MECANIQUE DU VOL
IEMAC/E -2025

MOUSTAPHA Amadou Roufaï, moustapharouf@yahoo.fr

CONTENT

MOUSTAPHA Amadou Roufaï, moustapharouf@yahoo.fr

I. INTRO

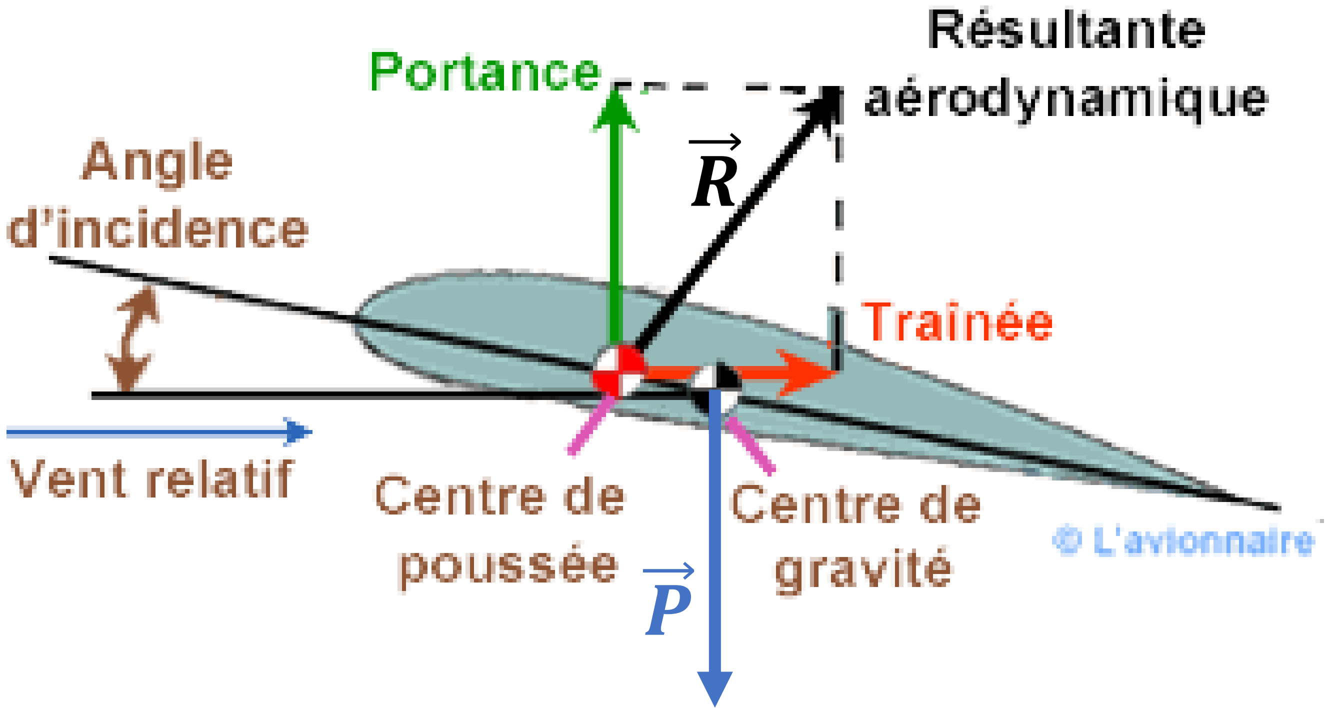
Etude et construction des modèles mathématique des vols afin de comprendre, analyser et prédire les caractéristiques des vols.

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

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

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

II. RAPPEL AERODYNAMIQUE



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

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

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

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

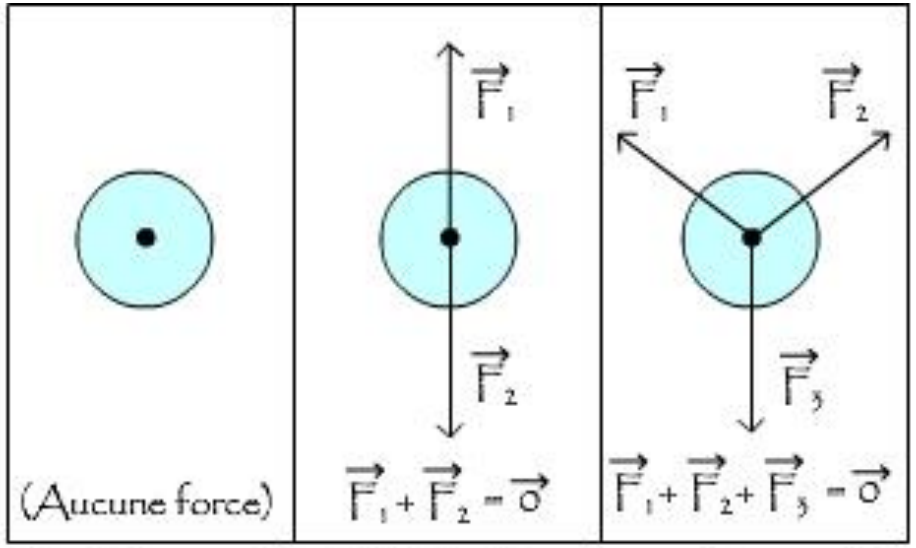
III. LES REPERES

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 sommes 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 sytèmes est immobile ou en mouvement rectiligne uniforme

III. LES REPERES

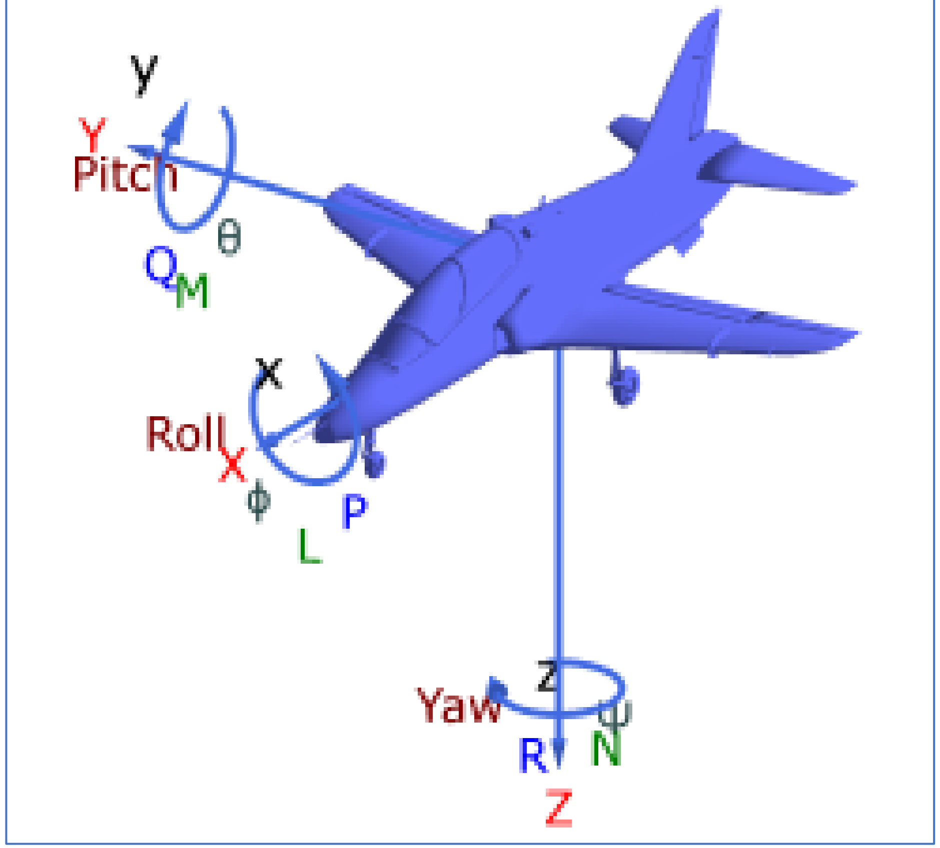
Repère avion

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.

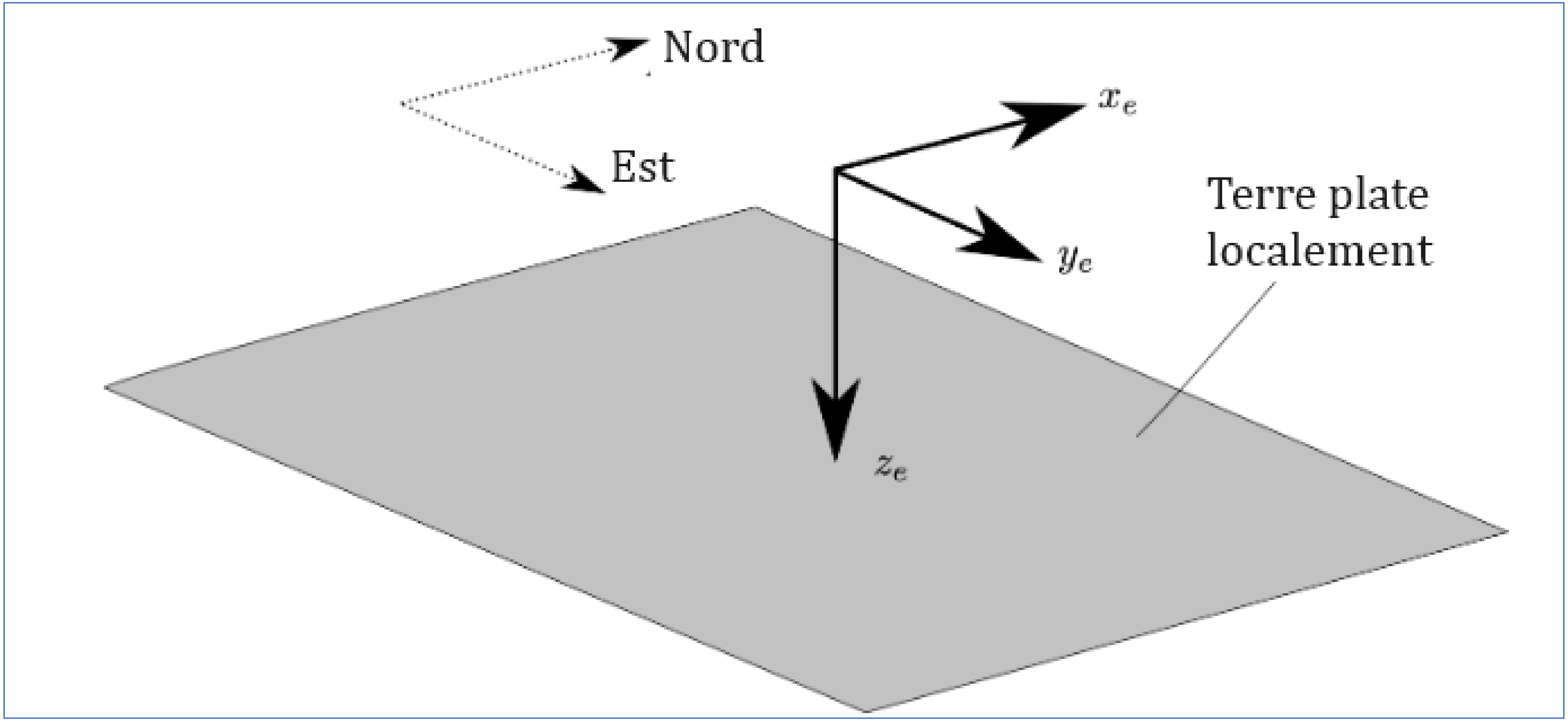
L'axe des *z* est verticale et pointe vers le bas de façon à former un repère direct avec les axes des x et des y



III. LES REPERES

Repère terrestre

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

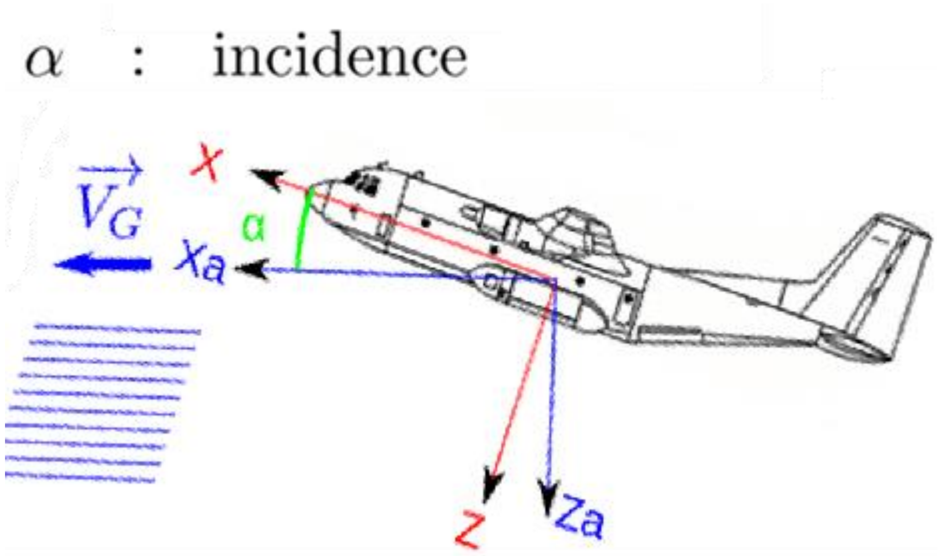


III. LES REPERES

Repère air

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

Dans le plan vertical

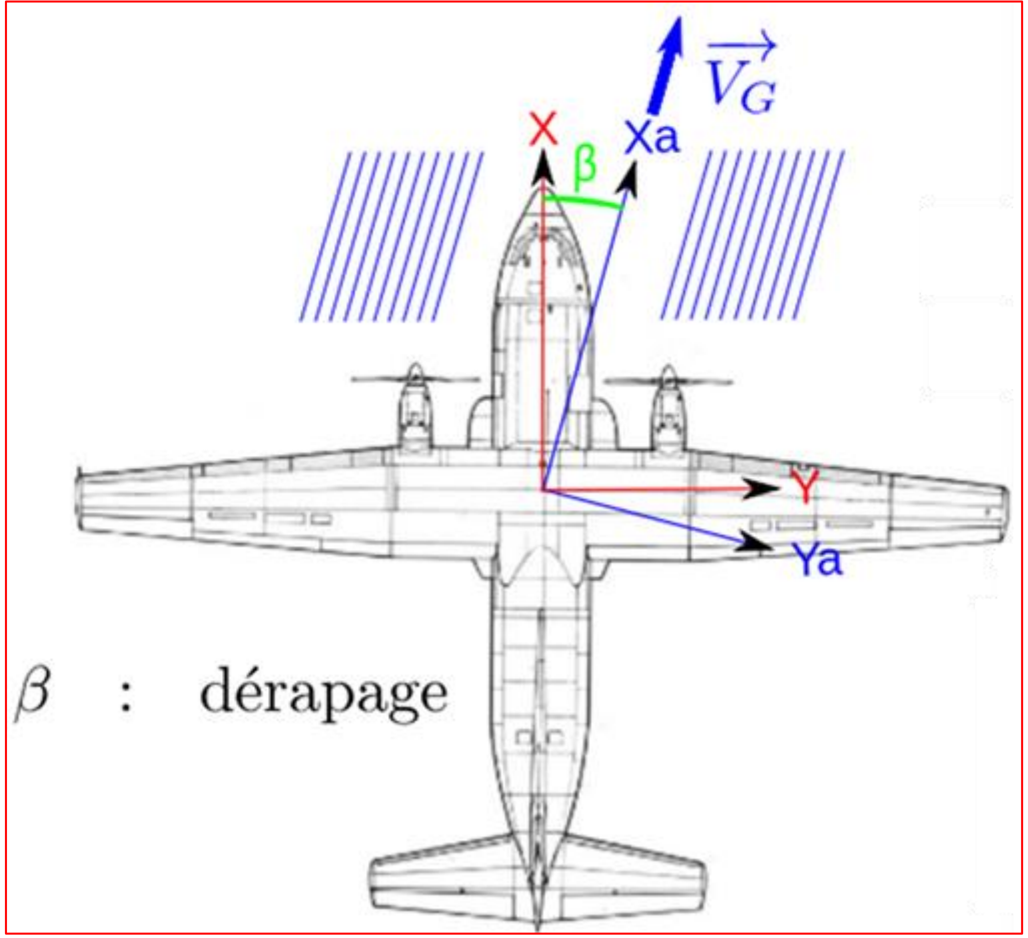


Repère air et Repère avion

III. LES REPERES

Repère air

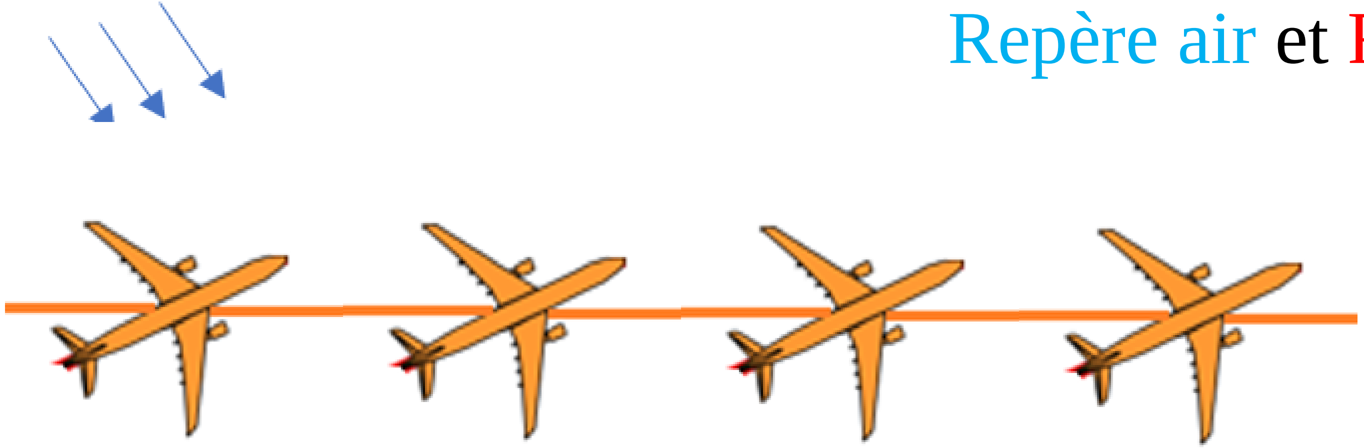
Dans le plan horizontal le dérapage est pris en compte



