



ASECNA

# AERODYNAMIQUE

# CONTENT

## **LES VITESSES**

Vitesse équivalente

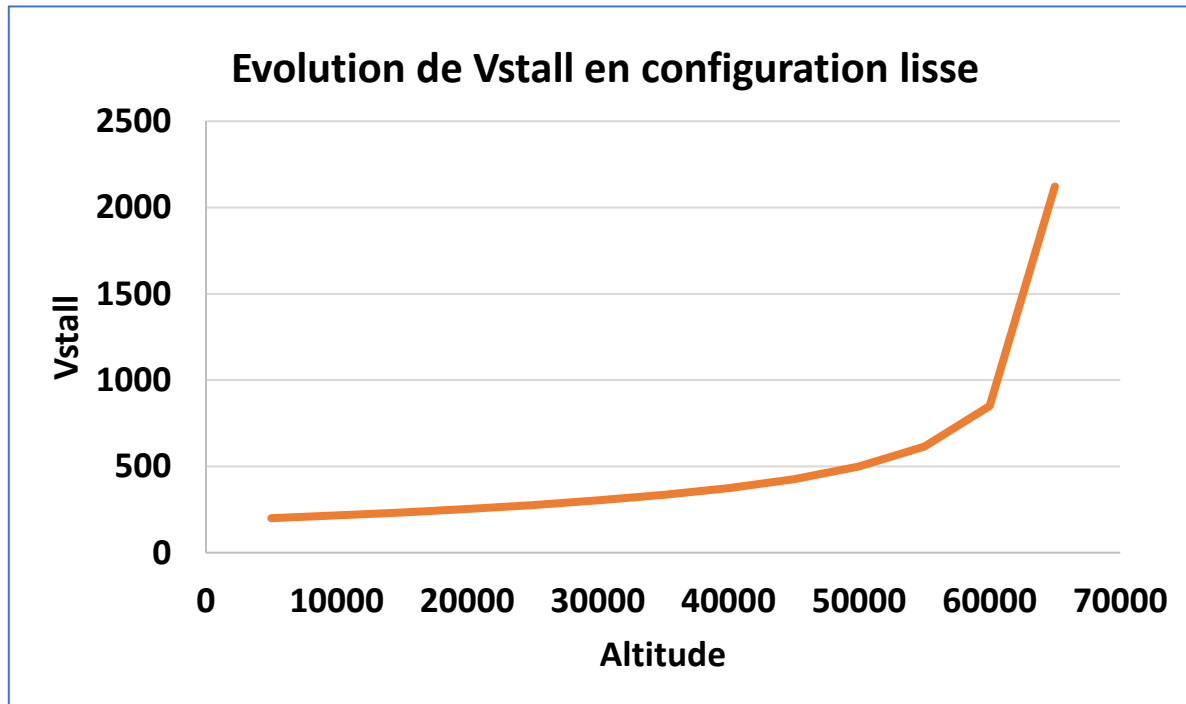
Vitesse conventionnelle

# LES VITESSES

## Vitesse propre ( $V_p$ )

La  $V_p$  est la vitesse de l'avion par rapport à la masse d'air, encore appelée vitesse vraie,  $V_v$  ou **TAS** (True air speed) : Elle est utilisée dans les formules aérodynamiques de portance et de trainée.

## Equivalent de vitesse ( $EV$ ou $V_e$ )



Nécessité de définir une vitesse indépendante de l'altitude

$$EV = \sqrt{\sigma} \cdot V_p$$

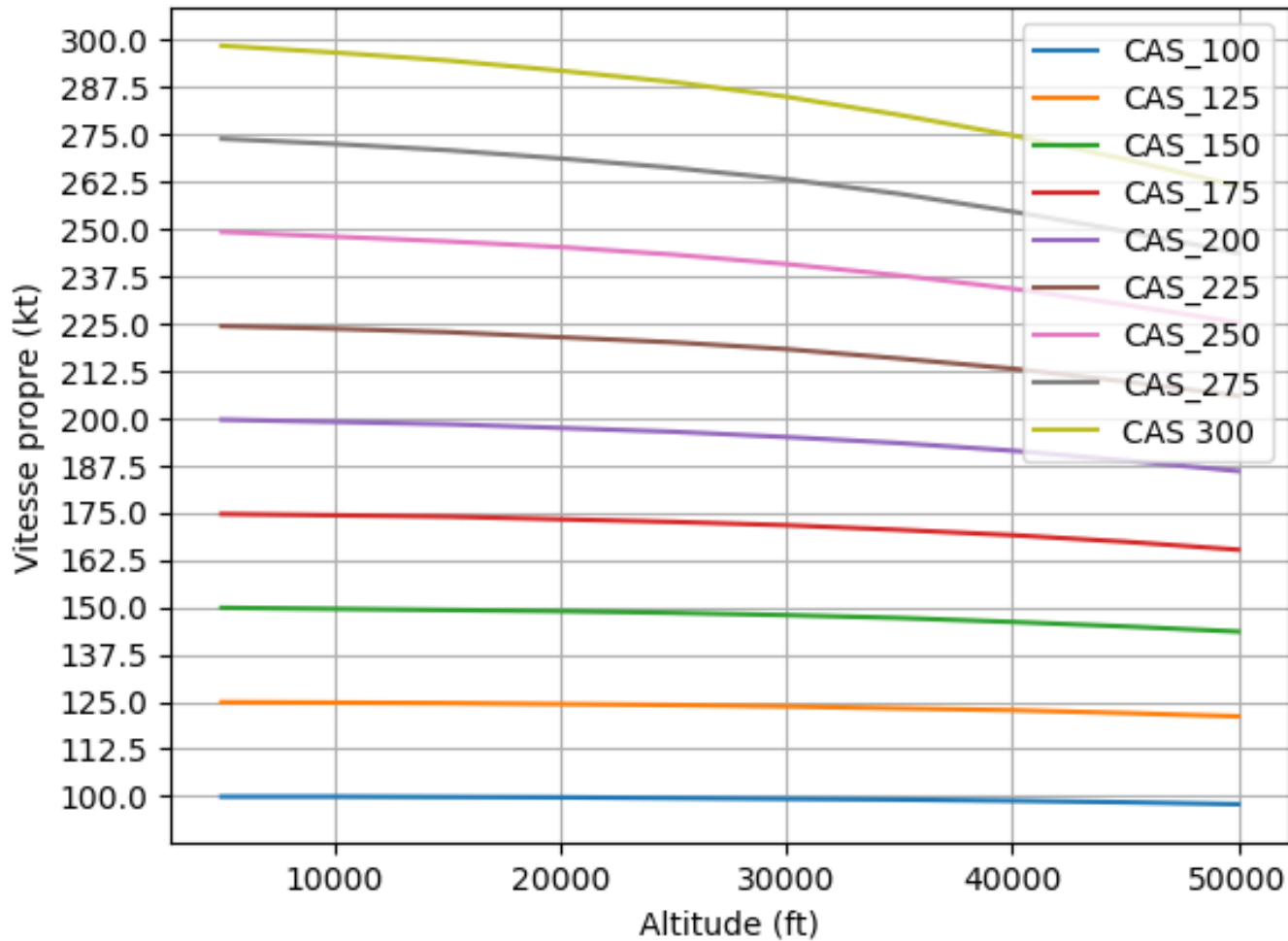
L'indicateur de vitesse des avions lents (<240Kt) est gradué en équivalent de vitesse

# LES VITESSES

## Vitesse conventionnelle

La valeur est affecté par la compressibilité à vitesse supérieur à 240Kt

Variation de Vp en fonction de CAS et de l'altitude



Nécessité de définir une vitesse indépendante de l'altitude

$$CAS = V_c = \frac{1}{f} \cdot EV$$

**f** coefficient de compressibilité

L'indicateur de vitesse des avions lents (<240Kt) est gradué en équivalent de vitesse

