

Introduction
à la
Mécanique du vol

Plan du cours

I. Présentation générale

II. L'environnement avion

III. Modélisation de l'avion

III.1 Les voilures

III.2 Les caractéristiques principales

III.3 Les différents repères

III.4 Les efforts

III.5 Les équations de mouvement

III.6 Les aéronefs

IV. Aérodynamique

IV.1 Origine de la portance

IV.2 Origine de la traînée

I. Présentation générale

Vol atmosphérique (avion, planeur, navette en phase de retour)

Milieu: air

Forces :

- Efforts dus à la pesanteur
- Efforts d'inertie
- Efforts de propulsion
- Efforts aérodynamiques: portance, traînée,...

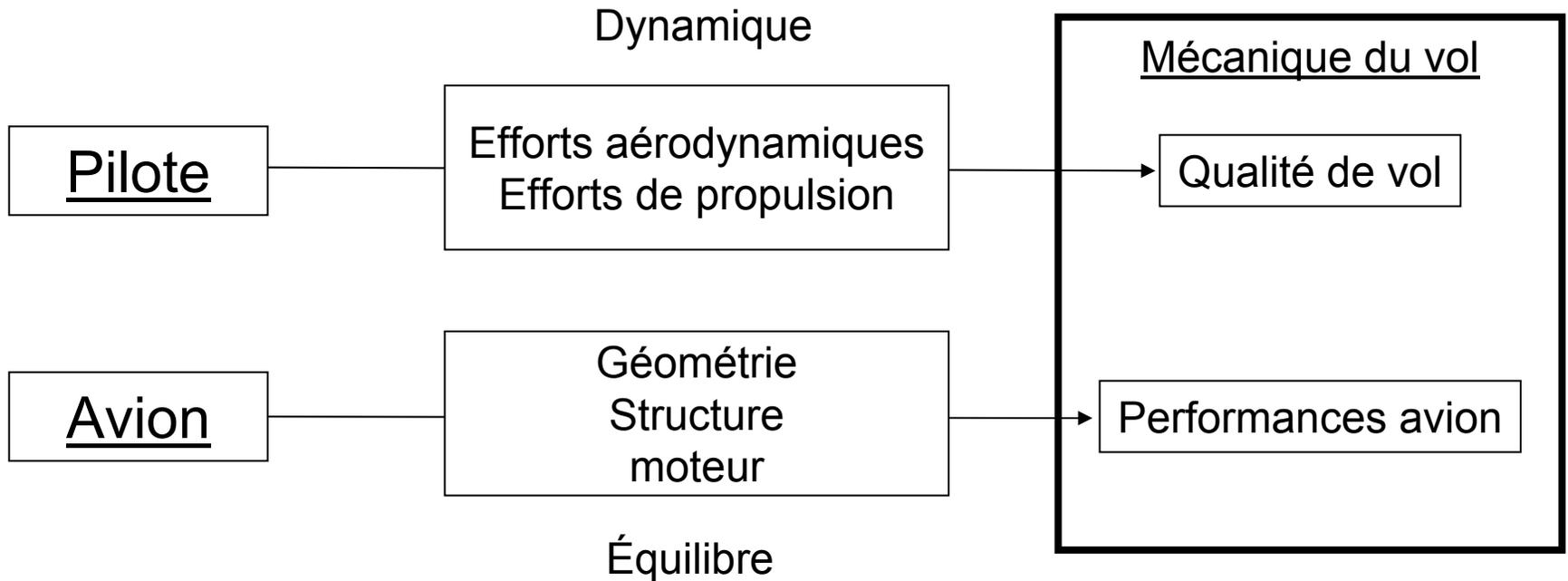
Vol spatial (satellites, navette en vol orbital)

Milieu: vide

Forces:

- gravité engendrée par 1 ou plusieurs corps célestes
- Efforts d'inertie
- Efforts de propulsion