Repère air et Repère avion

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

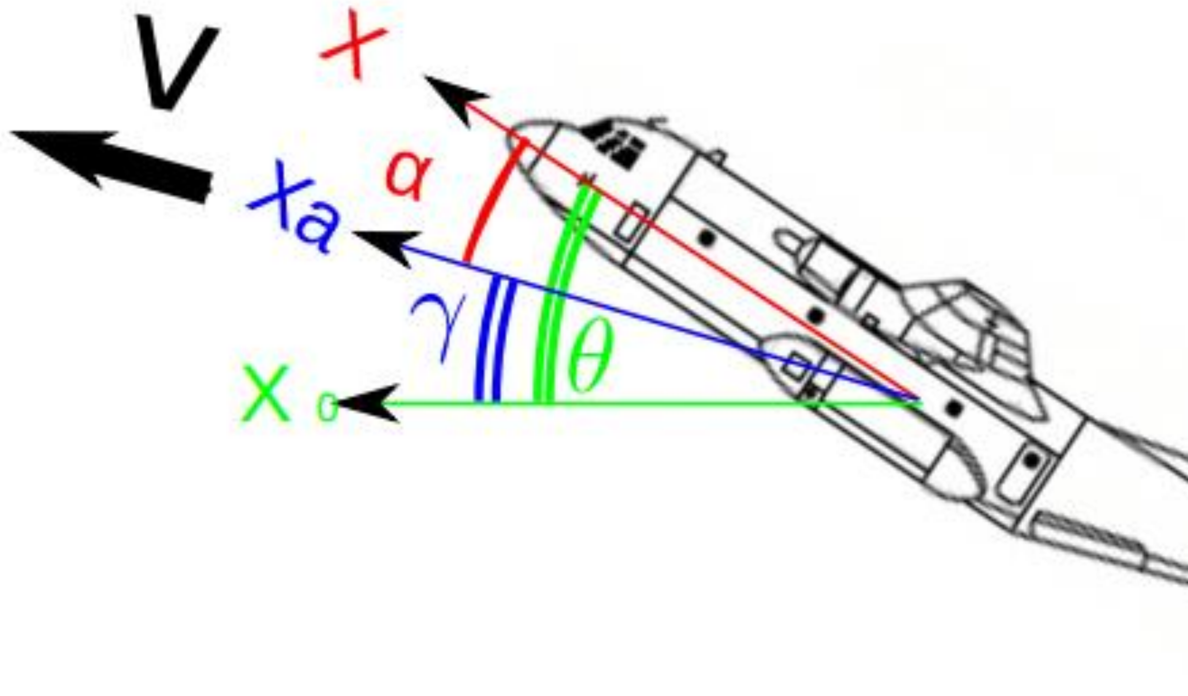
Vent traversier



VOL HORIZONTAL STABILISE

IV. Vol horizontal stabilisé

Angle entre les axes OX des trois repère




Indicateur d'assiette

- Repère terrestre – Repère avion : Assiette, θ
- Repère terrestre – Repère air : Pente air, γ
- Repère air – repère avion : incidence, α

$$\boldsymbol{\theta = \gamma + \alpha}$$

Vol horizontal

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

Montée

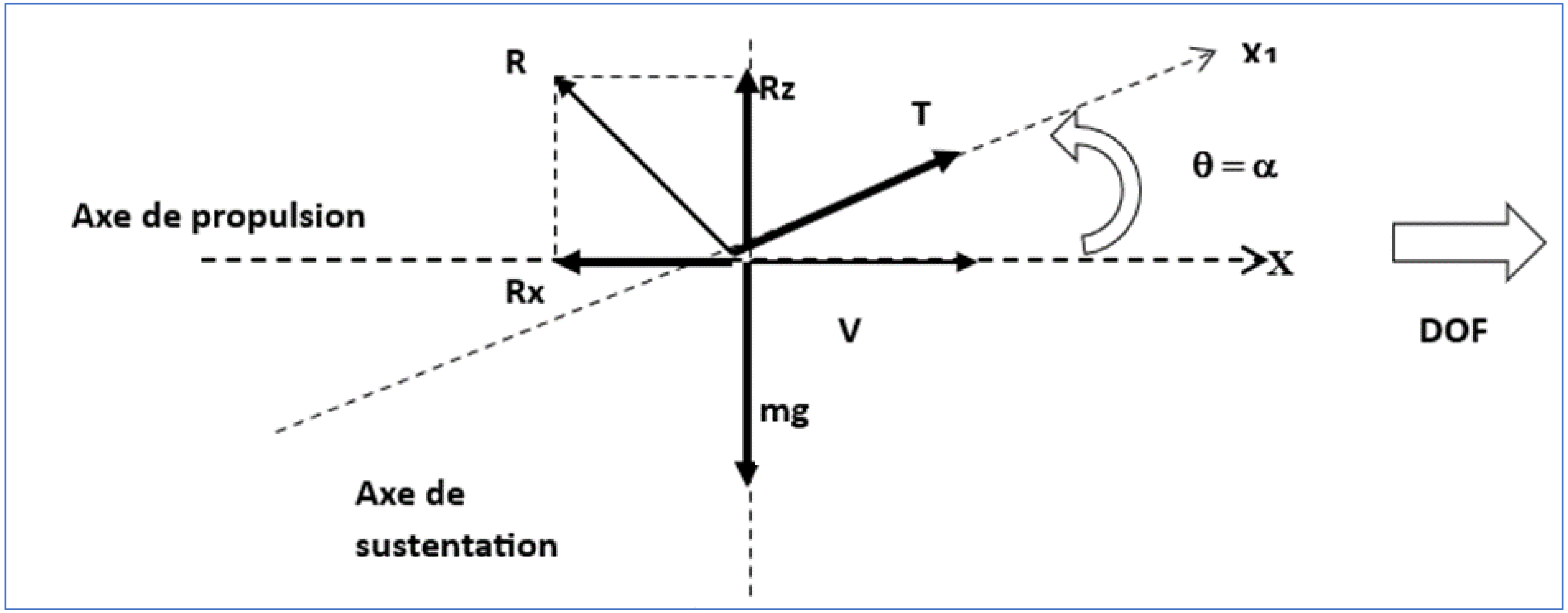
$$\boldsymbol{\gamma > 0 \text{ et } \theta \approx \gamma > 0}$$

Descente

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

IV. Vol horizontal stabilisé

Equations de vol horizontal



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

IV. Vol horizontal stabilisé

Equations de vol horizontal

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

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

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

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

IV. Vol horizontal stabilisé

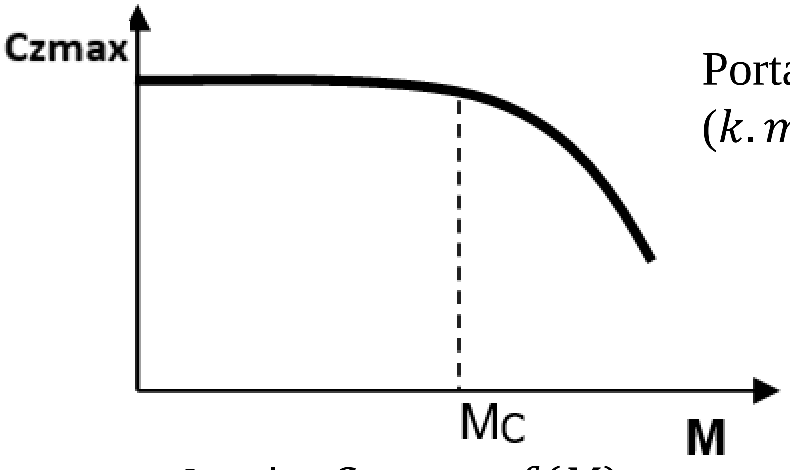
IV.2. Décrochage

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

Avec M et a nombre de Mach et célérité du son

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

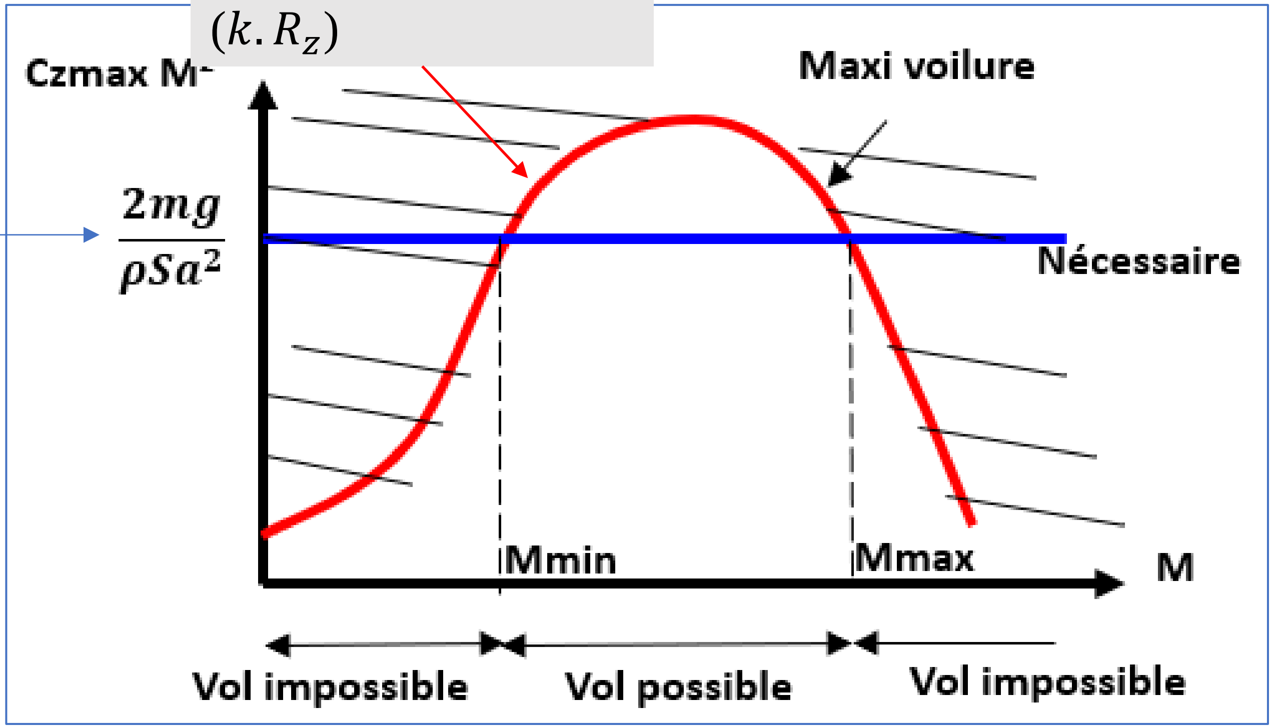
Voilure subsonique



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

Portance nécessaire $(k.mg)$

Portance disponible $(k.R_z)$



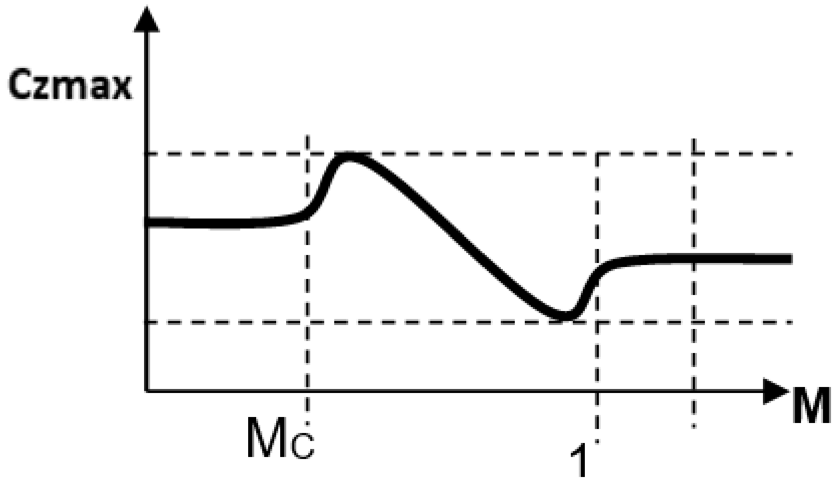
Décrochage haut ($M > M_{max}$) et décrochage bas ($M < M_{min}$)