# **XI. HYPERSUSTENTION – HYPOSUSTENTATION - AEROFREINAGE**

## **XI.1. Hypersustentation**

XI.1.1. Dispositifs de bord d'attaque

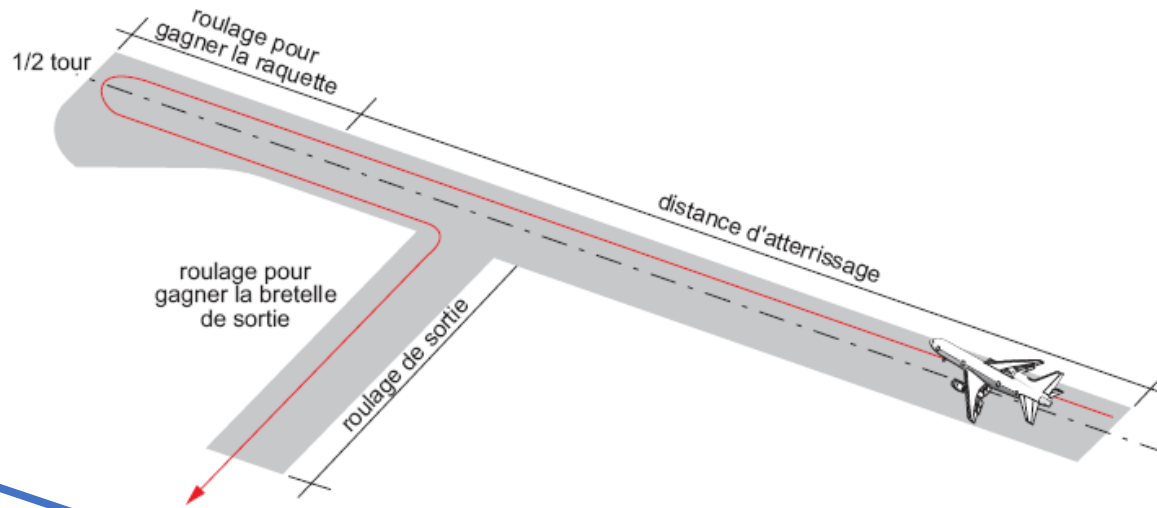
XI.1.2. Dispositifs de bord de fuite

## **XI.2. Hyposustentation et aérofreinage**

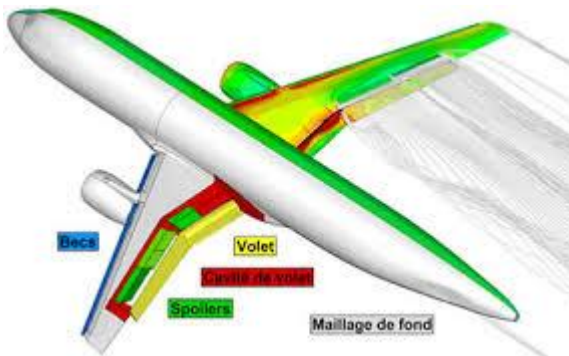
XI.2.1. Les aérofreins

XI.2.2. Les destructeurs de portance ou spoilers

## XI.1 HYPERSUSTENTION



$$V_{DEC/ATT} = f(V_{stall})$$



### Objectif

diminuer les **distances nécessaires** à l'avion tant au décollage qu'à l'atterrissage (considération de longueurs de pistes).

La distance nécessaire au décollage ou à l'atterrissage (cinématique) peut être calculée comme suit :

$$L_{DEC/ATT} = \frac{V_{DEC/ATT}^2}{2\Gamma_{DEC/ATT}}$$

Réduire  $L_{DEC/ATT}$  revient à réduire la vitesse mini réalisable

La solution serait alors d'augmenter  $S$  et/ou  $C_{zmax}$  en vol

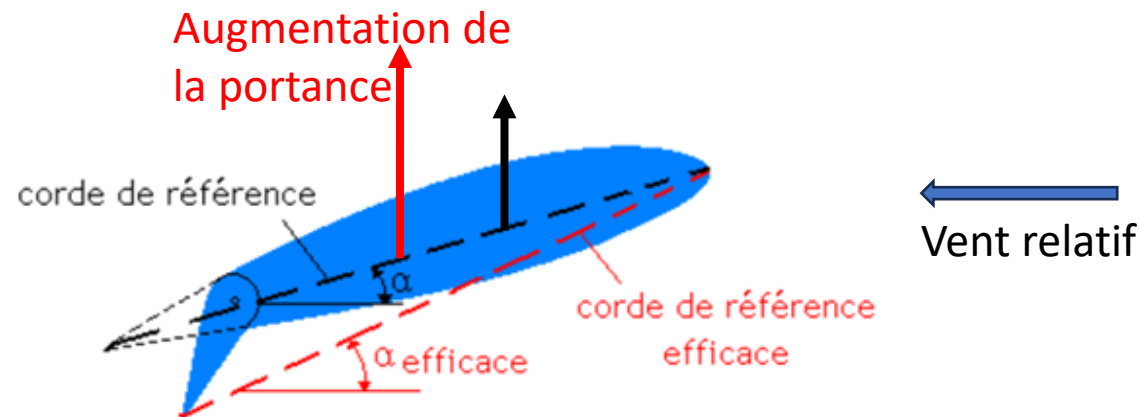
## XI.1 HYPERSTUSTENTION

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{Z_{max}}}},$$

$$V_{min} = kV_{Stall}$$

$C_{Z_{max}} \uparrow$  :

- $V_{att}$  et  $m$  données  $\Rightarrow$  surface alaire nécessaire plus faible  $\Rightarrow$  puissance nécessaire plus faible
- $V_{att}$  et  $S$  données  $\Rightarrow$  emport de charge plus conséquente.
- $m$  et  $S$  donnée  $\Rightarrow V_{att}$  diminue  $\Rightarrow$  distance d'arrêt plus courte, freins allégés.

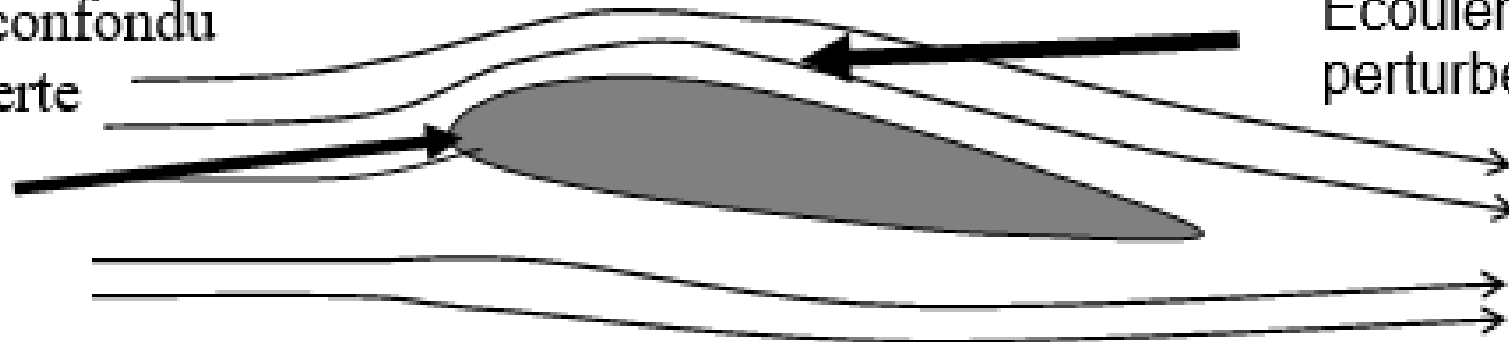


## XI.1 HYPERSTUSTENTION

### Dispositifs de bord d'attaque

Modifient l'écoulement de l'air en particulier à l'**extrados** et au **bord d'attaque** de l'aile et permettent d'augmenter le  $C_{Z_{max}}$  par augmentation de l'incidence.

Point d'arrêt presque confondu  
au bord d'attaque et perte  
d'énergie à ce point



Ecoulement légèrement  
perturbé

( $\alpha$  faible  $\Rightarrow C_z$  et  $C_x$  faibles).

