

# MECANIQUE DU VOL IEMAC/E -2025

# **CONTENT**

- I. INTRODUCTION À LA MÉCANIQUE DU VOL**
- II. RAPPELS SUR L'AÉRODYNAMIQUE**
- III. LES REPÈRES**
- IV. VOL HORIZONTAL STABILISÉ**
- V. LA MONTÉE ET DESCENTE STABILISÉE**
- VI. VOL EN VIRAGE**
- VII. STABILITÉ**
- VIII. AUTONOMIE – HORAIRE - DISTANCE FRANCHISSABLE**

# I. INTRO

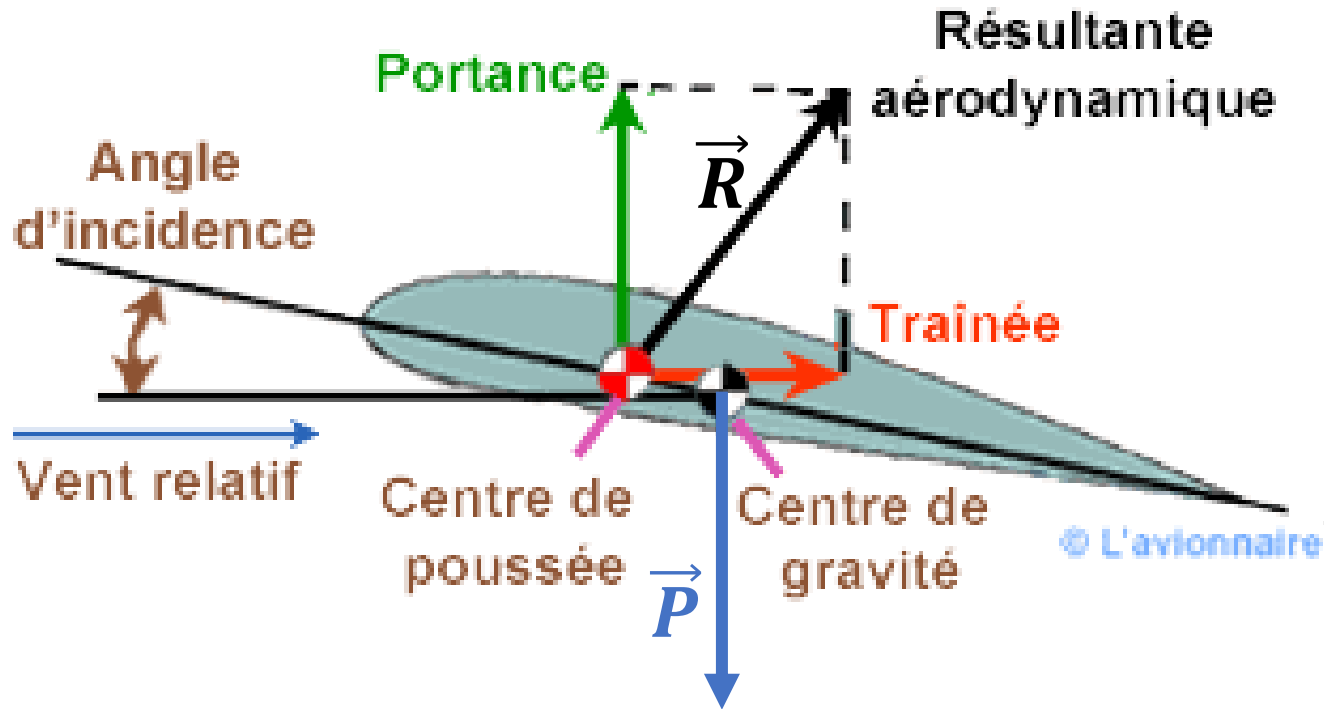
Etude et construction des modèles mathématique des vols afin de comprendre, analyser et prédire les caractéristiques des vols.

**Cinématique** : Appliquée à l'étude des performances des aéronefs.

**Dynamique** : Comprendre les effets, sur les aéronefs, des forces

- Aérodynamiques : Portance, Trainée,
- Propulsives : Poussée
- Inertielle : poids.

## II. RAPPEL AERODYNAMIQUE



$$R = \frac{1}{2} \rho S V^2 C$$

avec  $\rho, S, V$  et  $C$  masse volumique de l'air, surface alaire, vitesse et constante aérodynamique

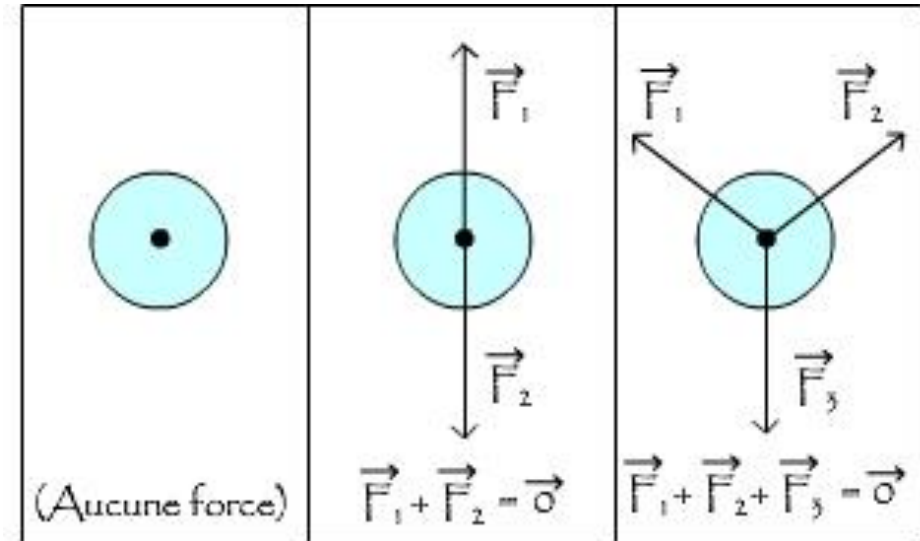
$$R_X = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_X$$

$$R_Z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_Z$$

### III. LES REPERES

#### Les trois lois de la mécanique classique

1. Un objet reste au repos ou en mouvement uniforme à moins d'être soumis à une force externe non compensée.
2. La somme des forces extérieures agissant sur un solide indéformable est égale au produit de sa masse et de son accélération :  $\sum \vec{F} = m\vec{\gamma}$
3. À chaque action, il y a une réaction égale et opposée.



D'après la première loi de Newton chacun de ces systèmes est immobile ou en mouvement rectiligne uniforme

### III. LES REPERES

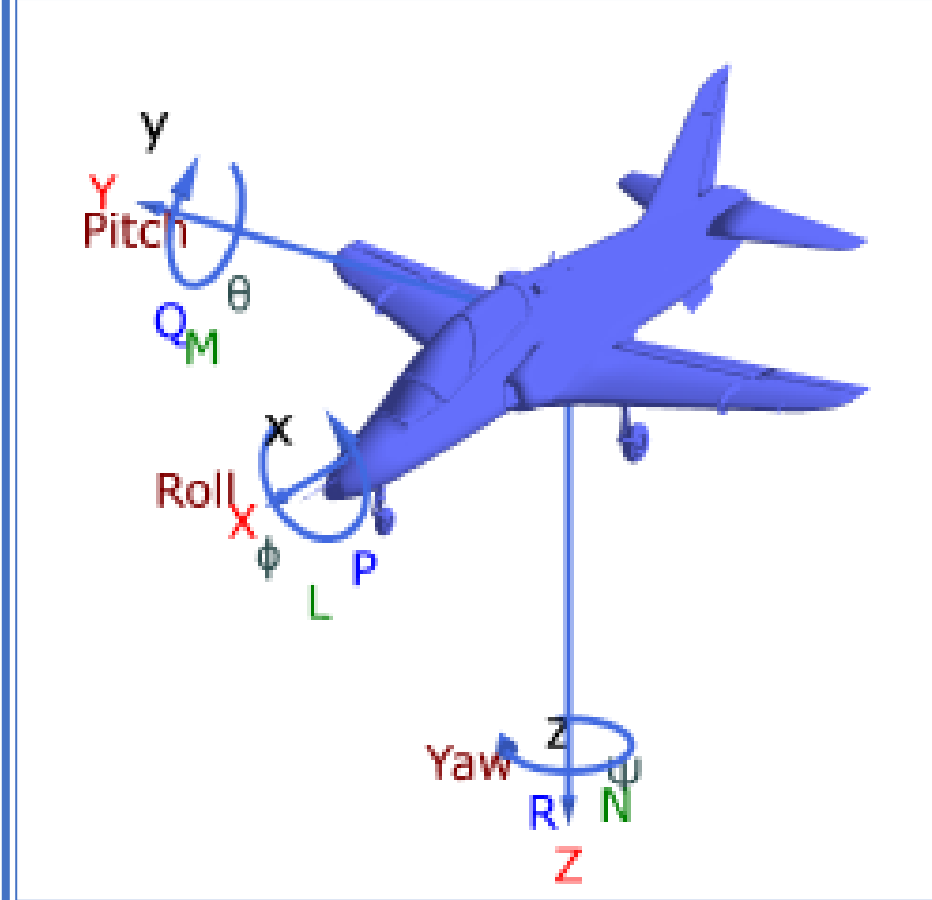
#### Repère avion

Ce système d'axes est généralement défini avec son origine **au centre de gravité** de l'aéronef.

$x$  est défini positivement vers l'avant et peut être défini le long de l'axe de rotation de l'hélice pour un aéronef monomoteur à hélice, le long du plancher pour un grand avion de transport, ou le long de la corde racine de l'aile.

$y$  est défini le long d'un plan vertical perpendiculaire à l'ossature des ailes.

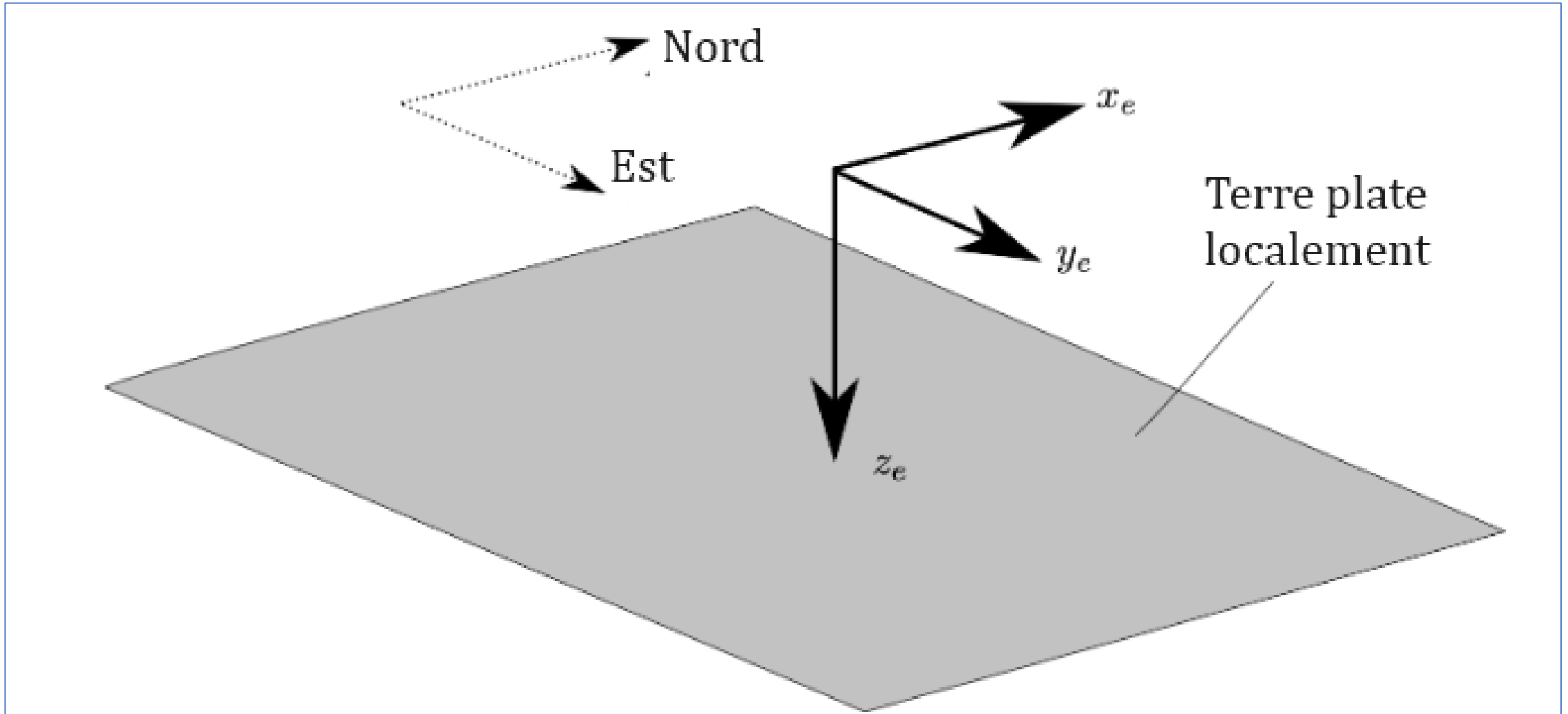
**L'axe des  $z$**  est verticale et pointe vers le bas de façon à former un repère direct avec les axes des  $x$  et des  $y$



### III. LES REPERES

#### Repère terrestre

Terre considérée comme plate localement à l'échelle de l'avion.

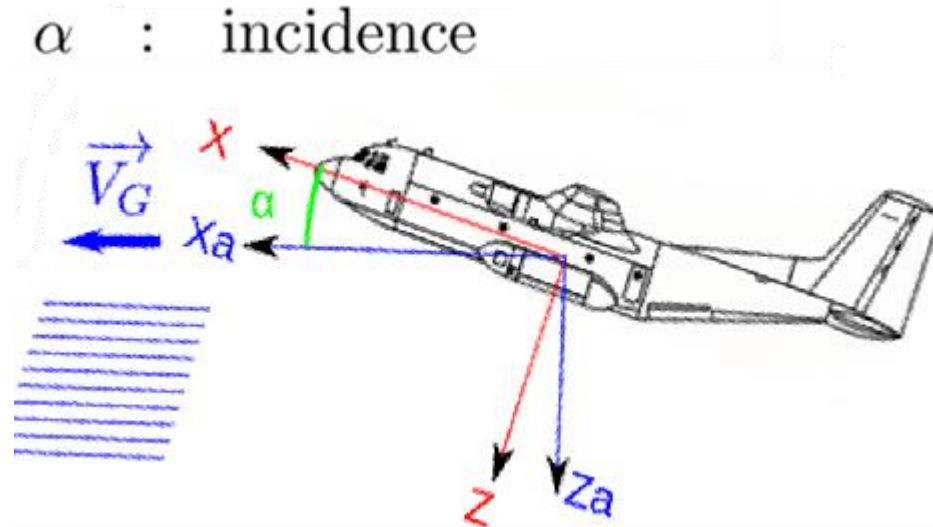


### III. LES REPERES

#### Repère air

Utilisé pour décrire les forces aérodynamiques qui agissent sur un aéronef en vol.

Dans le plan vertical



Repère air et Repère avion



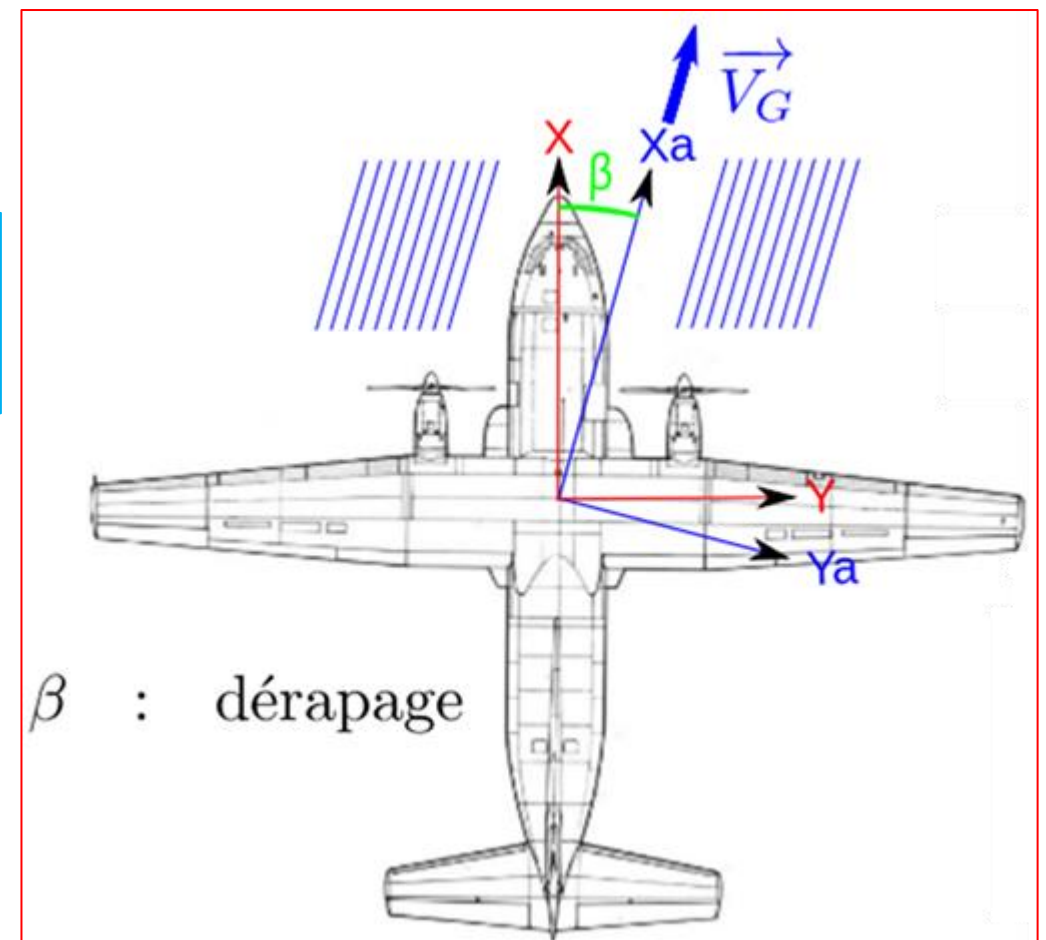
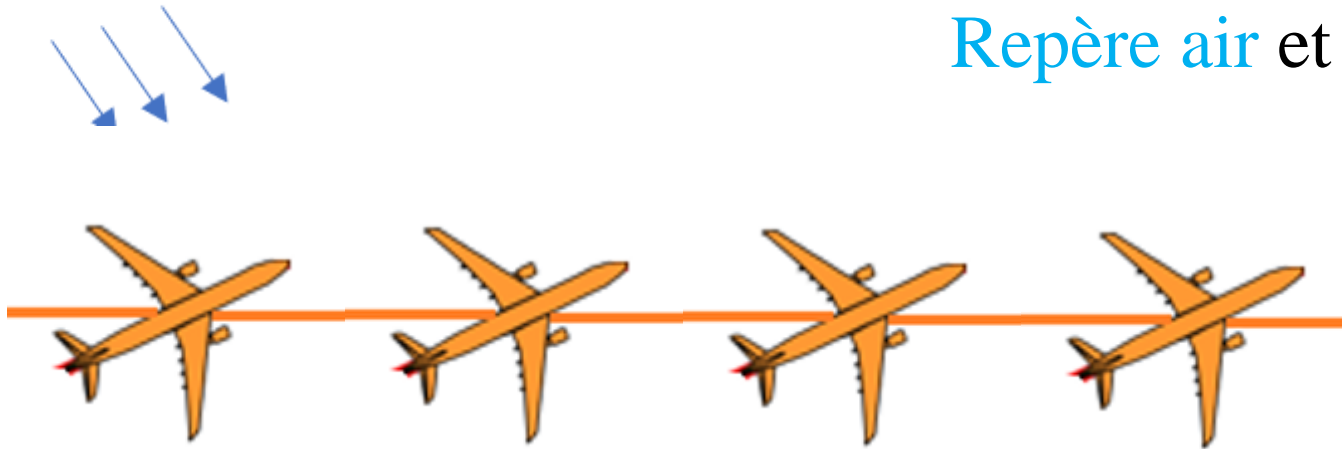
### III. LES REPERES