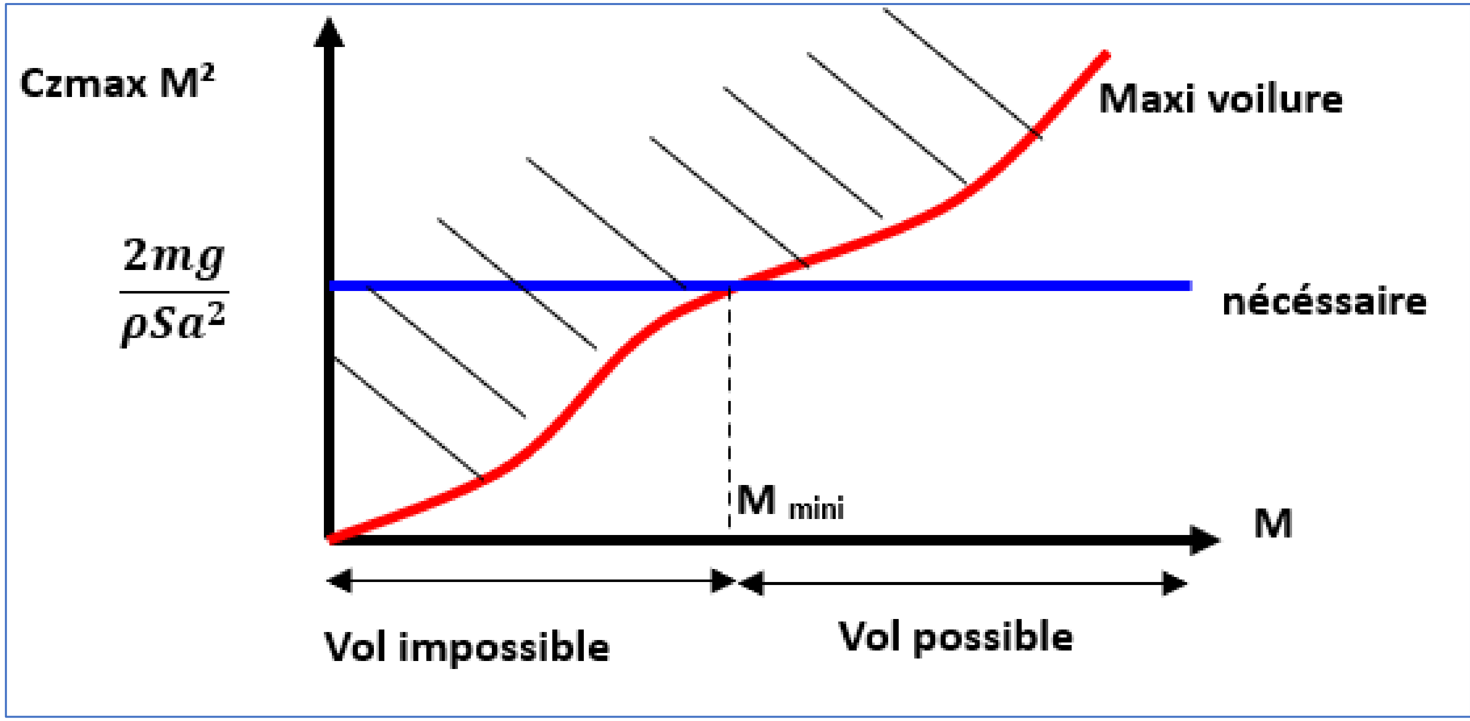
IV. Vol horizontal stabilisé

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



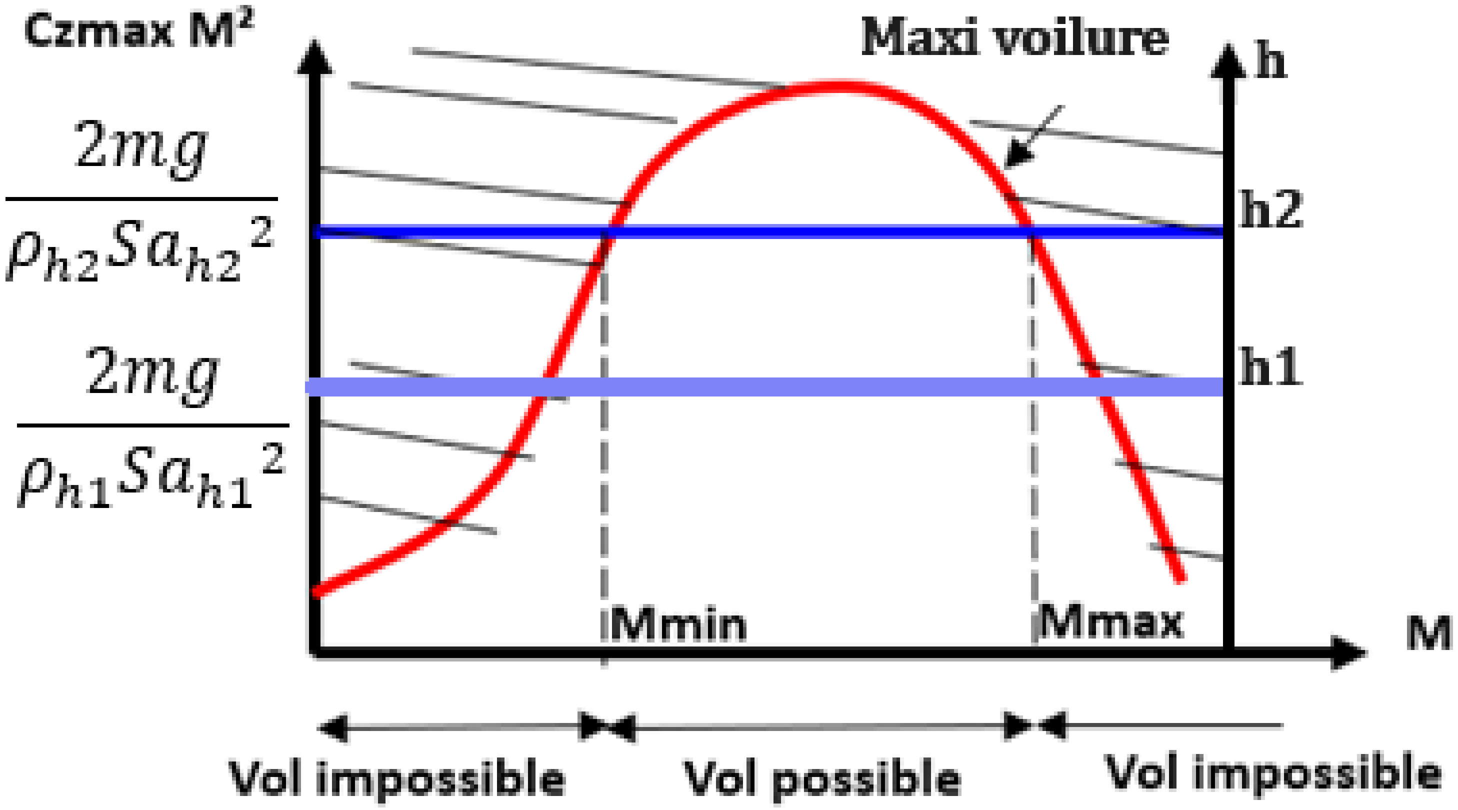


Décrochage bas seulement

IV. Vol horizontal stabilisé

IV.2.3 Plafond de sustentation

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

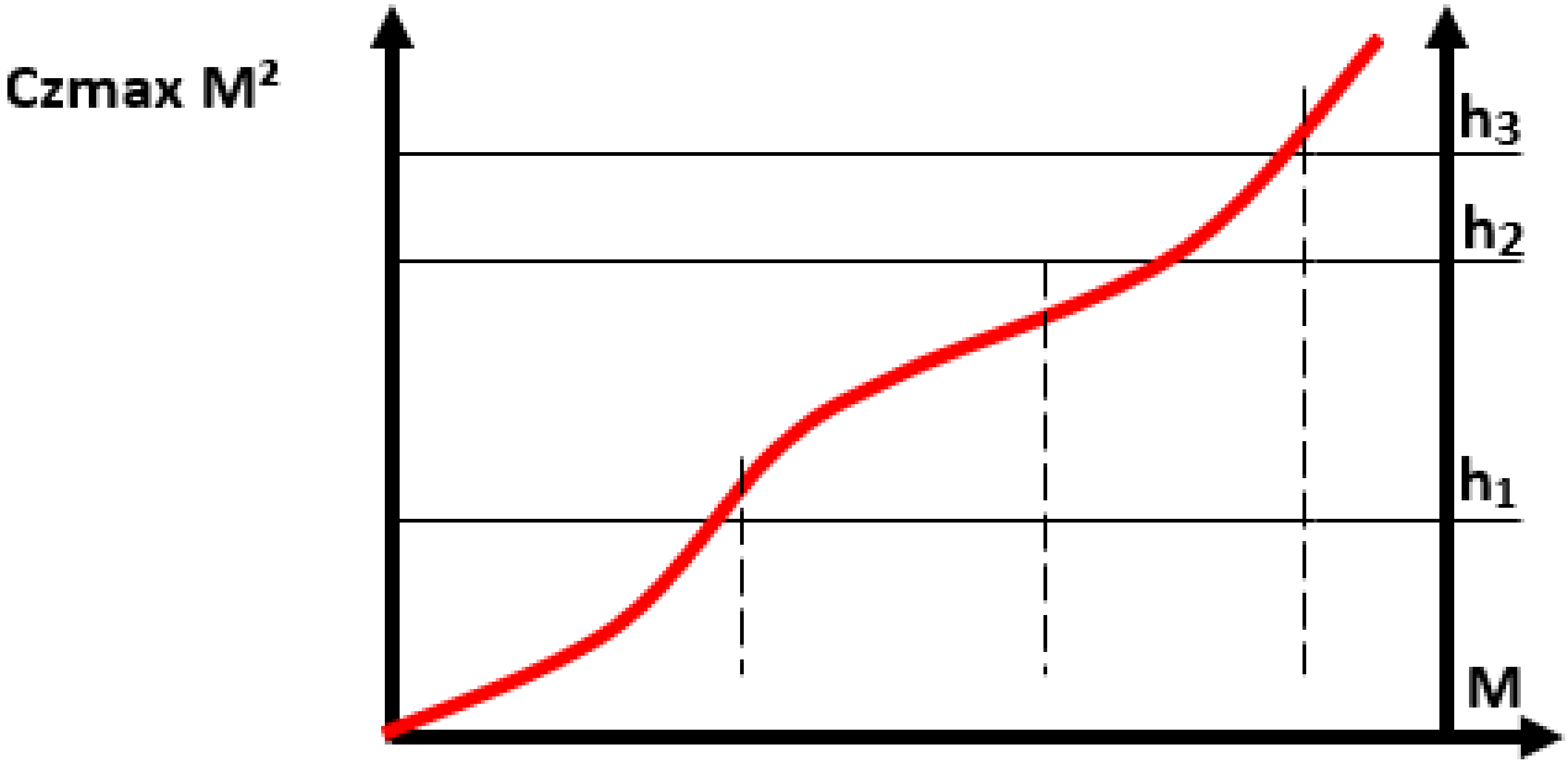


<u>Pour une voilure subsonique</u>

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

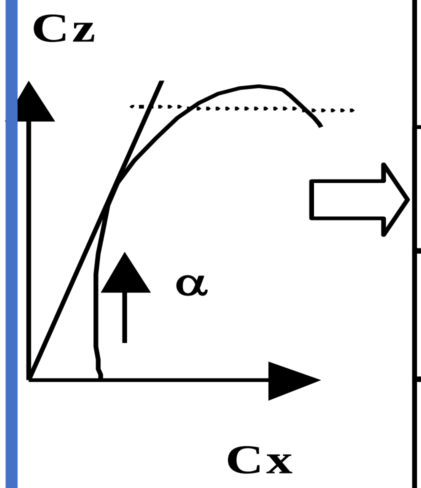
IV.3. L'avion motorisé

Traction nécessaire au vol horizontal à z = 0

Nous avons

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

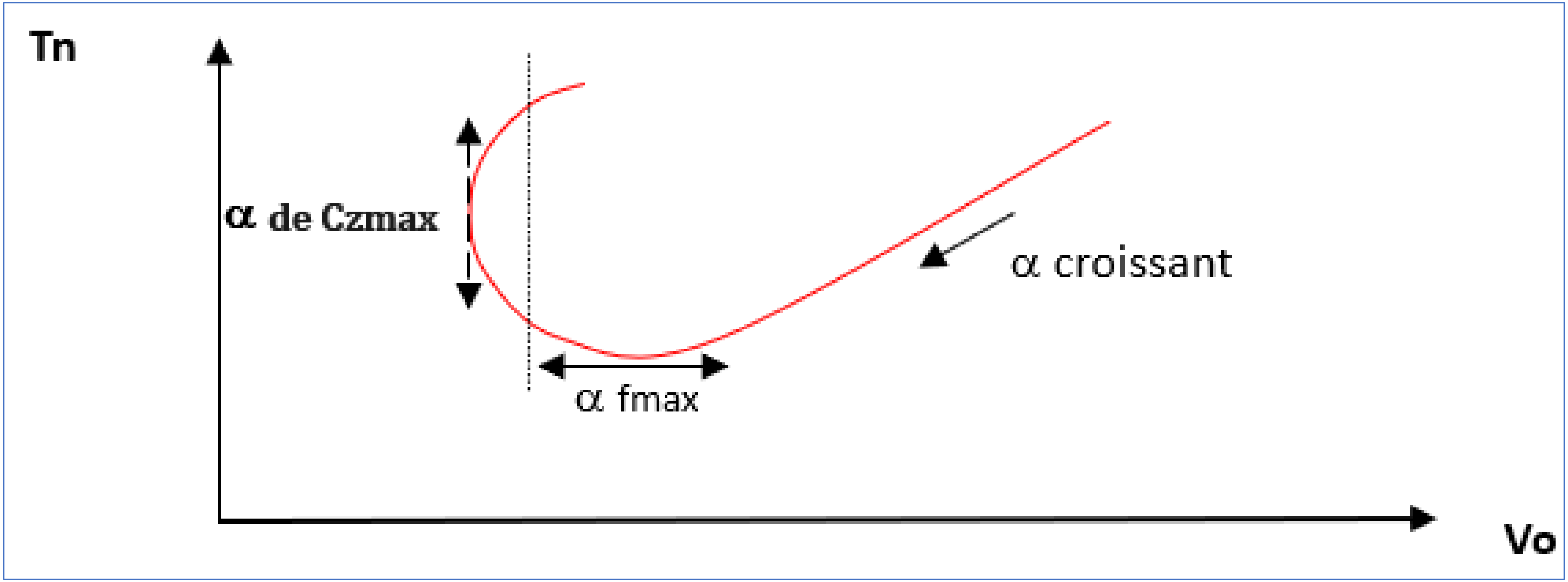
Pour tracer la courbe $T_n = f(V_o)$ prenant en compte les variations de l'incidence et de la finesse nous considérons le tableau de variation suivant :



$\alpha \Rightarrow$	α_0	α_{fmax}	Czmax
Cz	↗	↗	↘
Vo	↘	↘	↗
f	↗	↘	↘
T	↘	↗	↗

IV. Vol horizontal stabilisé

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



IV. Vol horizontal stabilisé

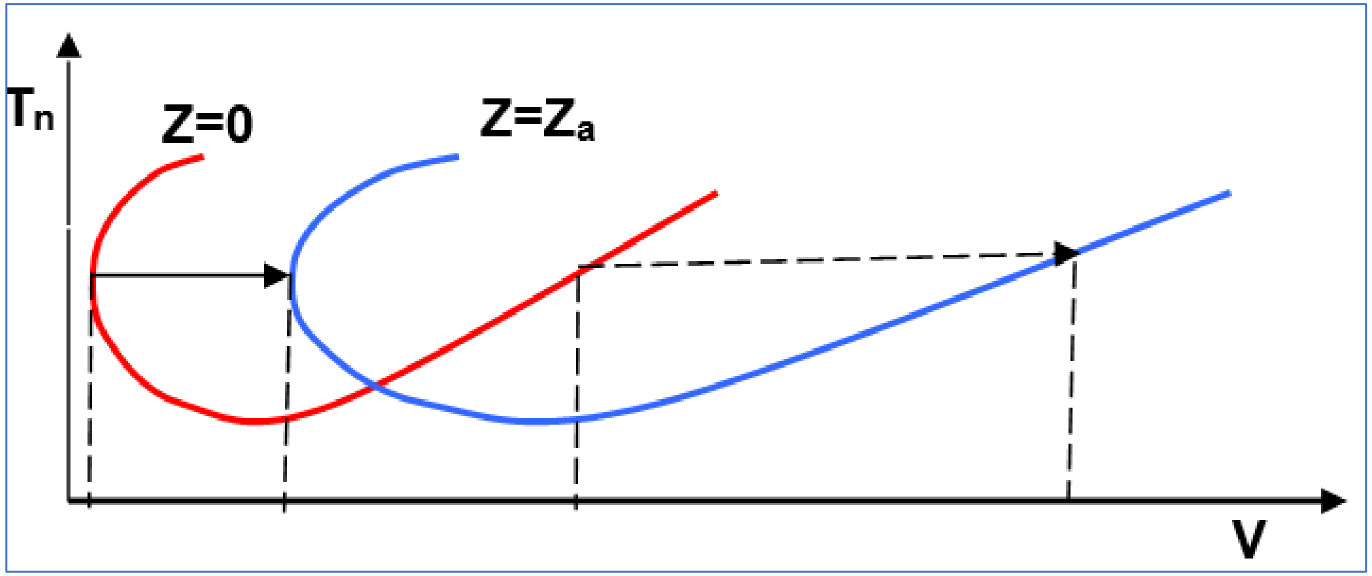
IV.3. L'avion motorisé : Traction nécessaire à $Z = Z_a$

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

ρ_0 masse volumique de l'air à $Z = 0$
ρ masse volumique de l'air à l'altitude $Z = Z_a$
σ densité à l'altitude $Z = Z_a$

Ainsi

$T_n = f(V)$ 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 $\frac{1}{\sqrt{\sigma}} V_0$.