Schéma de principe



II. L'environnement avion

La Terre *Hypothèses*

– *Immobile*

– *Plate*

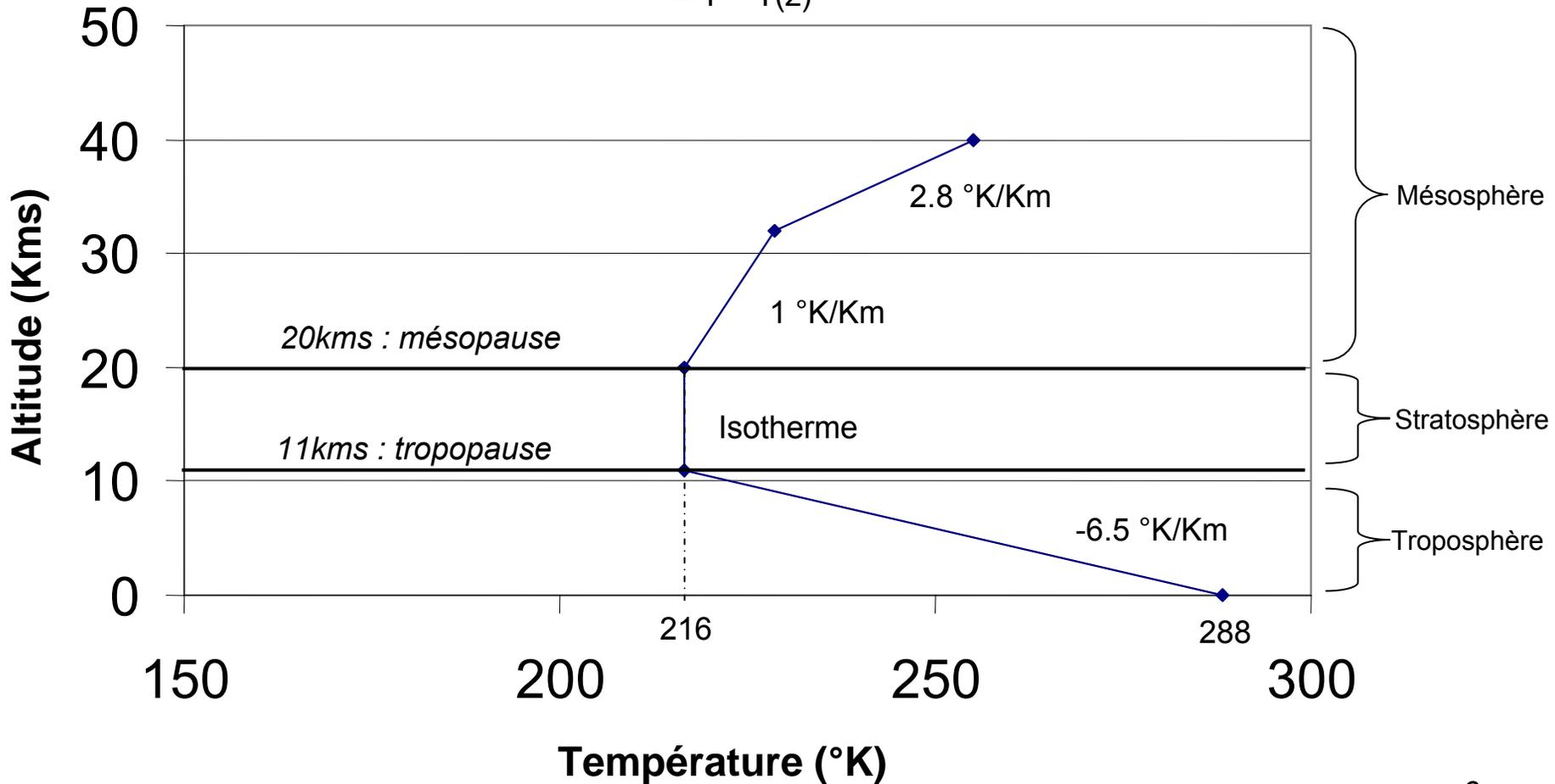
– *Vecteur gravité constant*

L'atmosphère

Hypothèses

- Sèche
- Au repos
- $T = T(z)$

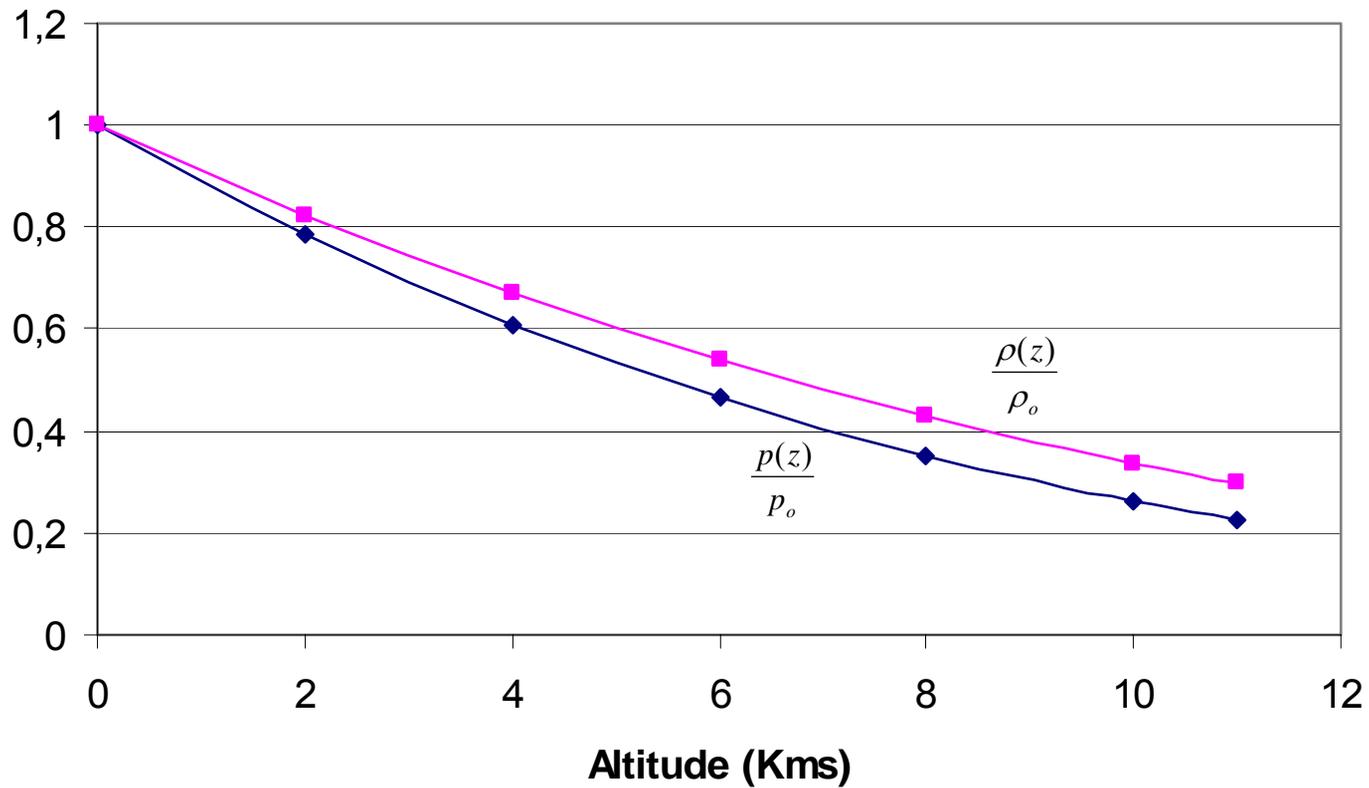
Atmosphère standard



L'atmosphère

Dans la troposphère entre 0 et 11 Kms

« la pression est divisée par 2 tous les 5000m »



L'atmosphère l'air

- La compressibilité
 - Onde de choc au-delà du M_{critique}
 - Forte augmentation de la traînée au-delà du M_{critique}

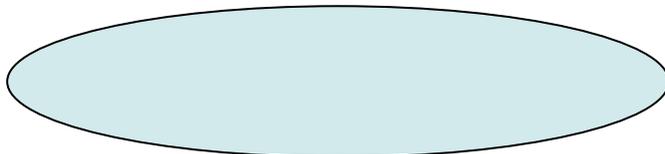
- La viscosité
 - Décollements le long du profil → Traînée de décollement
 - Couche limite
 - Augmentation de la traînée de frottement
 - Décrochage du profil