Pour augmenter  $C_z$ , il faut tirer sur le manche jusqu'à  $\alpha_{C_{Z_{max}}}$

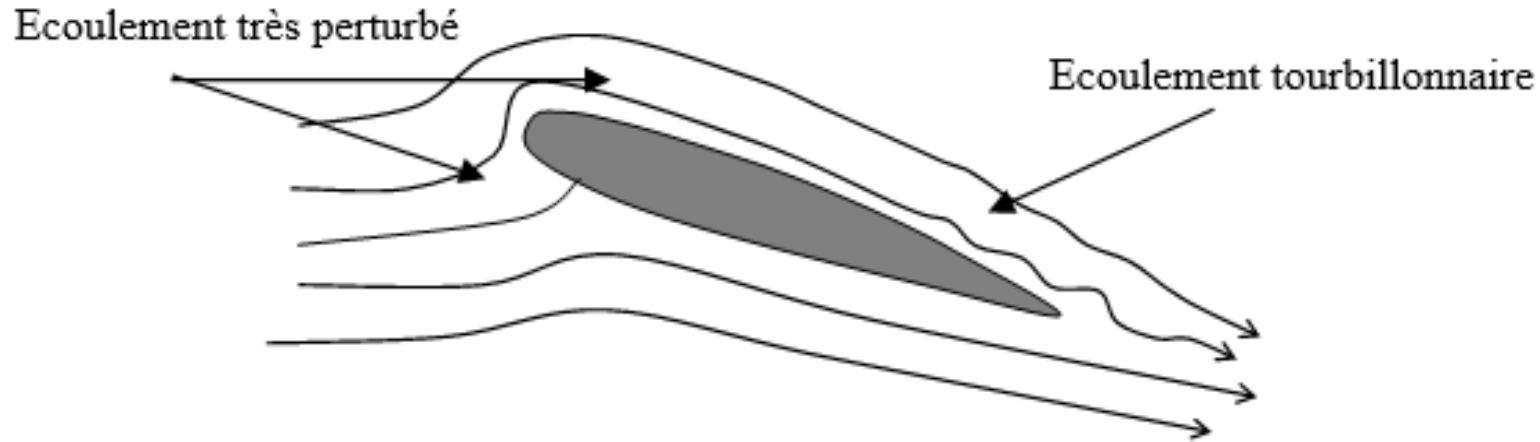
Le dispositif du bord d'attaque permet de tirer sur le manche jusqu'à un nouveau  $\alpha_{C_{Z_{max}}}$  plus grand



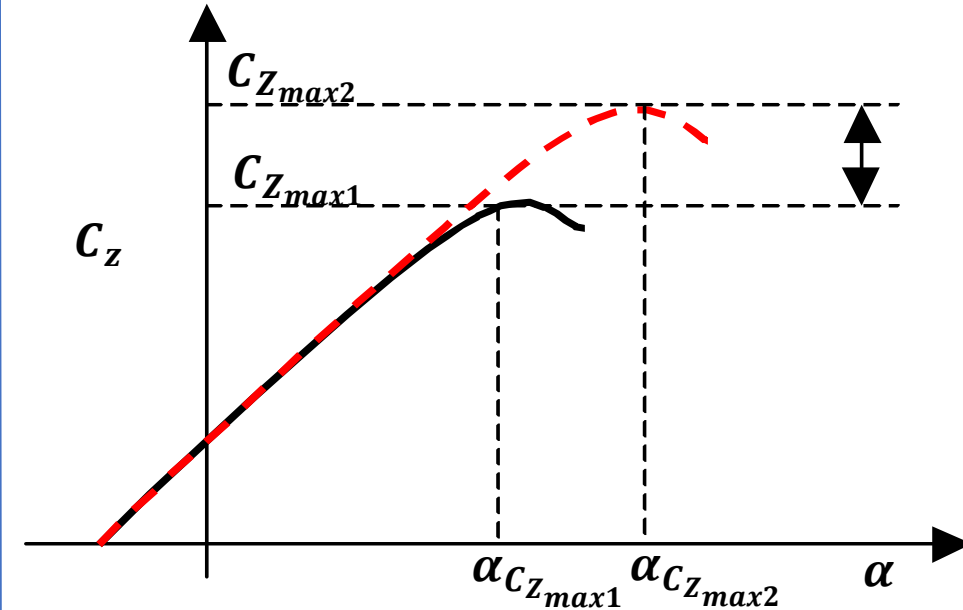
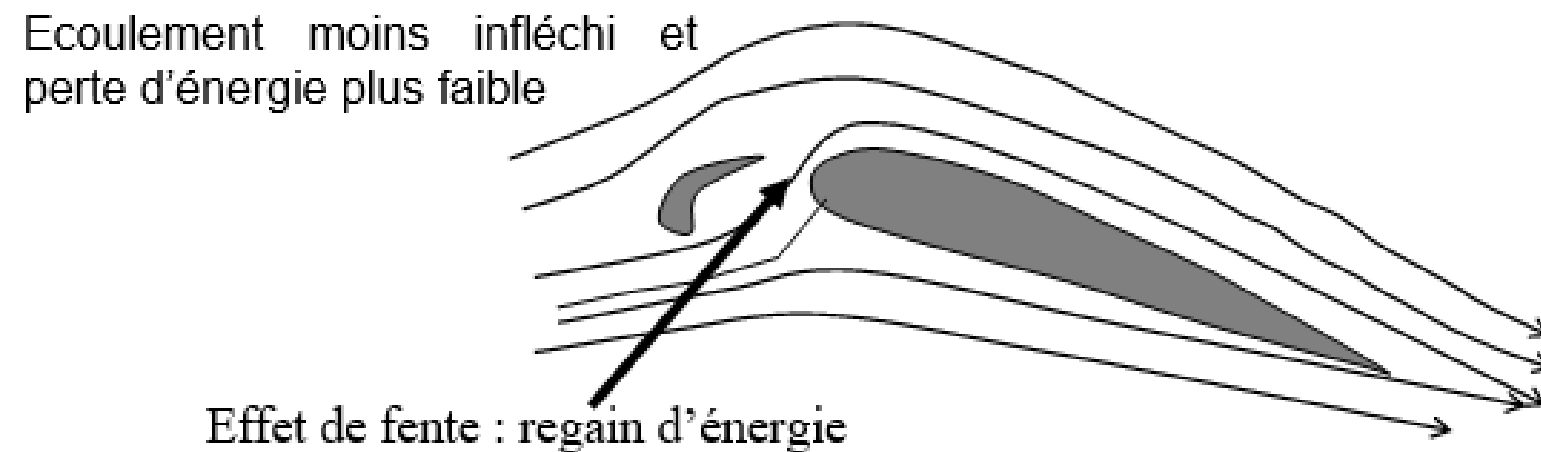
# XI.1 HYPERSTUSTENTION