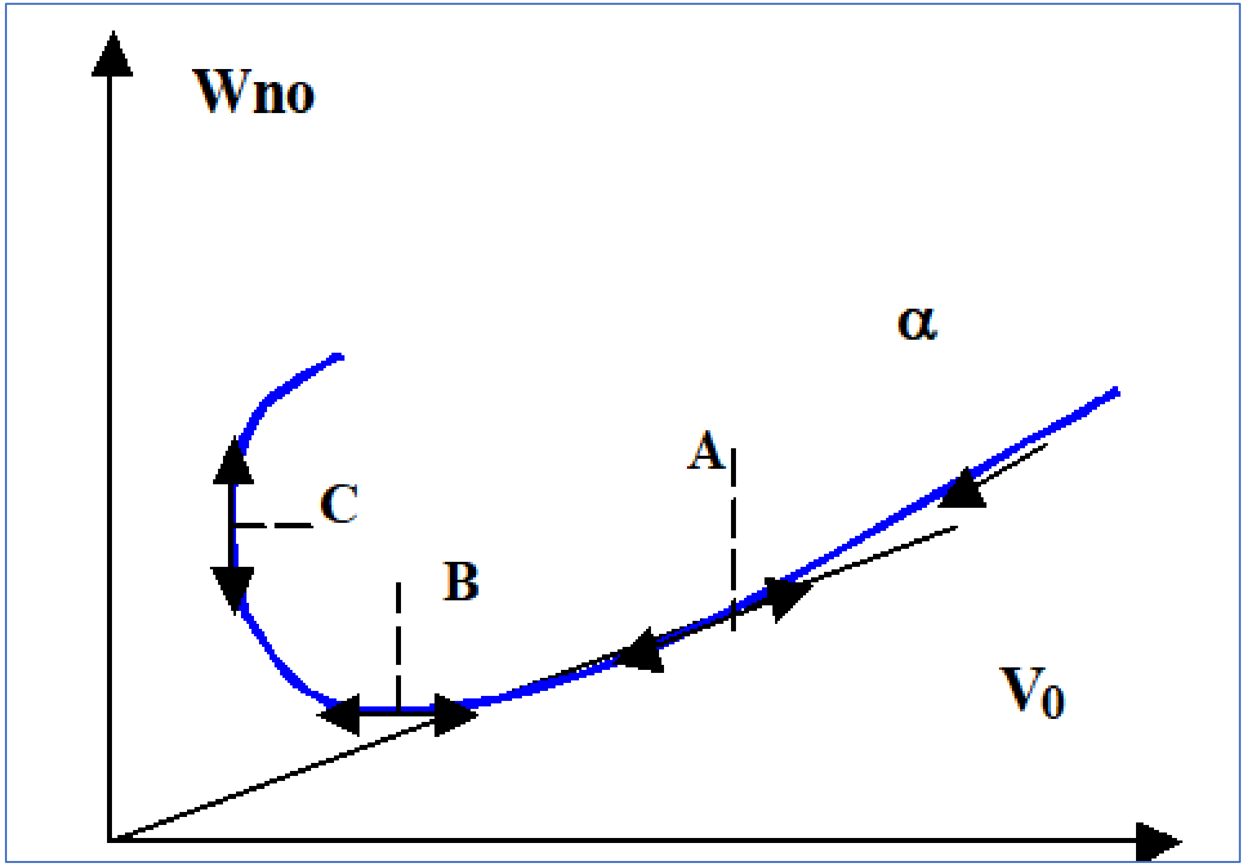
IV. Vol horizontal stabilisé

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

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

$$W_{n0} = mg.\frac{C_x}{C_z^{\frac{3}{2}}}\sqrt{\frac{2mg}{\rho S}}$$

W_{n0} mini atteinte à $\alpha\ de\ \frac{C_x}{C_z^{\frac{3}{2}}}$ mini



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

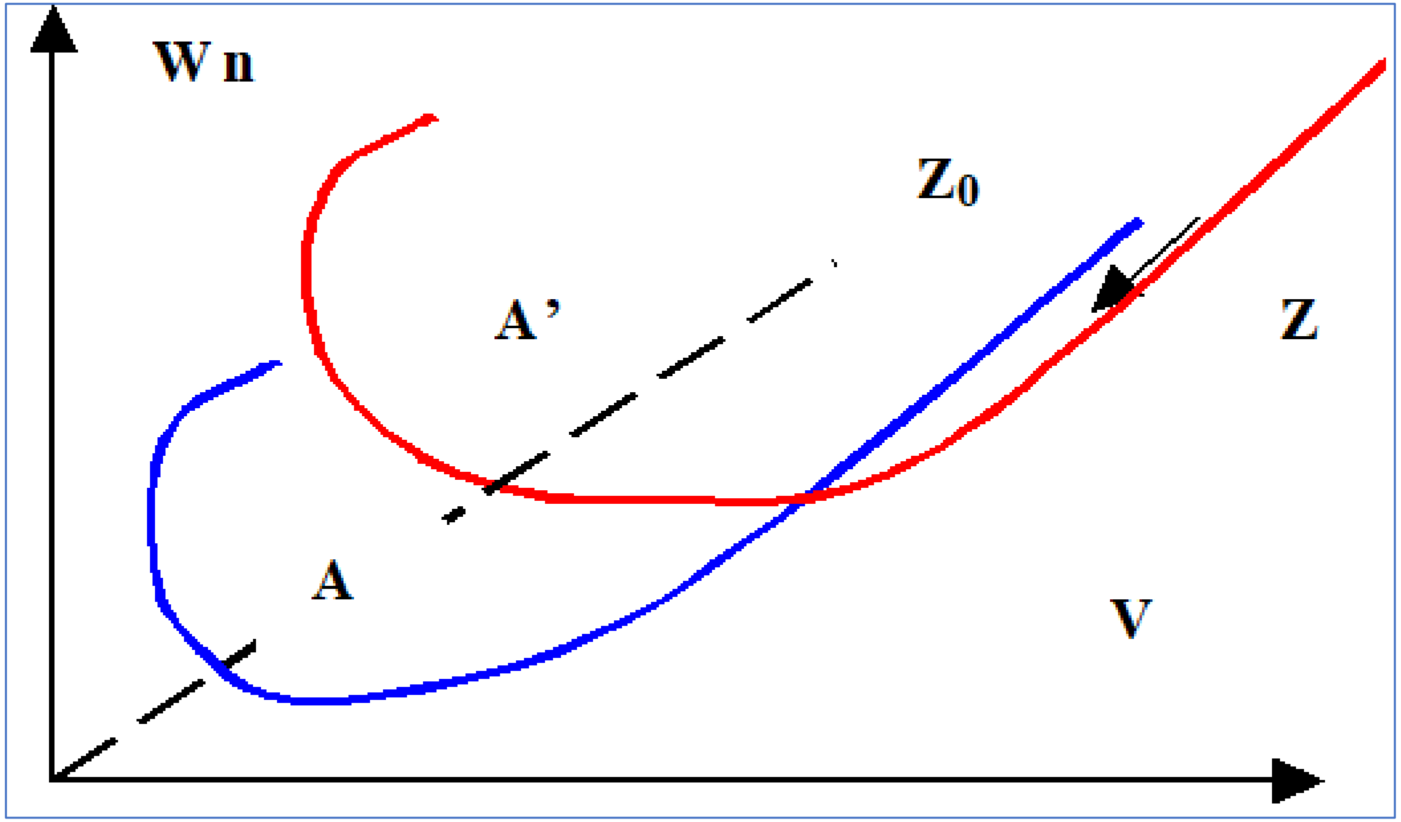
IV. Vol horizontal stabilisé

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

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

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

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

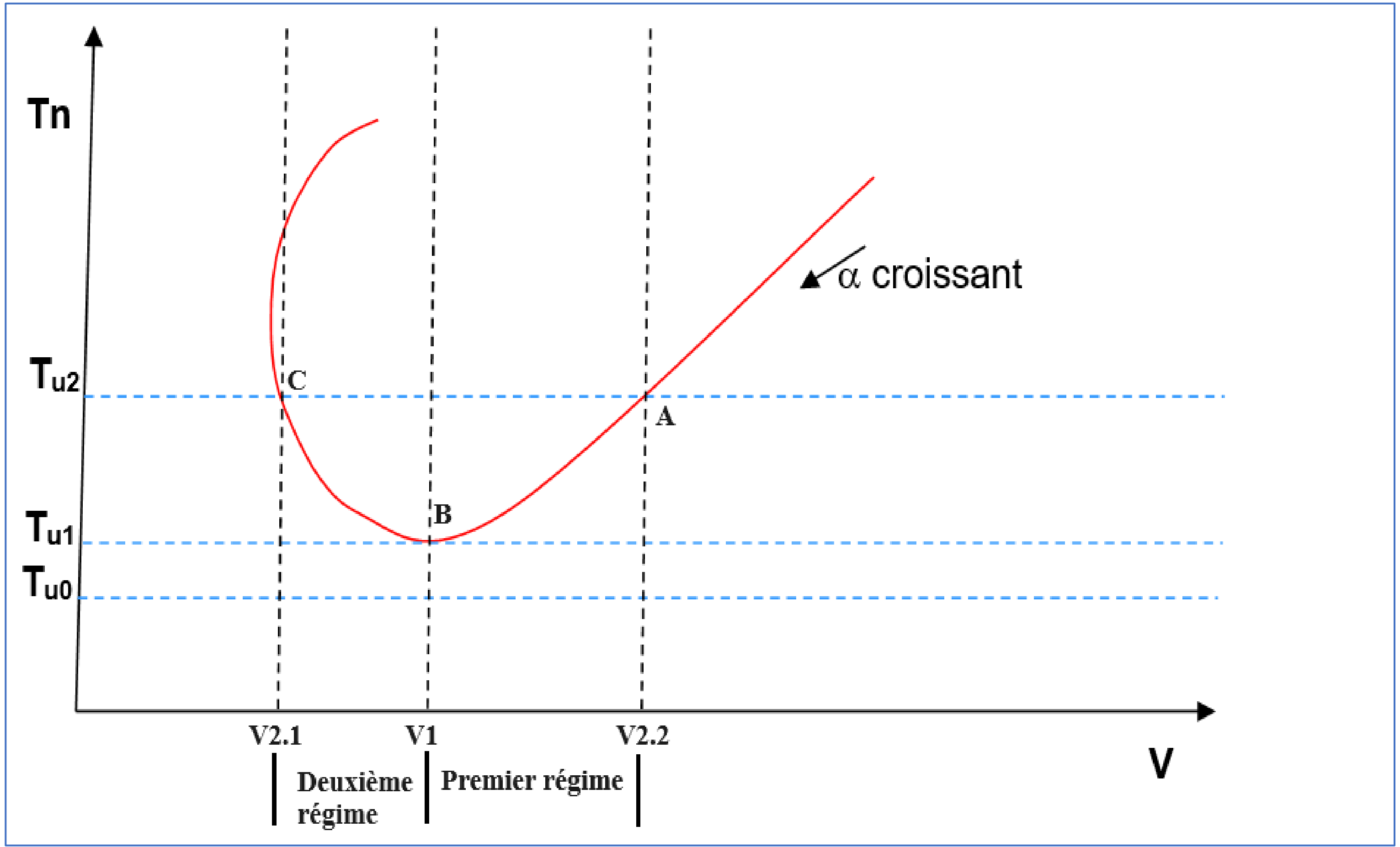


Ainsi pour passer de la courbe W_{n0} à celle de W_n, il faut faire une homothétie de centre O et de rapport $\frac{1}{\sqrt{\sigma}}$

IV. Vol horizontal stabilisé

IV.4. Traction utile (Tu)

Tu : Traction disponible développée par le ou les moteurs à travers la ou les hélices.

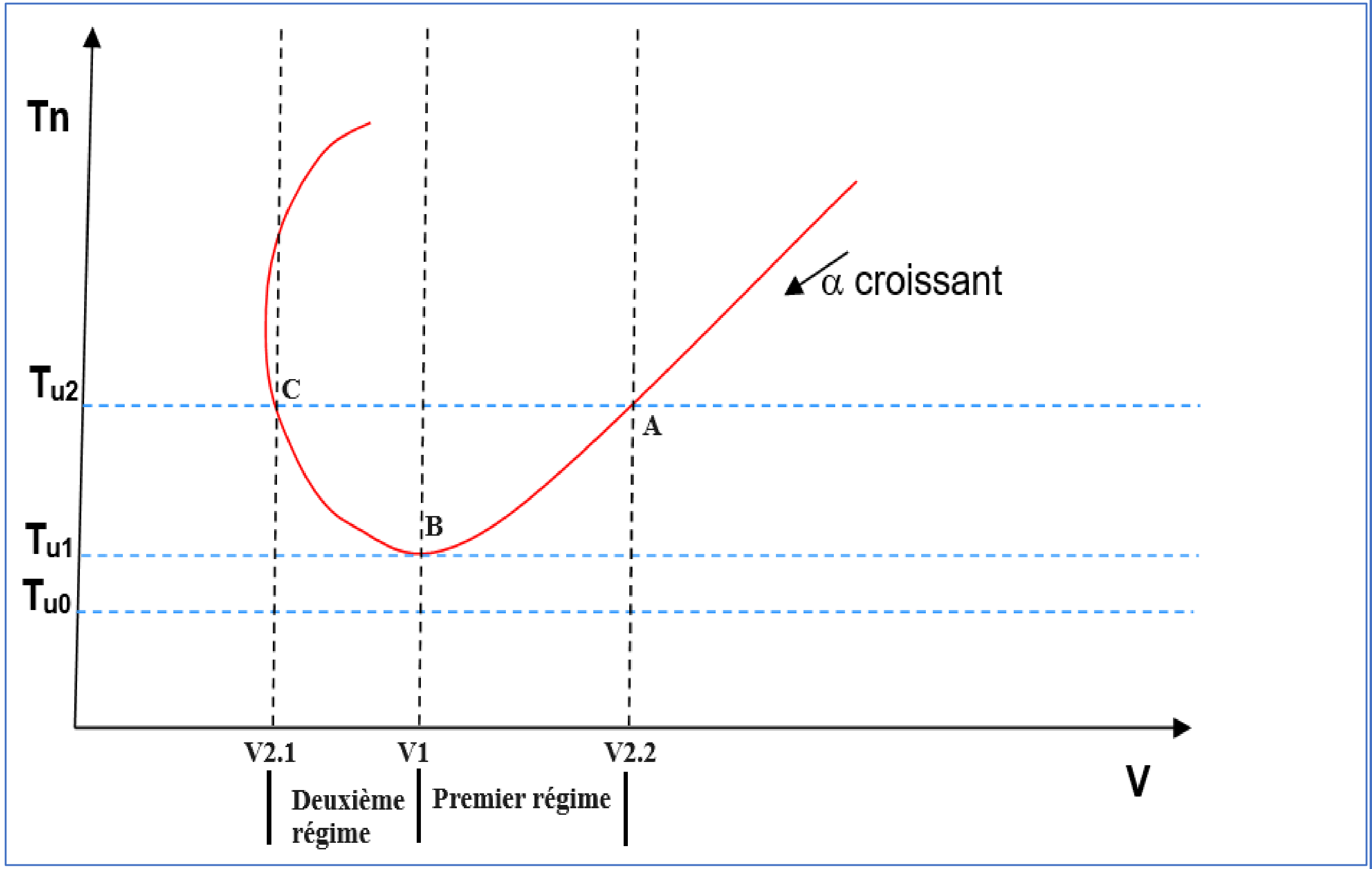


- $\boldsymbol{Tu_0}$: vol horizontal est impossible
- $\boldsymbol{Tu_1}$: vol horizontal est possible pour une seule vitesse V_1 donc à une seule incidence.
- $\boldsymbol{Tu_2}$: deux vitesses $V_{2.1}$ et $V_{2.2}$. La vitesse $V_{2.2}$ est la plus élevée avec une incidence plus faible.

IV. Vol horizontal stabilisé

IV.4. Traction utile (Tu)

Fonctionnement premier régime



Au point A :

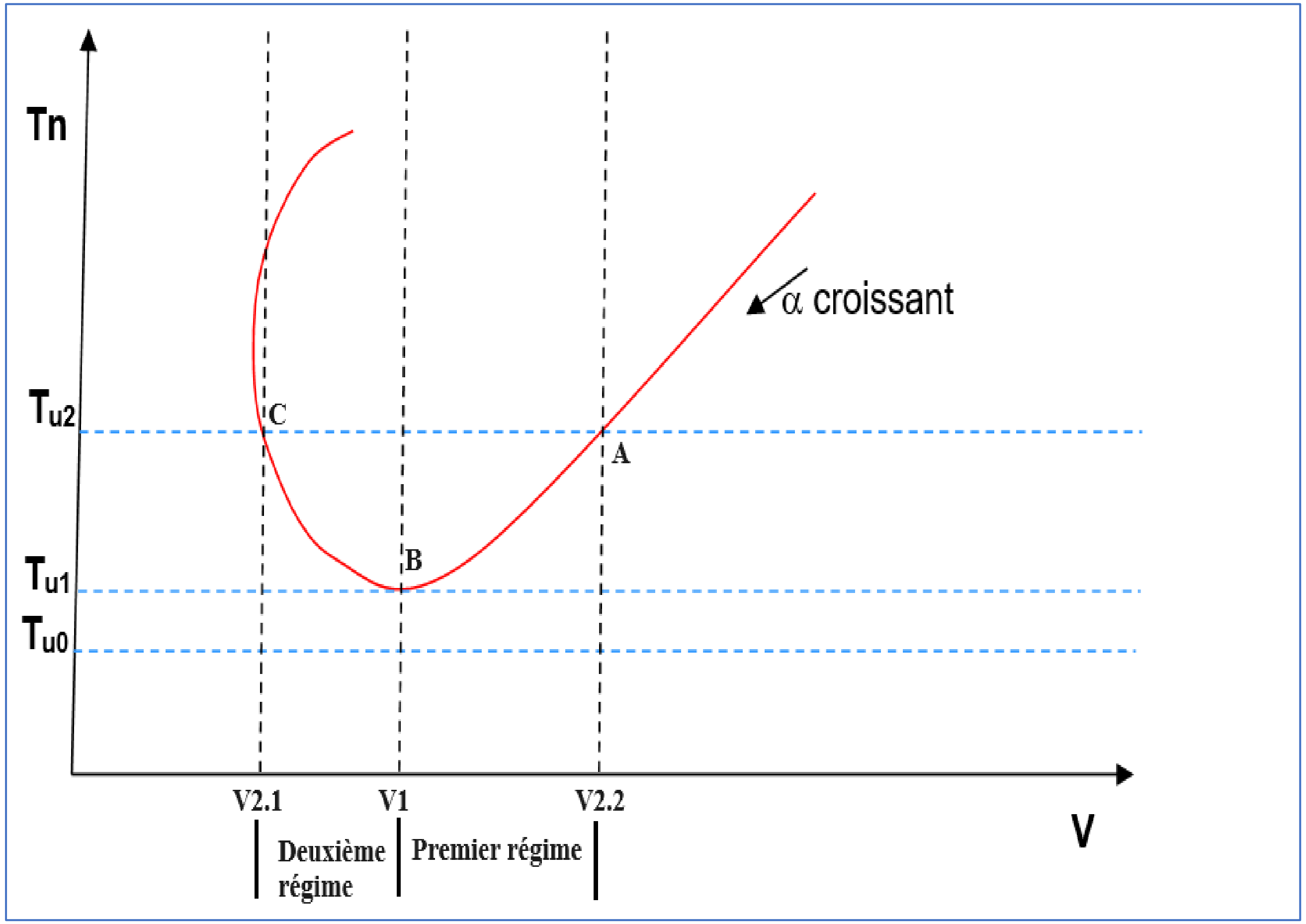
pour aller plus vite ($V > V_{2.2}$), il faut « mettre du moteur » ($Tu > Tu_2$) et pousser sur le manche : ($\alpha\downarrow$).

Pour ralentir ($V<V_{2.2}$), il faut « enlever du moteur » ($Tu<Tu_2$) et tirer sur le manche : $\alpha\uparrow$.

IV. Vol horizontal stabilisé

IV.4. Traction utile (Tu)

Fonctionnement deuxième régime



Au point C :

pour aller plus vite ($V > V2.1$), on pousse sur le manche (α ↓) et on diminue la poussée ($Tu < Tu2$)..

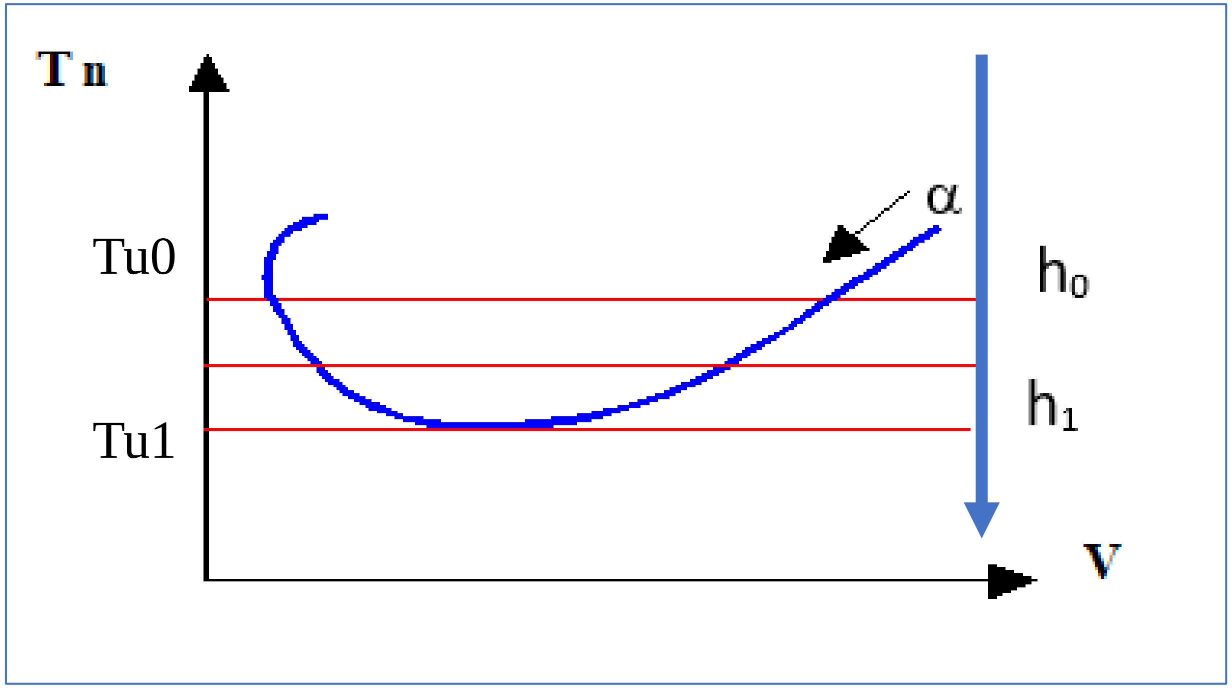
Pour ralentir ($V < V2.1$), il faut « mettre du moteur » ($Tu > Tu2$) et tirer sur le manche α ↑

La marge n’est plus grande car $Vmin$ est la vitesse de décrochage.