III. Modélisation de l'avion

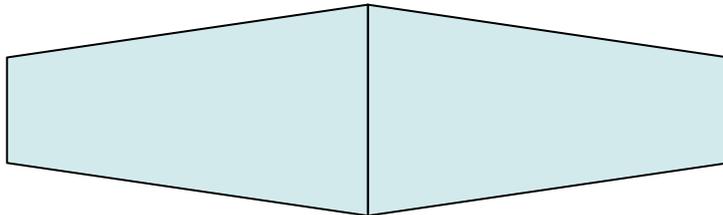
III.1 Les voilures



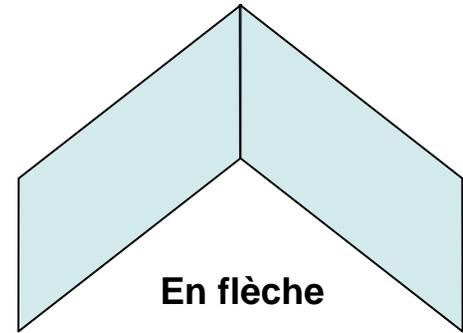
Rectangulaire



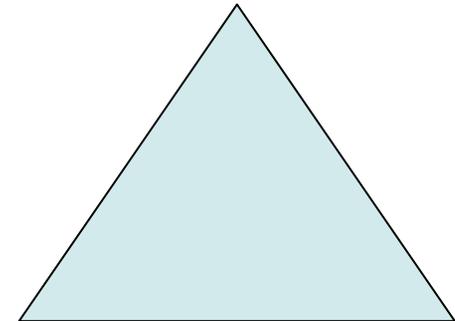
Elliptique



Trapézoïdale



En flèche

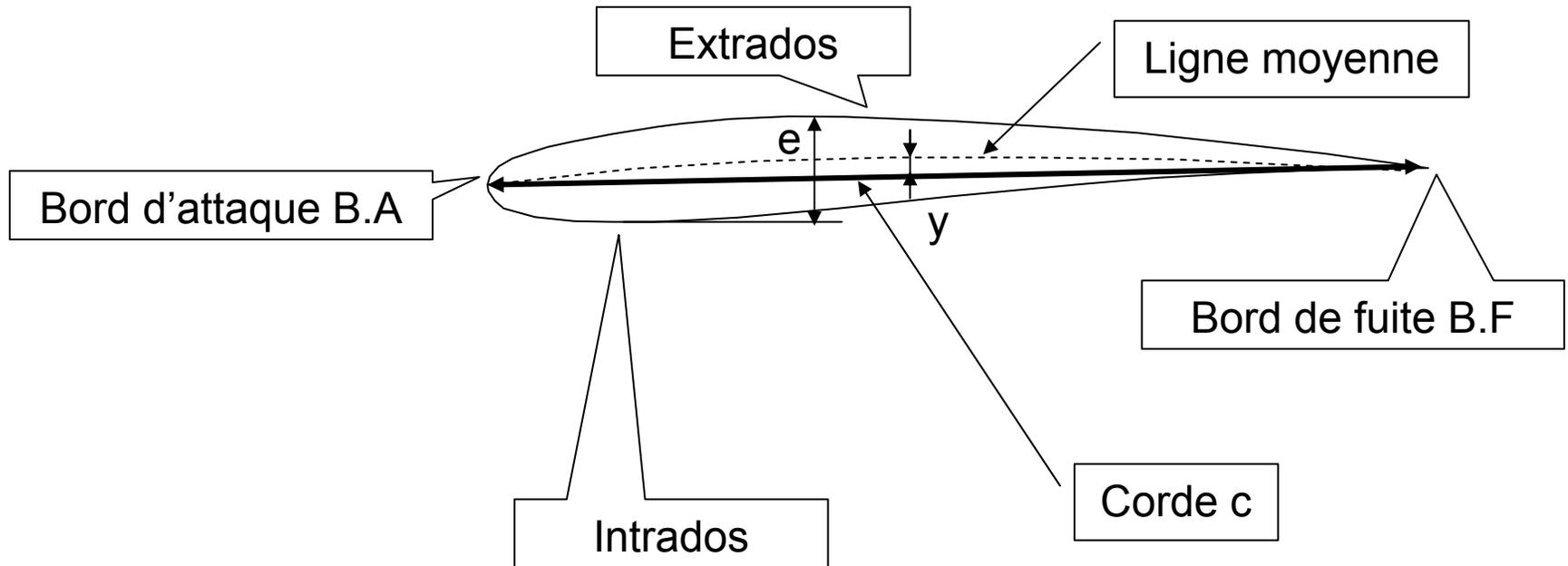


En delta

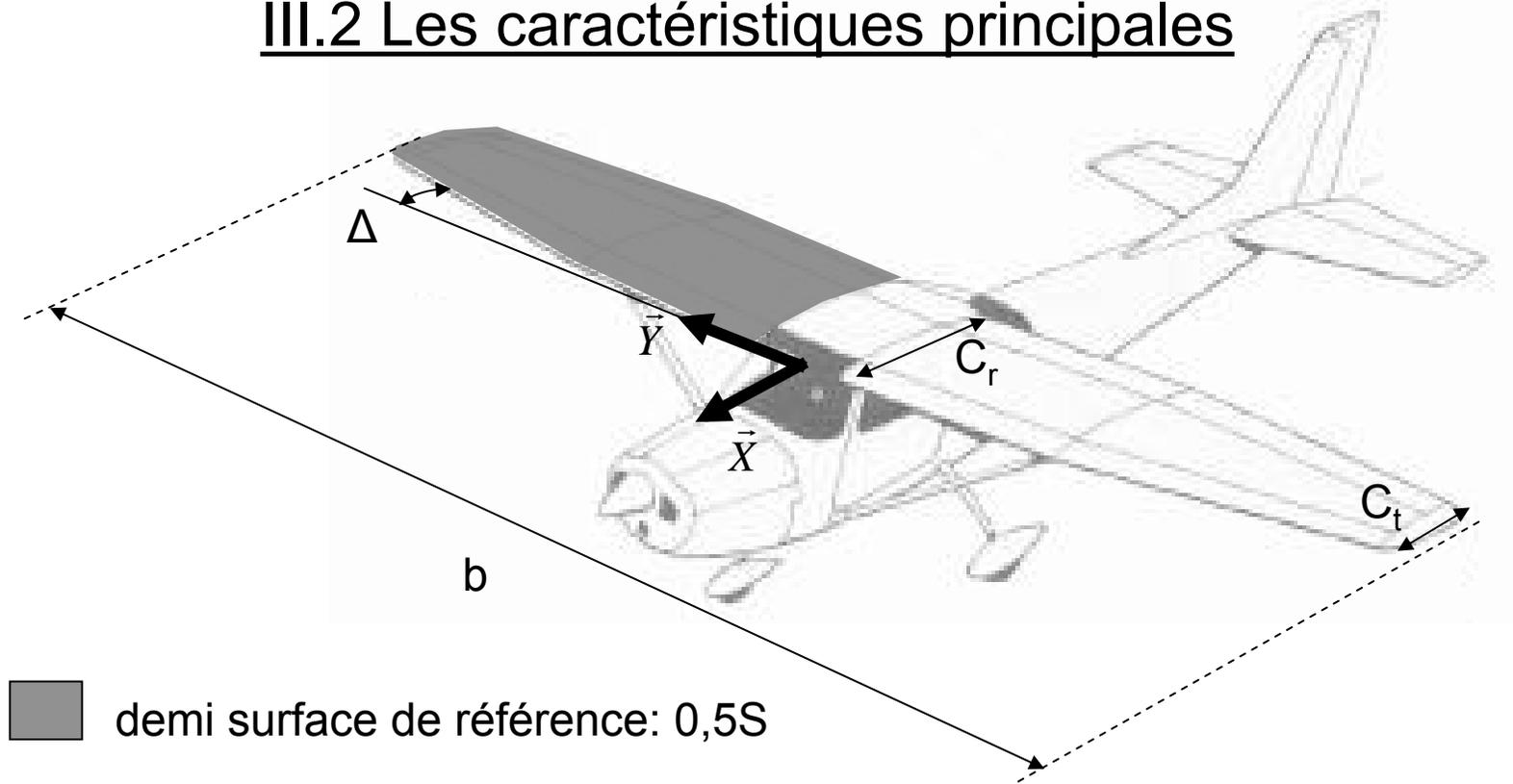


Surface de référence S

III.1 Les voilures



III.2 Les caractéristiques principales



C_r
C_t
C
C_a

Δ
λ
ε
b

III.2 Les caractéristiques principales

- Masse m
- **Solide indéformable** de centre de gravité \mathbf{G} (6 d° liberté)

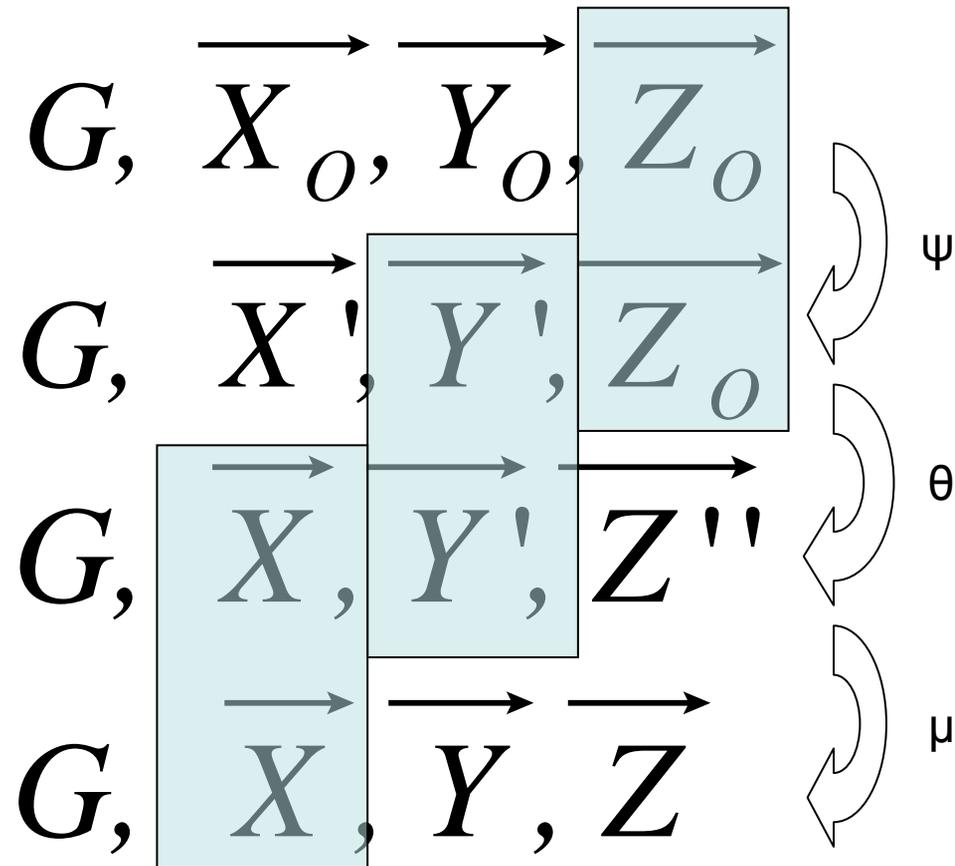
- Matrice d'inertie $J(G, avion) = \begin{pmatrix} A & 0 & -E \\ 0 & B & 0 \\ -E & 0 & C \end{pmatrix}$

