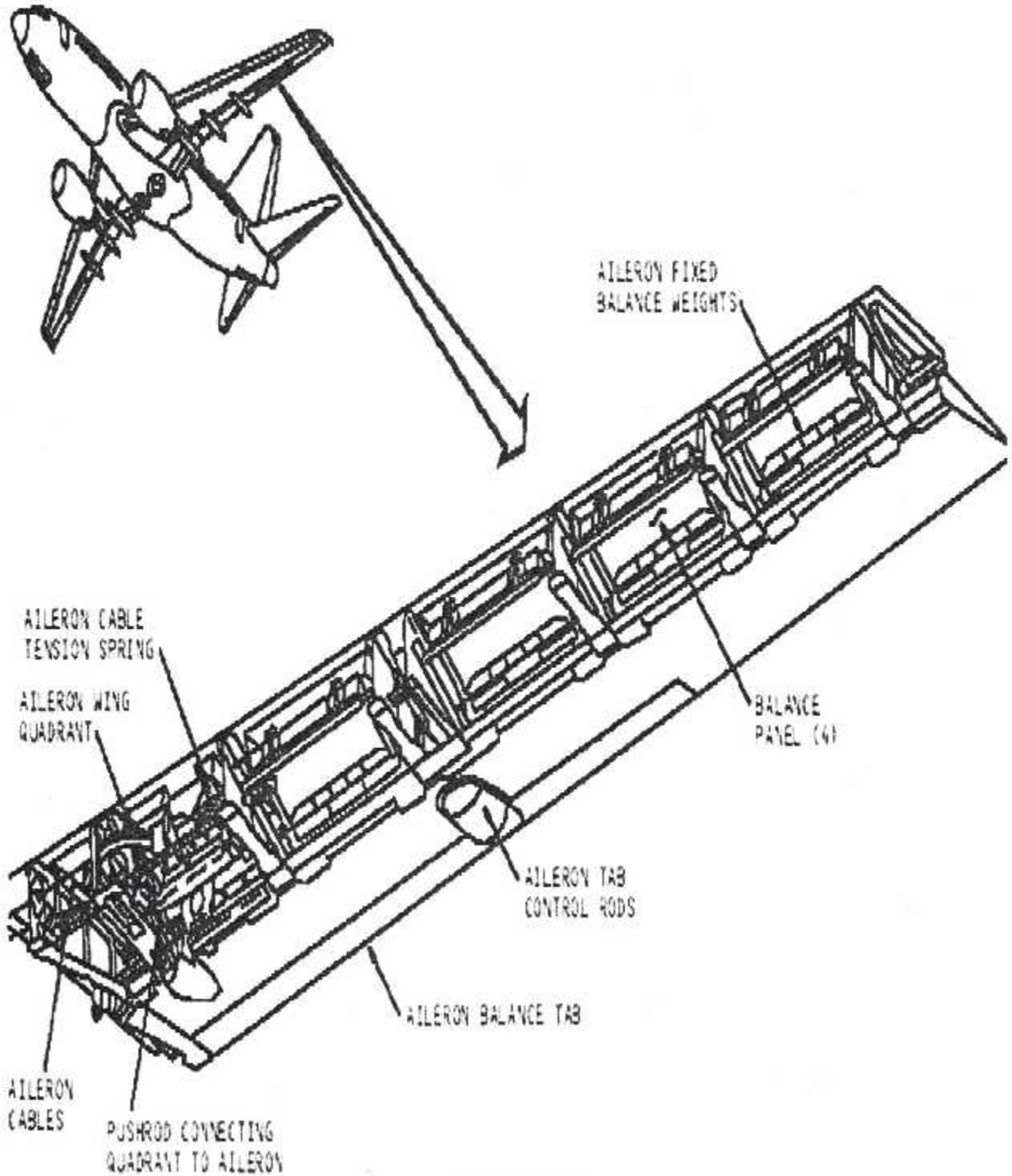
737-600/700/800/900 MAINTENANCE MANUAL



AILERON AND AILERON TRIM CONTROL SYSTEM - AILERON BALANCE PANEL AND TAB