#### Repère air

Dans le plan horizontal le dérapage est pris en compte

En effet la direction du vol n'est pas toujours alignée à l'axe longitudinal de l'avion

Vent traversier

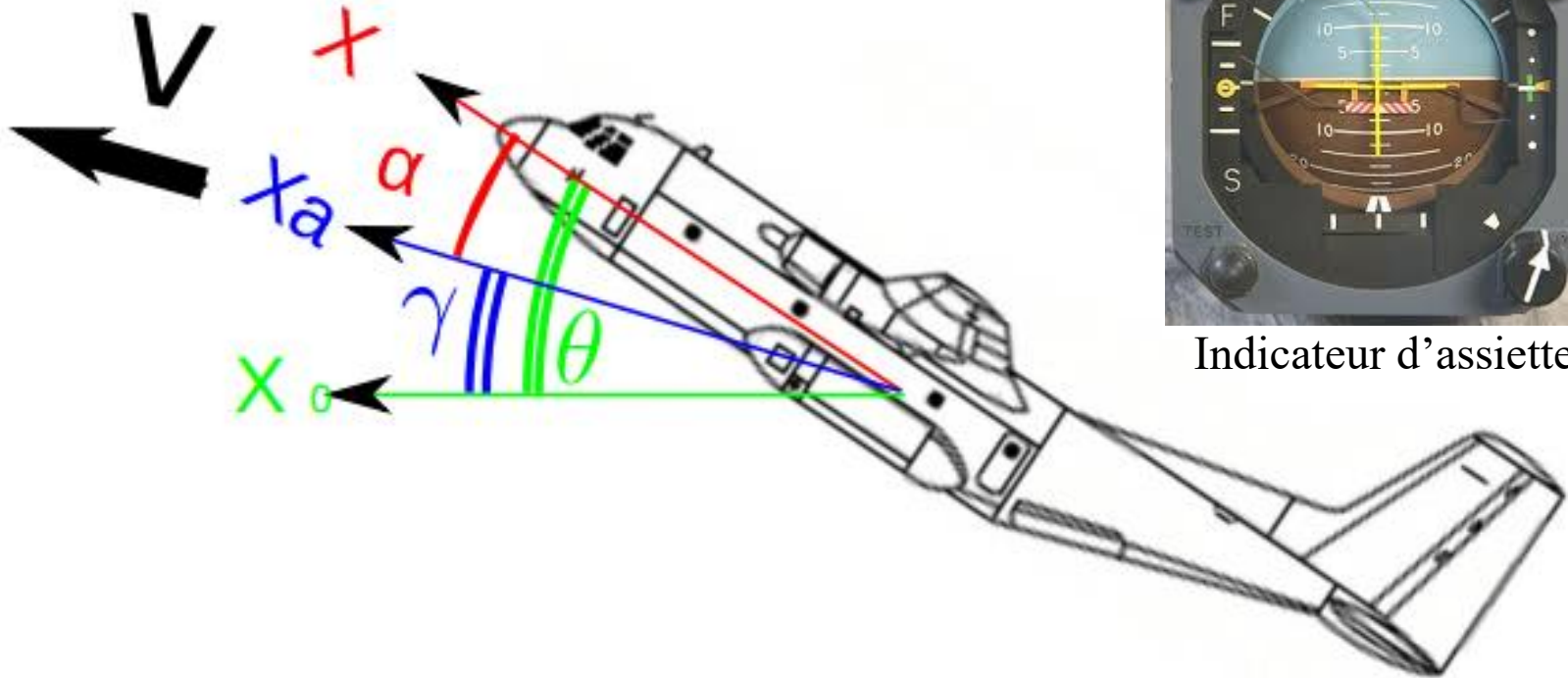


Repère air et Repère avion

**VOL HORIZONTAL STABILISE**

## IV. Vol horizontal stabilisé

Angle entre les axes OX des trois repère



Indicateur d'assiette

$$\theta = \gamma + \alpha$$

Vol horizontal

$$\gamma = 0 \text{ et } \theta = \alpha$$

Montée

$$\gamma > 0 \text{ et } \theta \approx \gamma > 0$$

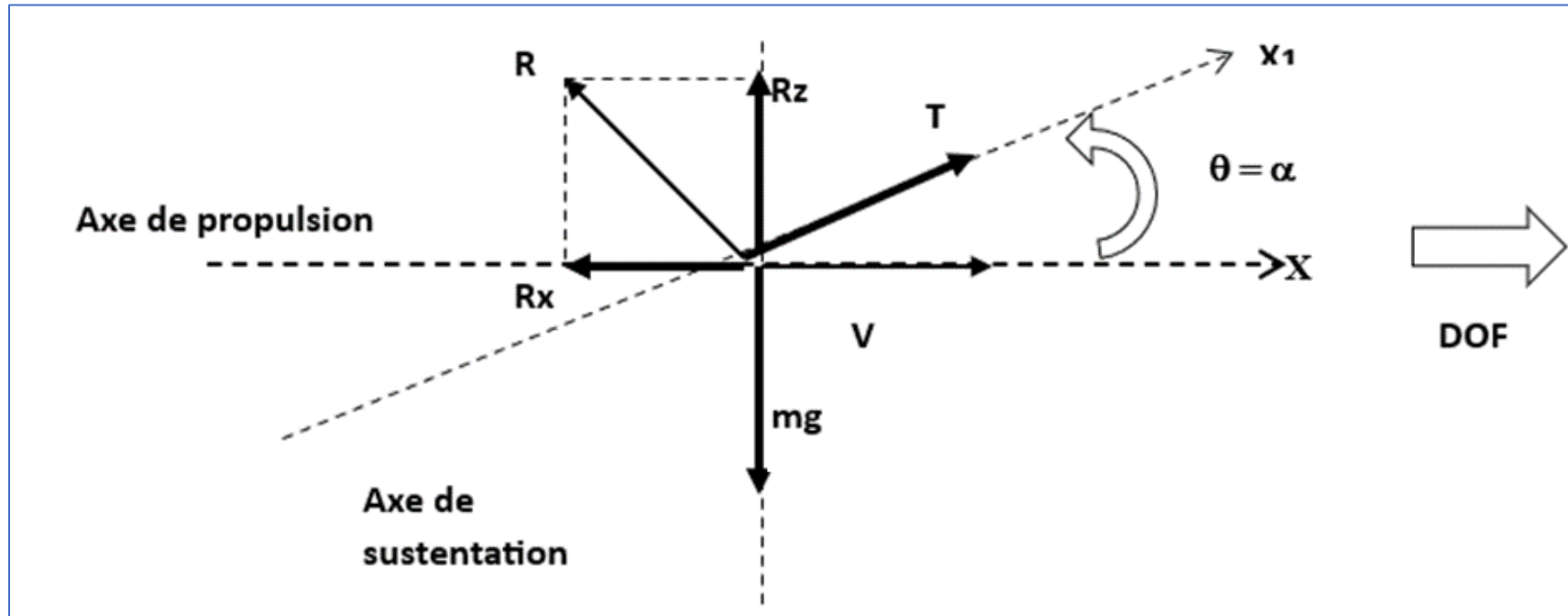
Descente

$$\gamma < 0 \text{ et } \theta \approx \gamma < 0$$

- Repère terrestre – Repère avion : Assiette,  $\theta$
- Repère terrestre – Repère air : Pente air,  $\gamma$
- Repère air – repère avion : incidence,  $\alpha$

## IV. Vol horizontal stabilisé

### Equations de vol horizontal



$$\begin{cases} T \cos(\alpha) &= R_x \\ R_z + T \sin(\alpha) &= mg \end{cases} \quad \text{pour } \alpha \text{ faible nous avons } \begin{cases} T = R_x \\ R_z = mg \end{cases} \text{ soit}$$

## IV. Vol horizontal stabilisé

### Equations de vol horizontal

$$\begin{cases} T \cos(\alpha) = R_x \\ R_z + T \sin(\alpha) = mg \end{cases} \quad \text{pour } \alpha \text{ faible nous avons } \begin{cases} T = R_x \\ R_z = mg \end{cases} \text{ soit}$$

$$\begin{cases} T = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x, \text{ équation de propulsion} \\ mg = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z, \text{ équation de sustentation} \end{cases}$$

---

$$\frac{T}{mg} = \frac{1}{f}$$

Pour voler avec une poussée minimale, l'avion doit se mettre en configuration (incidence) de finesse maximale

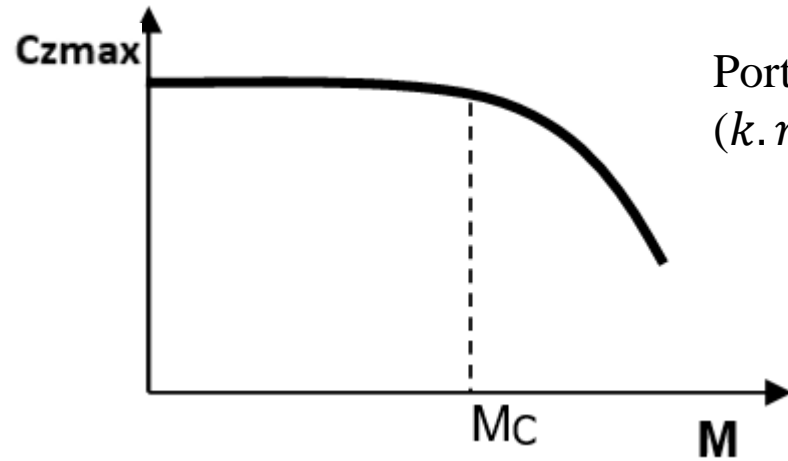
## IV. Vol horizontal stabilisé

IV.2. Décrochage  $mg = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \implies C_z M^2 = \frac{2mg}{\rho S a^2}$  Condition d'équilibre

A  $S$  et altitude ( $\rho$  et  $a$  fixés) données,  $\frac{2mg}{\rho S a^2}$  est constant

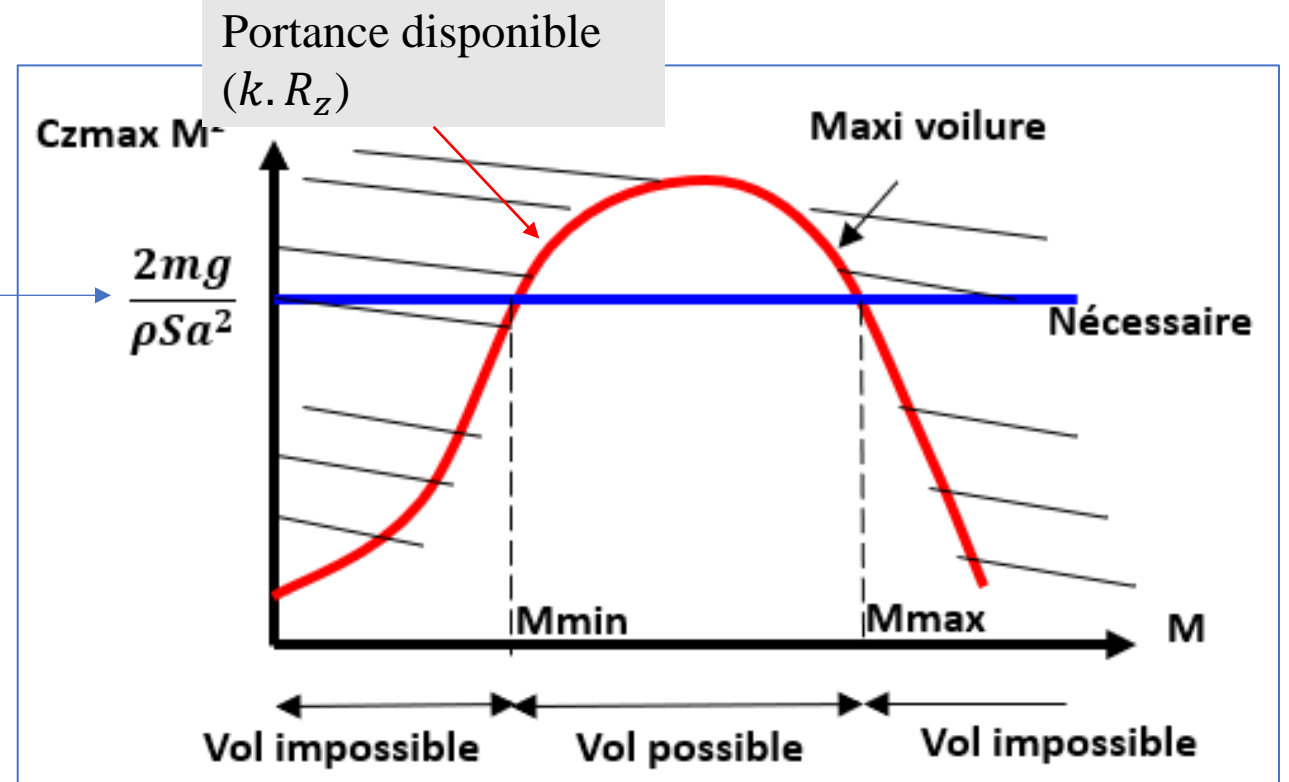
Avec  $M$  et  $a$  nombre de Mach et célérité du son

### Voilure subsonique



Courbe  $C_{zmax} = f(M)$   
 $M_c$ : Mach critique

Portance nécessaire  
( $k \cdot mg$ )



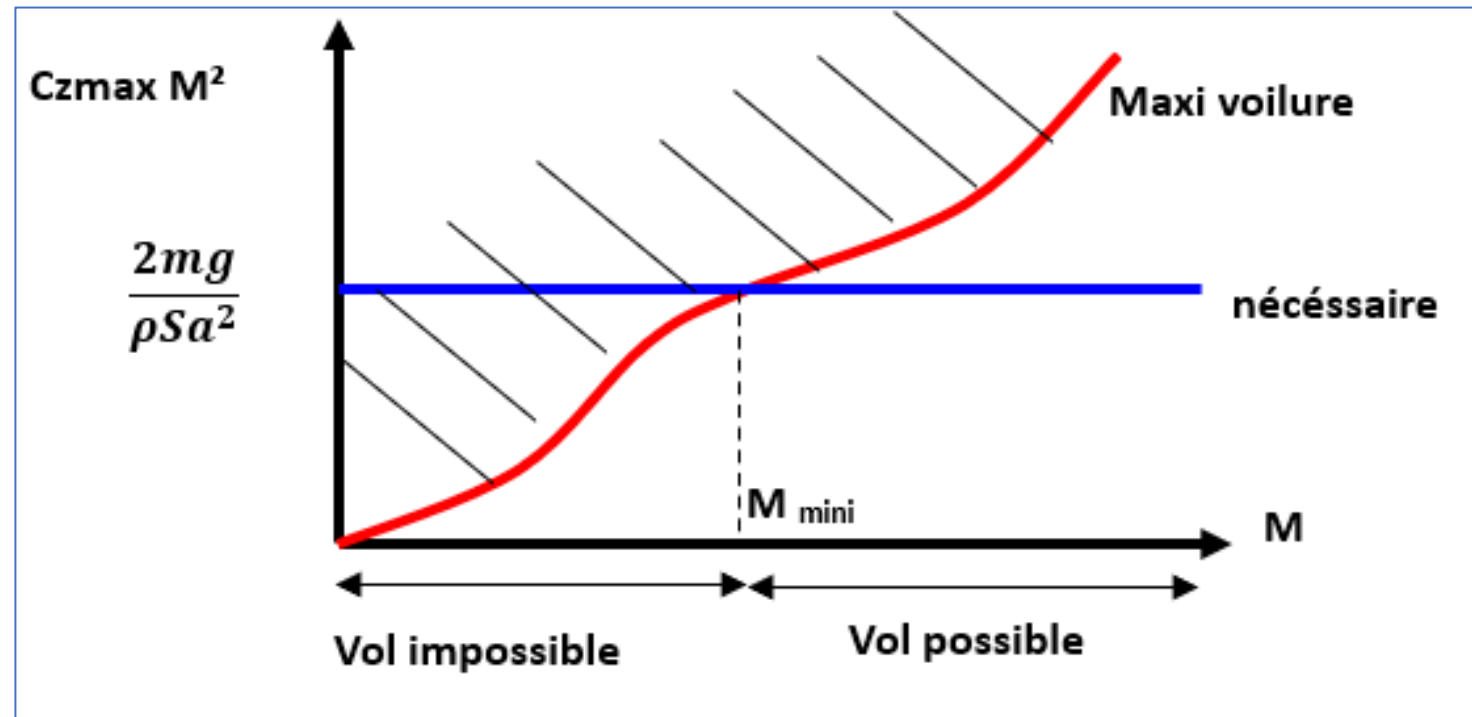
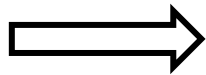
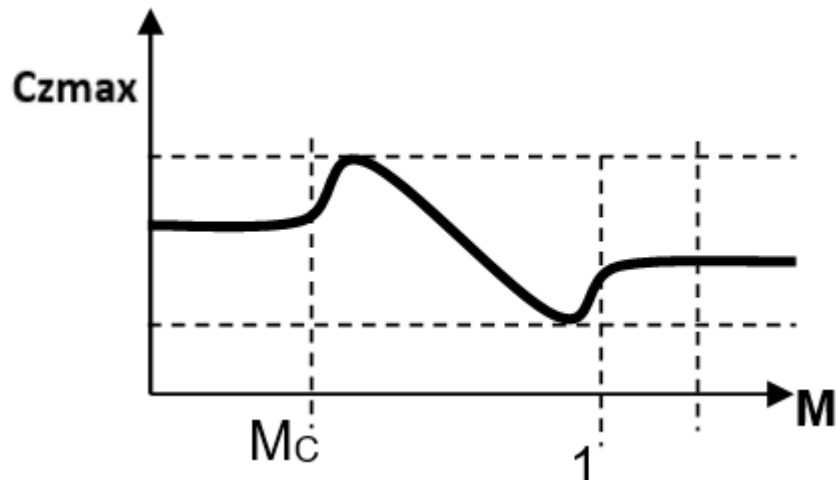
Décrochage haut ( $M > M_{max}$ ) et décrochage bas ( $M < M_{min}$ )

## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.2. Décrochage

On constate alors qu'un avion muni d'un tel type de voilure ne pourra pas dépasser un certain mach en vol horizontal stabilisé. C'est l'une des raisons qui empêchaient le vol supersonique lors des premières tentatives de l'atteindre.