- Avion à centres confondus ou à centres distincts

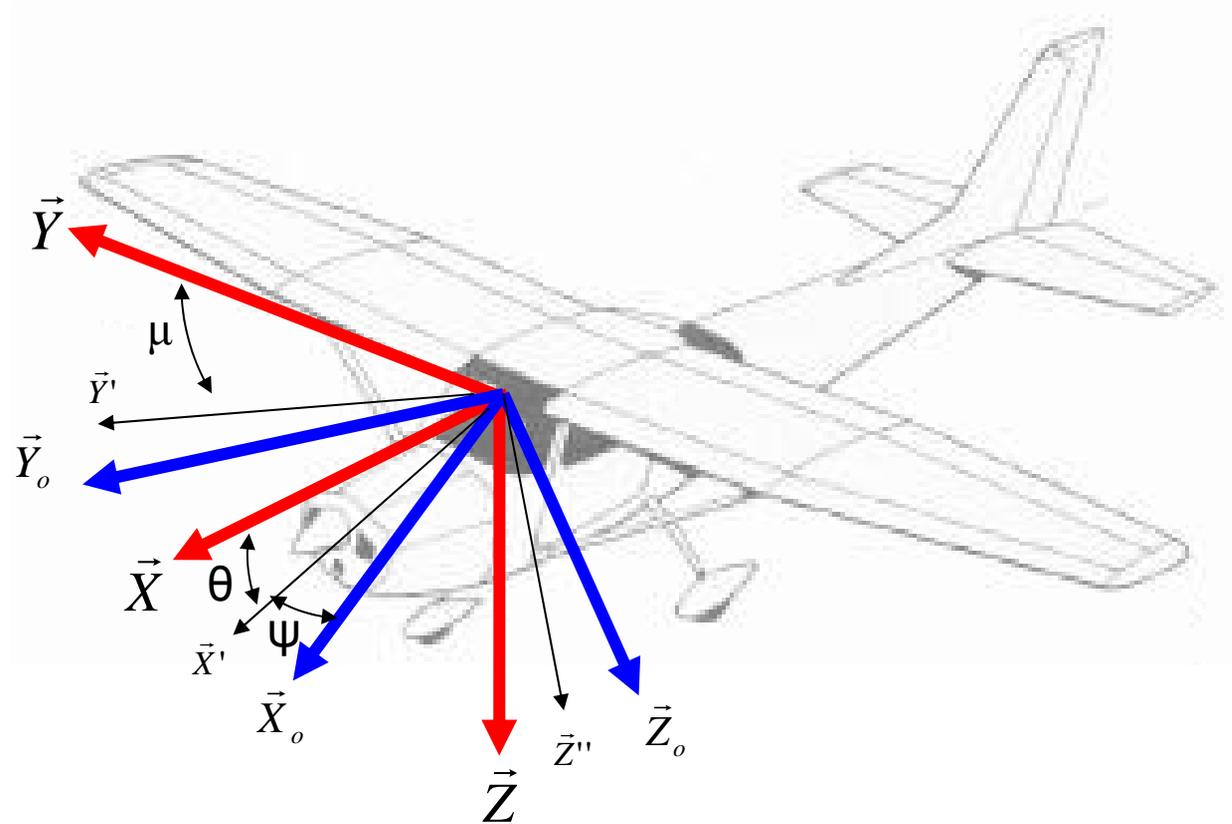
III.3 Les différents repères

- Le repère terrestre $G, \vec{X}_O, \vec{Y}_O, \vec{Z}_O$
- Le repère avion $G, \vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z}$
- Le repère aérodynamique $G, \vec{X}_a, \vec{Y}_a, \vec{Z}_a$

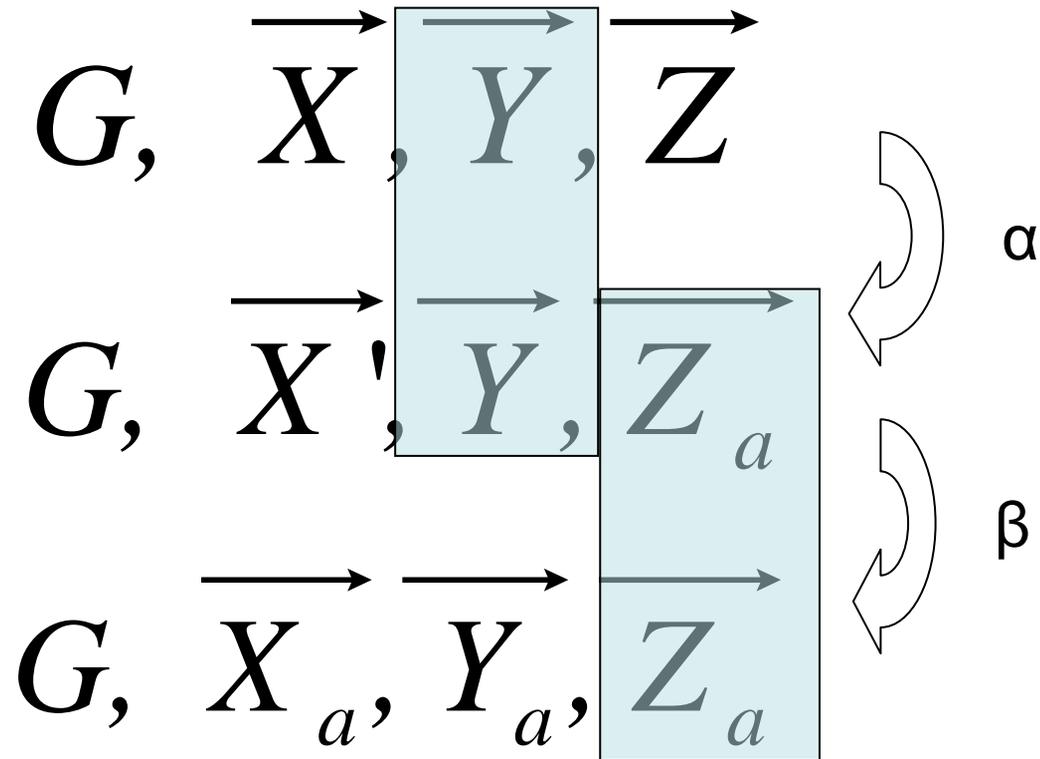
III.3.a Du repère terrestre au repère avion



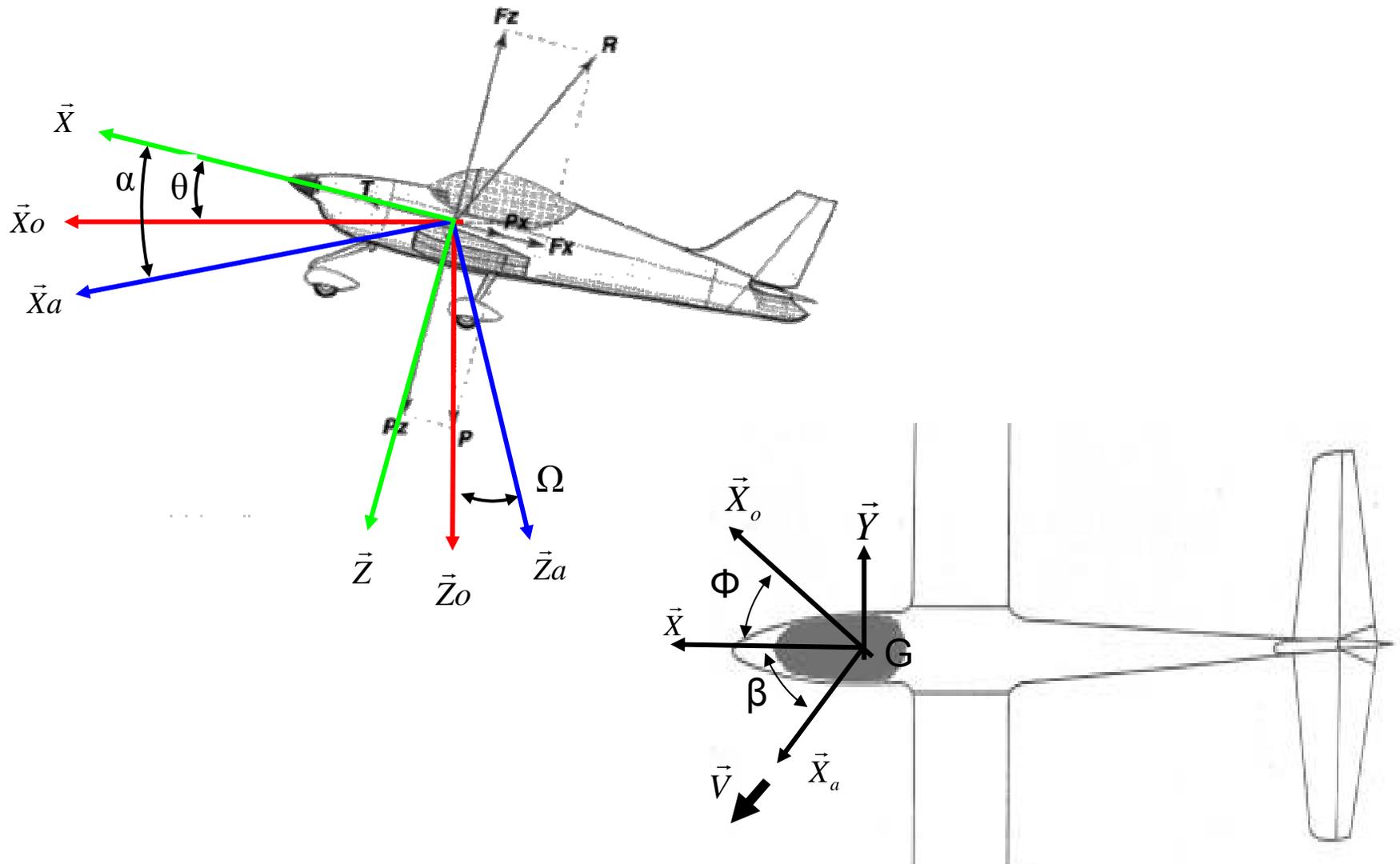
III.3.a Du repère terrestre au repère avion