## Dispositifs de bord d'attaque

### Augmentation d'incidence en configuration lisse



### Dispositif BA déployé



- Configuration lisse
- .... Dispositif de BA déployé

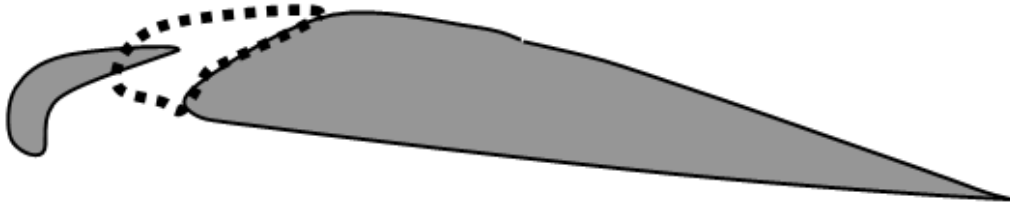
## XI.1 HYPERSUSTENTION

### Dispositifs de bord d'attaque

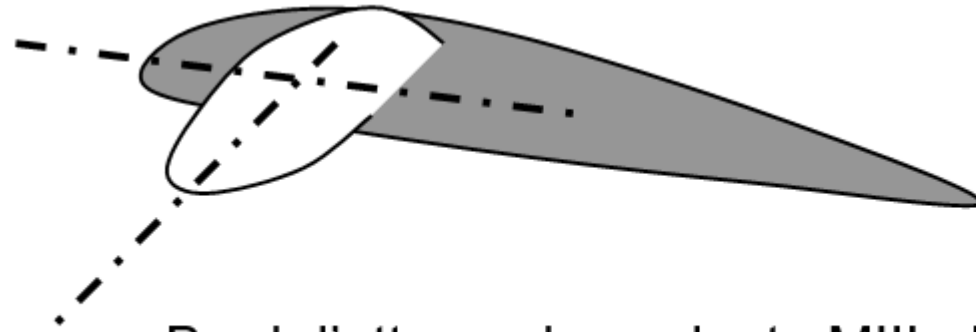


## XI.1 HYPERSTENTATION

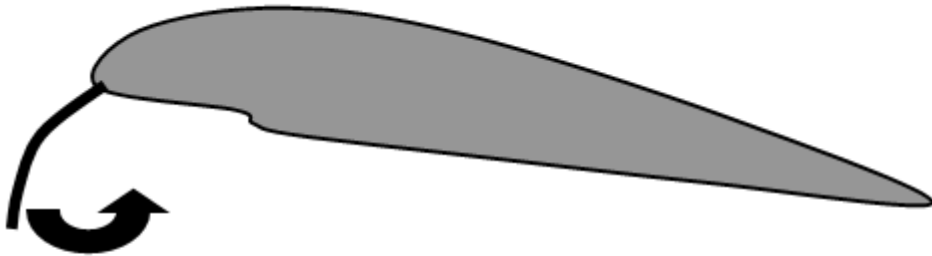
### Dispositifs de bord d'attaque



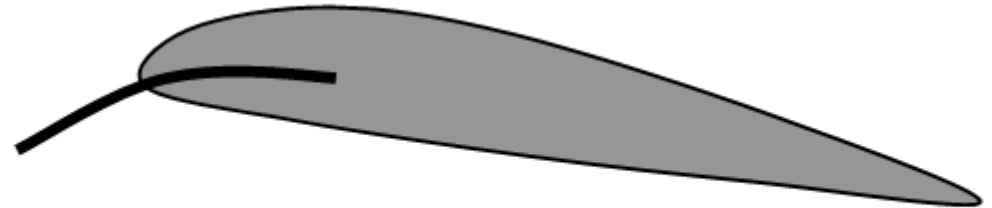
Bec à fente ou volet Handley-page



Bord d'attaque basculant : MIII - F1 - M2000



Volet Krüger : B707- B747-A300B4

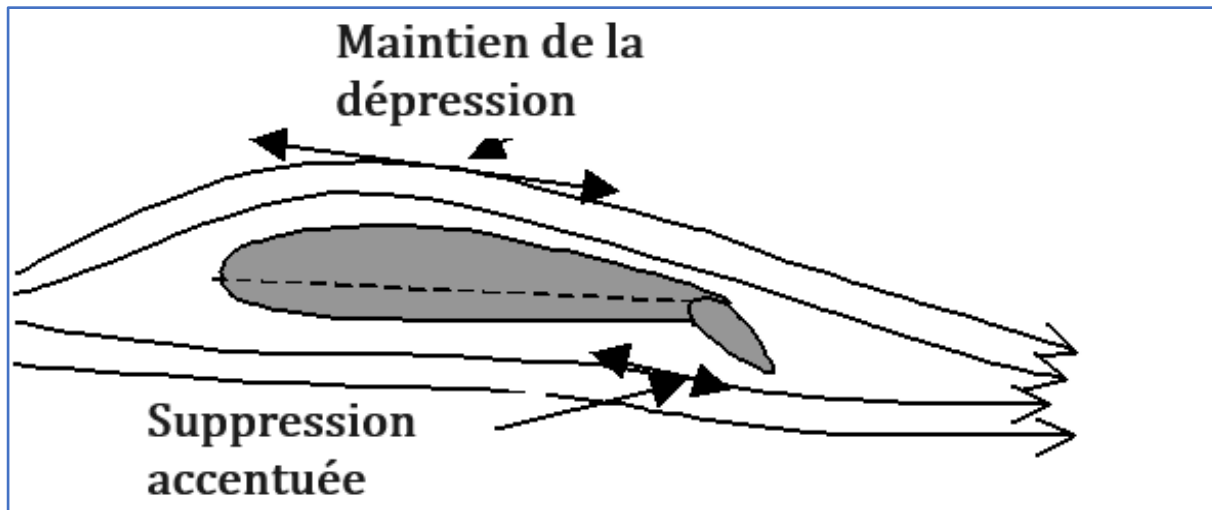


Bec BETZ

## XI.1 HYPERSTENTATION

### Dispositifs de bord de fuite

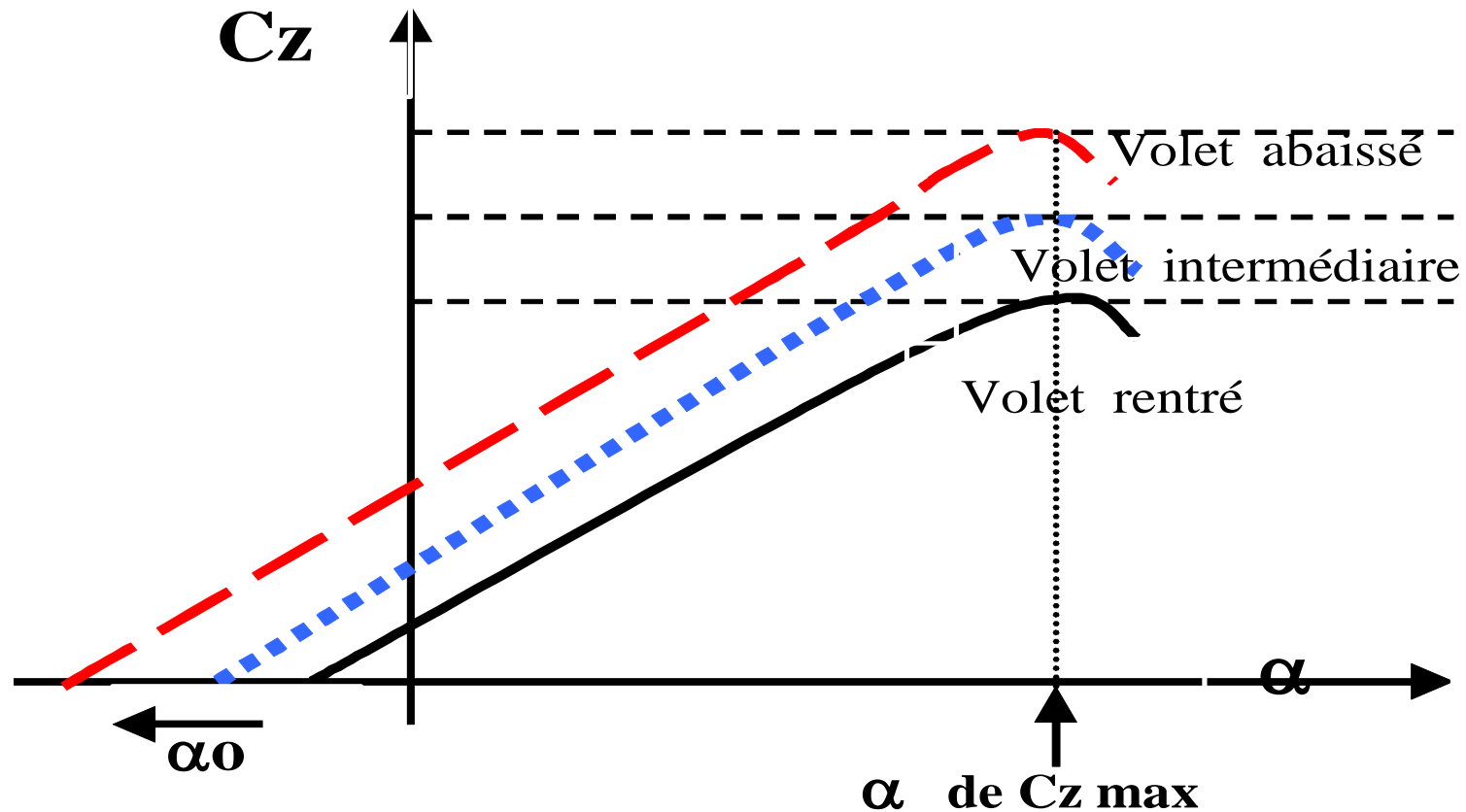
Modifient l'écoulement de l'air du fait d'un changement plus ou moins accentué de la courbure du profil de la voilure. La surface de la voilure pourra éventuellement être modifiée selon le type de dispositif.



Augmentation de la cambrure qui maintien la dépression à l'extrados pour **une vitesse plus faible** et une surpression à l'intrados fortement accentuée.

## XI.1 HYPERSTUSTENTION

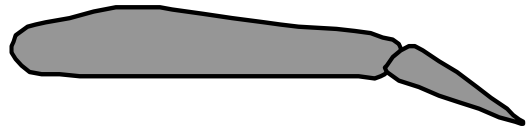
### Dispositifs de bord de fuite



Augmentation du coefficient de portance maximum  $C_{z_{max}}$  sans changer l'incidence de décrochage  $\alpha_{z_{max}}$

# XI.1 HYPERSTENTATION

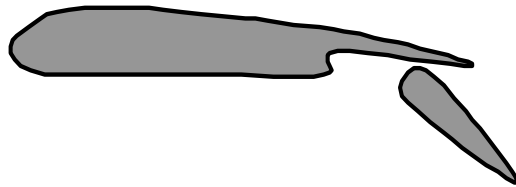
## Dispositifs de bord de fuite



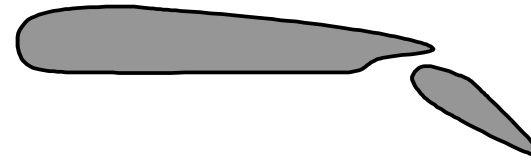
Volet simple courbure



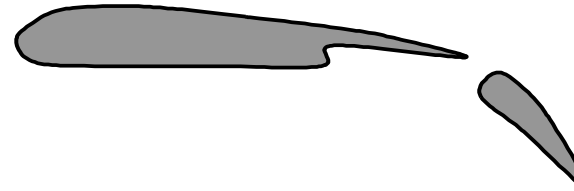
Volet d'intrados



Volet ZAP



Volet à fente



Volet Fowler

# XI.1 HYPERSUSTENTION

## Dispositifs de bord de fuite



Volet simple courbure

**Simple articulation au bord de fuite**, il occupe une fraction de la corde de 20 à 30 %

Son efficacité est limitée par le décollement de la couche limite qui se produit pour les braquages dépassant  $15^\circ$ .