IV. Vol horizontal stabilisé

IV.4. Traction utile (Tu)

Plafond de propulsion



Variation de T_u

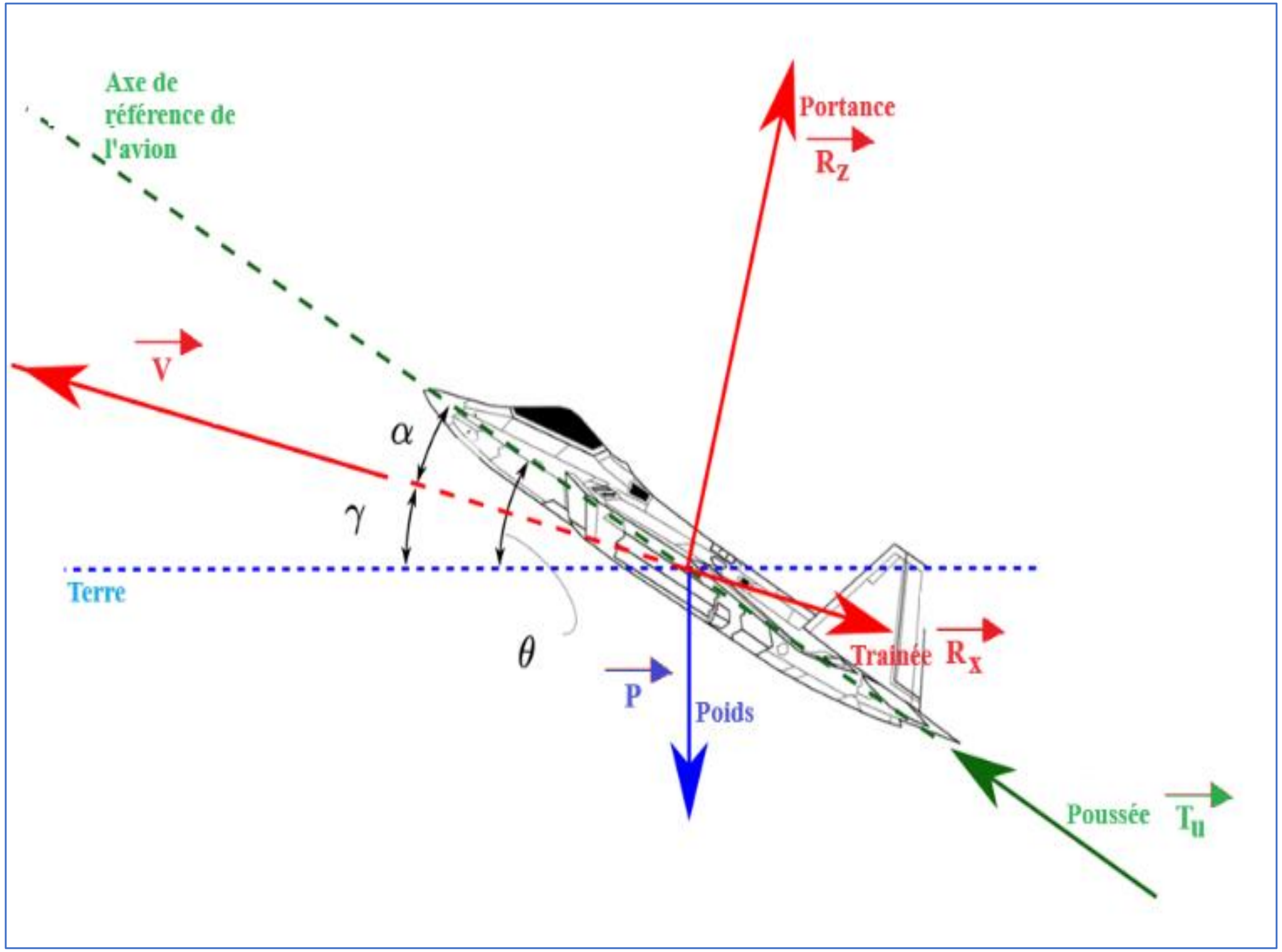
$\boldsymbol{T_u}$ diminue avec l'altitude

A l'altitude **h1**, 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



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

Axe de trainée

$T_u Cos(\alpha) = mg.Sin(\gamma) + R_x$,

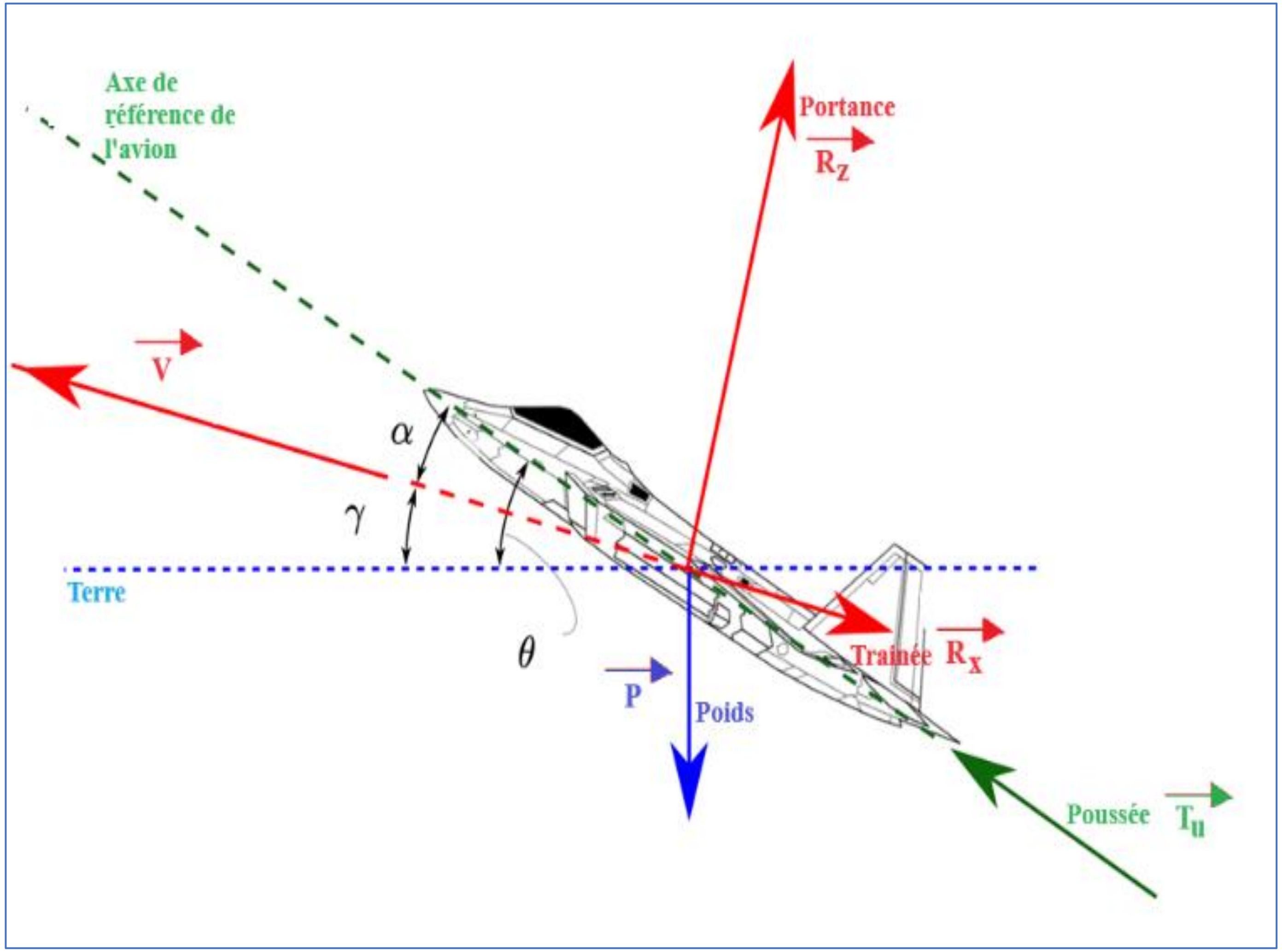
pour α faible, $\boldsymbol{T_u = mg.Sin(\gamma) + R_x}$

Axe de sustentation

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

pour α faible, $\boldsymbol{R_z = mg.cos(\gamma)}$;

V. La montée et descente stabilisée



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

$$\Rightarrow T_u = \frac{m.g.Cos(\gamma)}{C_z} C_x + mg.Sin(\gamma)$$

Equation de montée stabilisée

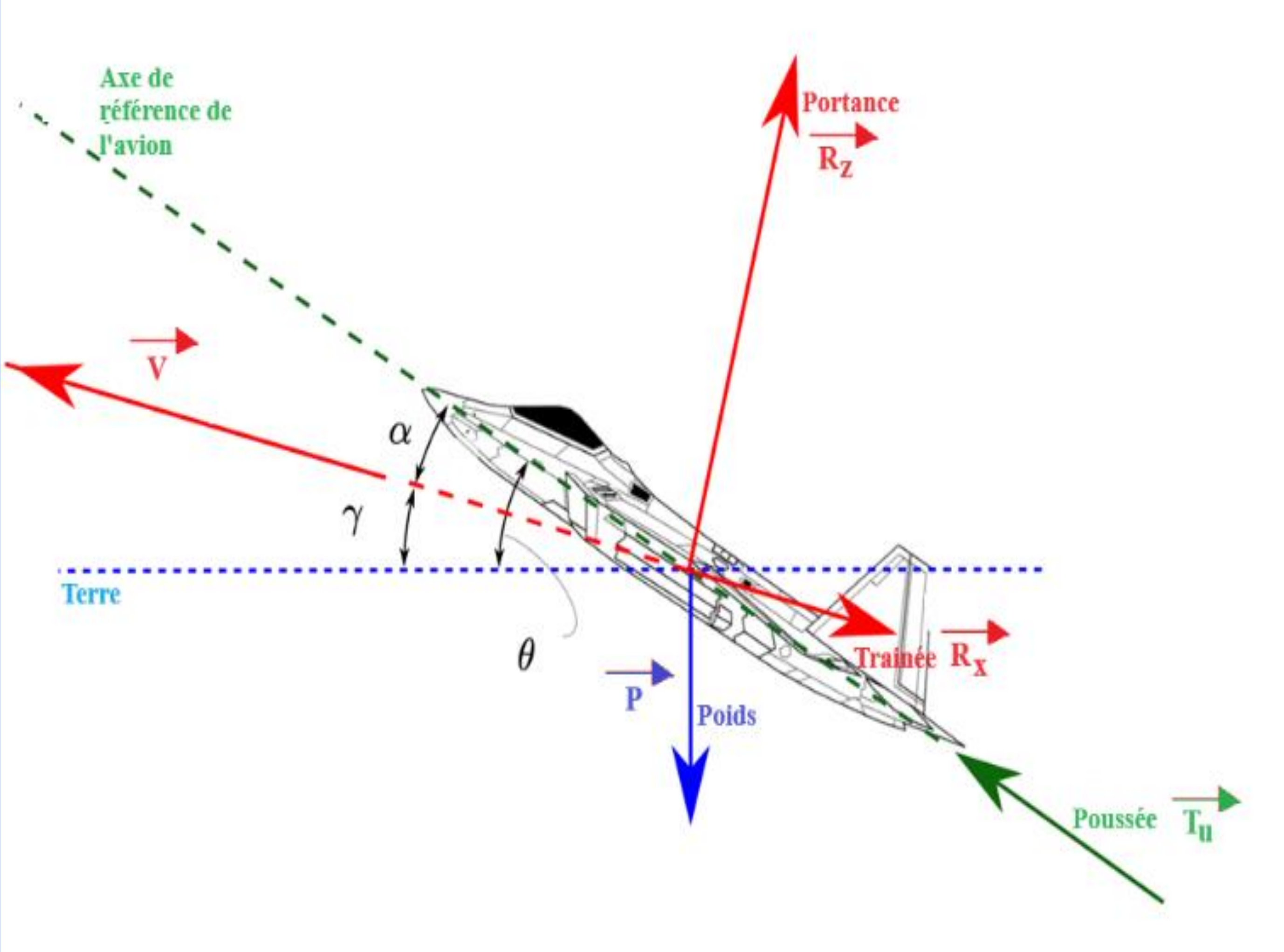
$$\boldsymbol{Sin(\gamma) = \frac{T_u}{mg} - \frac{Cos(\gamma)}{f}}$$

Pour pente faile (<10°),

$\boldsymbol{Sin(\gamma) \approx tg(\gamma) \approx \gamma}$ et $\cos(\gamma) \approx 1$

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

V. La montée et descente stabilisée



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

V_z (Vario) sera : $\boldsymbol{V_z = VSin}(\gamma)$.