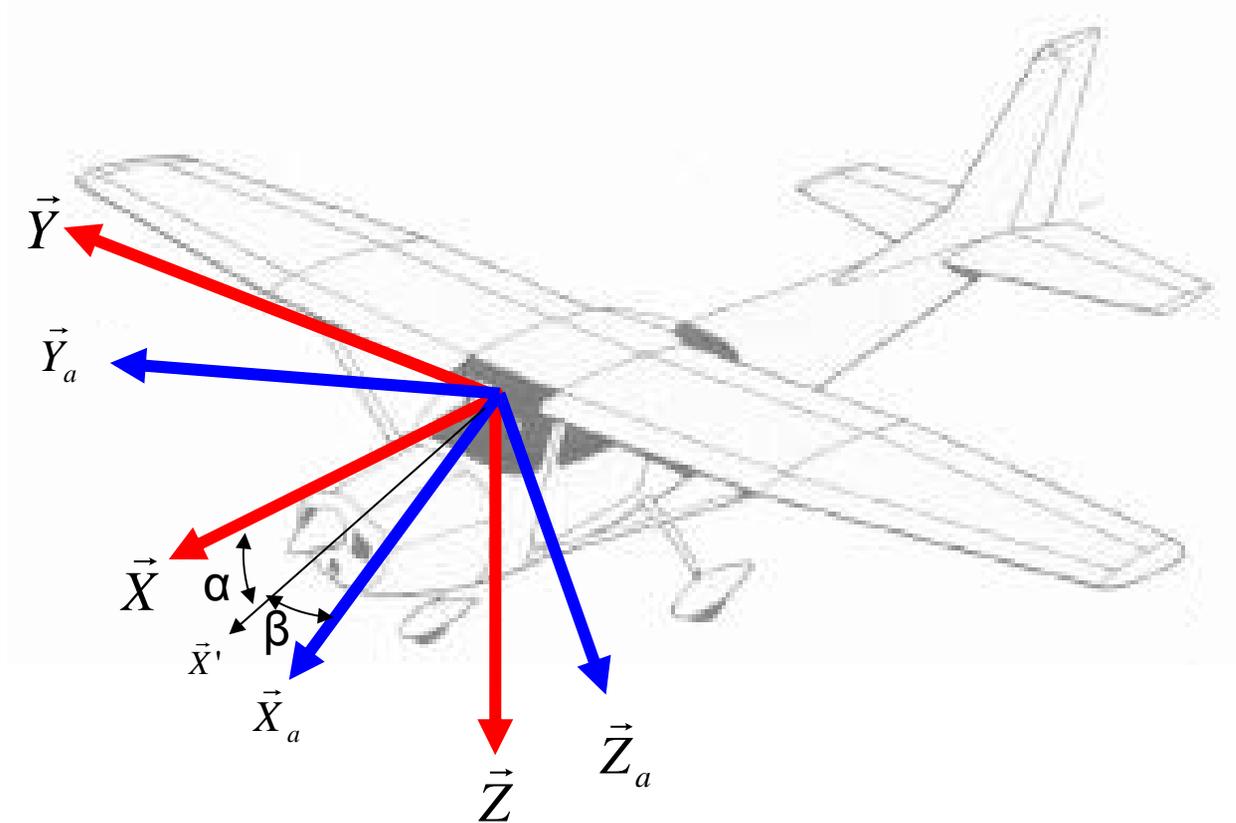
III.3.b Du repère avion au repère aérodynamique



III.3.b Du repère avion au repère aérodynamique



III.3.b Du repère avion au repère aérodynamique



III.3.c Récapitulatif des angles

- α : angle d'incidence
- β : angle de dérapage
- Ω : pente
- ψ : azimuth
- θ : assiette longitudinale
- μ : gîte
- Φ : angle de cap

III.3.d Les vitesses

Vitesses angulaires dans le repère avion

$$\vec{\Omega}(R / R_o) = p\vec{X} + q\vec{Y} + r\vec{Z}$$

p: vitesse de roulis

q: vitesse de tangage

r: vitesse de lacet

Vitesses réduites

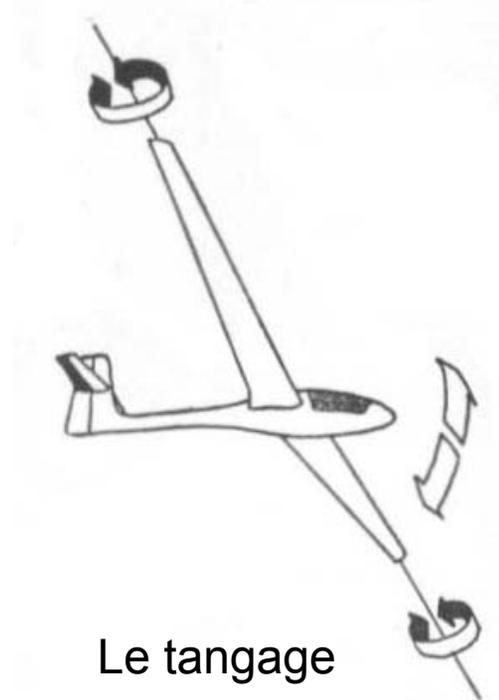
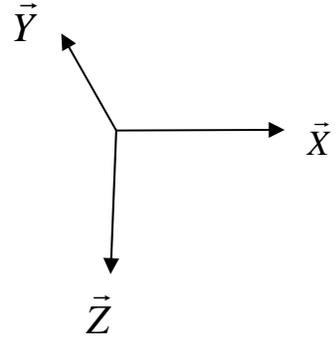
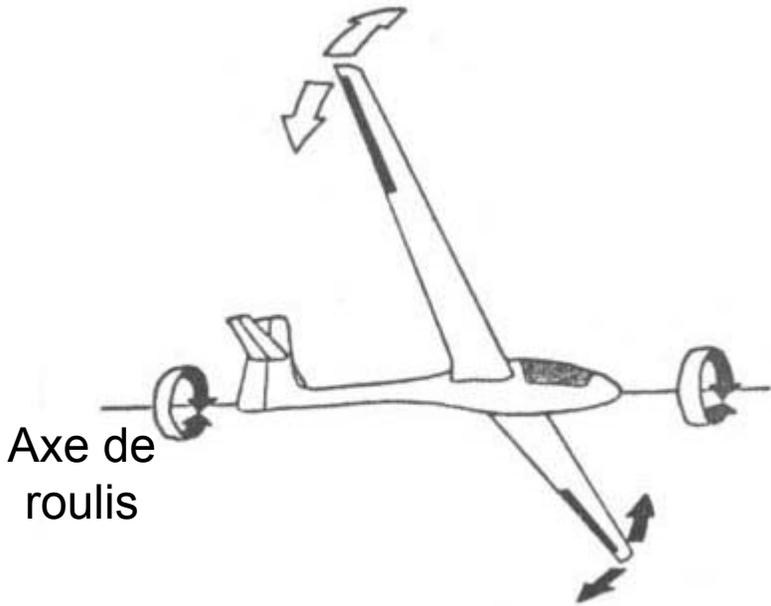
p*:

q*:

r*:

III.3.d Les vitesses

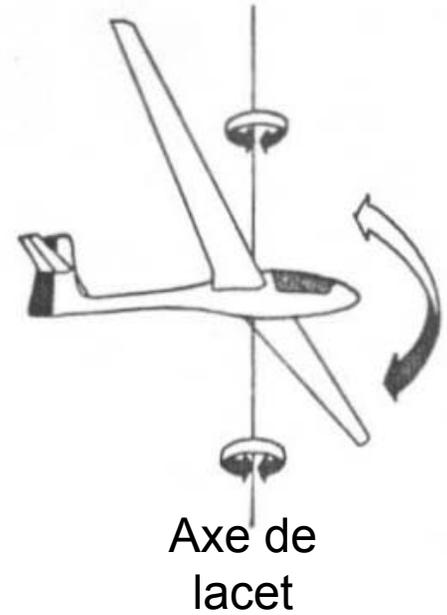
Le roulis



Le tangage

Axe de tangage

Le lacet



Axe de lacet

III.4 Les efforts

- La force de propulsion

$$\vec{F} = F \cdot \vec{X}$$

- Le poids

$$\vec{P} = m \cdot g \cdot \vec{Z}_o$$

- La portance

$$\vec{F}_p = -F_p \cdot \vec{Z}_a = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_z \cdot V^2 \cdot \vec{Z}_a$$

- La traînée

$$\vec{F}_t = -F_t \cdot \vec{X}_a = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_x \cdot V^2 \cdot \vec{X}_a$$