**Ce procédé n'est plus utilisé.**



Volet d'intrados

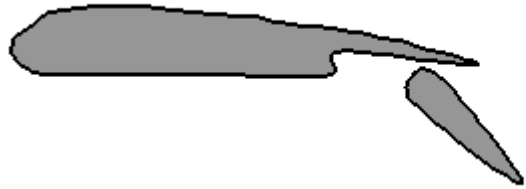
**L'extrados de l'aile est inchangé**, le volet déforme seulement l'intrados.

Le braquage du volet retarde le décollement par effet de courbure.

Le sillage de ce type de volet est susceptible d'engendrer des **vibrations sur les empennages** de l'avion.

# XI.1 HYPERSUSTENTION

## Dispositifs de bord de fuite



Volet ZAP

Volet d'intrados avec léger recule  
Augmente  $S$  en plus de  $C_{zmax}$ .



Volet à fente

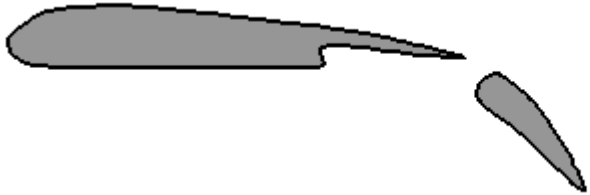
Fente entre le profil et le volet au braquage.  
La fente a la forme d'un convergent vers l'extrados  
L'écoulement qui se produit dans cette fente vient souffler la couche limite à l'extrados du volet reculant ainsi son décollement.

Cette solution est adoptée maintenant sur presque tous les avions modernes.



## XI.1 HYPERSUSTENTION

### Dispositifs de bord de fuite



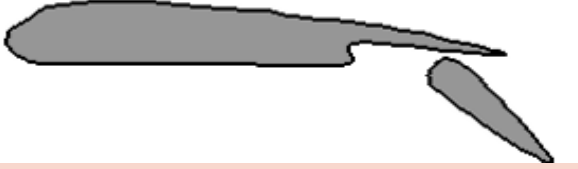




Volet Fowler

Volet Zap + Volet à fente : **recule et fente**

# XI.1 HYPERSTENTATION

## Dispositifs de bord de fuite

Volet	Forme	Angle de braquage maxi	Augmentation de portance
Simple courbure		45°	51%
Intrados		50°	67%
Zap		50°	85%
A fente		45°	53%
Fawler		40%	88%

## XI.2 HYPOSUSTENTION ET AEROFRENAGE

### Besoins pour la gestion des vols

#### Suivre le profil idéal de vol :

- Montée et descente sans palier,
- Croisière à la meilleure altitude,
- Vitesse adaptée

**Modifications fréquentes du profil** de l'avion à cause des contraintes liées à l'environnement et à la circulation aérienne essentielle.

### Exemples

- Augmentation de la pente de descente
- Diminution de la vitesse en vol comme au sol après atterrissage.

### Solution

Hypo-sustentateurs et aérofreins

## XI.2 HYPOSUSTENTION ET AEROFRENAGE

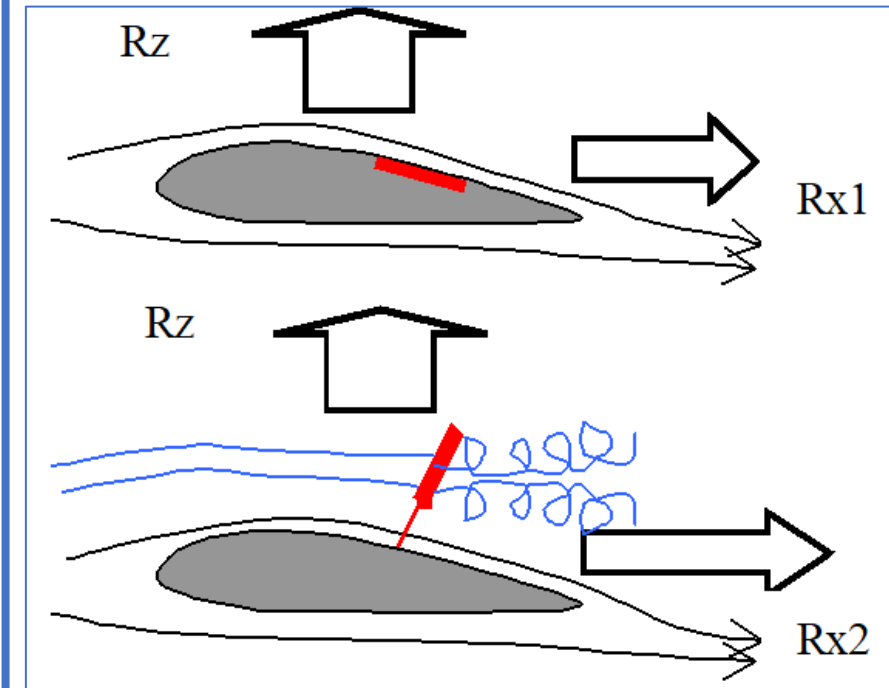
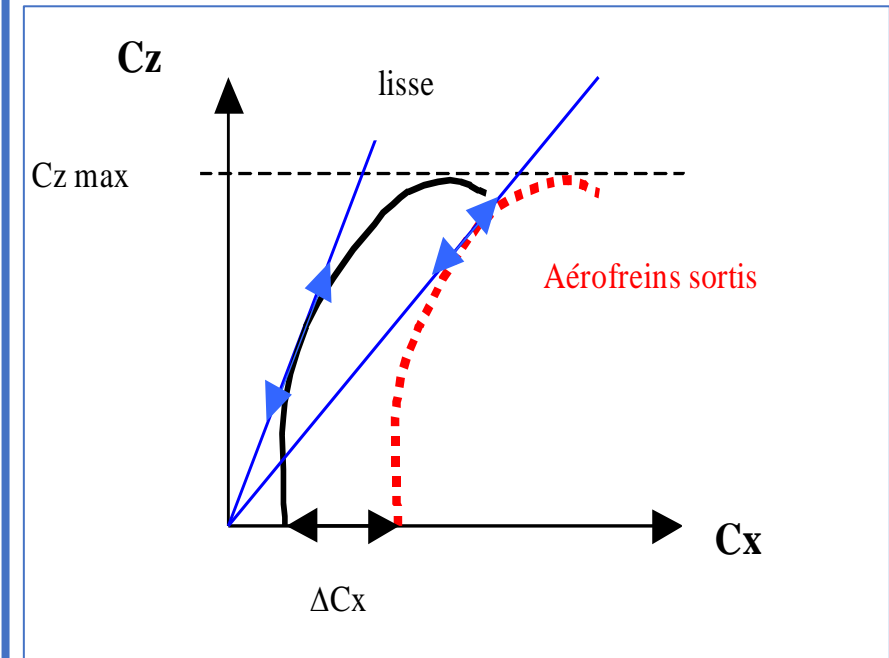
### Aérofrein

- diminuer la vitesse en approche à l'atterrissage ou en accélération arrêt,
- augmenter les performances de descente.

Provoquent une forte **Augmentation de la traînée sans affecter la portance.**

Panneaux situés soit sur la voilure (transporteurs modernes), soit à l'arrière du fuselage (F28, F100), soit sur les flancs (chasseurs).

N'affecte pas le diagramme de pression de la voilure.