#### Voilure supersonique

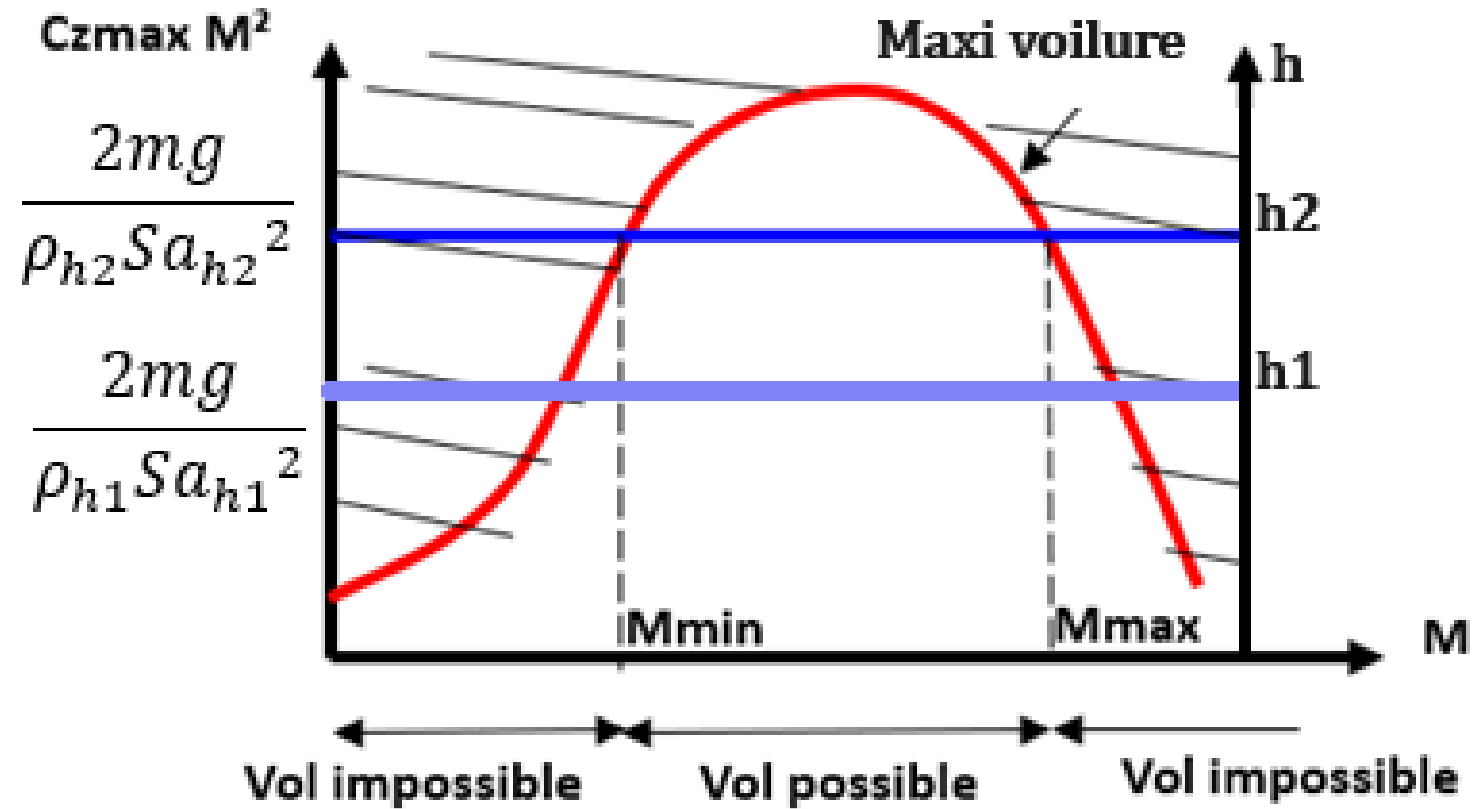


Décrochage bas seulement

## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.2.3 Plafond de sustentation

Le paramètre portance nécessaire,  $\frac{2mg}{\rho S a^2}$  croît avec l'altitude



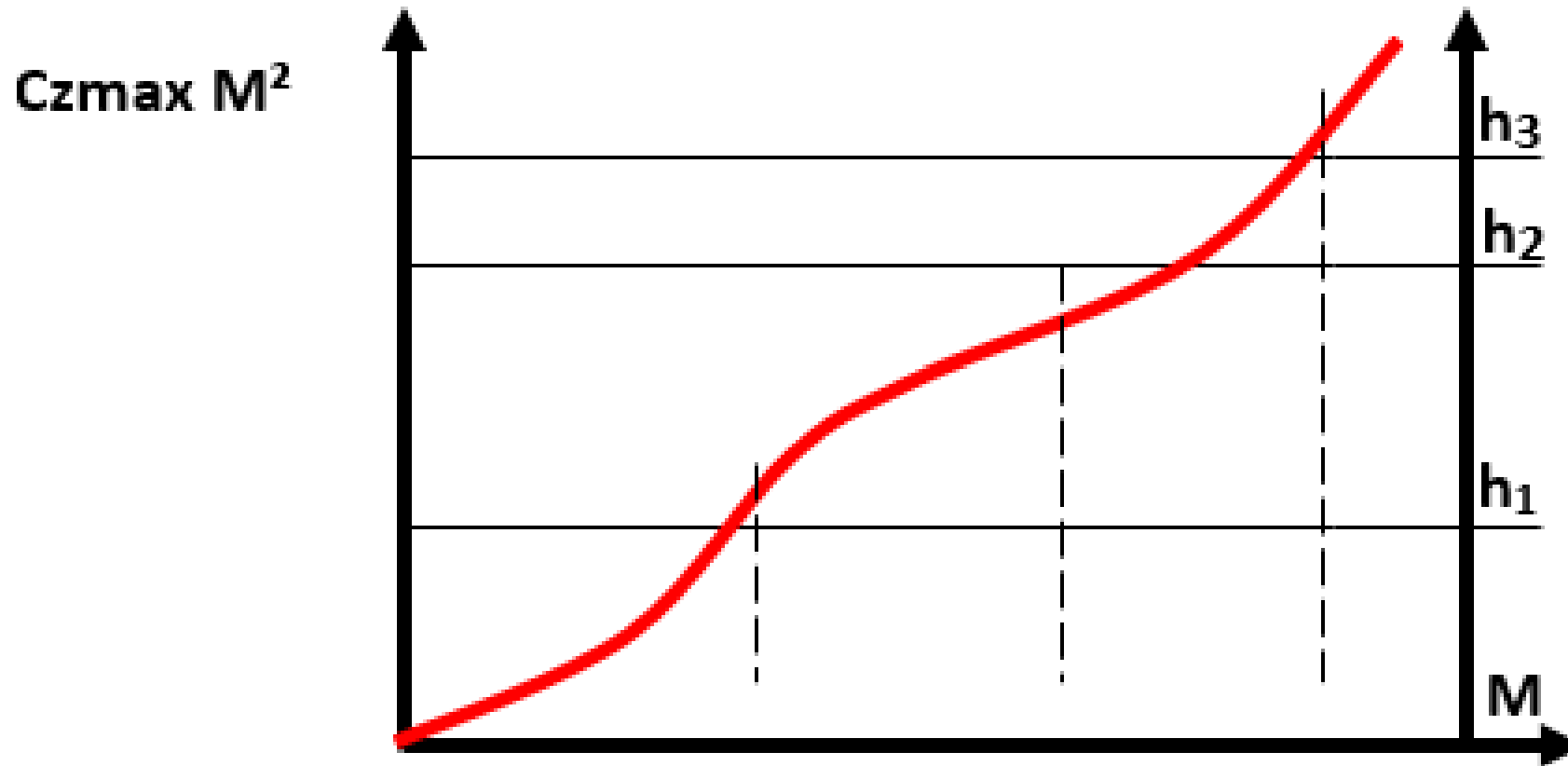
Pour une voilure subsonique

Au delà d'un certain niveau la portance ne peut pas compenser le poids, c'est le plafond de sustentation



## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.2. Décrochage et plafond de sustentation



Pour une voilure supersonique

---

Pas de plafond de sustentation

# IV. Vol horizontal stabilisé

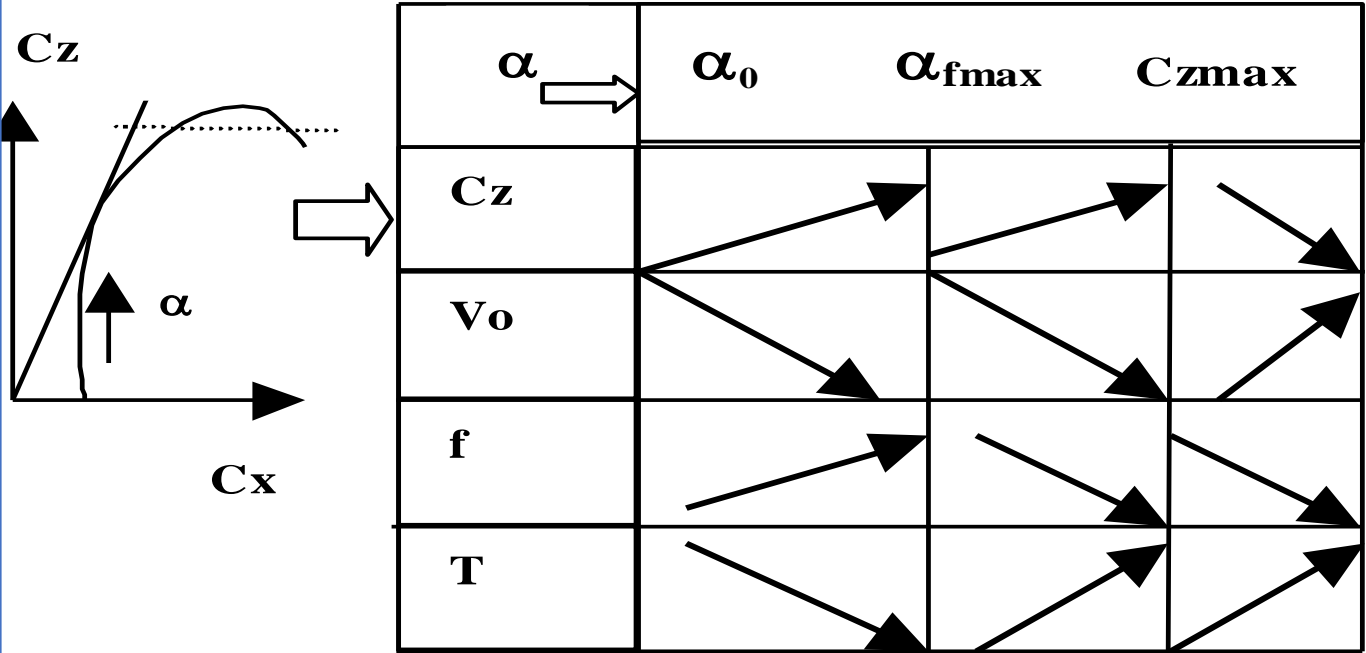
## IV.3. L'avion motorisé

### Traction nécessaire au vol horizontal à $z = 0$

Nous avons

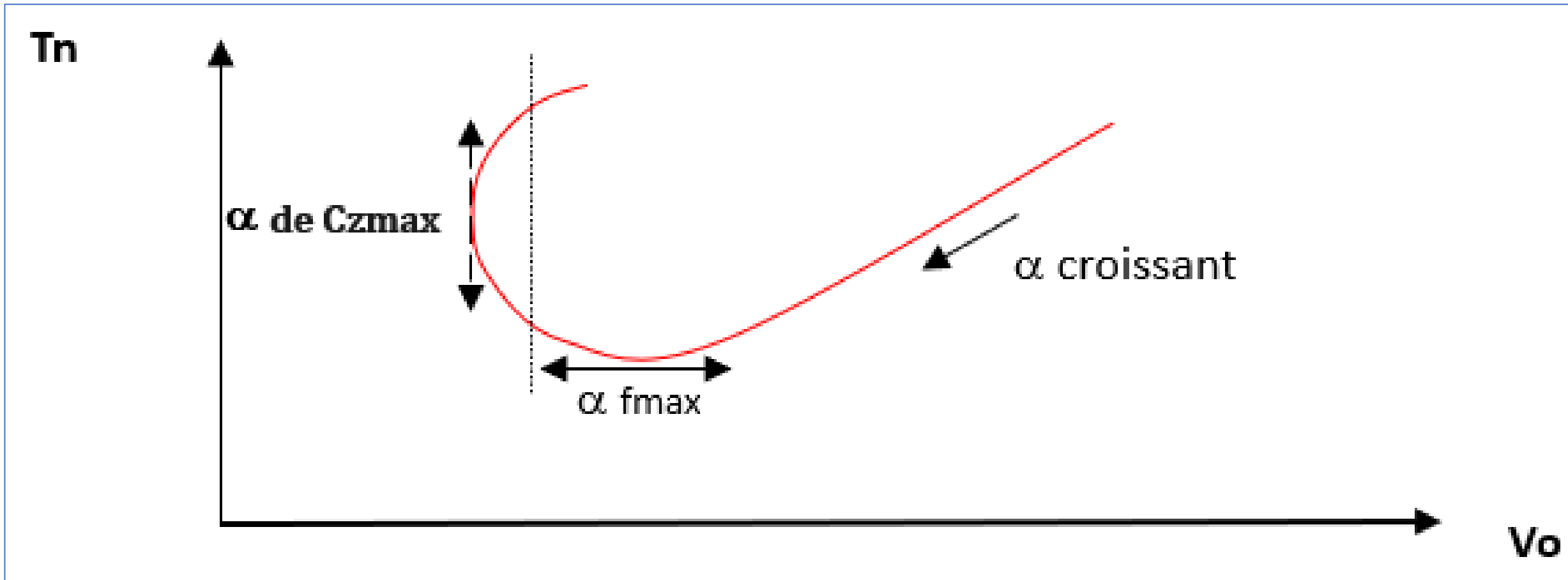
$$\frac{T_n}{mg} = \frac{1}{f} \text{ et } V_0 = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_0 S C_z}}$$

Pour tracer la courbe  $T_n = f(V_0)$  prenant en compte les variations de l'incidence et de la finesse nous considérons le tableau de variation suivant :



## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.3. L'avion motorisé : Traction nécessaire à $Z=0$



## IV. Vol horizontal stabilisé

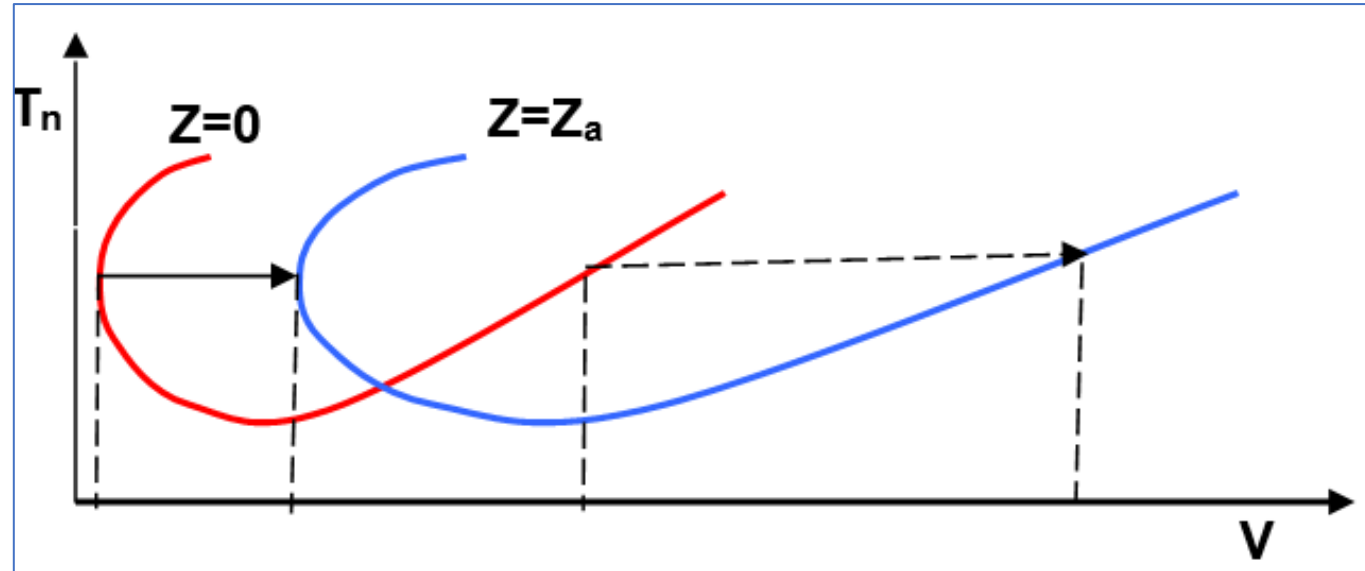
### IV.3. L'avion motorisé : Traction nécessaire à $Z = Z_a$

$$mg = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z = \frac{1}{2} \rho_0 S V_0^2 C_z \Rightarrow V = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} V_0 = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} V_0$$

$\rho_0$  masse volumique de l'air à  $Z = 0$   
 $\rho$  masse volumique de l'air à l'altitude  $Z = Z_a$   
 $\sigma$  densité à l'altitude  $Z = Z_a$

Ainsi

$$T_n = f(V) \text{ peut s'écrire } T_n = f\left(\frac{1}{\sqrt{\sigma}} V_0\right)$$



On pourra graduer une seule courbe à condition de porter en abscisse  $\frac{1}{\sqrt{\sigma}} V_0$ .

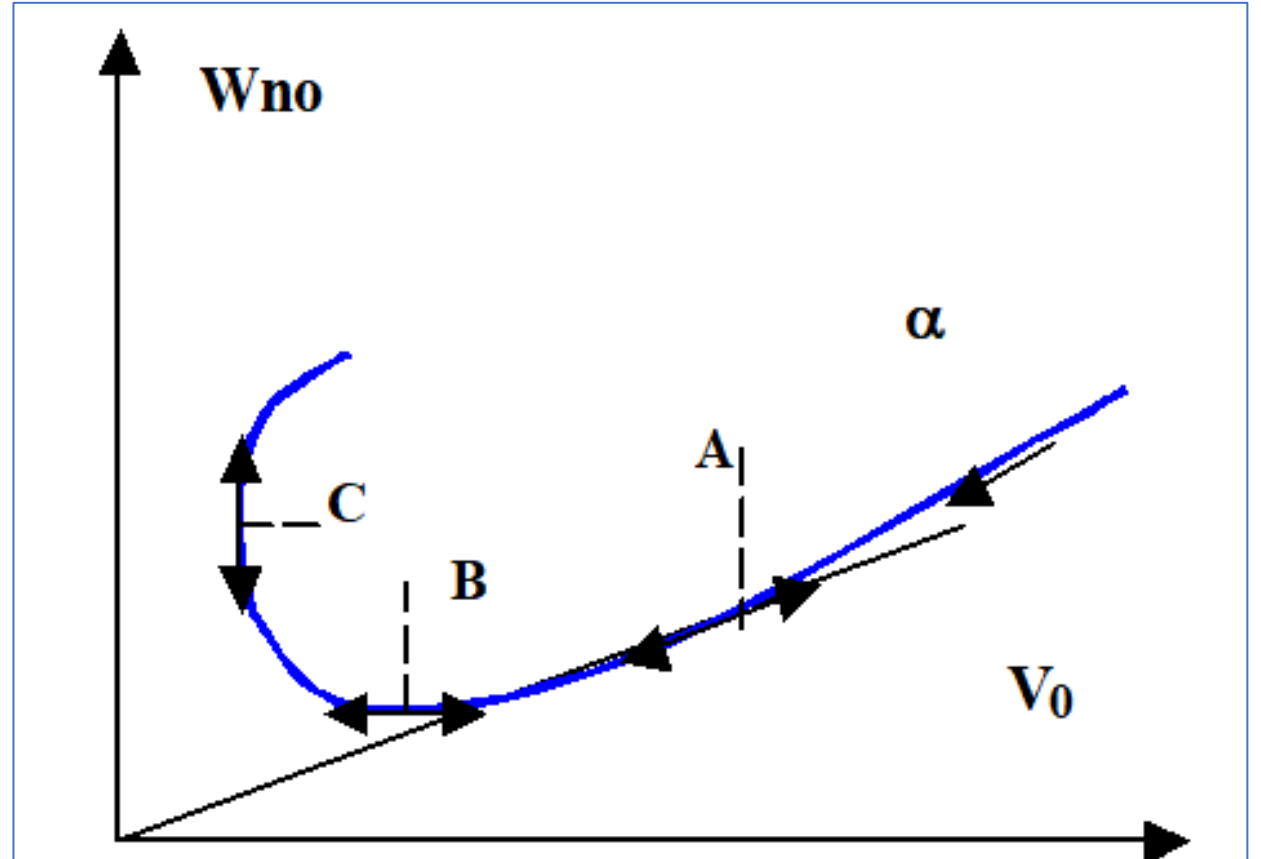
## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.3. L'avion motorisé : Puissance nécessaire à $Z = 0$

$$W_{n0} = T_n V_0 = \frac{mg}{f} V_0$$

$$W_{n0} = mg \cdot \frac{C_{x3}}{C_z^2} \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}}$$

$$W_{n0} \text{ mini atteinte à } \alpha \text{ de } \frac{C_{x3}}{C_z^2} \text{ mini}$$