- Les forces latérales

$$\vec{F}_l = F_l \cdot \vec{Y}_a = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_y \cdot V^2 \cdot \vec{Y}_a$$

S:

c:

ρ :

Cx:

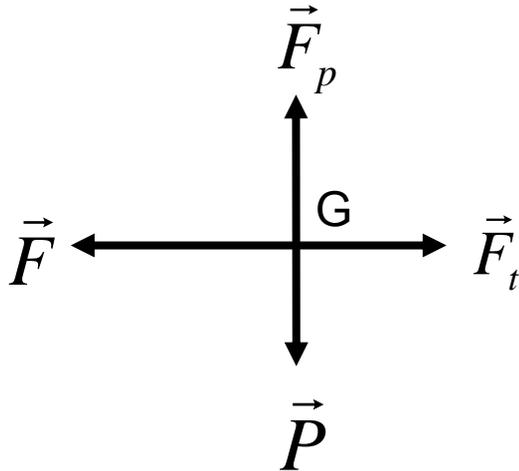
Cy:

Cz:

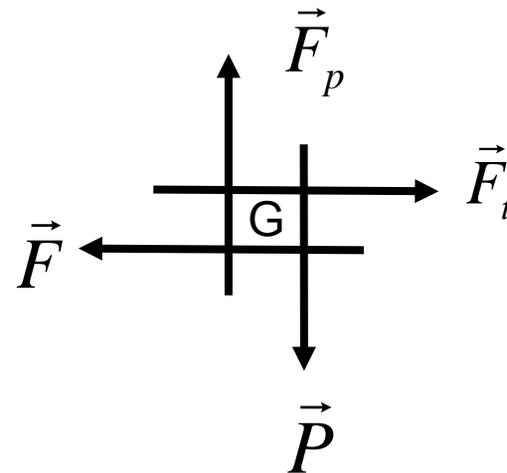
V:

III.4 Les efforts

Avion à centres confondus



Avion à centres distincts



Dans notre cas avions à centres confondus

III.4 Les efforts

- Moment de roulis

$$\vec{L} = L \cdot \vec{X} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot Cl \cdot c \cdot V^2 \cdot \vec{X}$$

- Moment de tangage

$$\vec{M} = M \cdot \vec{Y} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot Cm \cdot c \cdot V^2 \cdot \vec{Y}$$

- Moment de lacet

$$\vec{N} = N \cdot \vec{Z} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot Cn \cdot c \cdot V^2 \cdot \vec{Z}$$

S:

c:

ρ :

Cl:

Cm:

Cn:

V:

III.5 Les équations du mouvement

$$\sum \vec{F}_{ext} = m \frac{d\vec{V}}{dt}$$

$$\sum \vec{M}_{ext\ G} = J(G, avion) \frac{d\vec{\Omega}}{dt}$$

III.5 Les équations du mouvement

Cas d'un vol rectiligne en atmosphère standard

Dans le repère aérodynamique

$$m \cdot \dot{V} = -m \cdot g \cdot \sin \Omega - \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x + F \cdot \cos \alpha \quad (1)$$

$$m \cdot q \cdot V = -m \cdot g \cdot \cos \Omega + \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z - F \cdot \sin \alpha \quad (2)$$

$$B \cdot \dot{q} = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m \cdot c + M^t_G (\vec{F}_{ext}) \quad (3)$$

III.6 Les aéronefs

Les aérostats

- Communément appelés « plus légers que l'air ».
- Masse plus faible que la masse d'air déplacée.
- Sustentation assurée grâce à la poussée d'Archimède induite par une enveloppe contenant un gaz « plus léger » que l'air ambiant : air chaud pour la montgolfière, hélium pour le ballon à gaz.
- Déplacement grâce au vent.
- Le contrôle de la trajectoire se fait en changeant d'altitude pour chercher des courants dans la direction souhaitée.

Les aérodynes

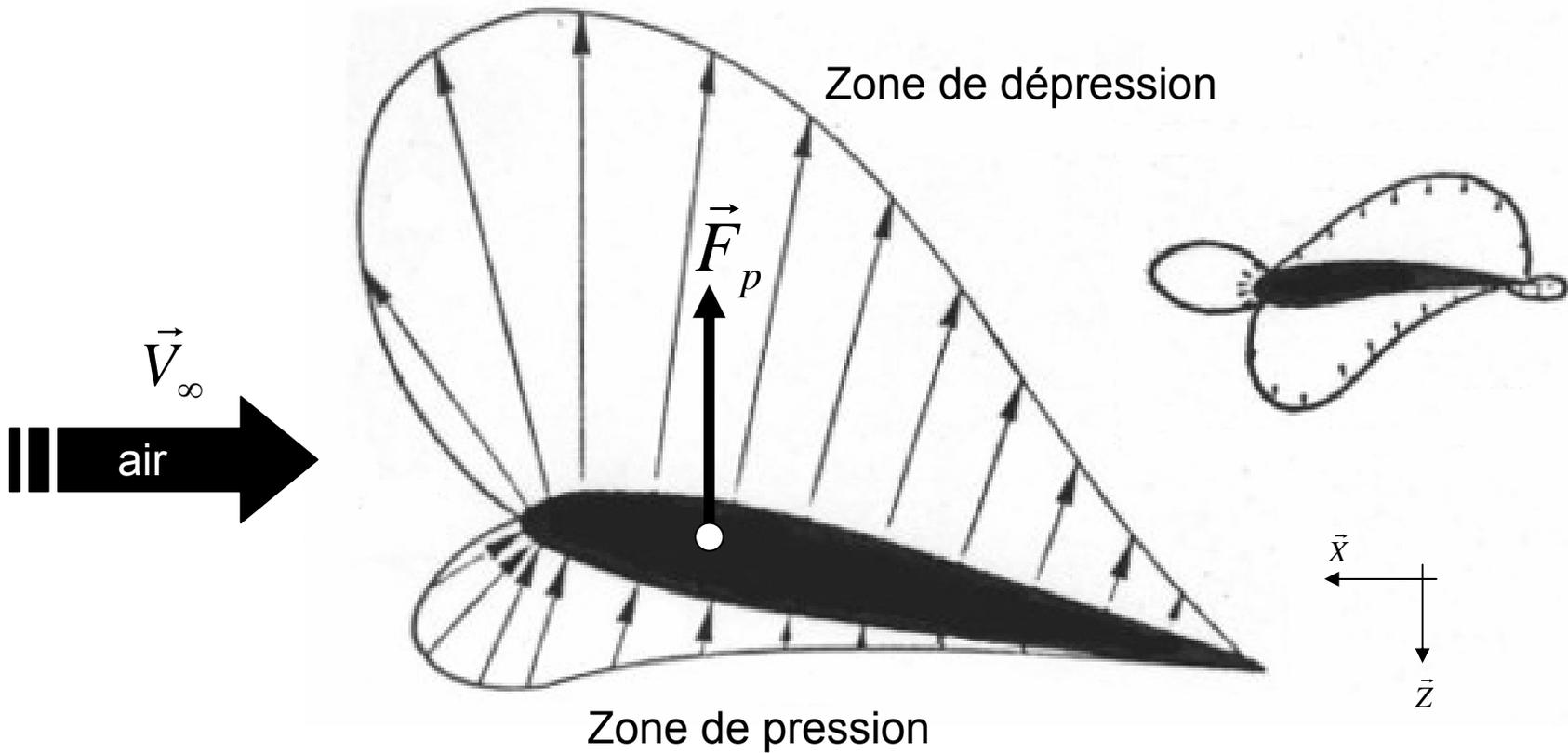
- Communément appelés « plus lourds que l'air »,
- Masse plus élevée que la masse d'air déplacée.
- Sustentation assurée par la portance. Force aérodynamique produite par une voilure dans un vent relatif.
- Le vent relatif peut être créé par le mouvement de l'aérodyne dans la masse d'air.
 - Les avions et les ULM produisent ce mouvement grâce à un moteur.
 - Le planeur, le parapente et le deltaplane produisent ce mouvement grâce à leur énergie potentielle
- Le vent relatif peut aussi être produit par le mouvement de la voilure par rapport à l'aérodyne. C'est le cas de l'hélicoptère, qui a une voilure tournante.