# XI.1 HYPOSUSTENTION ET AEROFREinage

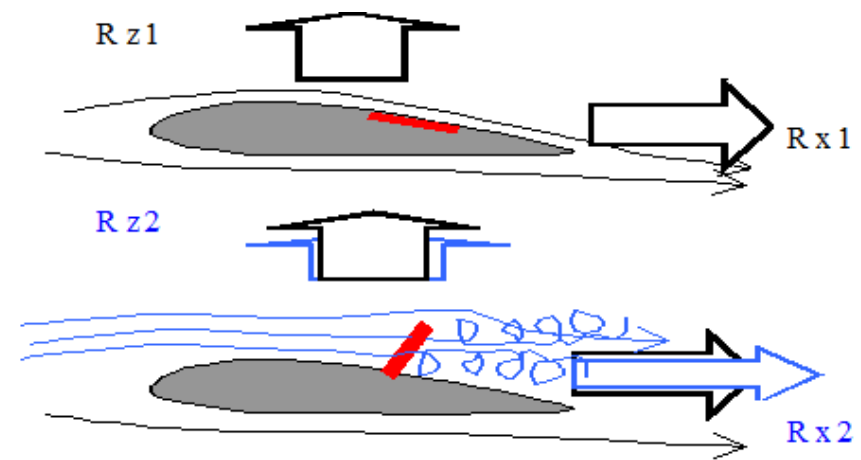
## Destrueteur de portance ou spoilers

- **En utilisation symétrique**

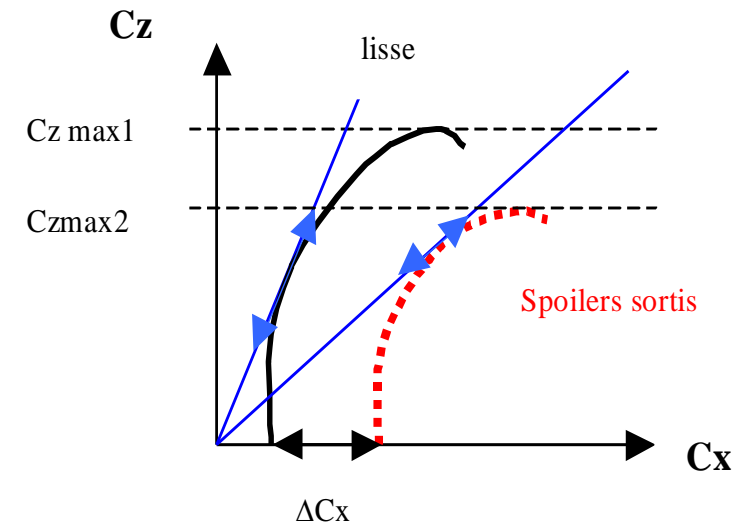
- ✓ Diminuer la vitesse en approche à l'atterrissage et en accélération arrêt ;
- ✓ Augmenter les performances de descente ;
- ✓ Augmenter l'efficacité du freinage par destruction de la portance.

- **En utilisation dissymétrique**

aider au gauchissement (couplage avec les ailerons).



Toujours situés sur l'extrados de façon symétrique par rapport à l'axe longitudinal



Les spoilers ont l'effet «d'aérofrein » mais en plus, ils doivent détruire la portance.

# XII. CENTRE DE POUSSEE ET FOYER AERODYNAMIQUE

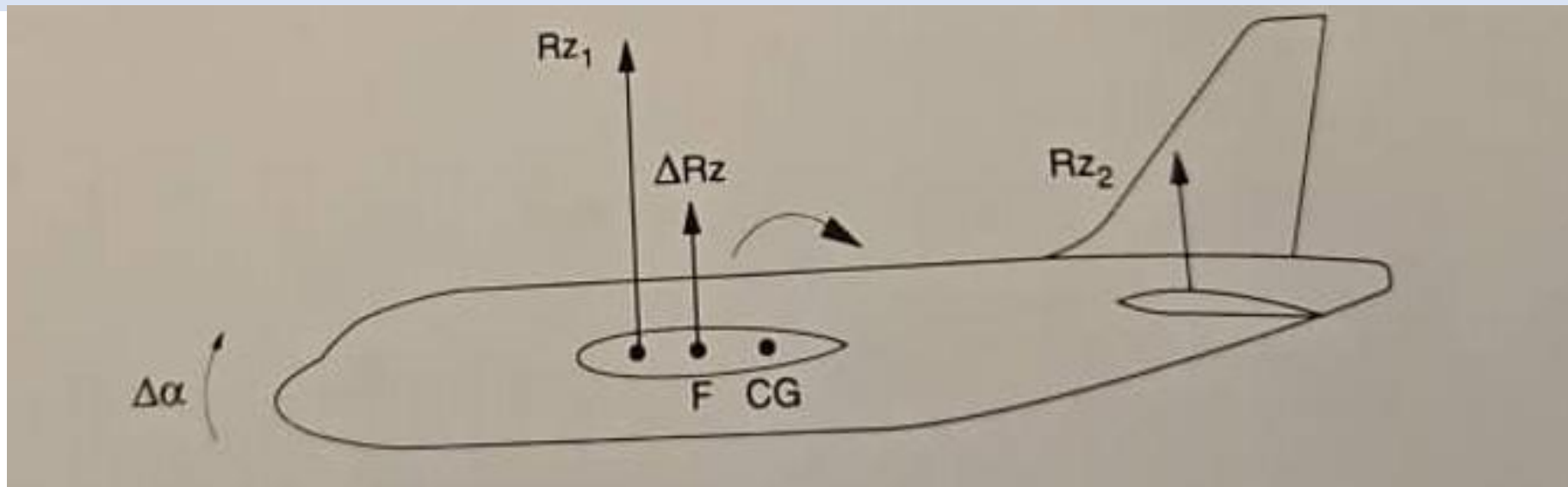
XII.1. Centre de poussée

XII.1. Moment de Tangage

XII.2. Expérience fondamentale et foyer principal

## XII. CENTRE DE POUSSEE ET FOYER AERODYNAMIQUE

Dans ce chapitre, nous allons étudier les conditions de **stabilité de l'aile** seule puis nous allons voir dans quelle mesure appliquer le résultat à la stabilité statique longitudinale de l'avion complet. Ceci nous permettra de traiter en Mécanique du vol la stabilité statique longitudinale de l'avion

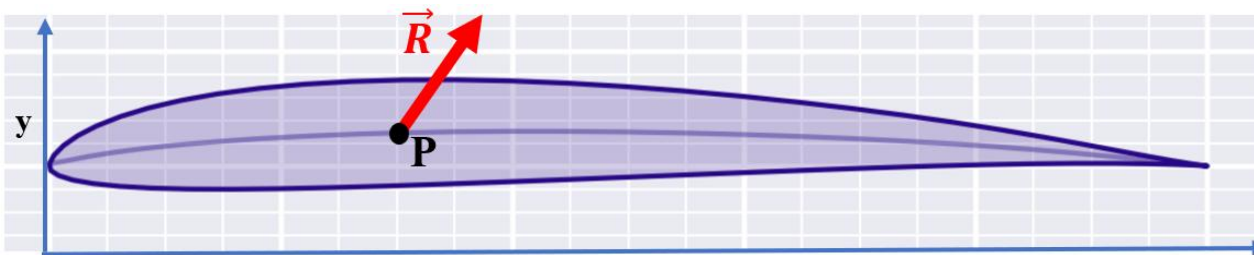


## XII.1 CENTRE DE POUSSEE

Nous avons vu les équations de sustentation qui permettent de déterminer les composantes verticale (Portance) et horizontale (trainée) des forces aérodynamiques qui s'appliquent à un aéronef.

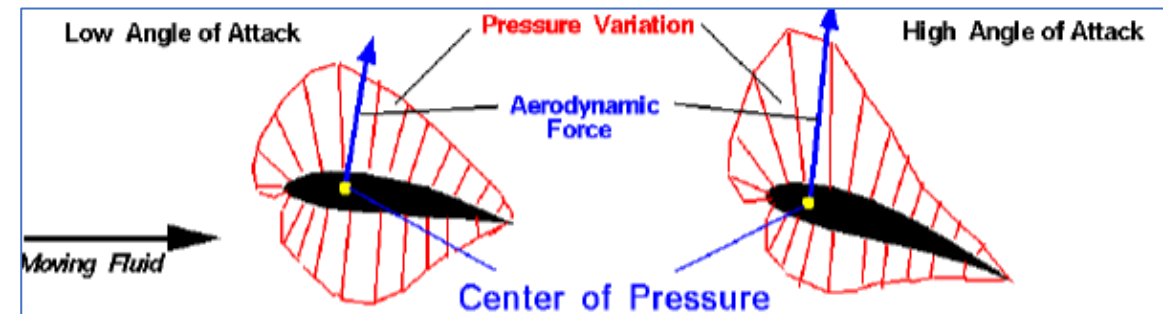
Un autre élément important à connaître est **le point d'application de la résultante aérodynamique** :

### Le centre de poussée



La position de P est déterminée par rapport au bord d'attaque et exprimée en fraction de la profondeur.