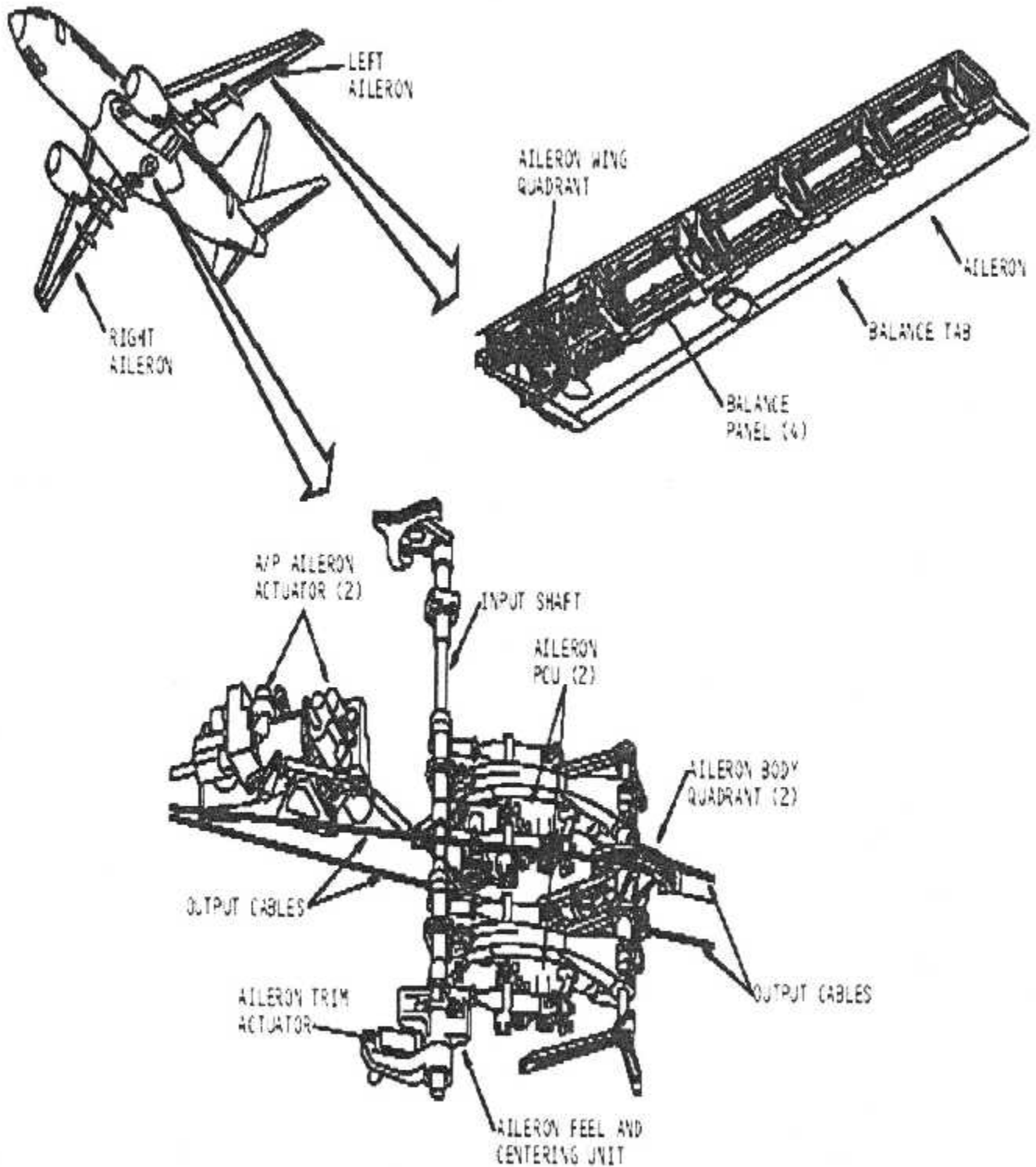
737-600/700/800/900 MAINTENANCE MANUAL



AILERON ASSEMBLY

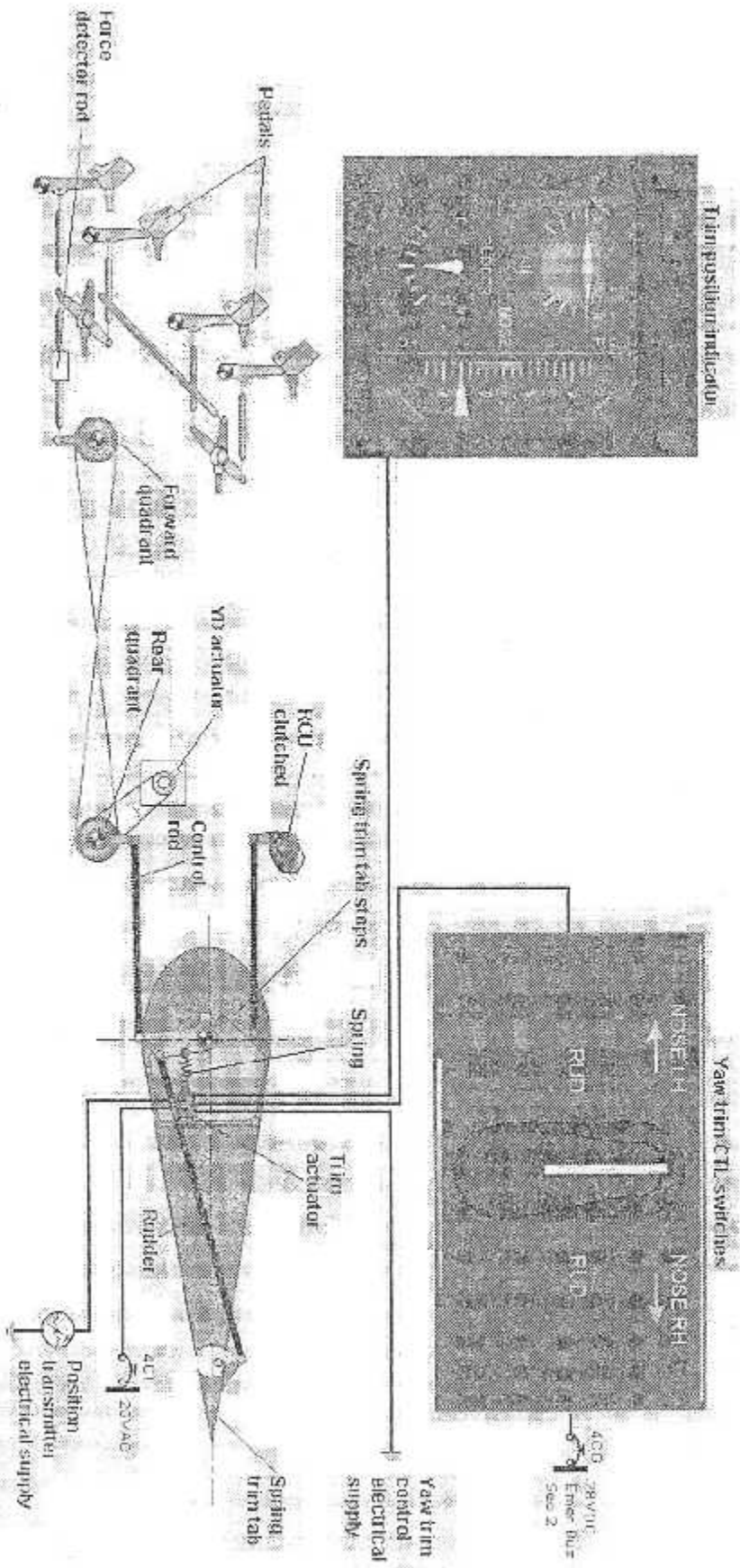


737-600/700/800/900 MAINTENANCE MANUAL