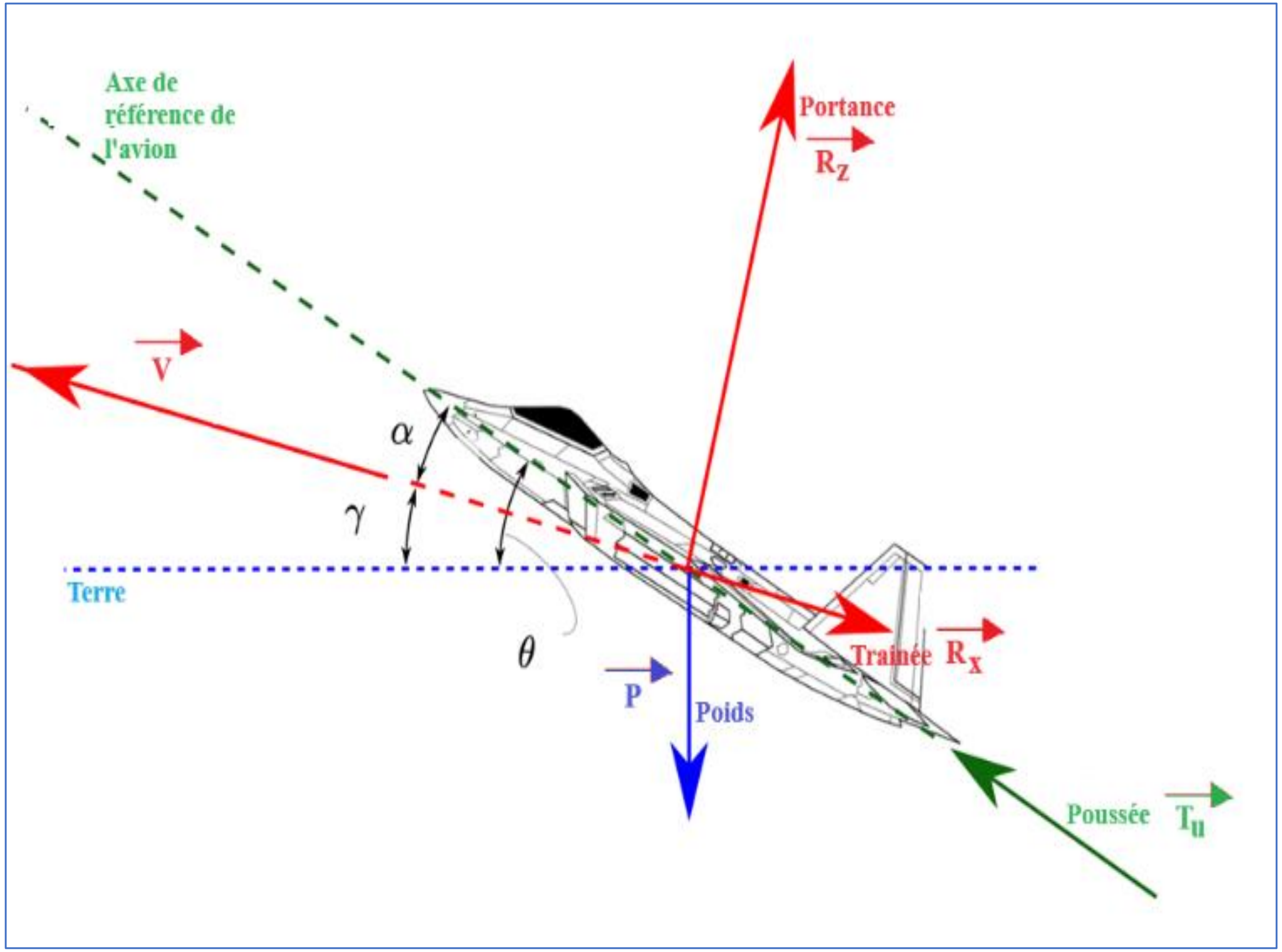
Pour les faibles pentes on aura

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

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

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

V. La montée et descente stabilisée



V_z en fonction de puissance

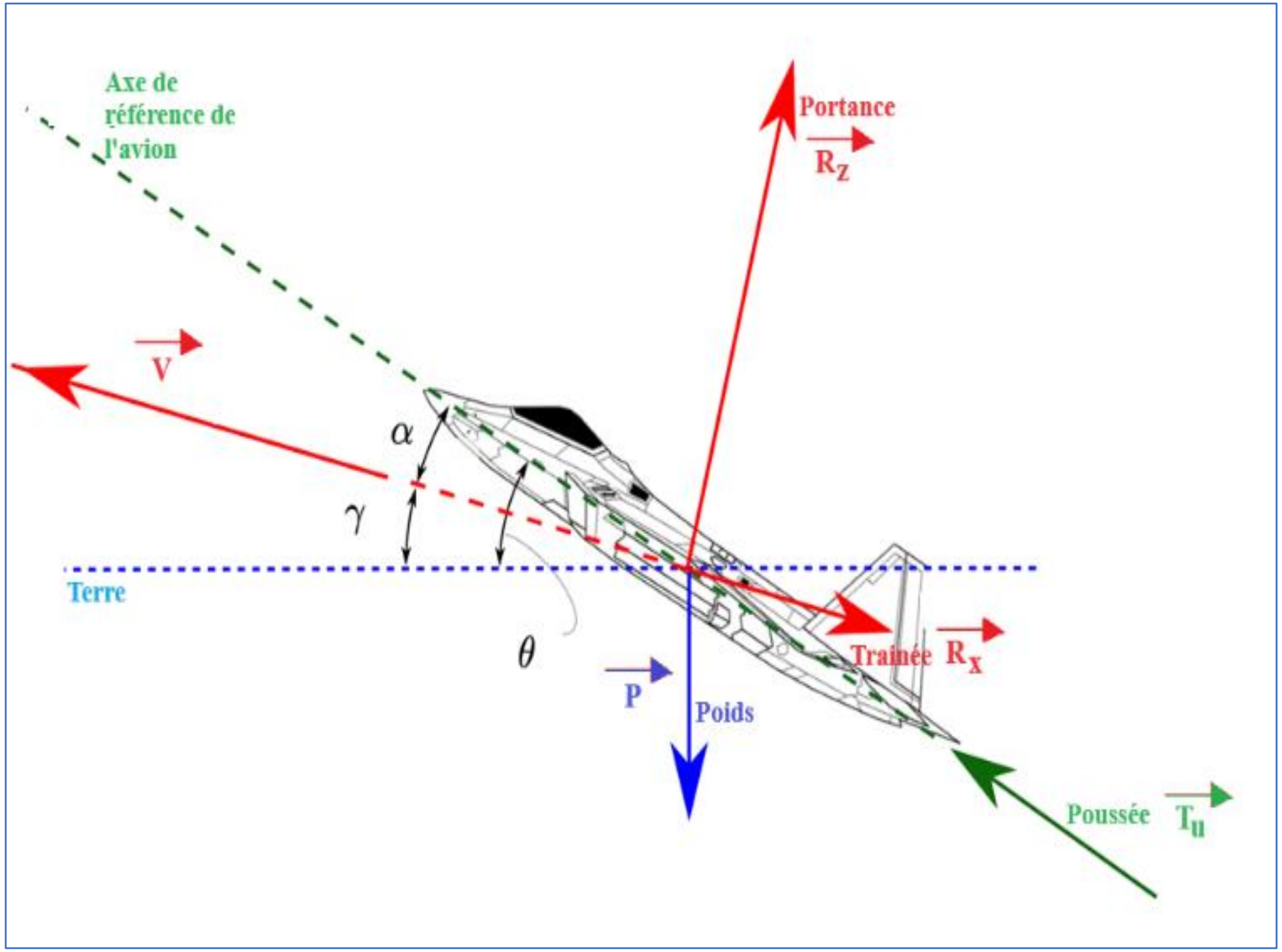
$$W_u - W_n = mgV_z,$$

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

$$Sin(\gamma) = \frac{T_u}{mg} - \frac{Cos(\gamma)}{f}$$

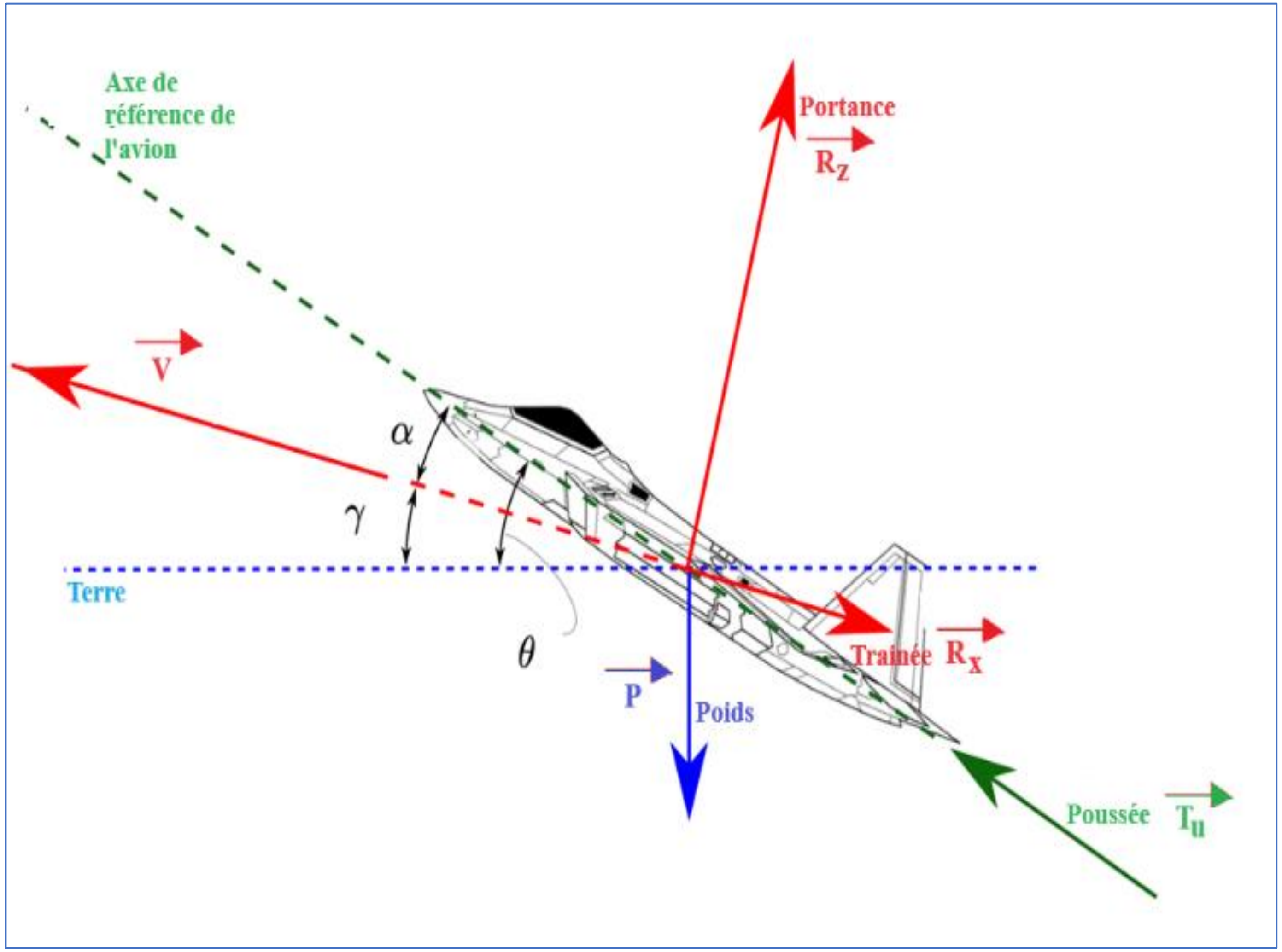
devient

Equation de montée stabilisée

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

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

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

$R_z = mg.\cos(\gamma)$ et pour γ 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 20m² 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 ?

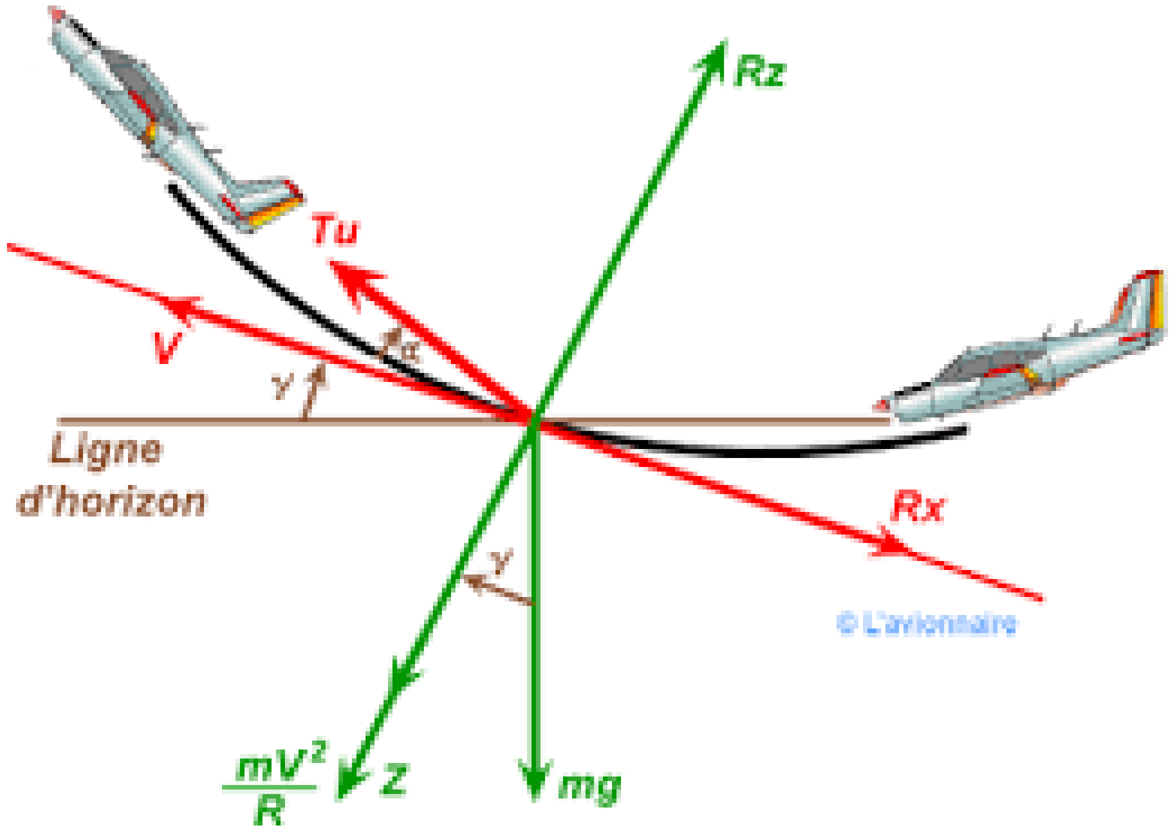
Exo 2

Un planeur de masse 600Kg est lâché par vent calme à partir de 5000ft. Cx=0,02, Cz=0,5 et la surface alaire est de 20m².

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 défini alors le facteur de charge n

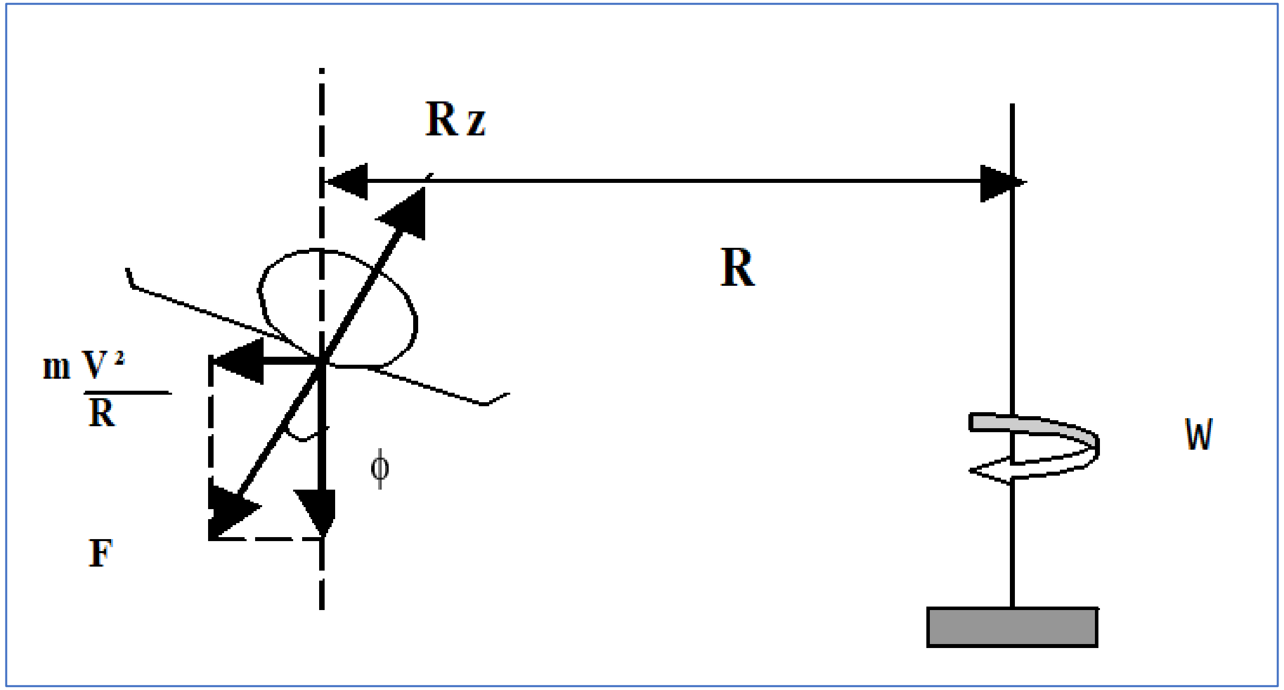
$$n = \frac{Poids\ apparent}{Poids\ réel} = \frac{m\gamma}{mg} = \frac{\gamma}{g}$$

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

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



La force totale que subit l'avion est

$$F = \frac{mg}{Cos(\varphi)}$$

$$n = \frac{F}{mg} = \frac{1}{Cos(\varphi)}$$ Comment varie n avec R**?**

Virage stabilisé

Avion incliné :

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

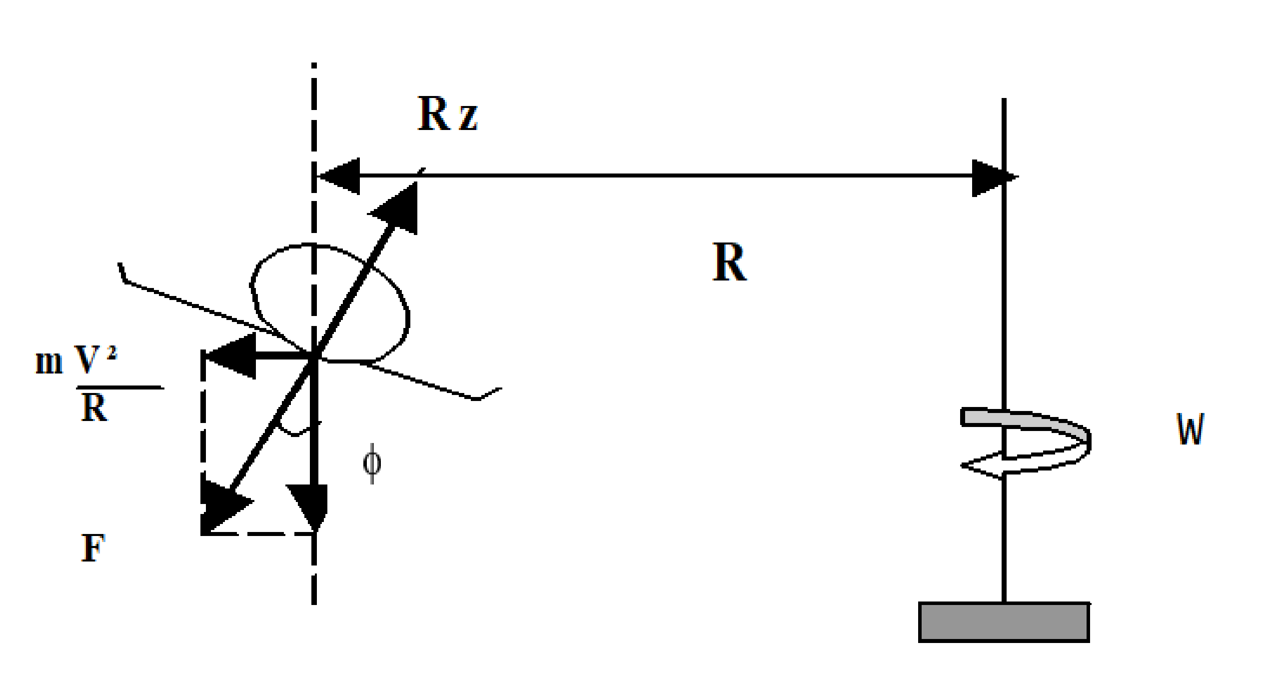
En appelant V la vitesse de l'avion, R le rayon de virage, φ l'inclinaison de l'avion, et ω la vitesse angulaire :

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

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

$$\boldsymbol{R_z = F = \frac{mg}{Cos(\varphi)} = n\,mg}$$

Décrochage

La portance équilibre le poids apparent

$$R_z = n\,mg \Leftrightarrow \frac{1}{2}\rho S V^2 C_z = \frac{mg}{Cos(\varphi)}$$

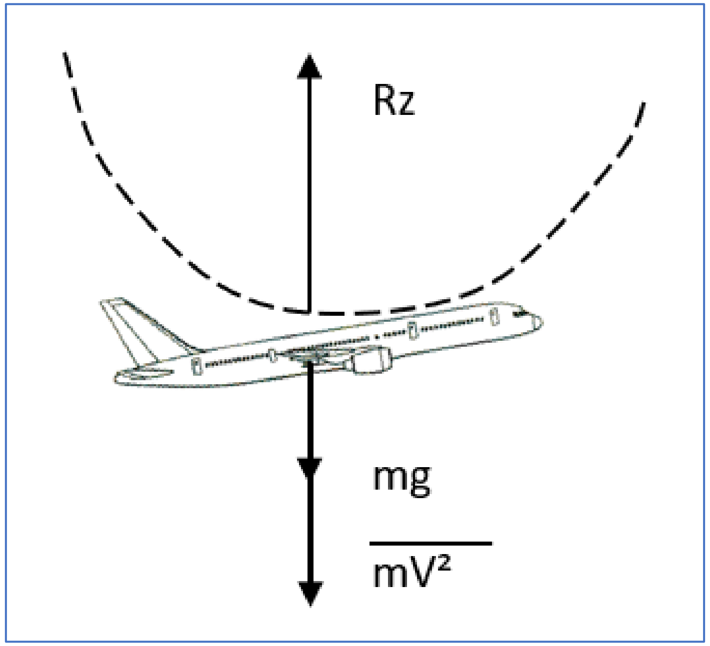
$$\boldsymbol{Cos(\varphi) = \frac{2mg}{\rho S V^2 C_z}}$$

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

$$\boldsymbol{Cos(\varphi_{max}) = \frac{2mg}{\rho S V^2 C_{zmax}}}$$

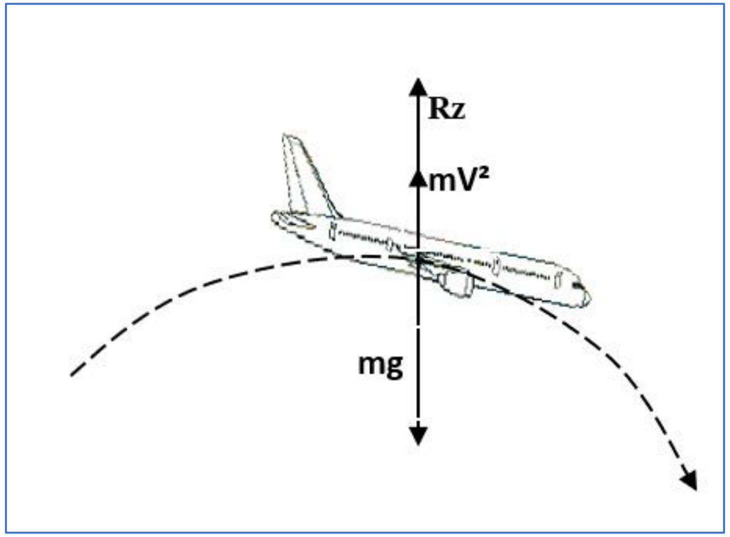
Après cet angle maximum, si on tente de prendre un virage plus serré encore, l'avion décroche, général brutalement

V.II La ressource



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

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



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

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

La ressource

Changement de direction dans un plan vertical.