Pour se faire la distribution de pression à l'intrados et extrados est utilisée



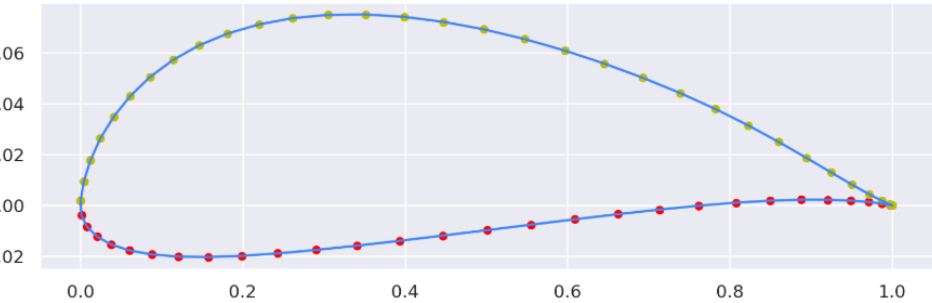
Center of Pressure is the average location of the pressure.  
Pressure varies around the surface of an object.  $P = P(x)$

$$cp = \frac{\int x p(x) dx}{\int p(x) dx}$$

Aerodynamic force acts through the center of pressure.  
**Center of pressure moves with angle of attack.**



# XII.1 CENTRE DE POUSSEE



De façon pratique les pressions sont mesurées suivant une série des points la formule

$$cp = \frac{\sum x_i p_i \Delta x}{\sum p_i \Delta x}$$

Et si les Δx sont uniforme, l'équation simplifie

$$cp = \frac{\sum x_i p_i}{\sum p_i}$$

Exemple : Ce tableau définit les pressions, pour les 32 points du profil ci-contre, à l'incidence de 10° et à 262Kts

On notera que

$$p_i = p_{intrados\_i} - p_{extrados\_i}$$

Le calcul donne 38% de la corde

	X	Y	P Intrados	P Extrados
0	0.00021	0.00185	97546	65375
1	0.00127	-0.00393	96616	68299
2	0.00418	0.00936	98869	61330
3	0.00806	-0.00839	95942	70726
4	0.01232	0.01770	99571	52197
5	0.02038	-0.01227	95431	72745
6	0.03800	-0.01541	95026	74401
7	0.06074	-0.01777	94689	75743
8	0.08844	-0.01934	94405	76839
9	0.12084	-0.02017	94161	77770
10	0.15765	-0.02032	93951	78597

11	0.19850	-0.01987	93770	79359
12	0.24296	-0.01891	93615	80075
13	0.29055	-0.01754	93481	80763
14	0.34071	-0.01586	93363	81430
15	0.39288	-0.01396	93259	82078
16	0.44643	-0.01190	93164	82706
17	0.50074	-0.00976	93075	83312
18	0.55519	-0.00760	92987	83893
19	0.60914	-0.00549	92898	84452
20	0.66197	-0.00349	92808	84999
21	0.71305	-0.00168	92721	85538
22	0.76178	-0.00014	92639	86075
23	0.80752	0.00104	92560	86612
24	0.84964	0.00182	92483	87150
25	0.88756	0.00220	92407	87693
26	0.92071	0.00218	92335	88248
27	0.94859	0.00185	92252	88823
28	0.97077	0.00132	92132	89414
29	0.98690	0.00071	91935	90006
30	0.99671	0.00021	91630	90536
31	1.00000	0.00000	91219	90825

## XII.2 MOMENTS AERODYNAMIQUES

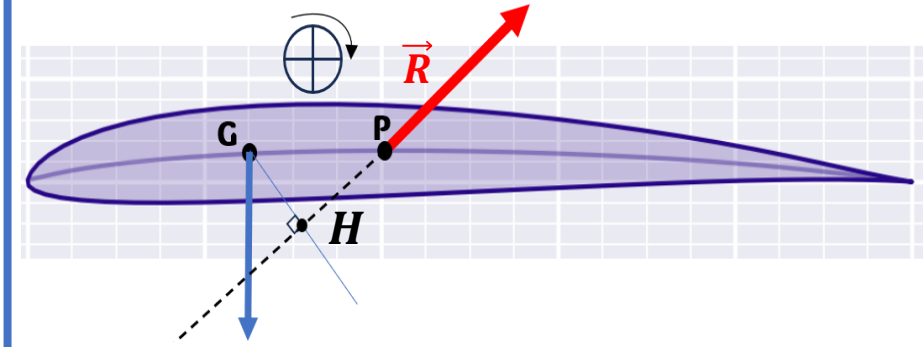
- ❑ **P** point d'application de la résultante aérodynamique (**R**)
- ❑ Le centre de gravité (**G**), qui est fonction du chargement de l'avion ne sera pas situé au centre de poussée **P**

### Conséquence

### Moment longitudinal ou moment de tangage

Moment de la résultante par rapport au centre de gravité

$$\vec{M}_G = \vec{GP} \wedge \vec{R}$$



$$M_G = GH \times \frac{1}{2} \rho S V^2 C$$

On compte ce moment positivement s'il tend à faire cabrer l'avion.

## XII. MOMENTS AERODYNAMIQUES

### Coefficient de moment $C_{mg}$

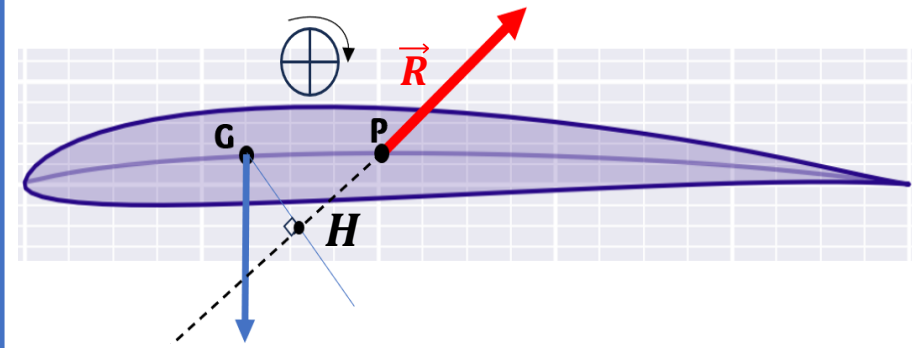
On introduit le coefficient de moment par rapport G pour faire une similarité avec le coefficient aérodynamique

$$C_{mG} = \frac{GH \cdot C}{l}$$

$l$  : Profondeur du profil

$GH$ : bras de levier

$$M_G = \frac{1}{2} \rho S V^2 l C_{mG}$$



$$M_G = GH \times \frac{1}{2} \rho S V^2 C$$

## XII. MOMENTS AERODYNAMIQUES

### Foyer principal

La répartition des charges transportées permet de fixer le centre de gravité en en point A de la corde.

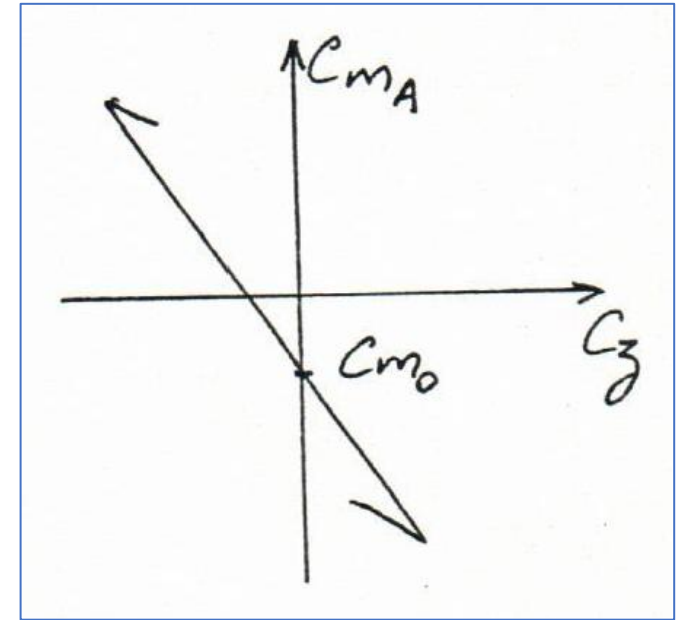
En faisant varier l'incidence, la courbe de  $C_{mA} = f(C_z)$  donne une droite

Lorsque nous faisant varier la position du centre de gravité nous avons diverses courbes de  $C_{mA} = f(C_z)$

En passant du bord d'attaque au bord de fuite la pente de la courbe est d'abord négative puis **elle s'annule en un point F** de la corde puis elle devient positive