$W_{n0}$  à celle de  $W_n$ , il faut faire une homothétie de centre O et de rapport  $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$

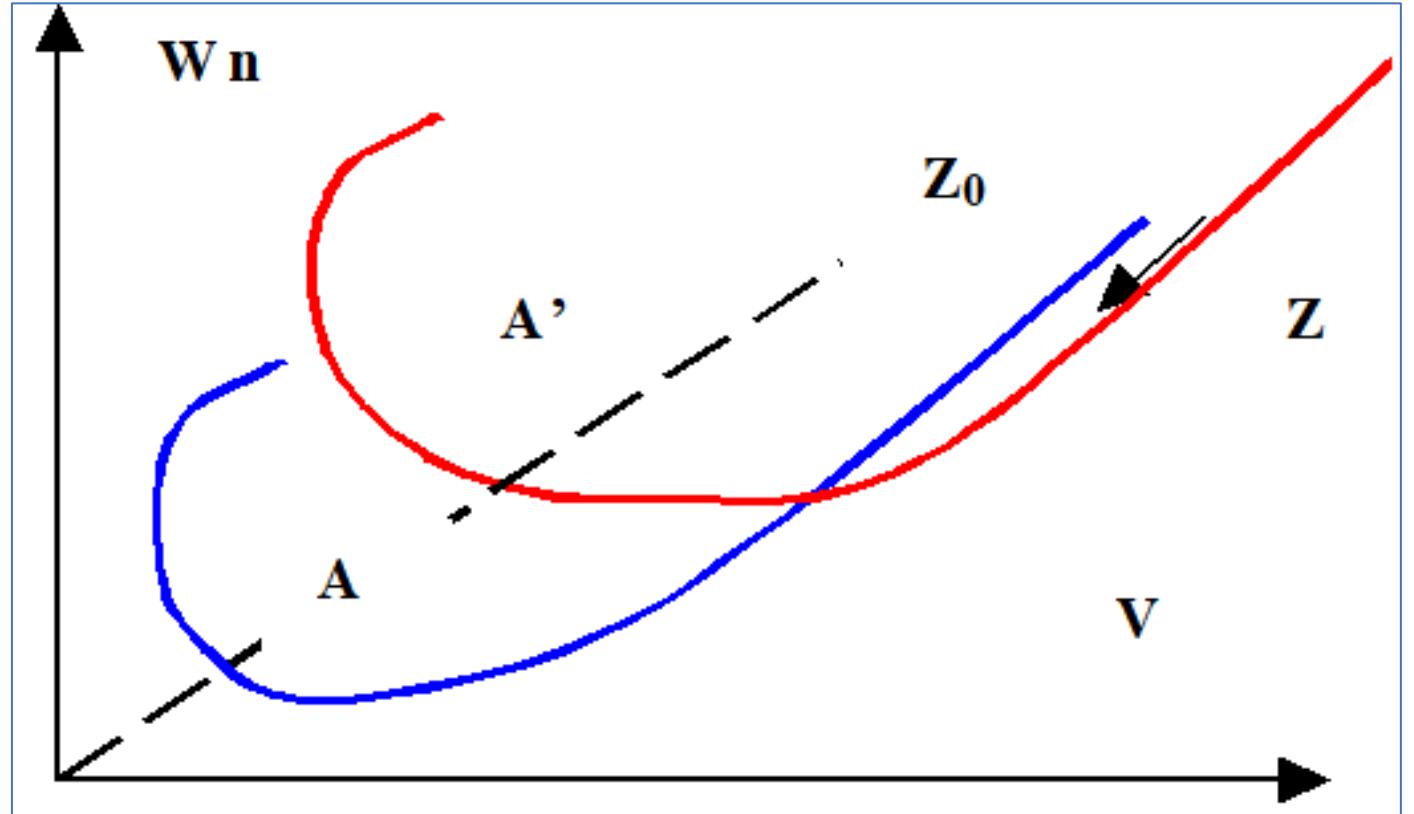
## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.3. L'avion motorisé : Puissance nécessaire à $Z = Z_a$

$$W_n = \frac{mg}{f} V = \frac{mg}{f} V_0 \frac{V}{V_0}$$

$$W_n = \frac{W_{n0}}{\sqrt{\sigma}} \text{ en effet } V = \frac{V_0}{\sqrt{\sigma}}$$

Ainsi les abscisses et les ordonnées sont à l'échelle de  $\frac{1}{\sqrt{\sigma}}$

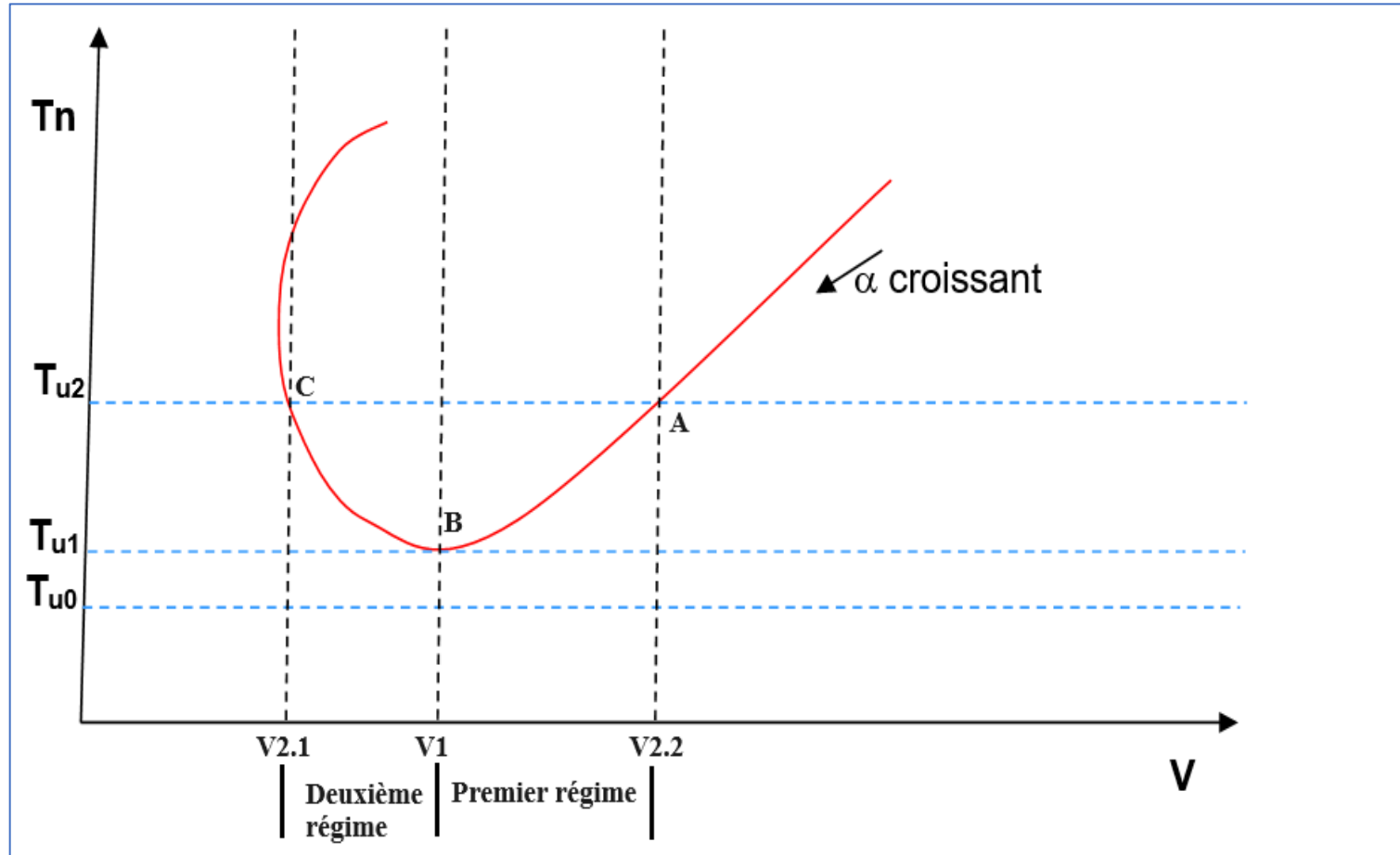


Ainsi pour passer de la courbe  $W_{n0}$  à celle de  $W_n$ , il faut faire une homothétie de centre  $O$  et de rapport  $\frac{1}{\sqrt{\sigma}}$

## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.4. Traction utile ( $T_u$ )

**$T_u$**  : Traction disponible développée par le ou les moteurs à travers la ou les hélices.

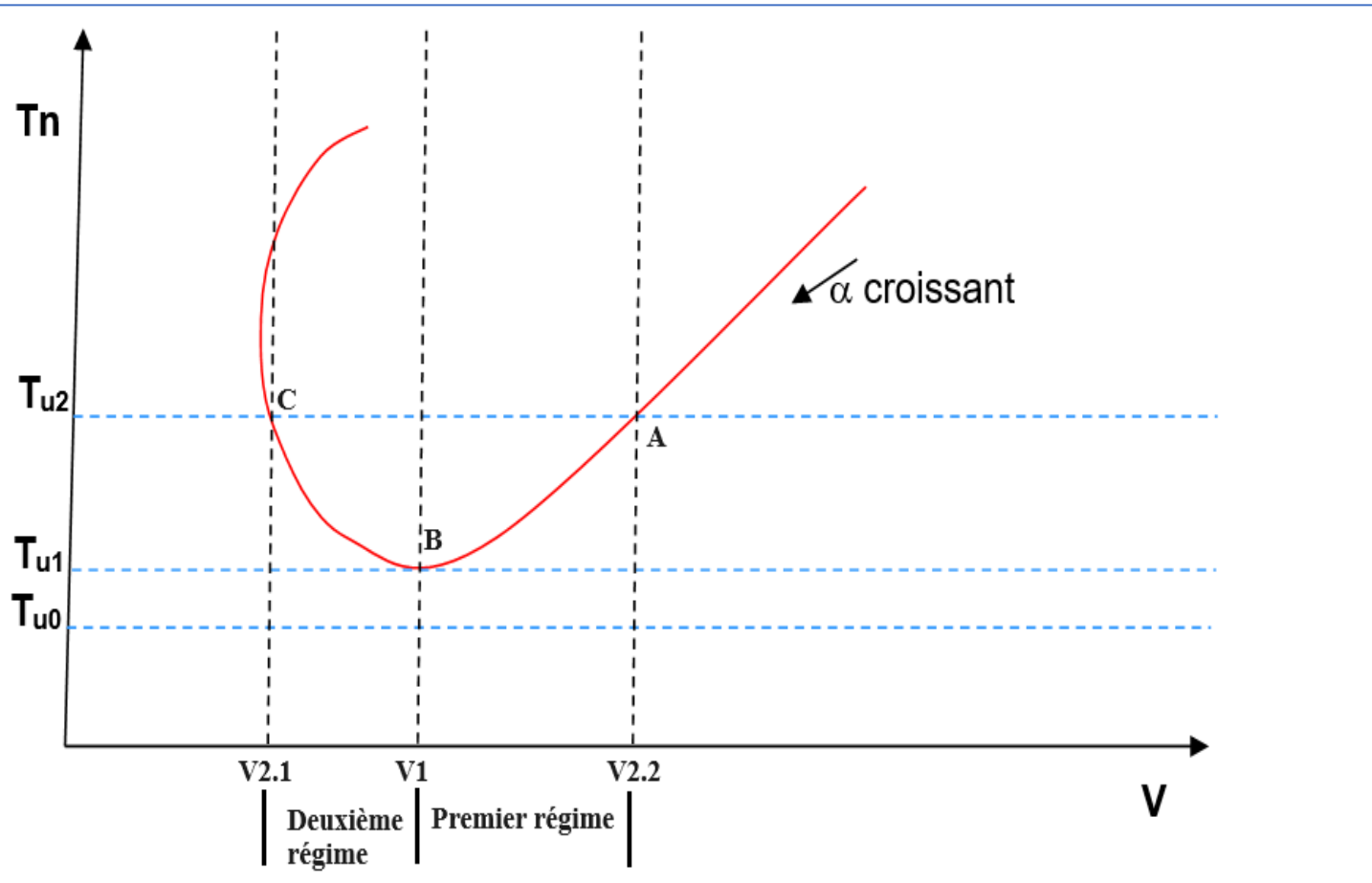


- **$T_{u0}$**  : vol horizontal est impossible
- **$T_{u1}$**  : vol horizontal est possible pour une seule vitesse  $V_1$  donc à une seule incidence.
- **$T_{u2}$**  : deux vitesses  $V_{2.1}$  et  $V_{2.2}$ . La vitesse  $V_{2.2}$  est la plus élevée avec une incidence plus faible.

## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.4. Traction utile ( $T_u$ )

Fonctionnement premier régime



**Au point A :**

**pour aller plus vite** ( $V > V_{2.2}$ ), il faut « mettre du moteur » ( $T_u > T_{u2}$ ) et pousser sur le manche : ( $\alpha \downarrow$ ).

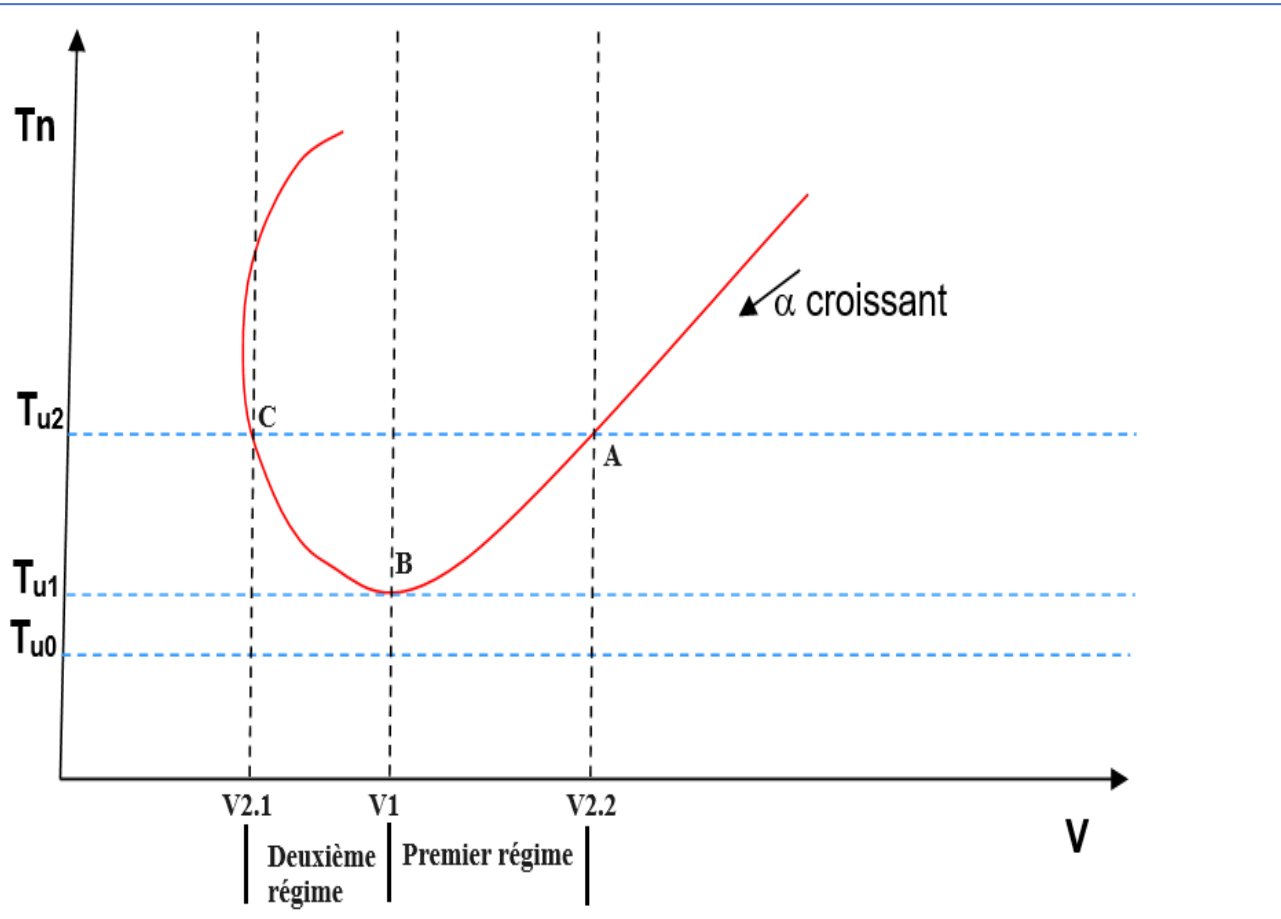
**Pour ralentir** ( $V < V_{2.2}$ ), il faut « enlever du moteur » ( $T_u < T_{u2}$ ) et tirer sur le manche :  $\alpha \uparrow$ .



## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.4. Traction utile ( $T_u$ )

Fonctionnement deuxième régime



**Au point C :**

**pour aller plus vite** ( $V > V_{2.1}$ ), on pousse sur le manche ( $\alpha \downarrow$ ) et on diminue la poussée ( $T_u < T_{u2}$ )..

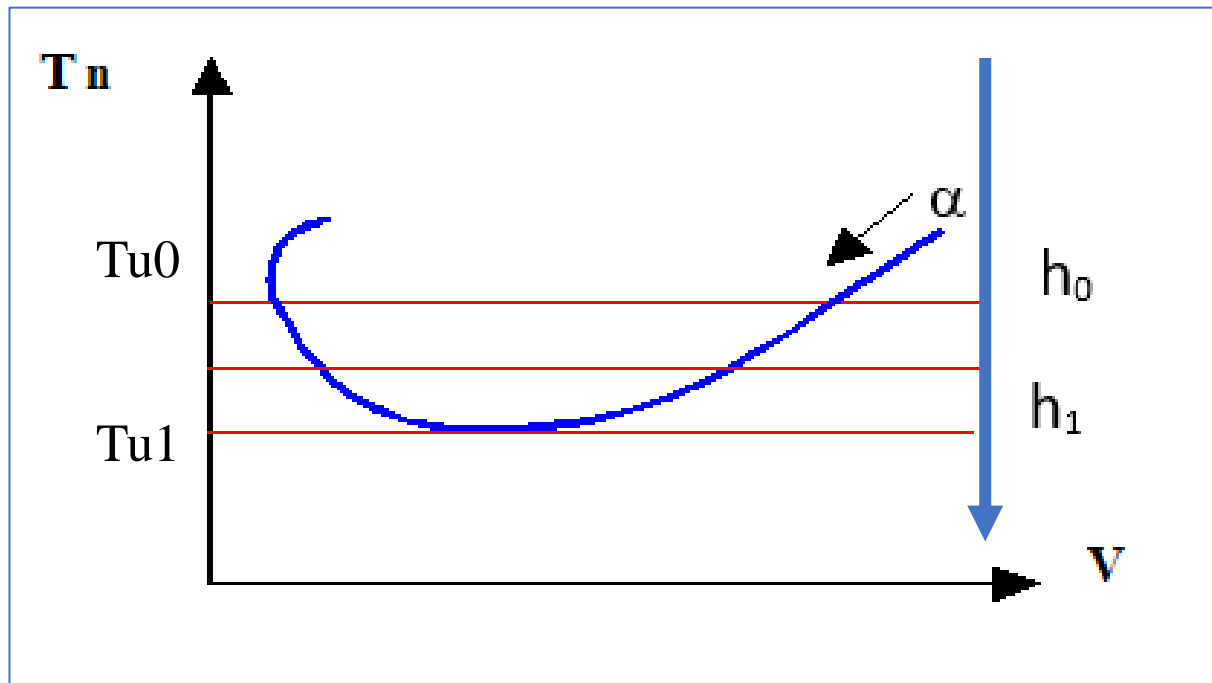
**Pour ralentir** ( $V < V_{2.1}$ ), il faut « mettre du moteur » ( $T_u > T_{u2}$ ) et tirer sur le manche  $\alpha \uparrow$

La marge n'est plus grande car  $V_{min}$  est la vitesse de décrochage.