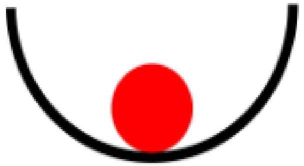
Mise en cabré : ressource vraie
La trajectoire est assimilée à un cercle de rayon R. La force d'inertie centrifuge s'ajoute au poids de l'avion.

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.

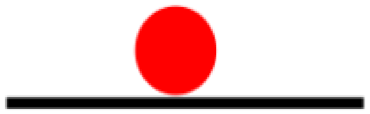
STABILITE

VIII. STABILITÉ

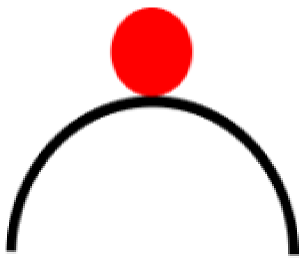
Stabilité statique



Stabilité statique



Neutralité statique

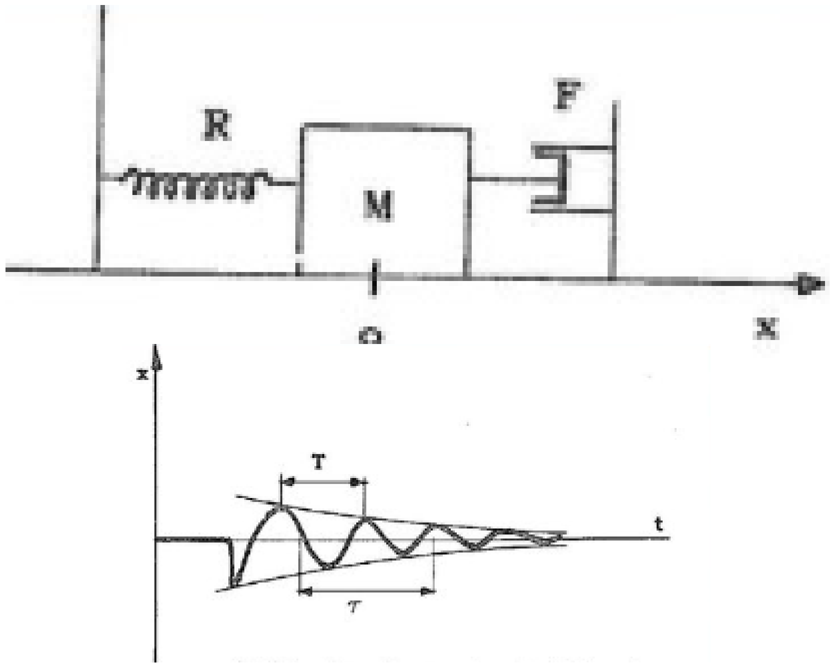


Instabilité statique

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

Système 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 adimetionnel	Description
x	L	C_l	φ	P	$\bar{p}$	Roulis
y	M	C_m	θ	Q	$\bar{q}$	Cabrage
z	N	C_n	ψ	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

$dM < 0$ ou $dC_m < 0$;

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

$dM > 0$ ou $dC_m > 0$;

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

Stabilité statique - longitudinale

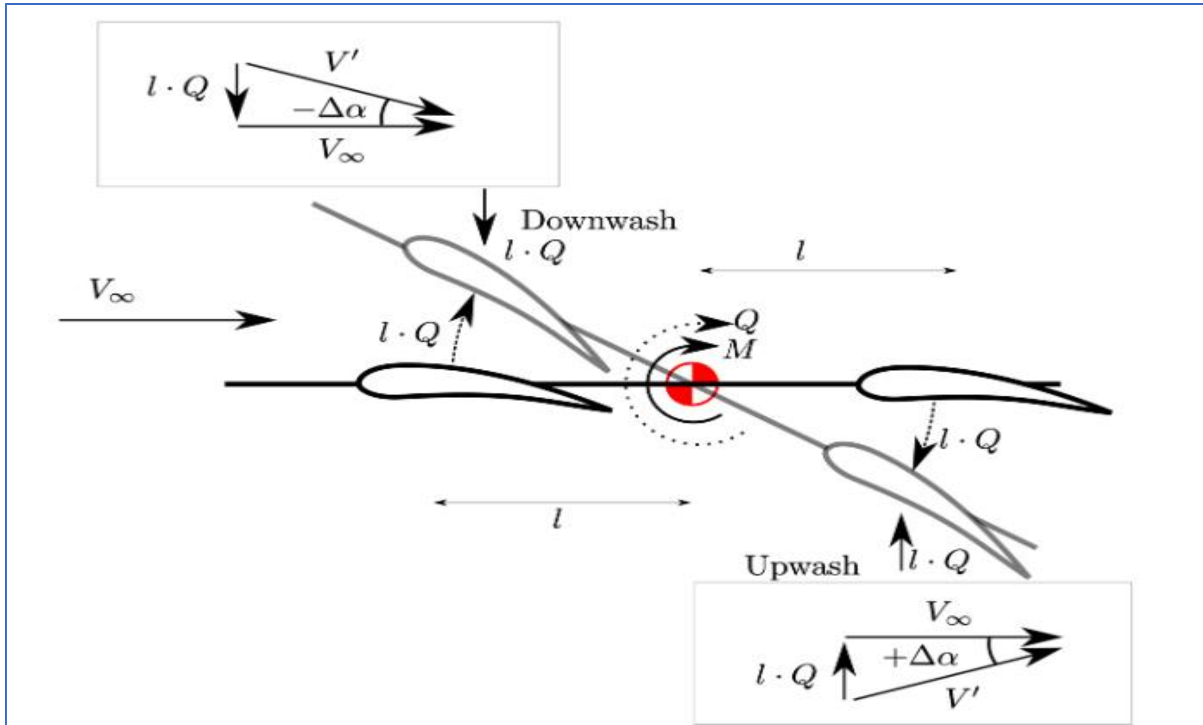
Le coefficient de moment longitudinal est de la forme

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

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 ascendant en cabré

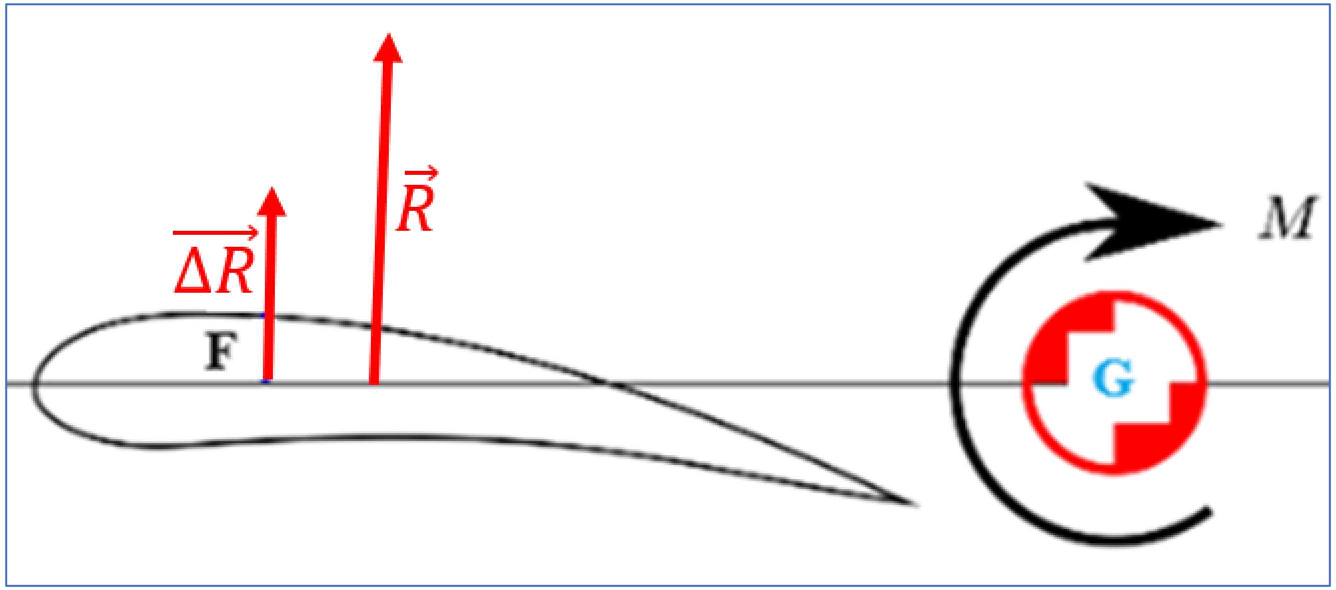
$$\frac{dC_{mQ}}{dQ} = \frac{dC_{mQ}}{d\alpha} < 0$$

quelque soit la position du centre de gravité



Stabilité statique - longitudinale

Effet sur $C_{m\alpha}$



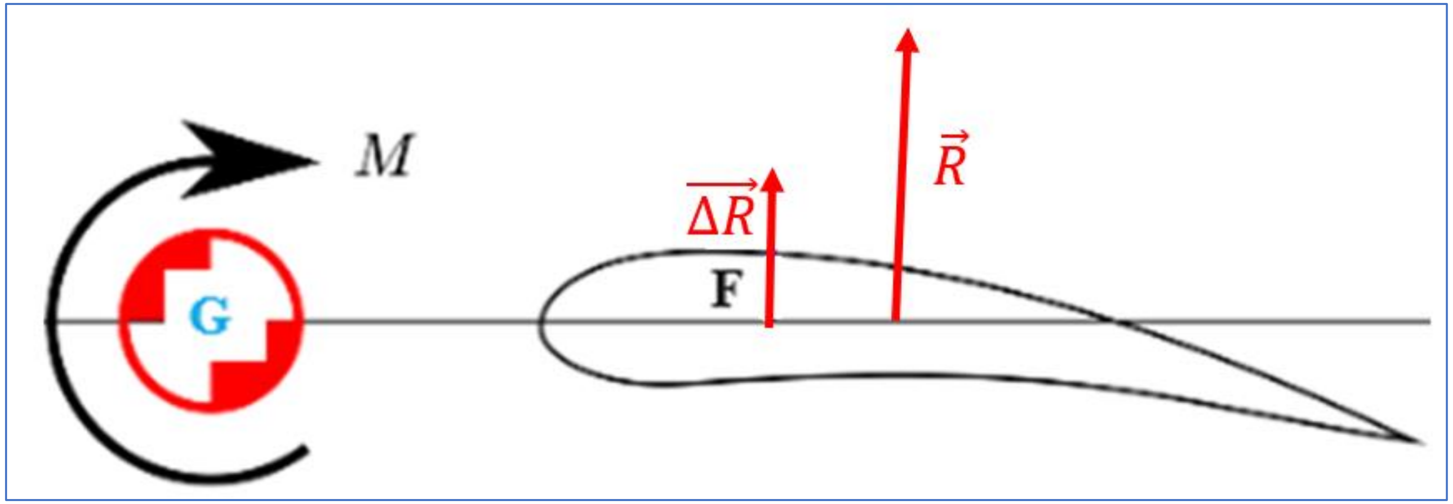
Centrage arrière

Centre de gravité derrière le foyer

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

Un aéronef centré arrière est un aéronef instable.

Stabilité statique - longitudinale



Centrage avant

Centre de gravité avant le foyer

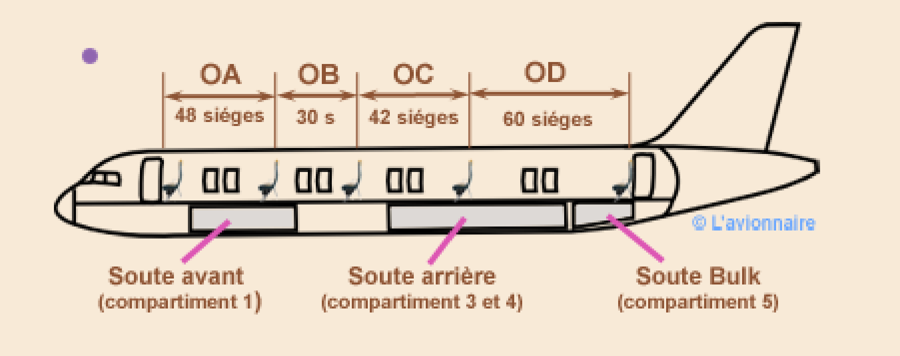
$$\boldsymbol{C_{m\alpha} < 0}$$

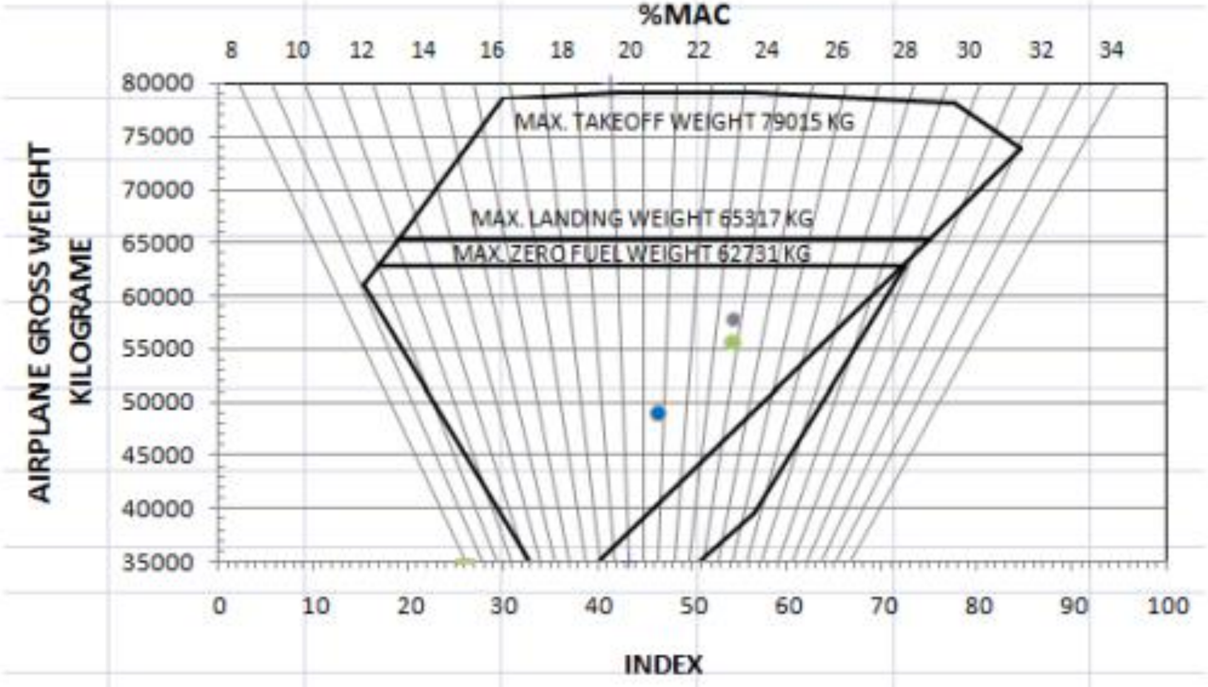
<u>Un aéronef centré avant est un aéronef stable</u>.