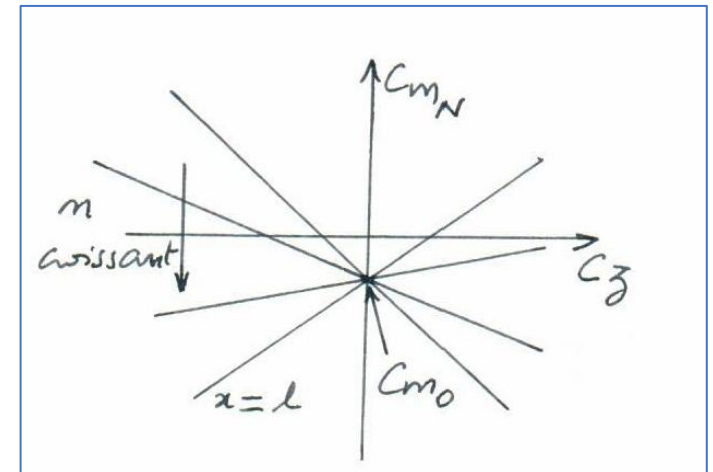
Le point F est appelé foyer aérodynamique

$$C_{mF} = Cst = C_{m0}$$



$$C_{mA} = C_{m0} \text{ pour } C_z = 0$$

$$C_{mA} = C_{m0} + \frac{\partial C_{mA}}{\partial C_z} \times C_z$$



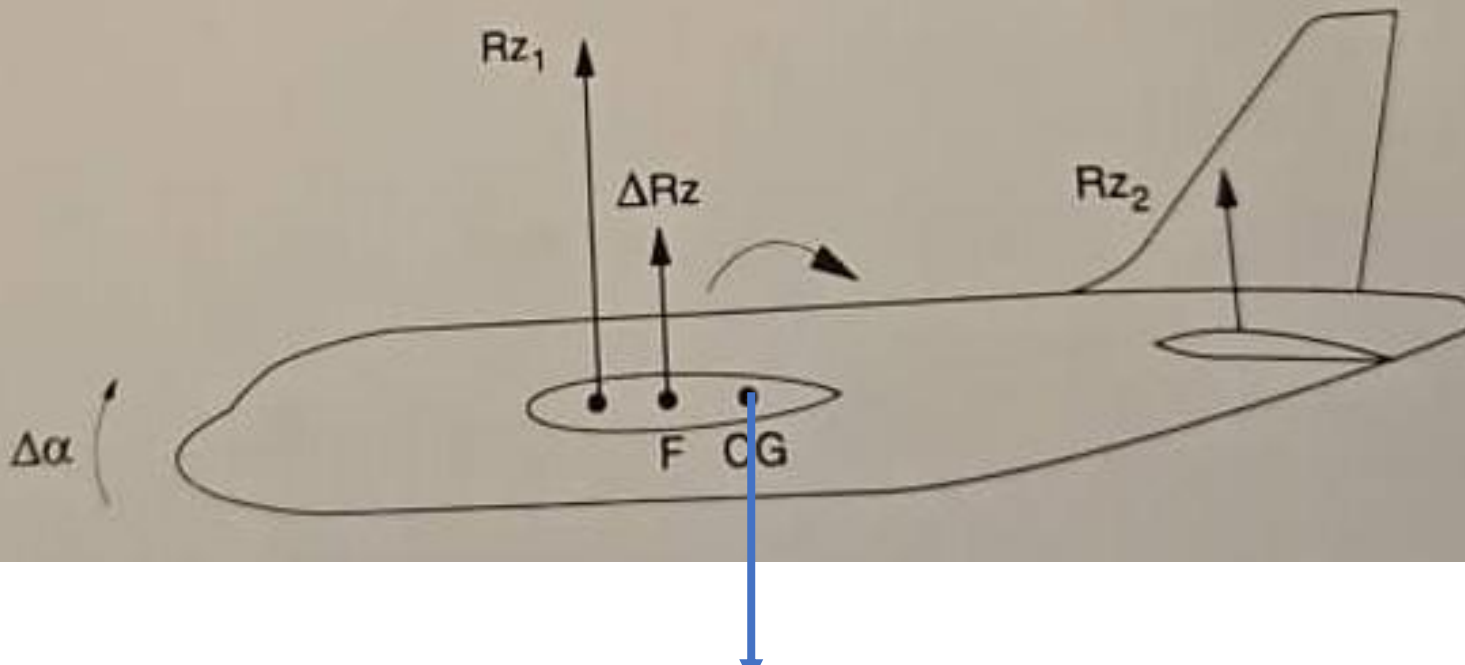
## XII. MOMENTS AERODYNAMIQUES

### Foyer principal

Ainsi, lorsque le centre de gravité est placé au foyer la variation de la portance ne fait pas varier le coefficient de moment :

$$\text{Courbe } C_{mA} = f(C_z) \text{ horizontale et } \frac{\partial C_{mA}}{\partial C_z} = 0$$

C'est le *point d'application des variations de portance*. Également nommé *centre aérodynamique*

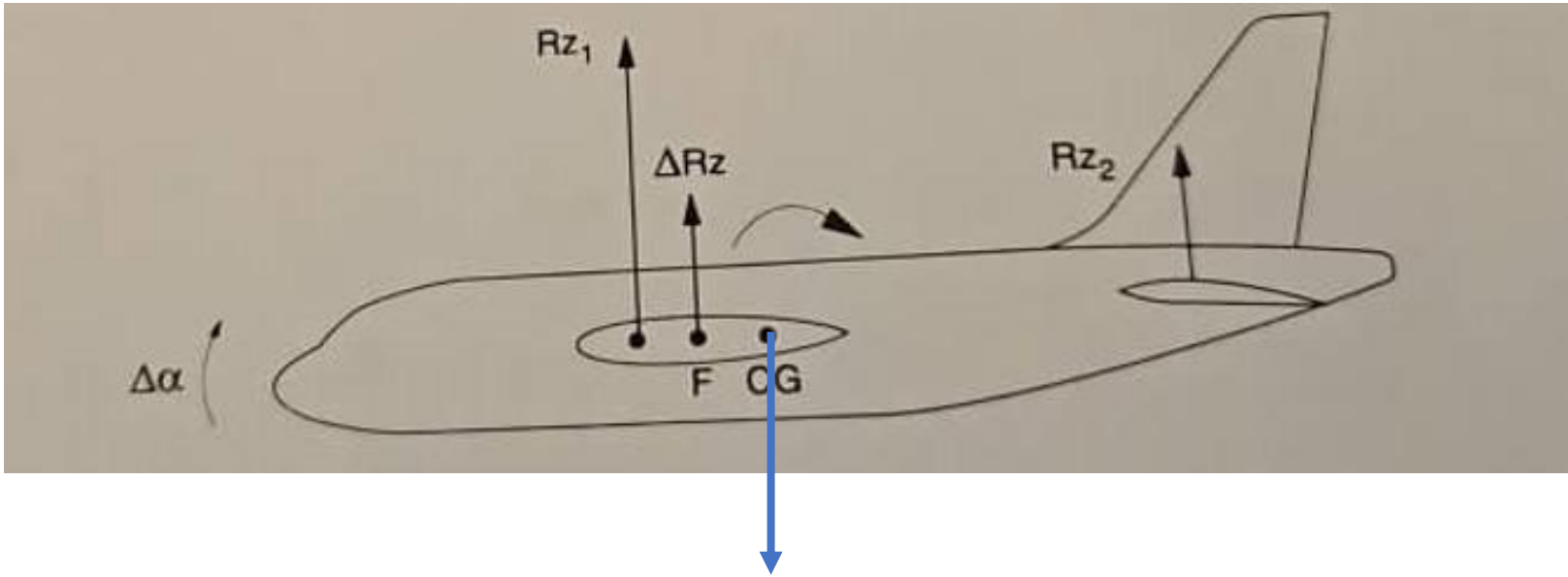


Généralement le foyer est situé à environ

- **25%** de la corde pour les avions subsoniques
- **50%** pour les avions supersoniques

## XII. MOMENTS AERODYNAMIQUES

### Foyer principal



#### Cas 1 : Centrage arrière : Centre de gravité derrière le foyer

- La mise en cabré crée un moment qui l'accentue;
- La mise en piqué crée un moment qui l'accentue

**Avion instable**

#### Cas 2 : Centrage avant : Centre de gravité devant le foyer

- La mise en cabré crée un moment piqueur;
- La mise en piqué crée un moment à cabrer.

**Avion stable**

# BIBLIOGRAPHIE

1. *O. B. OUATTARA, ND. M. SYLLA, Cours aerodynamique 2018, EAMAC*
2. *GAKOU Abdoul Kader, cours aérodynamique -mécanique du vol IEEAC/EAC, 2021, EAMAC;*
3. *Harry Smith, Flight mechanics, [www.aircraftflightmechanics.com](http://www.aircraftflightmechanics.com), 2022 ;*
4. *JOHN J. BERTIN, aerodynamics for engineers Fifth Edition;*