## IV. Vol horizontal stabilisé

### IV.4. Traction utile ( $T_u$ )

Plafond de propulsion



### *Variation de $T_u$*

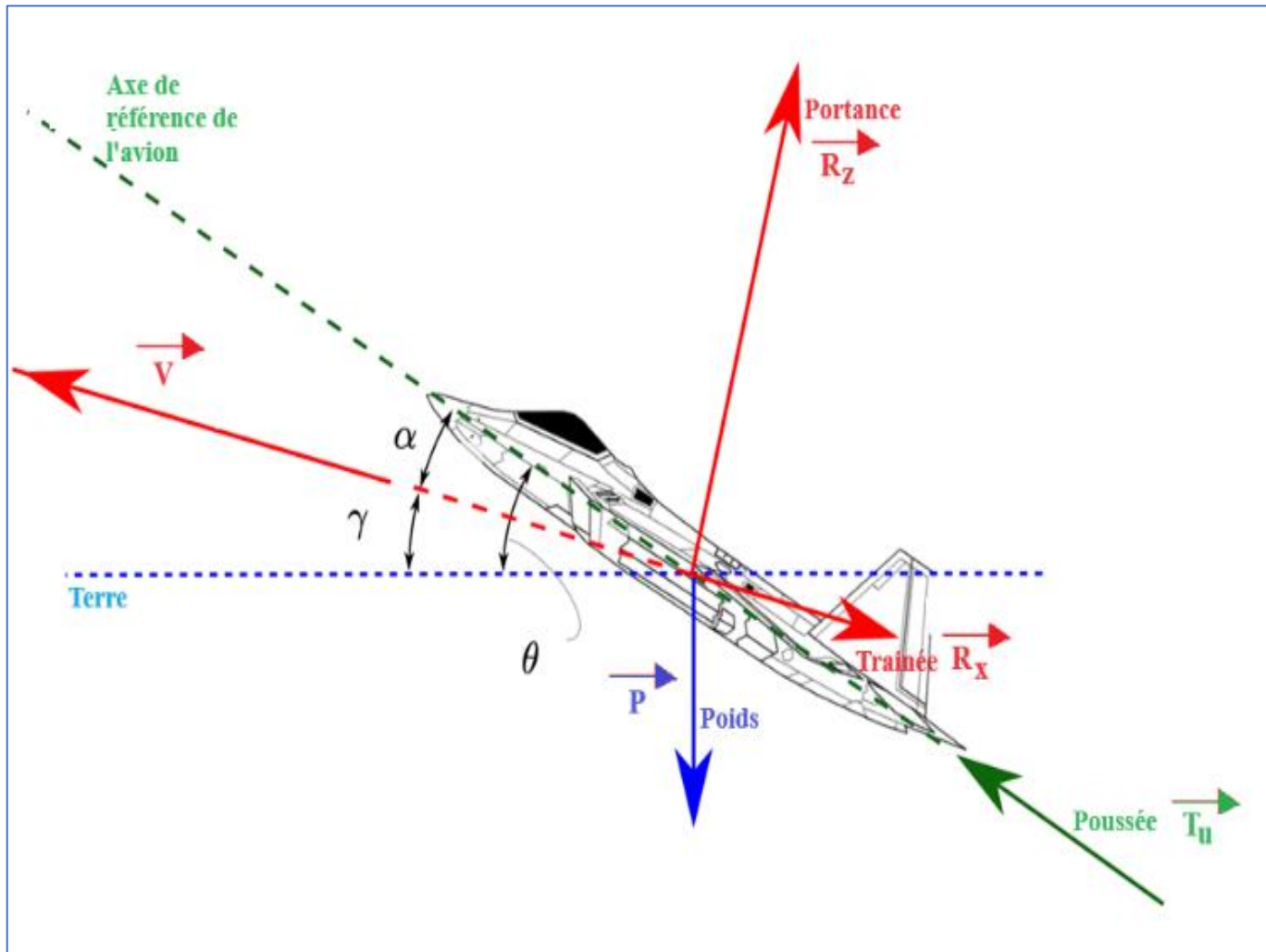
$T_u$  diminue avec l'altitude

A l'altitude  **$h_1$** , la poussée utile ne peut satisfaire le besoin de traction.

**C'est le plafond de propulsion**

# **MONTEE ET DESCENTE STABILISEES**

## V. La montée et descente stabilisée



- $\theta$  : assiette
- $\alpha$  : incidence
- $\gamma$  : angle de montée

### Axe de trainée

$$T_u \cos(\alpha) = mg \sin(\gamma) + R_x,$$

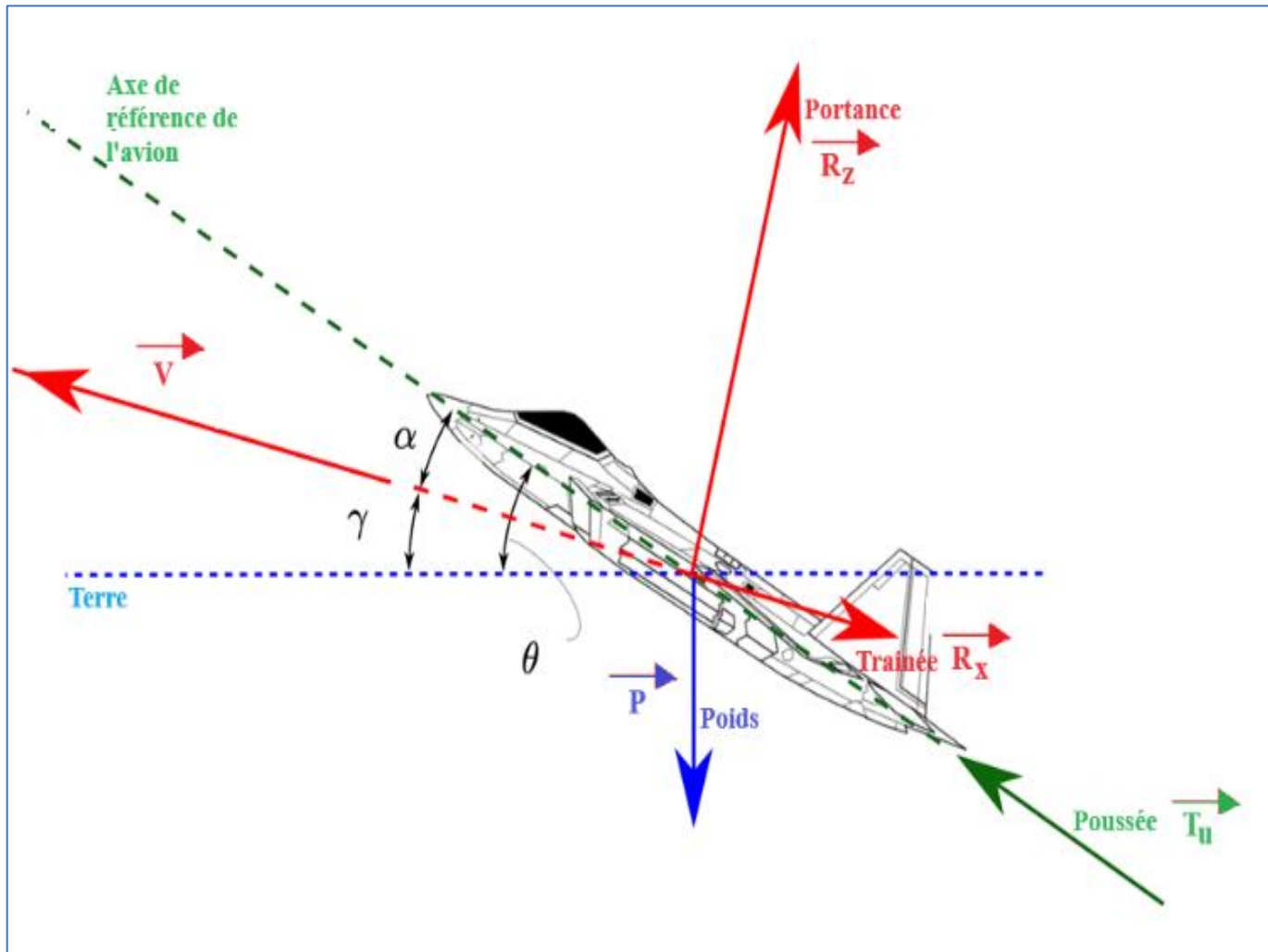
pour  $\alpha$  faible,  $T_u = mg \sin(\gamma) + R_x$

### Axe de sustentation

$$R_z = mg \cos(\gamma) - T_u \sin(\alpha),$$

pour  $\alpha$  faible,  $R_z = mg \cos(\gamma)$  ;

## V. La montée et descente stabilisée



$$\begin{cases} T_u = mg \cdot \sin(\gamma) + \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \\ \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z = mg \cdot \cos(\gamma) \end{cases}$$

$$\Rightarrow T_u = \frac{m \cdot g \cdot \cos(\gamma)}{C_z} C_x + mg \cdot \sin(\gamma)$$

Equation de montée stabilisée

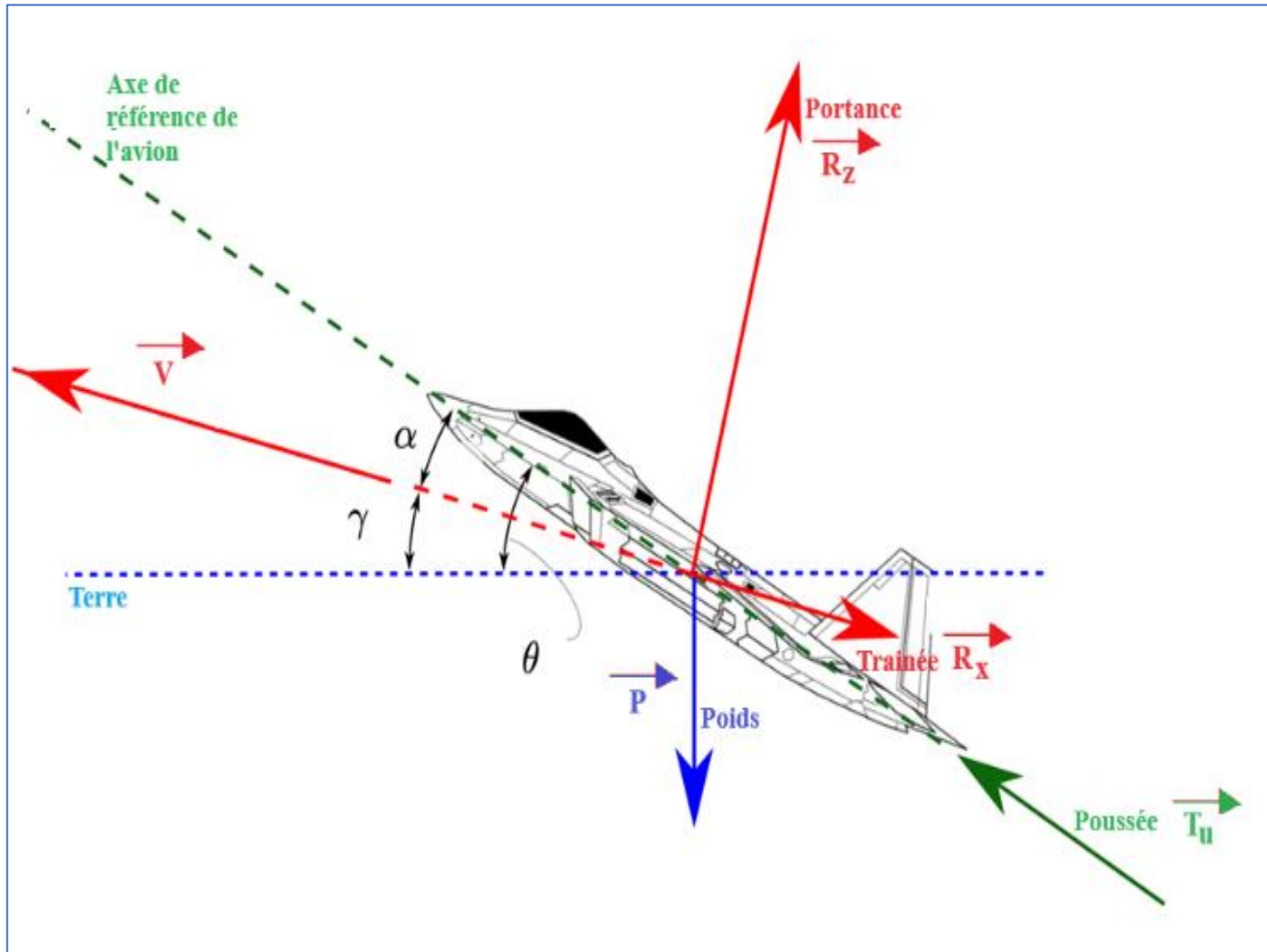
$$\sin(\gamma) = \frac{T_u}{mg} - \frac{\cos(\gamma)}{f}$$

Pour pente faible ( $< 10^\circ$ ),

$$\sin(\gamma) \approx \text{tg}(\gamma) \approx \gamma \text{ et } \cos(\gamma) \approx 1$$

$$\text{tg}(\gamma) = \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f}$$

## V. La montée et descente stabilisée



Soit  $V$  la vitesse de l'avion, la vitesse ascensionnelle

$$V_z \text{ (Vario) sera : } V_z = V \sin(\gamma) .$$

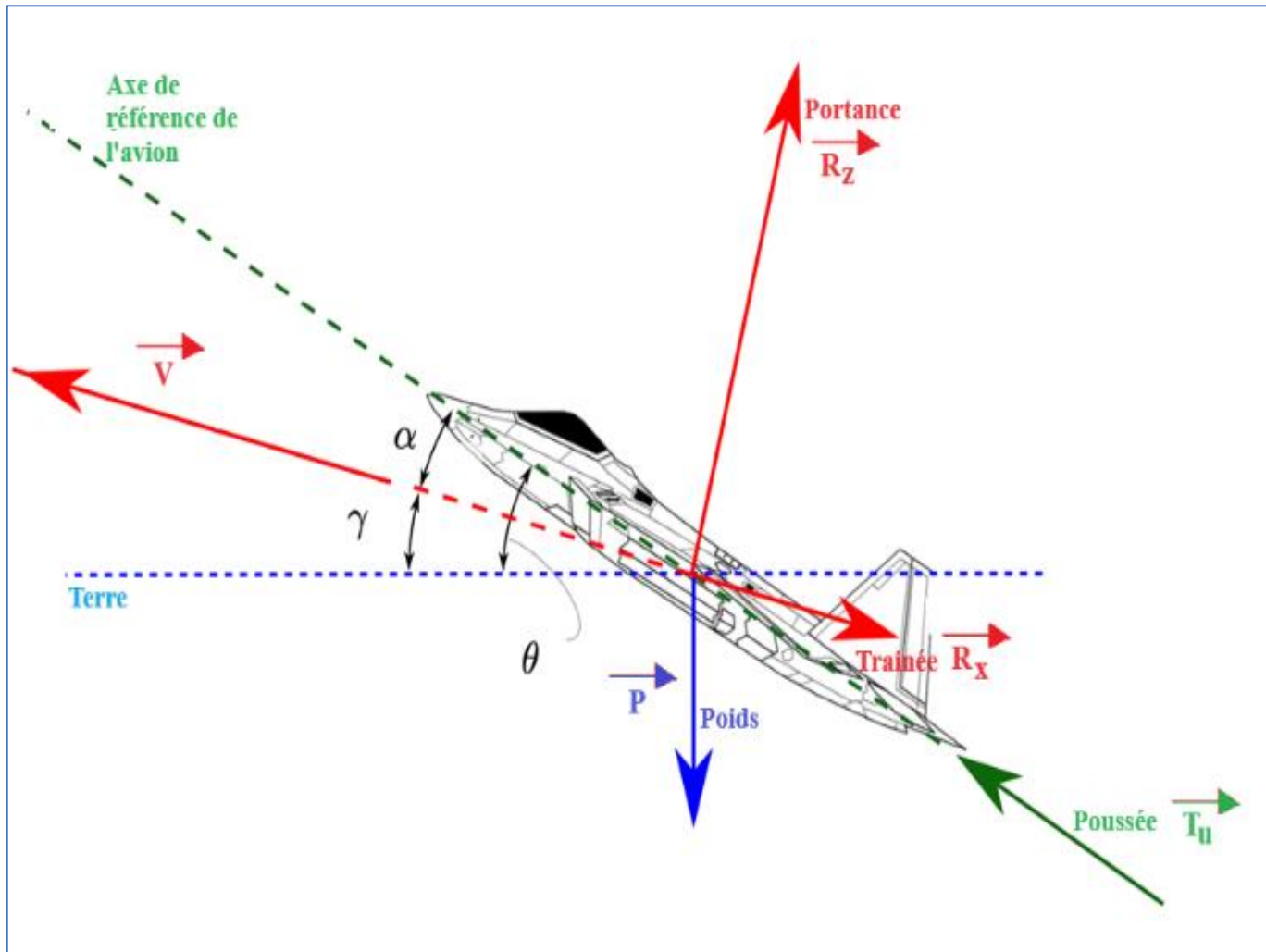
Pour les faibles pentes on aura

$$V_z = V \left( \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f} \right)$$

$$\text{L'avion monte : } \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f} > 0$$

$$\text{L'avion descend : } \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f} < 0$$