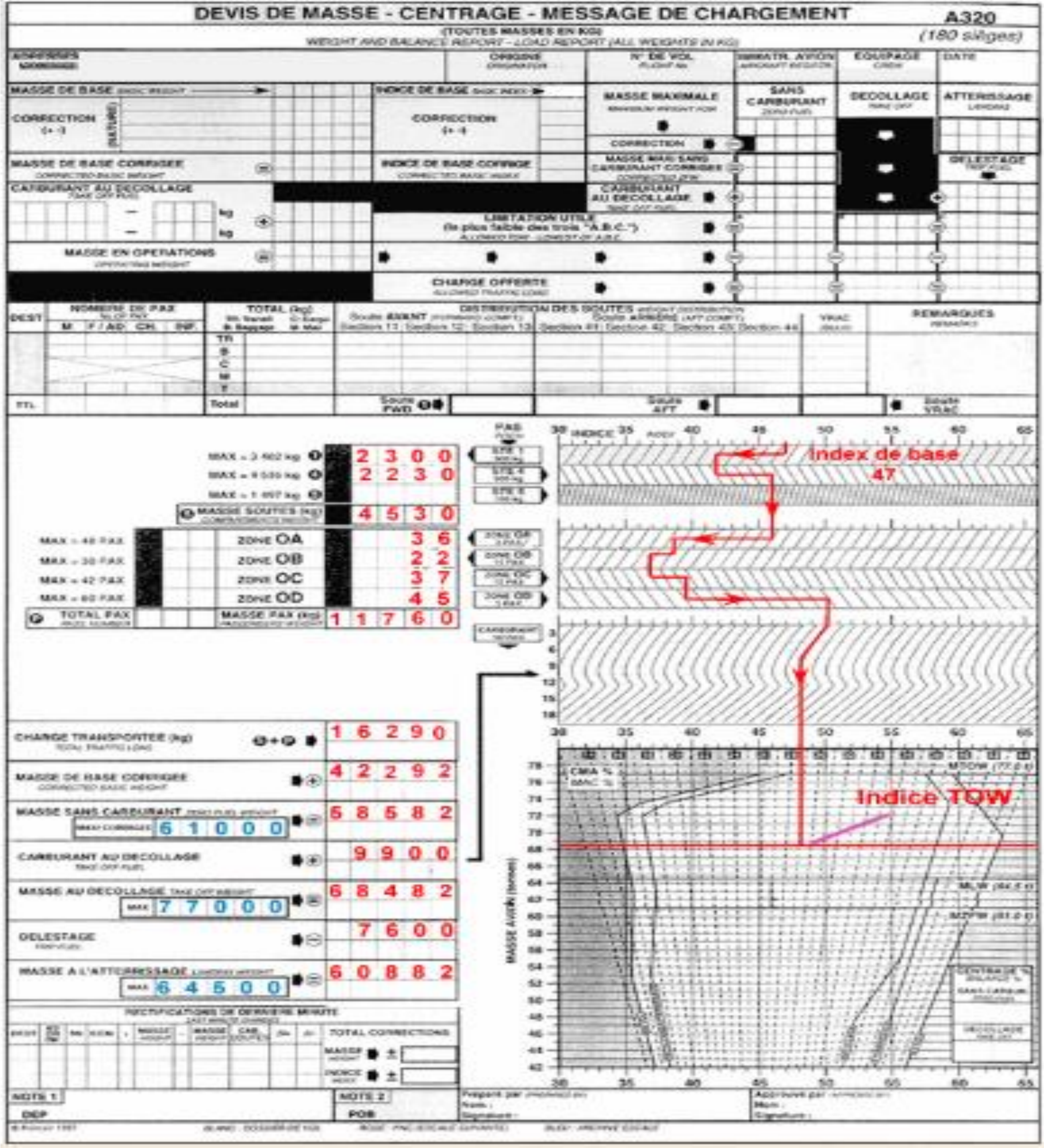
Ainsi la stabilité longitudinale est essentiellement affectée par $\boldsymbol{C_{m\alpha}}$ qui dépend lui-même de la position du centre de gravité par rapport au foyer

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

Stabilité statique - longitudinale

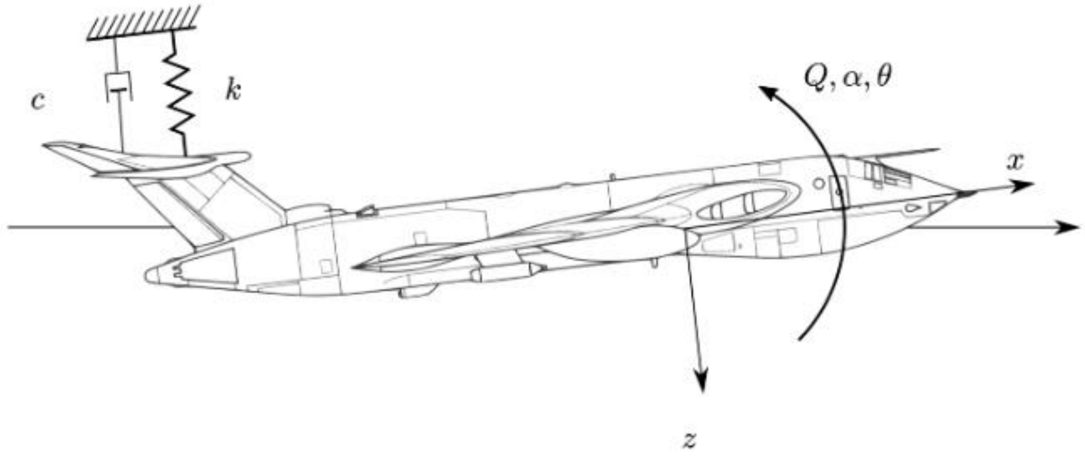






Stabilité statique - longitudinale

- 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 Ca adaptée à la mission

Stabilité statique - latérale

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

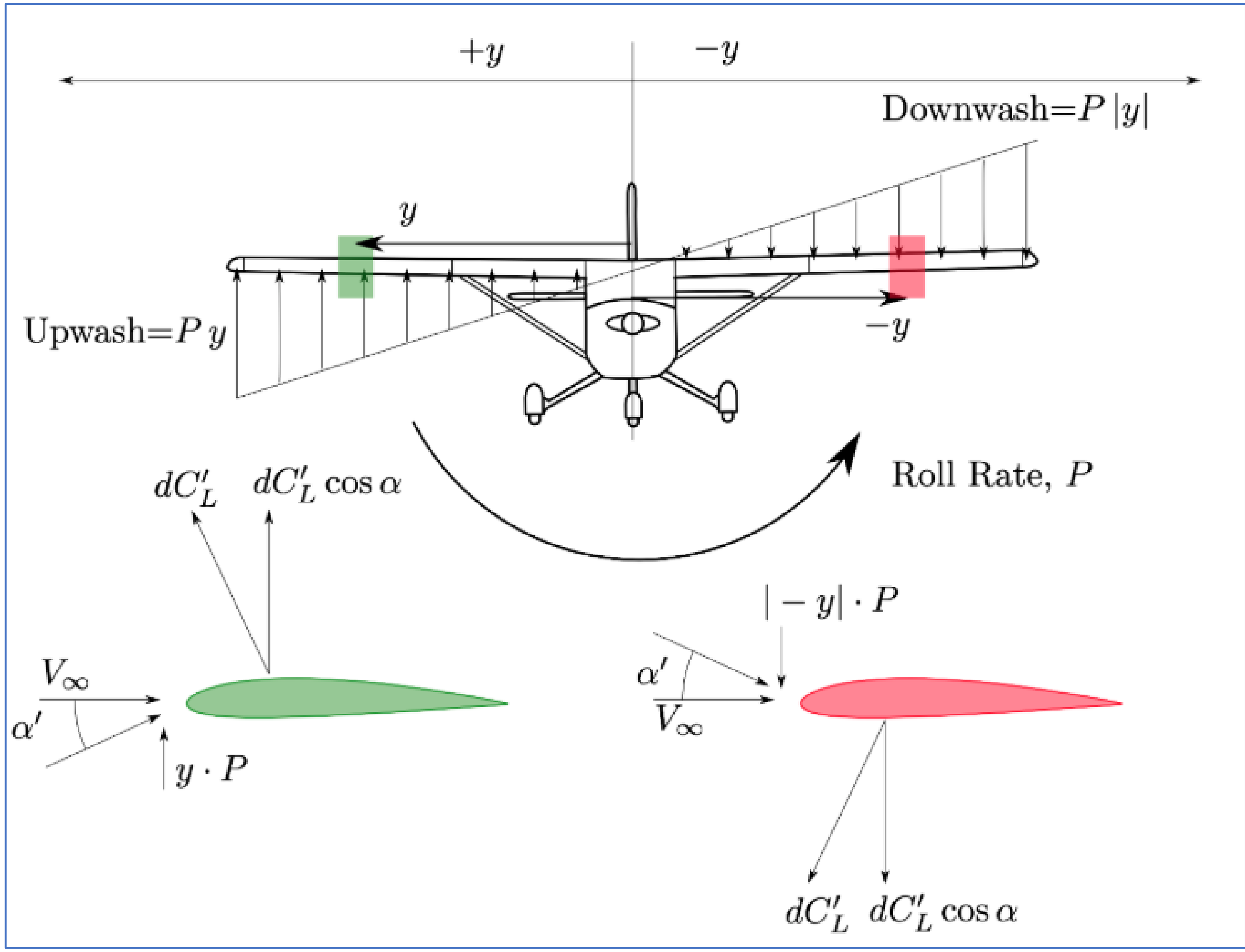
$$\frac{dC_l}{dP} < 0$$

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

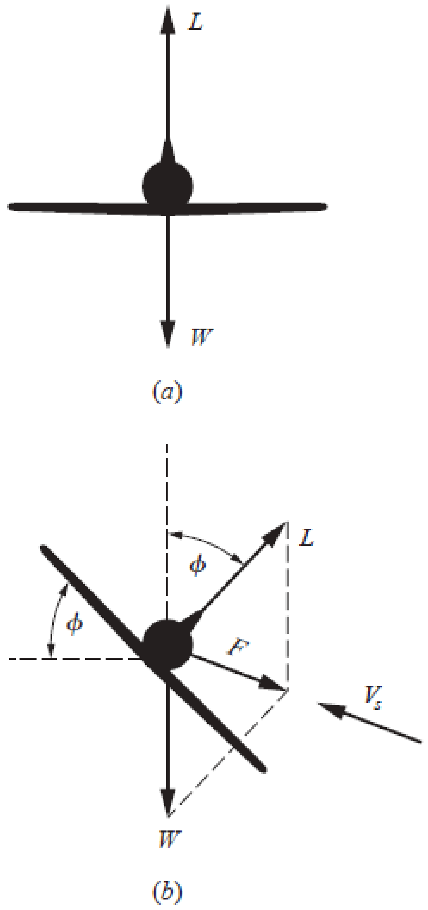
δ_a est l'action du Pilote sur les ailerons

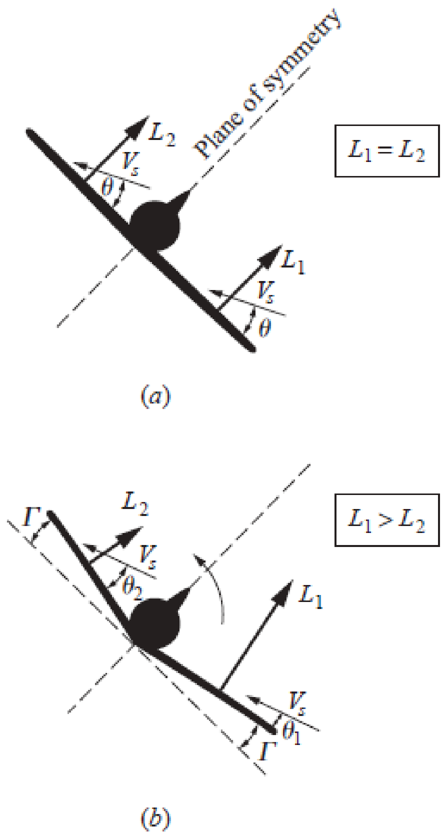
C_{lP} est l'amortisseur de roulis, il est toujours négatif

$C_{l\beta}$ est l'effet dièdre



Stabilité statique - latérale





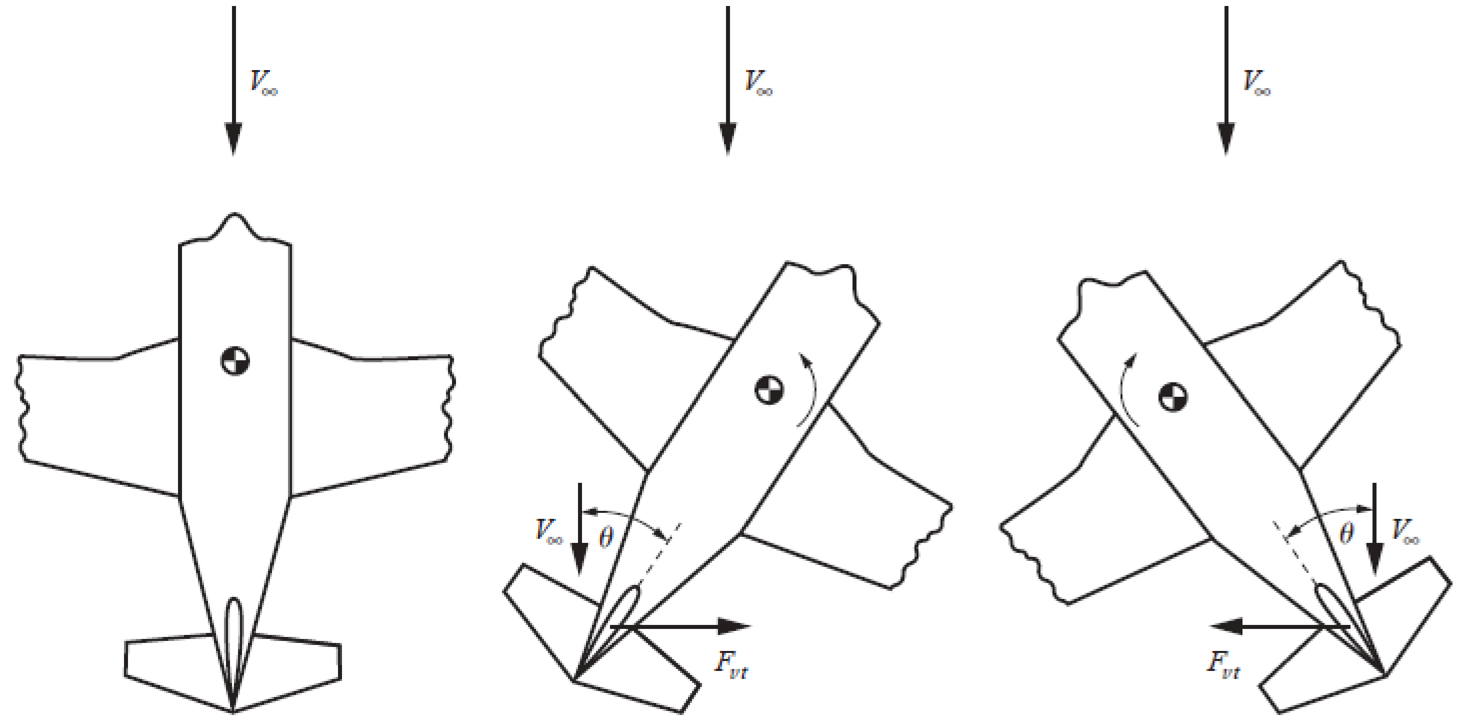
Dièdre δ

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



(*a*) No yaw (*b*) Yaw to the right (*c*) Yaw to the left

Stabilité dynamique

Elle sera abordée dans les cours sur les Commandes automatiques de vol (CADV)

CONSOMMATION

IX. CONSOMMATION

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

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

- Consommation spécifique : $\boldsymbol{C_{sp} = \frac{FF}{T_u}}$ en Kg/N.H
- Consommation distance : $\mathbf{CD} = \boldsymbol{\frac{Q}{D}}$
- Rayon spécifique : $\boldsymbol{R_s = \frac{1}{CD} = \frac{V_s}{C_H}}$

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 Cx=0,02 et Cz=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 Cz et Cx 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 ?

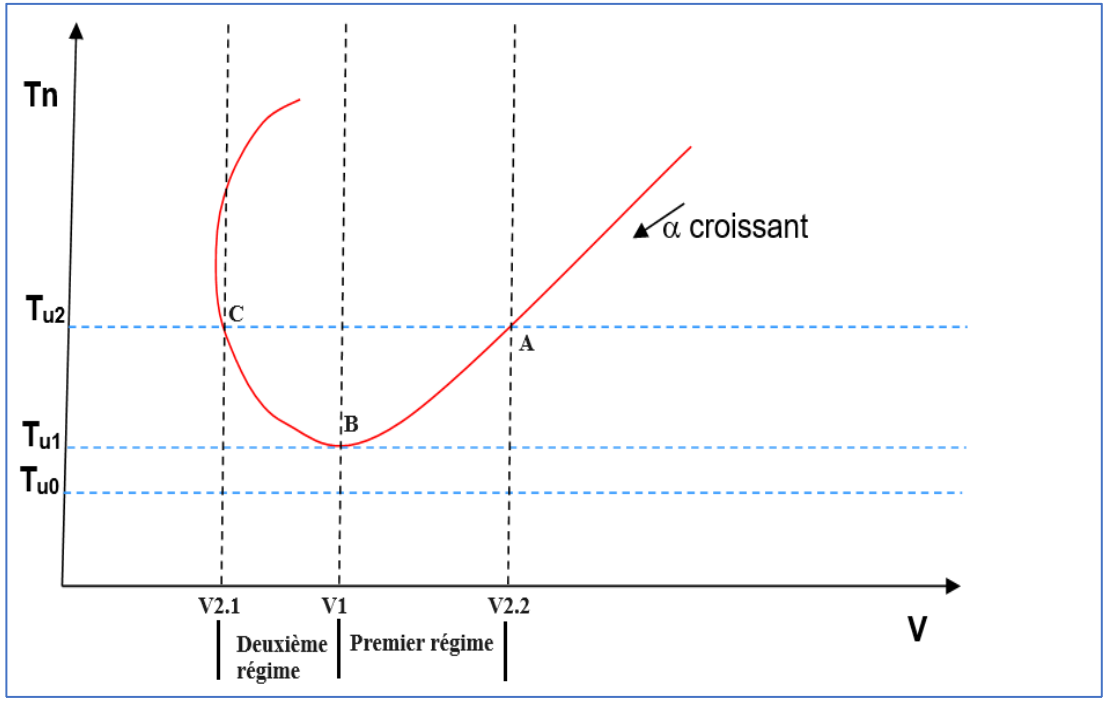
Exo 4

Un avion de masse 2000 kg vole dans des conditions normales à une vitesse de 100 m/s. Le coefficient de portance maximal (Czmax) pour cet avion est de 1,2. . $S=10m^2$, $\rho=1{,}05Kg/m3$

1. Calculez l'angle (φ) d'inclinaison pour réaliser le virage à Czmax.
2. L'angle φ est-il minimal ou maximal pour réaliser ce virage.
3. Calculez le rayon de virage minimal (Rmin) 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=370Kt, S=100m2, Czmax=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.