Les aérospatiaux

- Soumis aux lois de l'aérodynamique et de la balistique

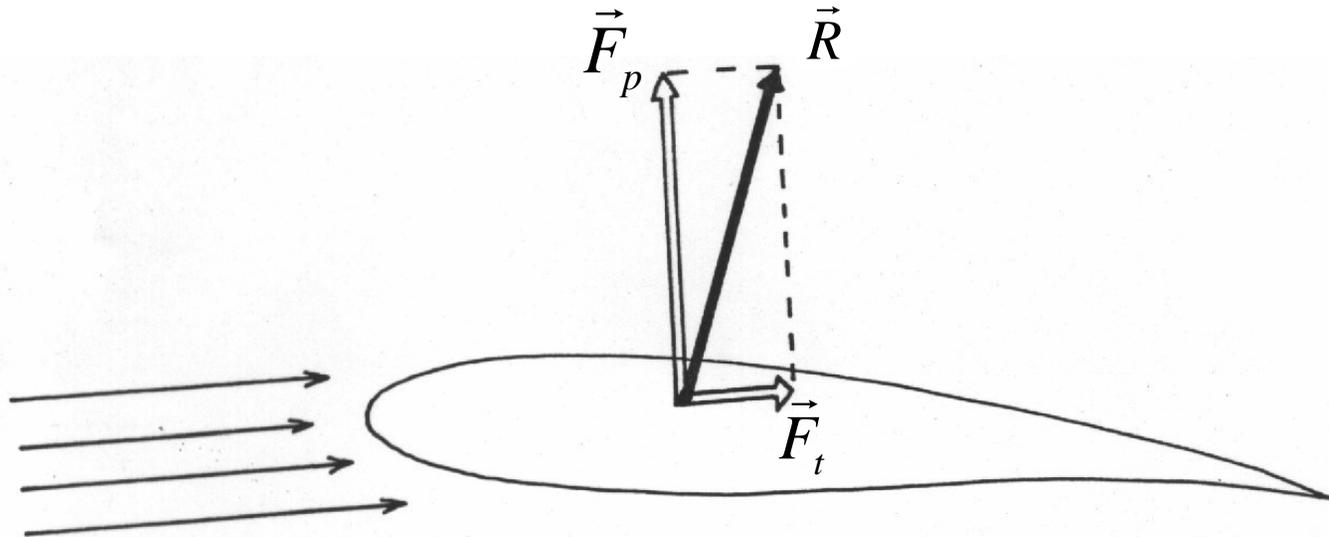
IV. AERODYNAMIQUE

IV.1 Origine de la portance



IV.2 Origine de la traînée

- La portance : **traînée induite**

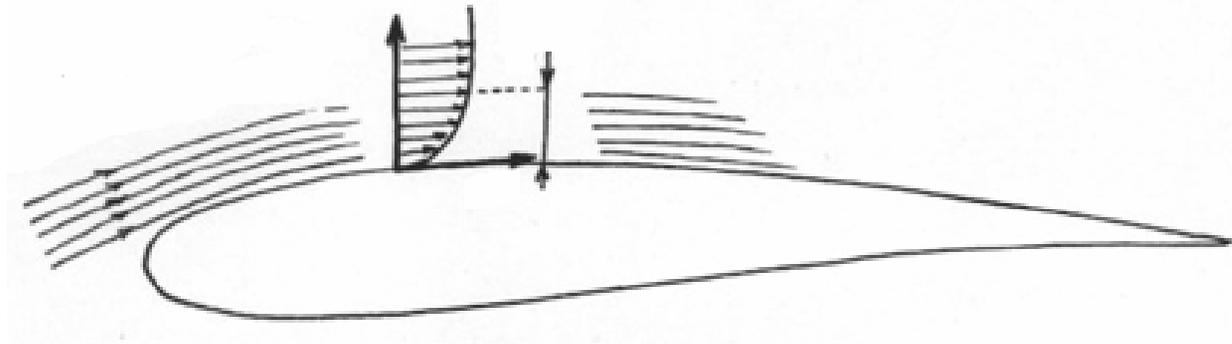


$$C_x = C_{x0} + k C_z^2$$

IV.2 Origine de la traînée

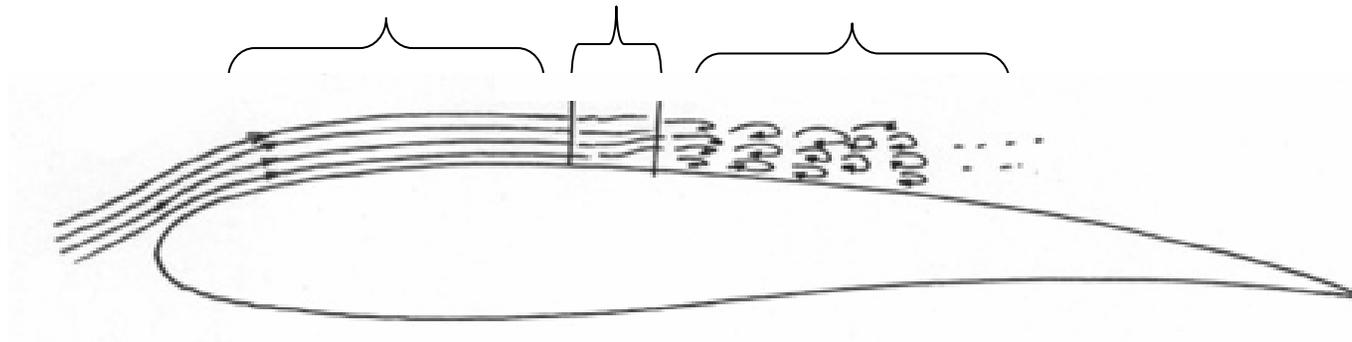
- Les frottements visqueux : **traînée de frottements**

Phénomène de couche limite



Phénomène de décollement de couche limite

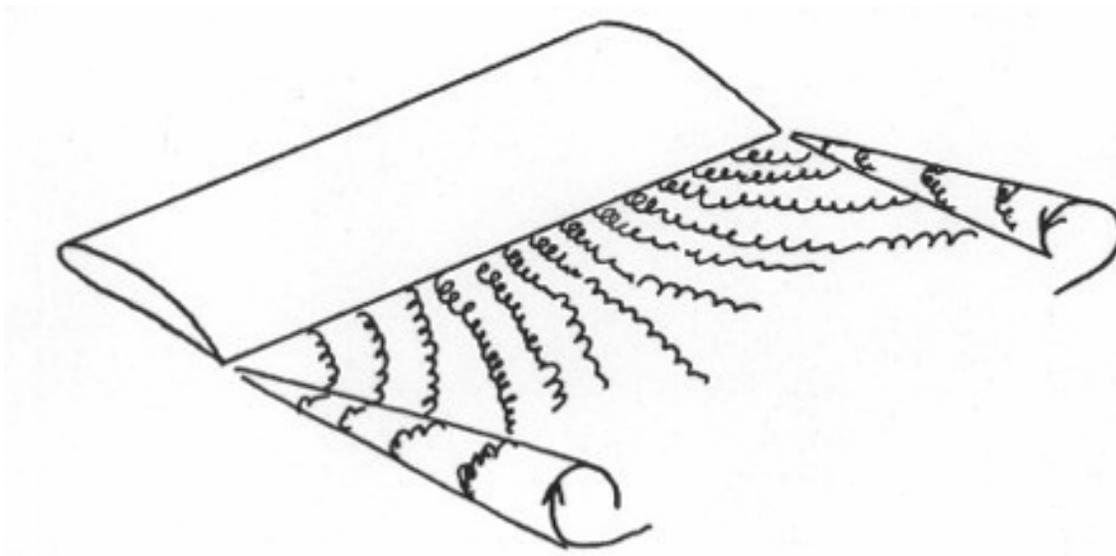
Écoulement laminaire Transition Écoulement turbulent



IV.2 Origine de la traînée

- La répartition des pressions autour du profil
 - **traînée de forme**
 - **traînée d'onde si $M > 1$**

Phénomène de tourbillons marginaux



Plan du cours

- I. Généralités sur les performances avions
- II. Évolution des coefficients aérodynamiques
- III. Modélisation de la consommation
- IV. Atterrissage – décollage
- V. Plafonds

I. Généralités sur les performances avions

Rappel des équations longitudinales

$$m \cdot \dot{V} = -m \cdot g \cdot \sin \Omega - \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x + F \cdot \cos \alpha \quad (1)$$

$$m \cdot q \cdot V = -m \cdot g \cdot \cos \Omega + \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z - F \cdot \sin \alpha \quad (2)$$

$$B \cdot \dot{q} = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m \cdot c + M^t_G(\vec{F}_{ext}) \quad (3)$$

Hypothèses des petits angles ($\alpha = 0$, θ petit)

$$m \cdot \dot{V} = -m \cdot g \cdot \Omega - \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x + F$$

$$m \cdot q \cdot V = -m \cdot g + \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z$$

$$B \cdot \dot{q} = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m \cdot c$$