## V. La montée et descente stabilisée



### $V_z$ en fonction de puissance

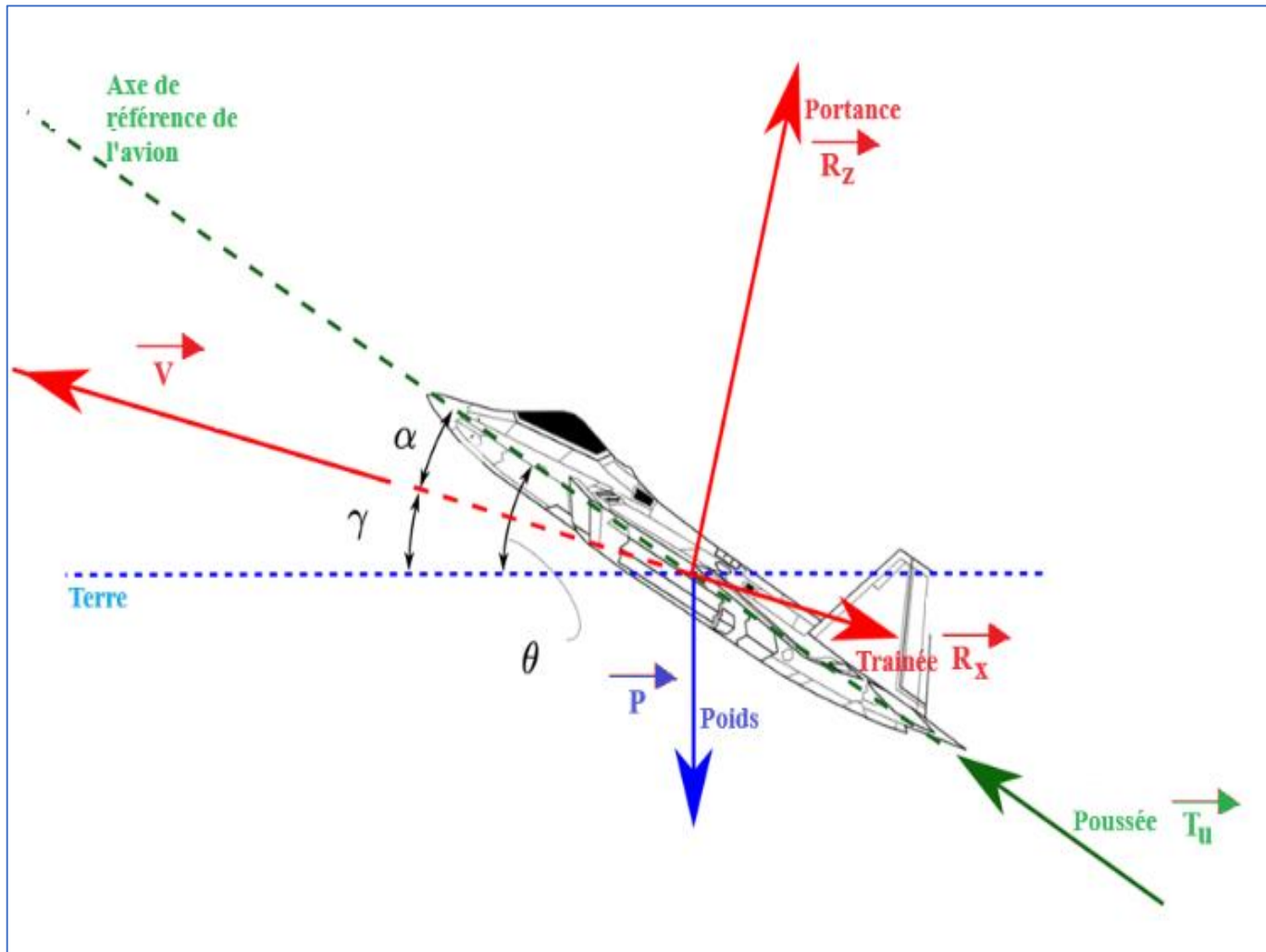
$$W_u - W_n = mgV_z,$$

$$\text{Soit } V_z = \frac{W_u - W_n}{mg}$$

$W_u < W_n$  l'avion descend

$W_u > W_n$  l'avion monte

## V. La montée et descente stabilisée



### *Cas du planeur*

Equation de montée stabilisée

$$\sin(\gamma) = \frac{T_u}{mg} - \frac{\cos(\gamma)}{f}$$

devient

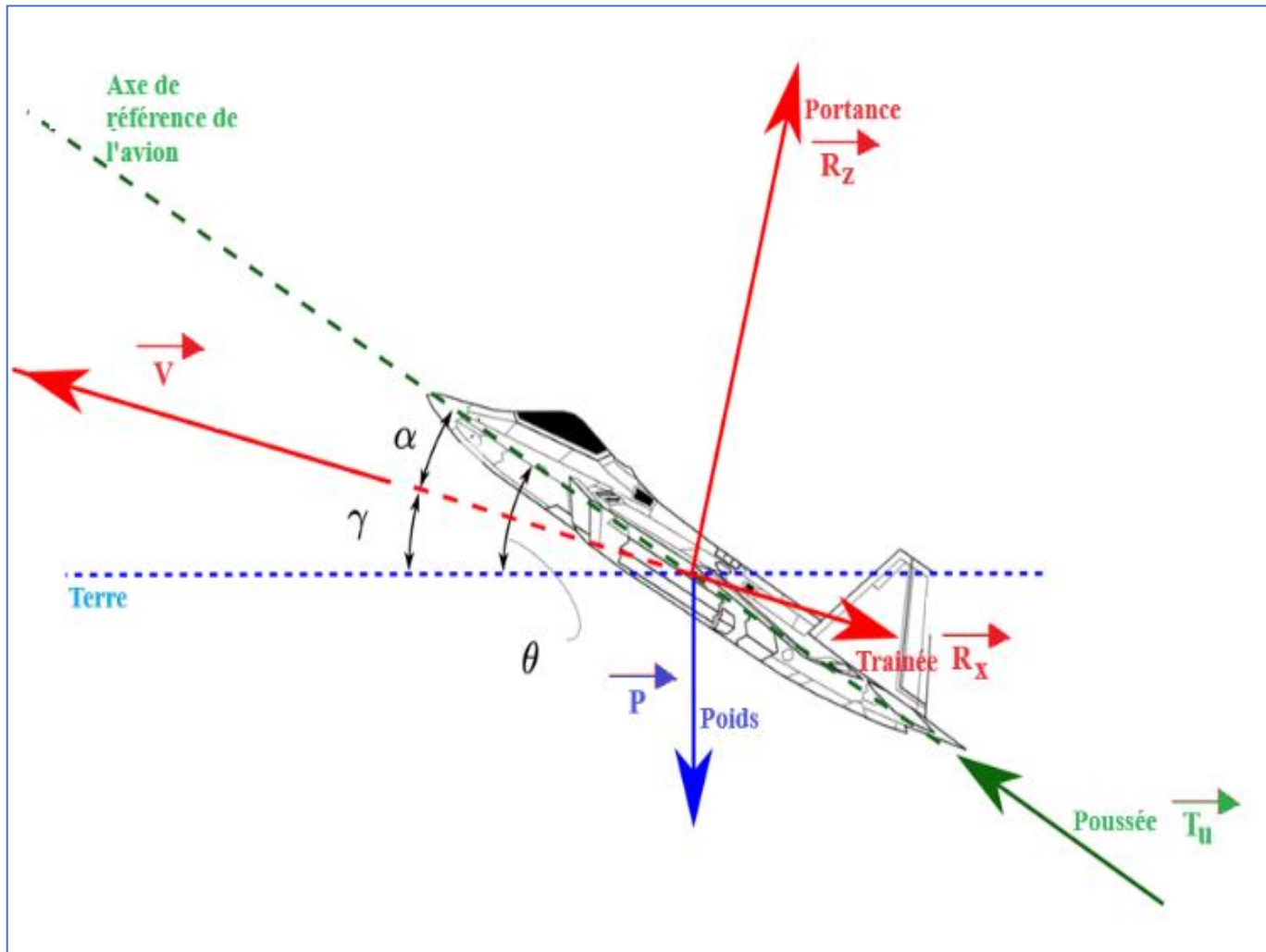
Equation de montée stabilisée

$$\text{tg}(\gamma) = -\frac{1}{f}$$

En air calme un planeur descend toujours



## V. La montée et descente stabilisée



### *Cas du planeur*

#### Descente à vitesse minimale

Pour les faibles pentes, la vitesse de descente d'un planeur est

$$V_z = -\frac{V}{f}.$$

$R_z = mg \cdot \cos(\gamma)$  et pour  $\gamma$  faible  
 $\frac{1}{2} \rho S V^2 C_z = mg$  on en tire

$$V_z = -\sqrt{\frac{2mg}{\rho S}} \frac{C_x}{C_z^{3/2}}$$

La vario est minimale pour  $\frac{C_x}{C_z^{3/2}}$   
mini

## V. La montée et descente stabilisée

### Application

#### Exo 1

Un avion avec une surface alaire de  $20\text{m}^2$  et une traînée donnée par  $C_{x0} = 0,015$ ,  $K = 0,04$  vole à une altitude de 6 km, à sa vitesse de traînée minimale.

Si la poussée du moteur est de 2500N. (L'équation de trainée s'applique  $C_x = C_{x0} + KC_z^2$ )

Quelle est la vitesse et le poids de l'avion ?

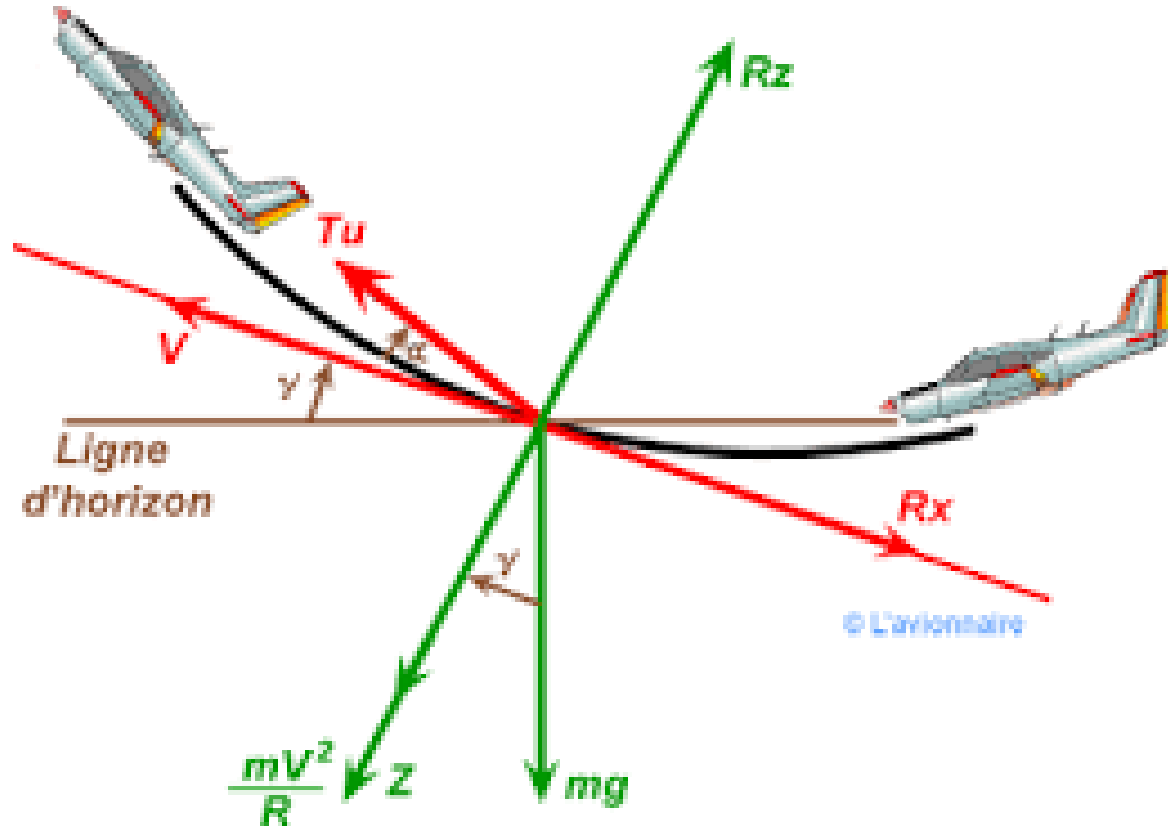
#### Exo 2

Un planeur de masse 600Kg est lâché par vent calme à partir de 5000ft.  $C_x=0,02$ ,  $C_z=0,5$  et la surface alaire est de  $20\text{m}^2$  (En descente stabilisée).

1. Calculer la pente de descente
2. Calculer le rayon d'action (la distance horizontale parcourue)
3. Calculer la durer du vol.

## **VIRAGE ET RESSOURCE**

## V.I Vol en virage



## Facteur de charge

Pour caractériser les accélérations que subit un corps (le pilote ou même l'avion), on exprime la force à laquelle il est ainsi soumis en fonction de son poids. On définit alors le facteur de charge  $n$

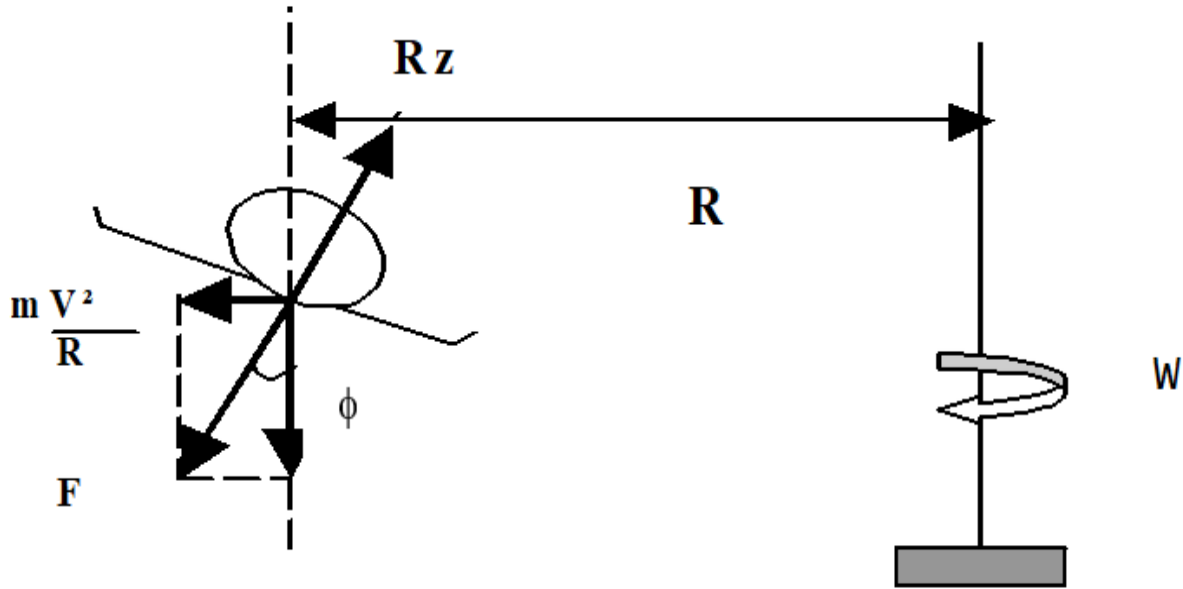
$$n = \frac{\text{Poids apparent}}{\text{Poids réel}} = \frac{m\gamma}{mg} = \frac{\gamma}{g}$$

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}$$

En vol horizontal stabilisé le facteur de charge est 1.

On a  $n_x = 0$ ,  $n_y = 0$ ,  $n_z = 1$ .

## V.I Vol en virage



## Virage stabilisé

Avion incliné :

une partie de la portance aérodynamique compense la force d'inertie centrifuge.

En appelant  $V$  la vitesse de l'avion,  $R$  le rayon de virage,  $\phi$  l'inclinaison de l'avion, et  $\omega$  la vitesse angulaire :

$$\operatorname{tg}(\phi) = \frac{\frac{mV^2}{R}}{mg} = \frac{V^2}{Rg} = \frac{\omega^2 R}{g} = \frac{\omega V}{g}$$

La force totale que subit l'avion est

$$F = \frac{mg}{\cos(\phi)}$$

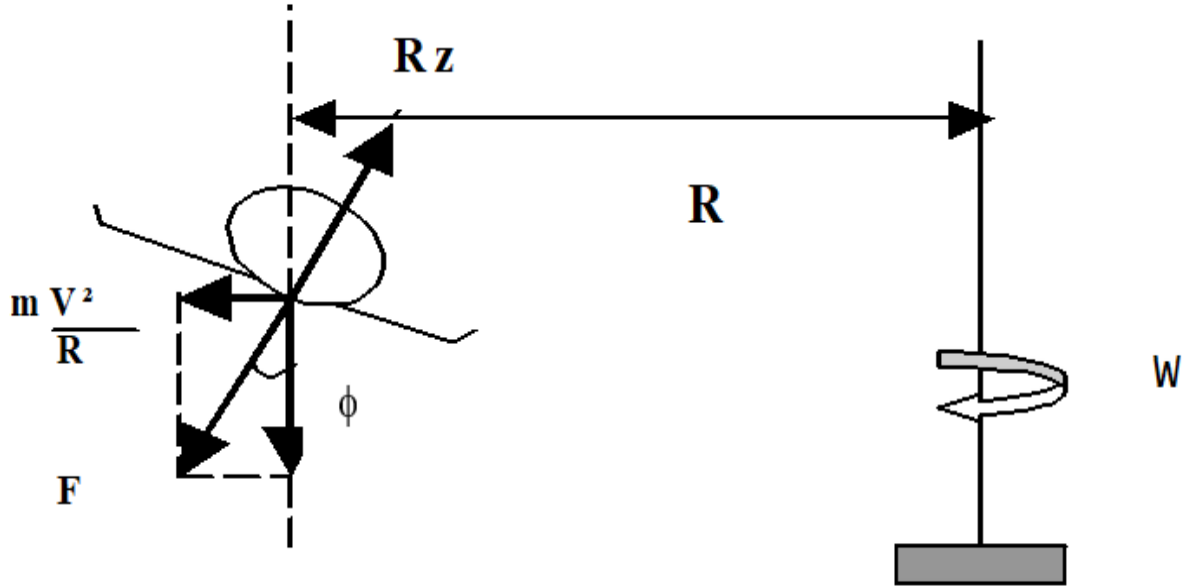
$$n = \frac{F}{mg} = \frac{1}{\cos(\phi)}$$

Comment varie  $n$  avec  $R$ ?

Un virage très serré ( $R$  faible) se traduit par une grande inclinaison de l'avion et un fort facteur de charge.

Dans un virage, le facteur est toujours supérieur à 1.

## V.I Vol en virage



La portance doit augmenter pour équilibrer le poids apparent

$$R_z = F = \frac{mg}{\cos(\phi)} = n mg$$

## Décrochage

La portance équilibre le poids apparent

$$R_z = n mg \Leftrightarrow \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z = \frac{mg}{\cos(\phi)}$$

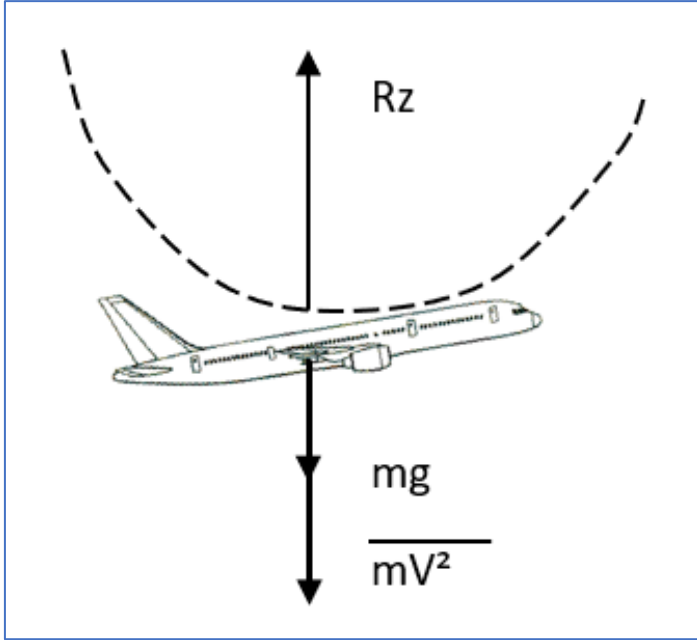
$$\cos(\phi) = \frac{2mg}{\rho S V^2 C_z}$$

A une vitesse donnée, pour  $C_{zmax}$  nous avons  $\phi_{max}$  en effet  $\cos(x)$  est décroissante dans le domaine de vol

$$\cos(\phi_{max}) = \frac{2mg}{\rho S V^2 C_{zmax}}$$

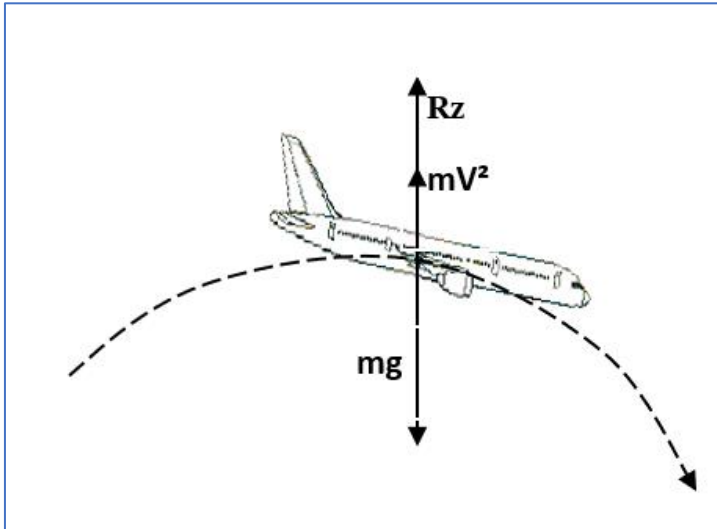
Après cet angle maximum, si on tente de prendre un virage plus serré encore, l'avion décroche, général brutalement

## V.II La ressource



$$n = \frac{F}{mg} = 1 + \frac{V^2}{Rg}$$

$$R_{min} = \frac{mV^2}{\frac{1}{2}\rho SV^2 C_{zmax} - mg}$$



$$R_z = mg - m \frac{V^2}{R}$$

$$n = \frac{F}{mg} = 1 - \frac{V^2}{Rg}$$

## La ressource

Changement de direction dans un plan vertical.