AILERON AND AILERON TRIM CONTROL SYSTEM - COMPONENT LOCATIONS 2

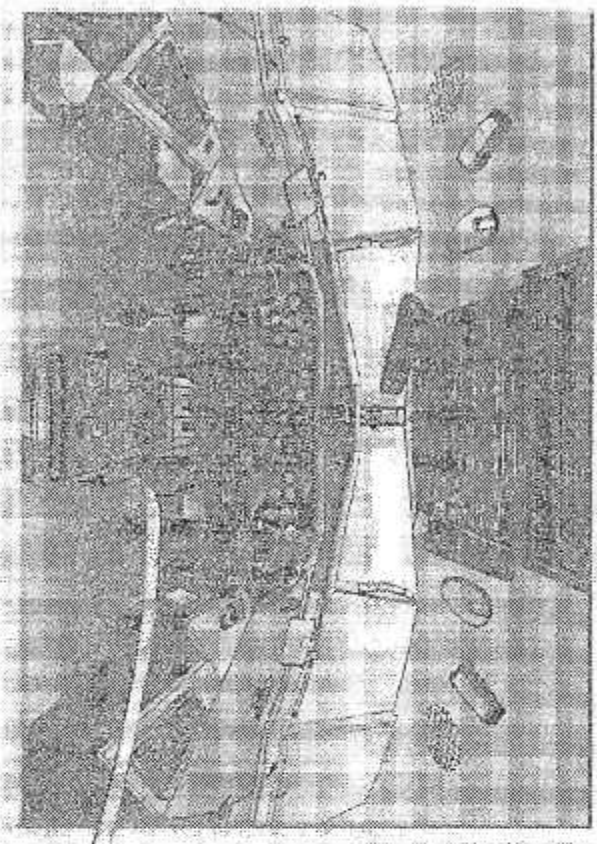








Location on A/C



Description