### Mise en cabré : **ressource vraie**

La trajectoire est assimilée à un cercle de rayon  $R$ . La force d'inertie centrifuge s'ajoute au poids de l'avion.

### Mise en piqué :

La trajectoire est assimilée à un cercle de rayon  $R$  également mais dans ce cas, la force d'inertie centrifuge se retranche du poids de l'avion.

**STABILITE**



## VIII. STABILITÉ

### *Stabilité statique*



Stabilité  
statique



Neutralité  
statique

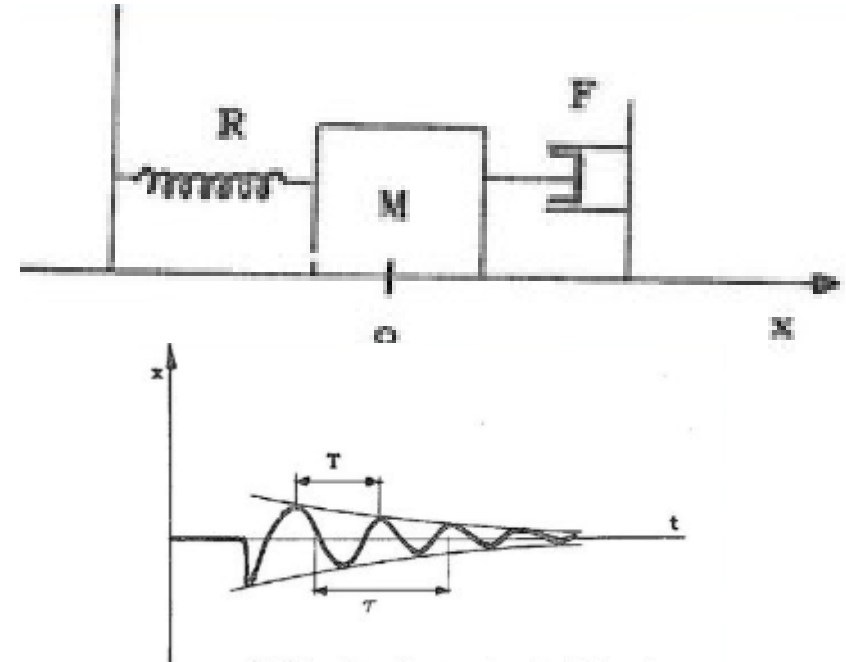


Instabilité  
statique

Habilité d'un système en équilibre à revenir à sa position d'équilibre après une légère perturbation.

Après perturbation, un aéronef stable statiquement développe des forces et des moments inverses aux perturbations reçues pour revenir à sa position d'équilibre.

### *Stabilité dynamique*



La stabilité dynamique est la prise en compte de l'aspect temporel avant que l'aéronef se stabilise.

# VIII. STABILITÉ

## *Systeme de coordonnées*

La stabilité est étudiée dans le référentiel avion. Suivant les trois axes x, y et z, les forces et les moments peuvent être résumés comme suit

*En translation*

Axes	Force	Vitesse rectiligne	Description
x	X	U	Arrière - Avant
y	Y	V	Gauche – droite
z	Z	W	De Haut en bas

*En rotation*

Axes	Moment	Coefficient de moment	Mouvement angulaire	Vitesse angulaire	Taux angulaire adimensionnel	Description
x	L	$C_l$	$\varphi$	P	$\bar{p}$	Roulis
y	M	$C_m$	$\theta$	Q	$\bar{q}$	Cabrage
z	N	$C_n$	$\psi$	R	$\bar{r}$	Lacet

# *Stabilité statique - longitudinale*

**Un aéronef est stable longitudinalement si :**

- Pour un cabrage fortuit ( $d\alpha > 0$ ), il y a un moment de rappel dans le sens contraire

$$dM < 0 \text{ ou } dC_m < 0 ;$$

- Pour un piqué fortuit ( $d\alpha < 0$ ), il y a un moment de rappel dans le sens contraire

$$dM > 0 \text{ ou } dC_m > 0 ;$$

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$$

# Stabilité statique - longitudinale

Le coefficient de moment longitudinal est de la forme

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} + C_{mQ}$$

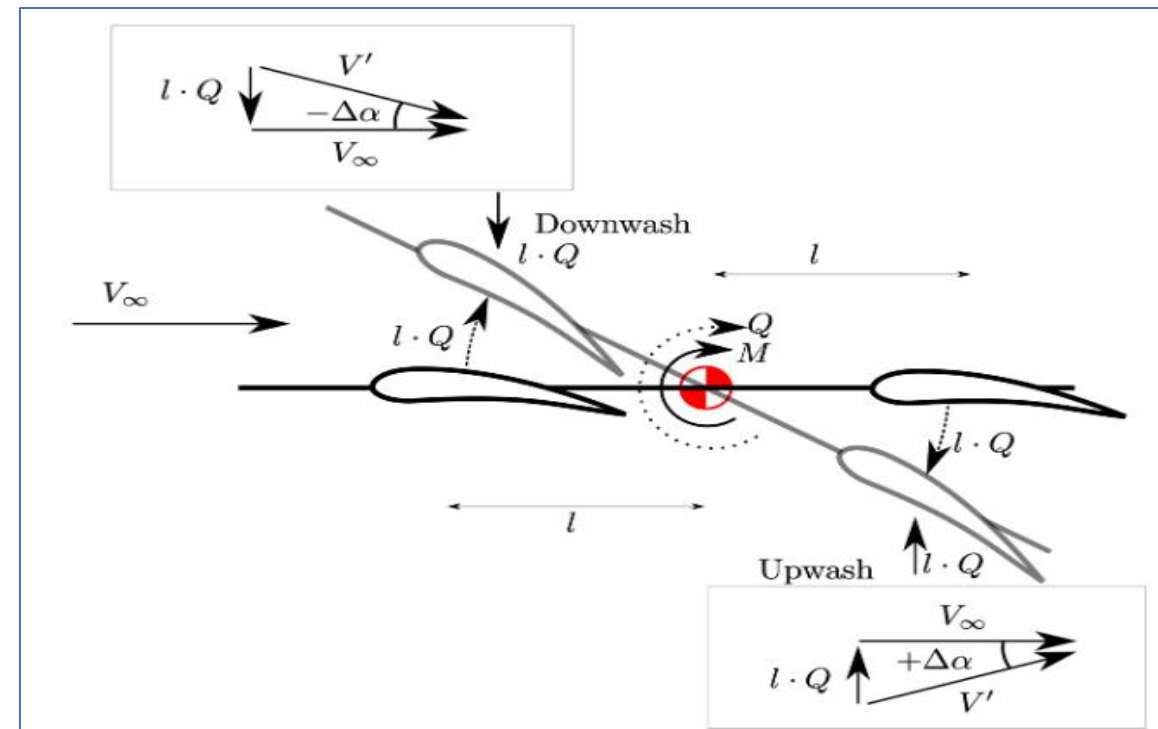
$C_{m0}$  : Coefficient de moment à l'incidence de portance nulle;

$C_{m\alpha}$  : Coefficient de moment de la portance résultant de l'incidence

$C_{mQ}$  : Coefficient de moment de la portance résultant de l'air ascendant en piqué et descendant en cabré

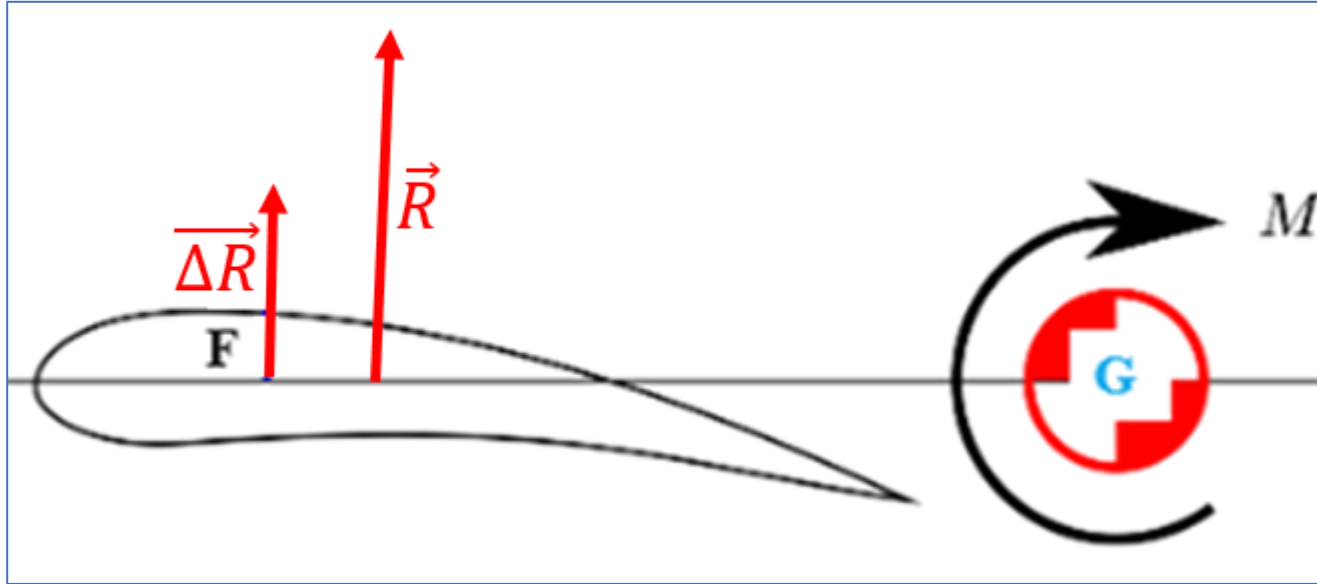
$$\frac{dC_{mQ}}{dQ} = \frac{dC_{mQ}}{d\alpha} < 0$$

quelque soit la  
position du centre  
de gravité



# Stabilité statique - longitudinale

Effet sur  $C_{m\alpha}$



## Centrage arrière

Centre de gravité derrière le foyer

$$C_{m\alpha} > 0$$

Un aéronef centré arrière est un aéronef instable.

**Notez**

Le centre de gravité n'est pas toujours sur le profil

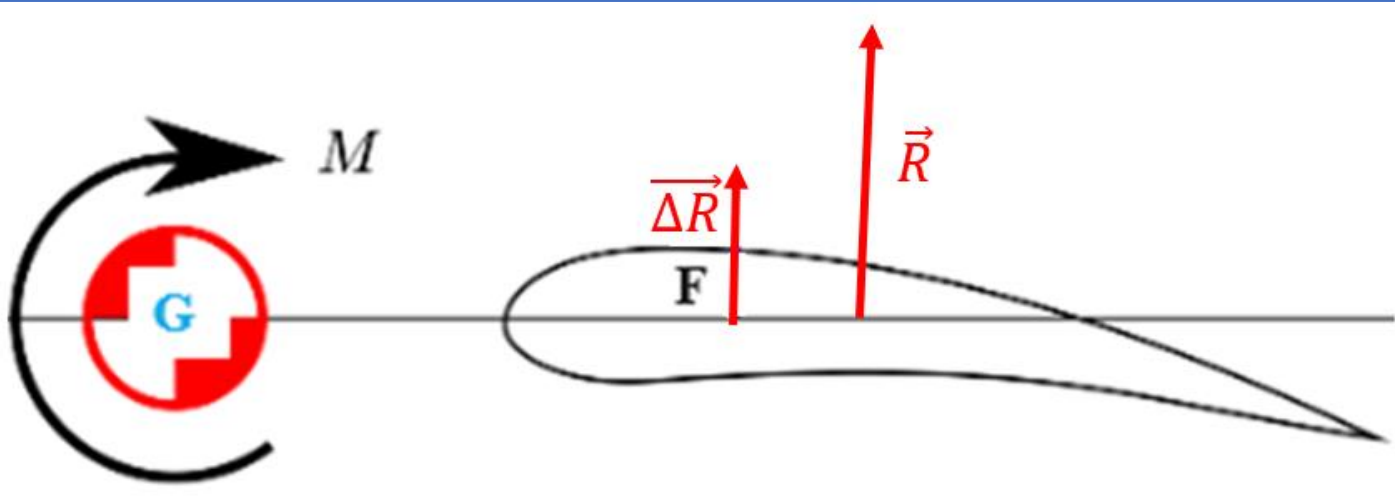
# Stabilité statique - longitudinale

## Centrage avant

Centre de gravité avant le foyer

$$C_{m\alpha} < 0$$

Un aéronef centré avant est un aéronef stable.



Ainsi la stabilité longitudinale est essentiellement affectée par  $C_{m\alpha}$  qui dépend lui-même de la position du centre de gravité par rapport au foyer

La présence du plan horizontal sur les avions civils permet de déplacer le centre de poussée et le foyer vers l'arrière et de permettre plus de possibilité pour le centre de gravité

# Stabilité statique - longitudinale

Il est dès lors important de pouvoir modéliser la position du foyer en fonction de la variation des coefficients

$$\frac{x_F}{c} = \frac{\left[ \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} + \left( \frac{S_h}{S} \right) \left( \frac{\partial C_{zh}}{\partial \alpha_h} \right) \frac{L_h}{c} \right]}{\frac{\partial C_z}{\partial \alpha}}$$

$S_h$  : Surface du plan horizontal

$C$  : Profondeur du profil

$L_h$  : Distance de plan horizontal par rapport au bord d'attaque

On définit aussi une métrique importante pour caractériser la stabilité longitudinale

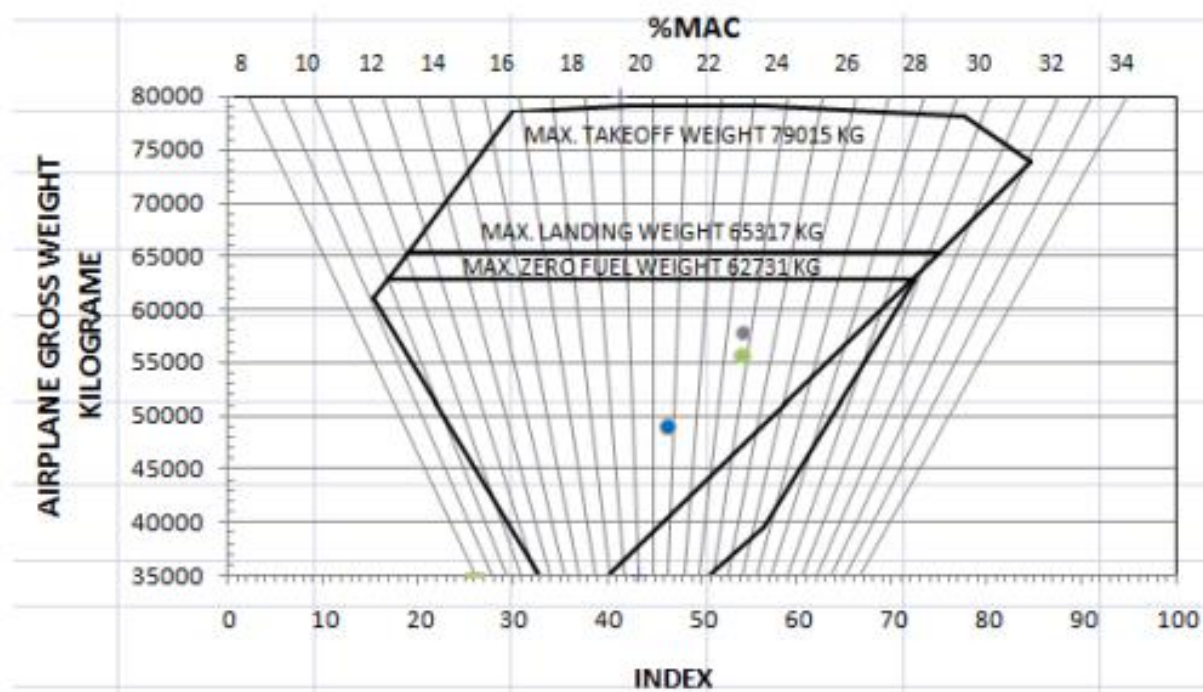
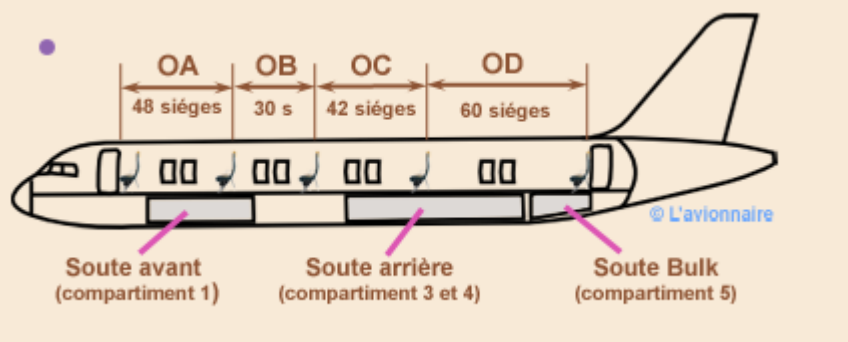
$$\text{La marge statique : } \mu_s = \frac{x_F - x_G}{c}$$

$\mu_s > 0$ , avion stable

$\mu_s < 0$ , avion instable



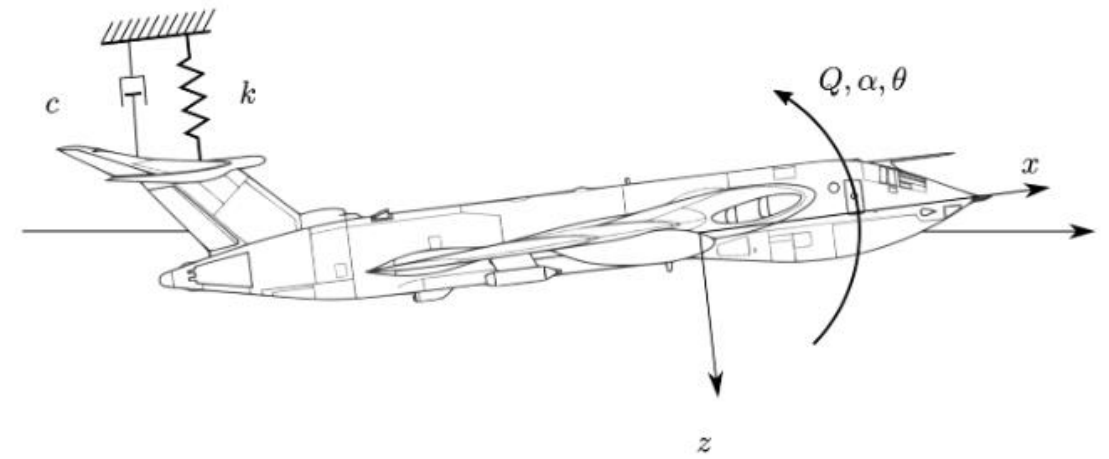
## Stabilité statique - longitudinale

[illegible]



# Stabilité statique - longitudinale

- Le coefficient  $C_{m\alpha}$  est appelé raideur en tangage;
- Le coefficient  $C_{mQ}$  est appelé amortissement en tangage



Ce modèle permet formuler les équations différentielles associées à la stabilité longitudinale de l'aéronef

Trop de raideur en tangage empêche la maniabilité de l'aéronef. Ainsi un compromis entre la maniabilité et la stabilité sera recherché pour concevoir un aéronef avec  $C_a$  adaptée à la mission

# Stabilité statique - latérale

Un aéronef est stable latéralement lorsqu'il y a un moment de rappel des roulis fortuit

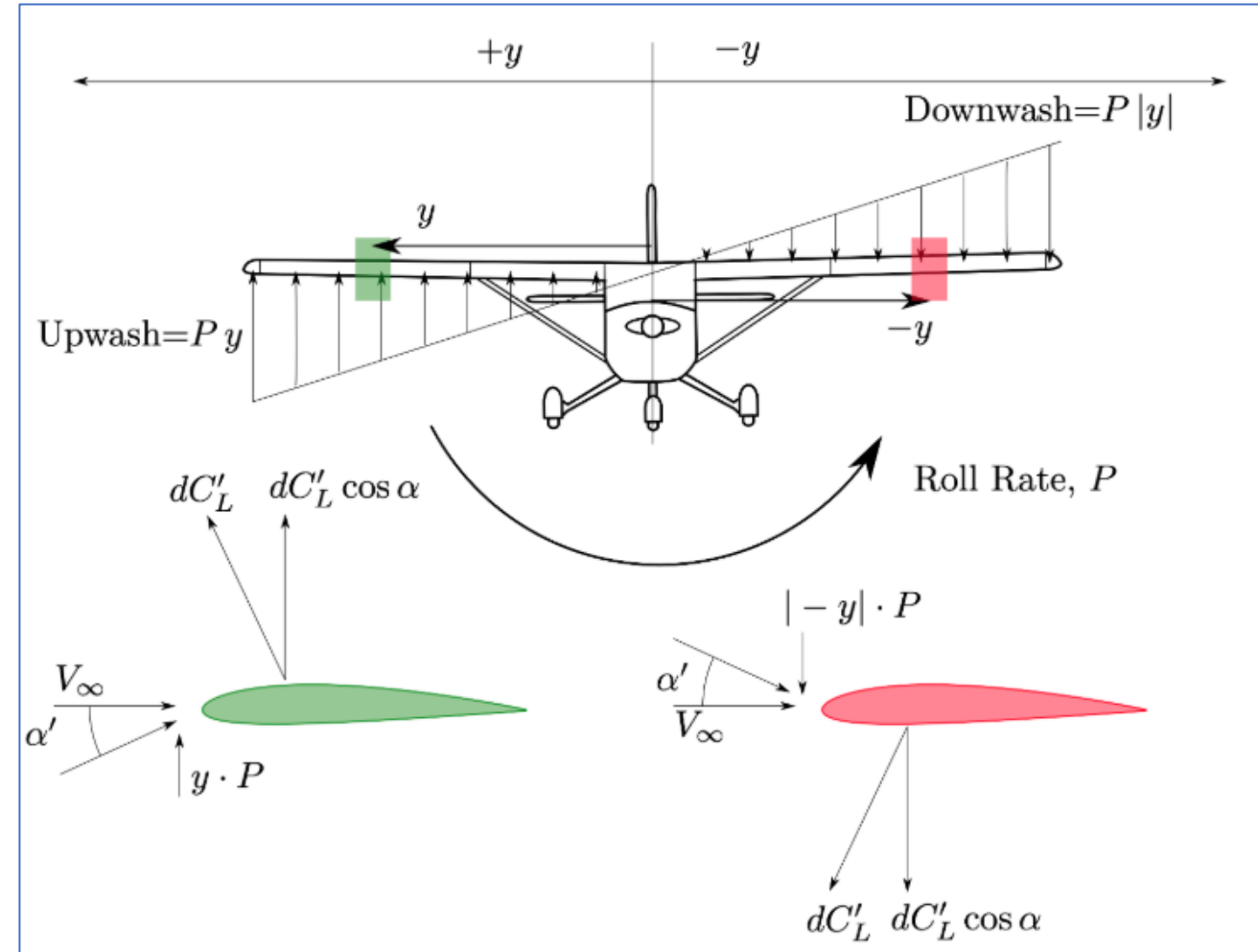
$$\frac{dC_l}{dP} < 0$$

$$C_l = C_{l\beta} \cdot \beta + C_{lP} \cdot P + C_{l\delta_a} \cdot \delta_a$$

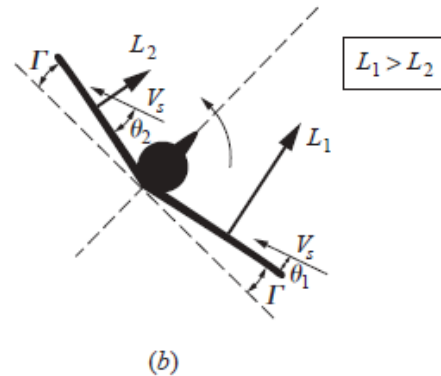
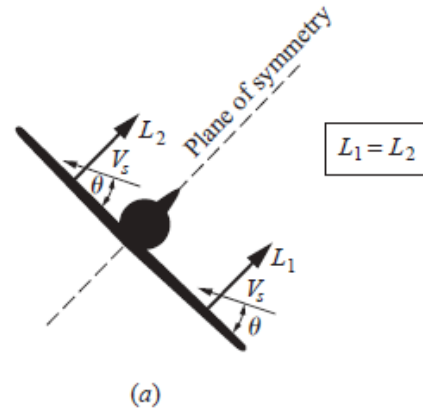
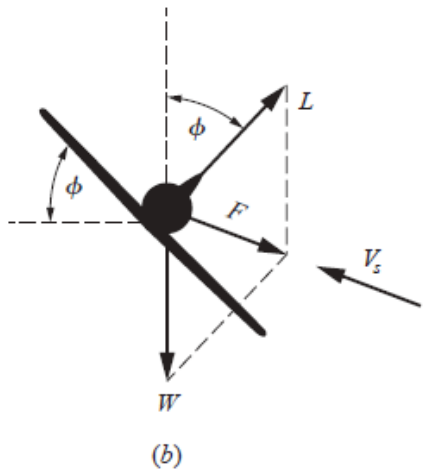
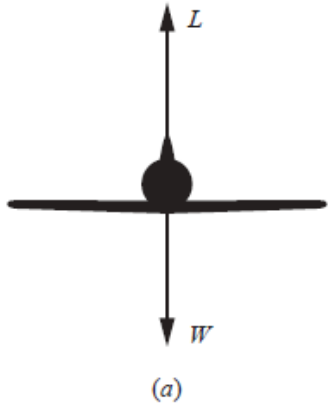
$\delta_a$  est l'action du Pilote sur les ailerons

$C_{lP}$  est l'amortisseur de roulis, il est toujours négatif

$C_{l\beta}$  est l'effet dièdre



# Stabilité statique - latérale



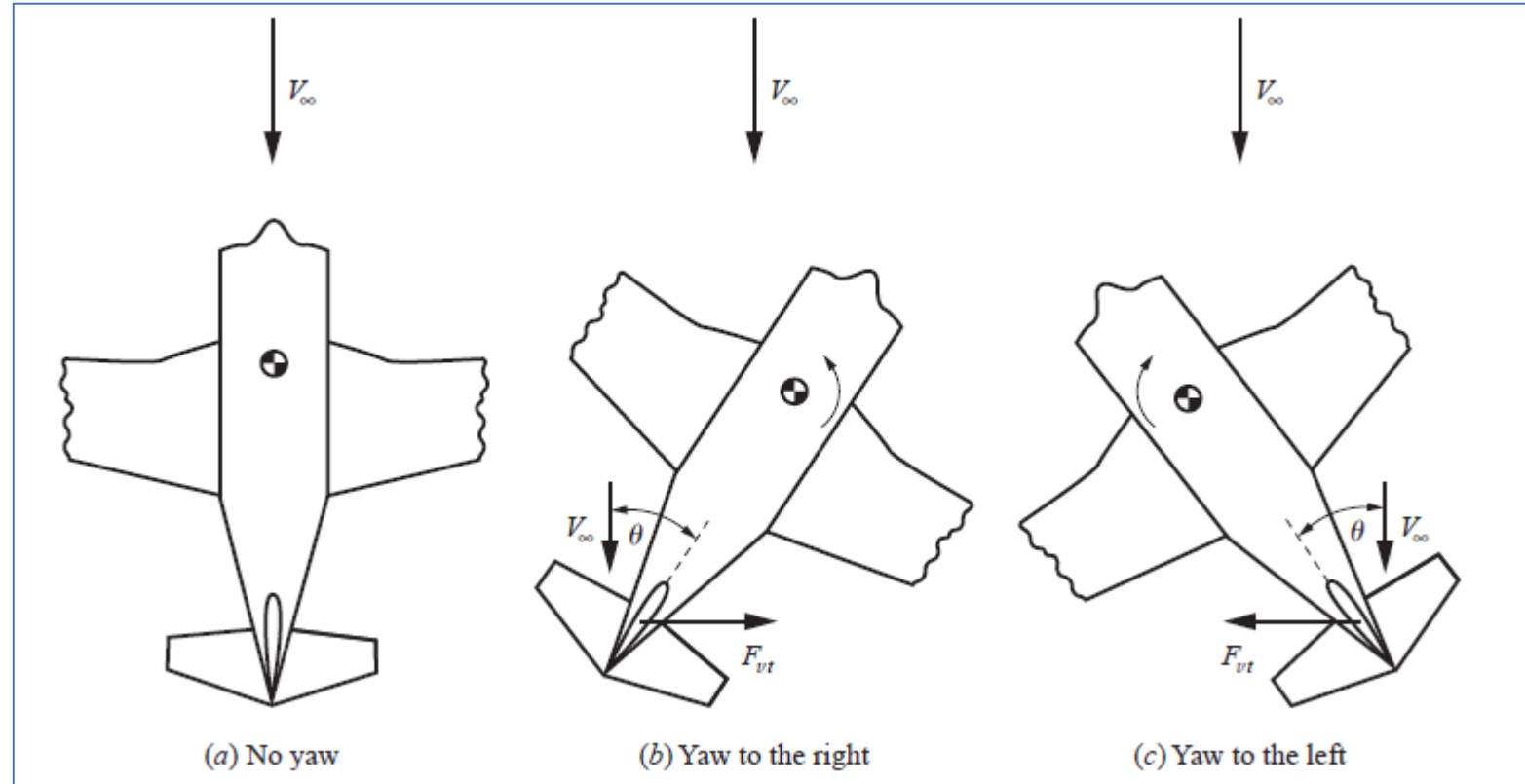
## Dièdre $\delta$

Lorsque l'avion est perturbé latéralement, le dièdre permet de créer une force de rappel pour restaurer la position de l'aéronef : Le dièdre est une solution pour assurer la stabilité latérale d'un aéronef (Voir mécanique de vol)

# Stabilité statique - directionnelle

Habileté de l'avion de maintenir un CAP stable

Le plan vertical est le mécanisme conventionnel pour assurer la stabilité directionnelle



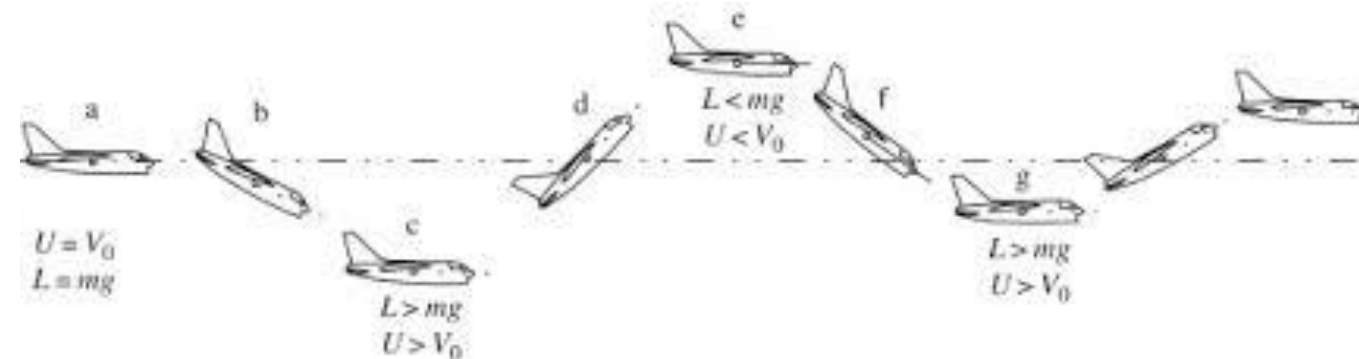
# Stabilité dynamique- longitudinale

La stabilité dynamique longitudinale d'un avion statiquement stable est combinaison de modes dynamiques relatifs aux grandeurs  $Q, \alpha, \theta, \gamma, U$  et  $Z$ .

On distingue les modes suivants

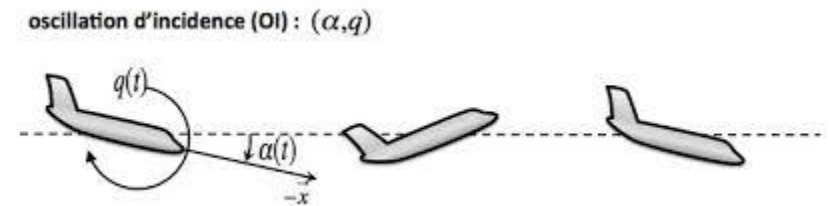
## Le Phugoïde

Oscillation lente impliquant l'altitude et la vitesse. Peut être observée lorsque toutes les gouvernes étant bloquées l'avion subit une rafale verticale. On observe alors une oscillation de la vitesse et l'altitude à énergie totale constante.



## Oscillation d'incidence

Beaucoup plus rapide et beaucoup plus amorti



Un **mode apériodique** convergent très lentement

# Stabilité dynamique- latérale

La stabilité dynamique latérale d'un avion statiquement stable est une combinaison de modes dynamiques relatifs aux grandeurs  $R, P, \beta, \varphi$  et  $\psi$ .

On distingue les modes suivants

## Le Roulis hollandais

Oscillations rapides et peu amorties caractérisées des mouvements de roulis et de lacet couplés entre eux..



## Roulis pur

Mode stable non oscillant fortement amorti

**le mode spirale** Mode stable non oscillant fortement faiblement convergent ou divergeant.

Il se présente, lorsqu'il est divergent, comme un engagement progressif en virage sans action sur les gouvernes (instabilité spirale).

À l'inverse, s'il est convergent, il ramène en vol horizontal l'avion initialement perturbé (stabilité spirale). Le mode spiral est toujours lent ; sa divergence n'empêche pas le pilotage.

**CONSOMMATION**

## IX. CONSOMMATION

❑ Consommation horaire ou fuel flow (**FF**) exprimée en kg/h :

$$C_H = FF = \frac{Q}{T}$$

❑ Consommation spécifique :  $C_{sp} = \frac{FF}{T_u}$  en Kg/N.H

❑ Consommation distance :  $CD = \frac{Q}{D}$

❑ Rayon spécifique :  $R_s = \frac{1}{CD} = \frac{V_s}{C_H}$



# Application

## Exo 3

Un avion de masse 18144 kg doit effectuer une descente depuis une altitude de croisière de 10 000 pieds jusqu'à l'aéroport situé à une altitude de 2 000 pieds. La distance horizontale entre l'avion et l'aéroport est de 20 miles nautiques. La vitesse de l'avion est de 250 nœuds. On donne  $C_x=0,02$  et  $C_z=0,2$

- ✓ Calculez la pente de descente nécessaire pour atteindre l'aéroport.
- ✓ Calculez la poussée à produire pour maintenir la pente avec la configuration correspondant  $C_z$  et  $C_x$  donnés
- ✓ Combien de temps faudra-t-il à l'avion pour effectuer cette descente ?
- ✓ Quelle est la vitesse verticale nécessaire pour maintenir cette pente de descente avec la finesse donnée ?

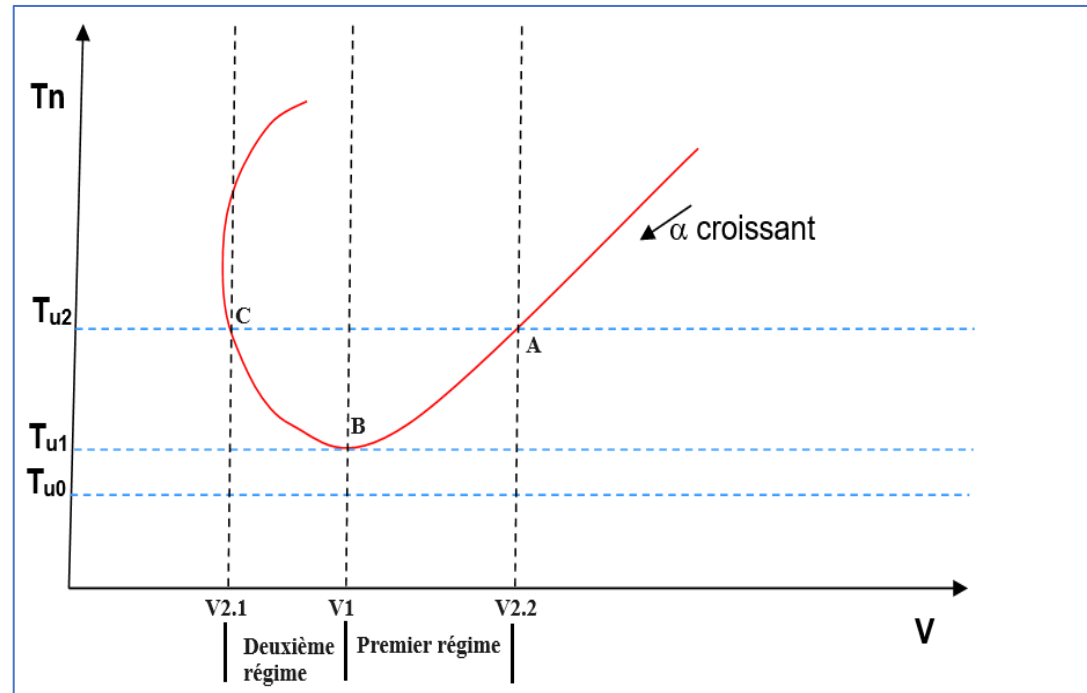
## Exo 4

Un avion de masse 2000 kg vole dans des conditions normales à une vitesse de 100 m/s. Le coefficient de portance maximal ( $C_{zmax}$ ) pour cet avion est de 1,2. .  $S=10m^2$ ,  $\rho=1,05Kg/m^3$

1. Calculez l'angle ( $\phi$ ) d'inclinaison pour réaliser le virage à  $C_{zmax}$ .
2. L'angle  $\phi$  est-il minimal ou maximal pour réaliser ce virage.
3. Calculez le rayon de virage minimal ( $R_{min}$ ) pour cet avion

## Exo 5

En vous appuyant sur la figure ci-dessous expliquer la différence fondamentale qu'il y a entre le premier et le deuxième régimes d'un vol stabilisé



## Exo 6

Un avion de masse 100 tonne vole au FL 330 dans le condition de l'atmosphère type. Il fait une ressource en cabré pour éviter un obstacle.  $V=370\text{Kt}$ ,  $S=100\text{m}^2$ ,  $C_{z\text{max}}=1,5$

1. Calculez le rayon de cabrage mini.
2. Calculez le facteur de charge à la vitesse considérée et le rayon de virage mini.