L'équilibre

$$m \cdot g \cdot \Omega = -\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x + F$$

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z$$

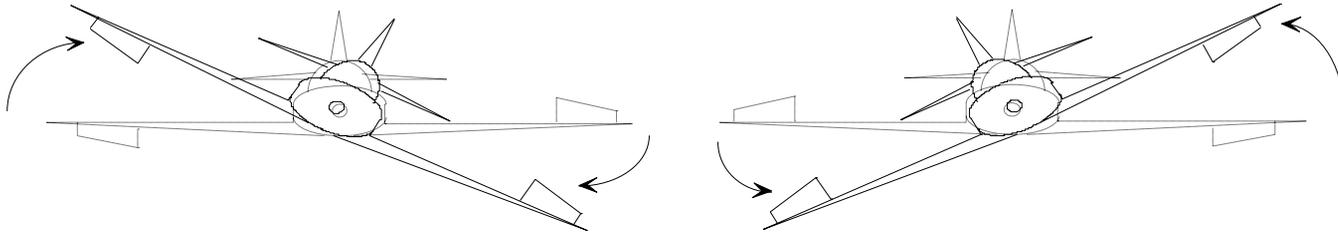
$$C_m = 0$$

$$\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{z_\alpha}} = V^2 \cdot (\alpha - \alpha_0) = cste$$

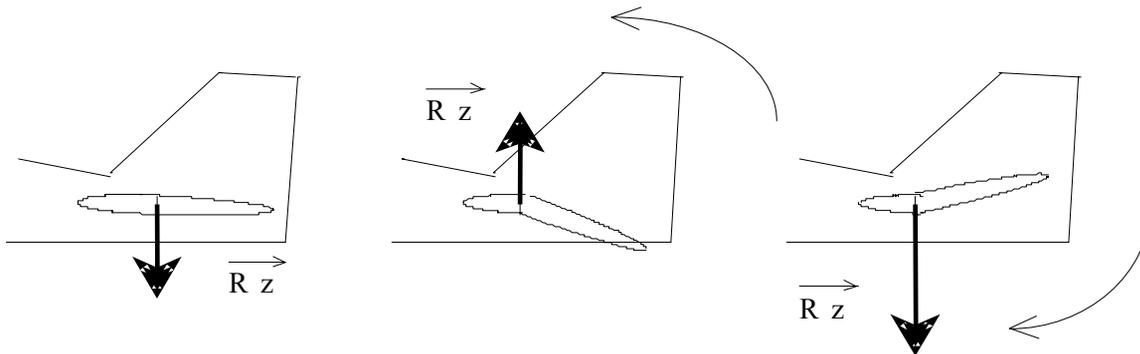
Conclusion

A l'équilibre, c'est l'incidence de l'avion qui pilote la vitesse de vol

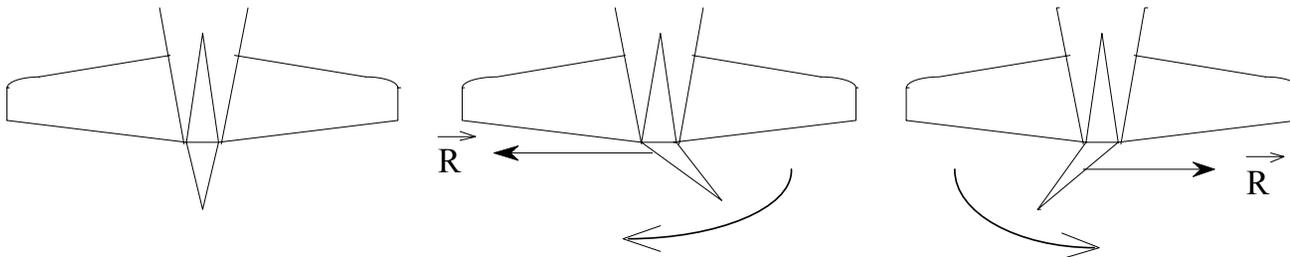
Contrôle du roulis



Contrôle du tangage



Contrôle du lacet

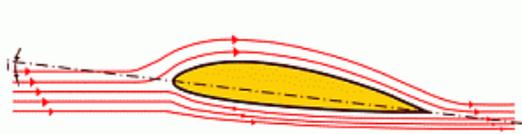


II. Évolution des coefficients aérodynamiques

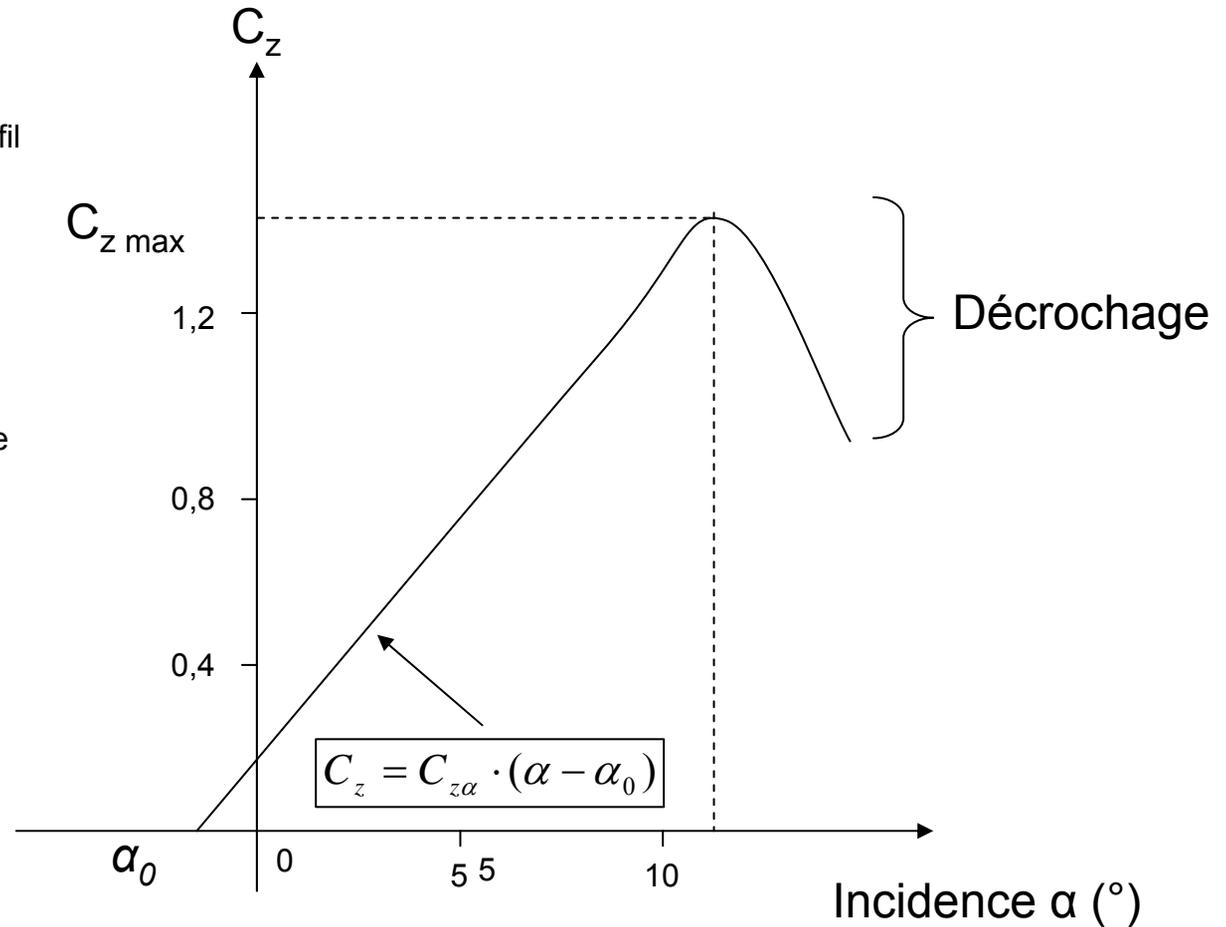
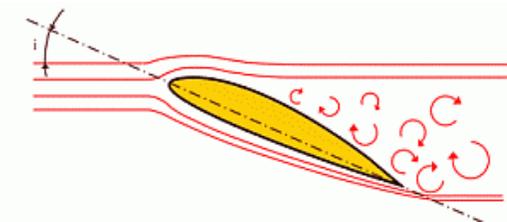
II.1 Évolution de C_z

Influence de l'incidence

Écoulement laminaire autour d'un profil

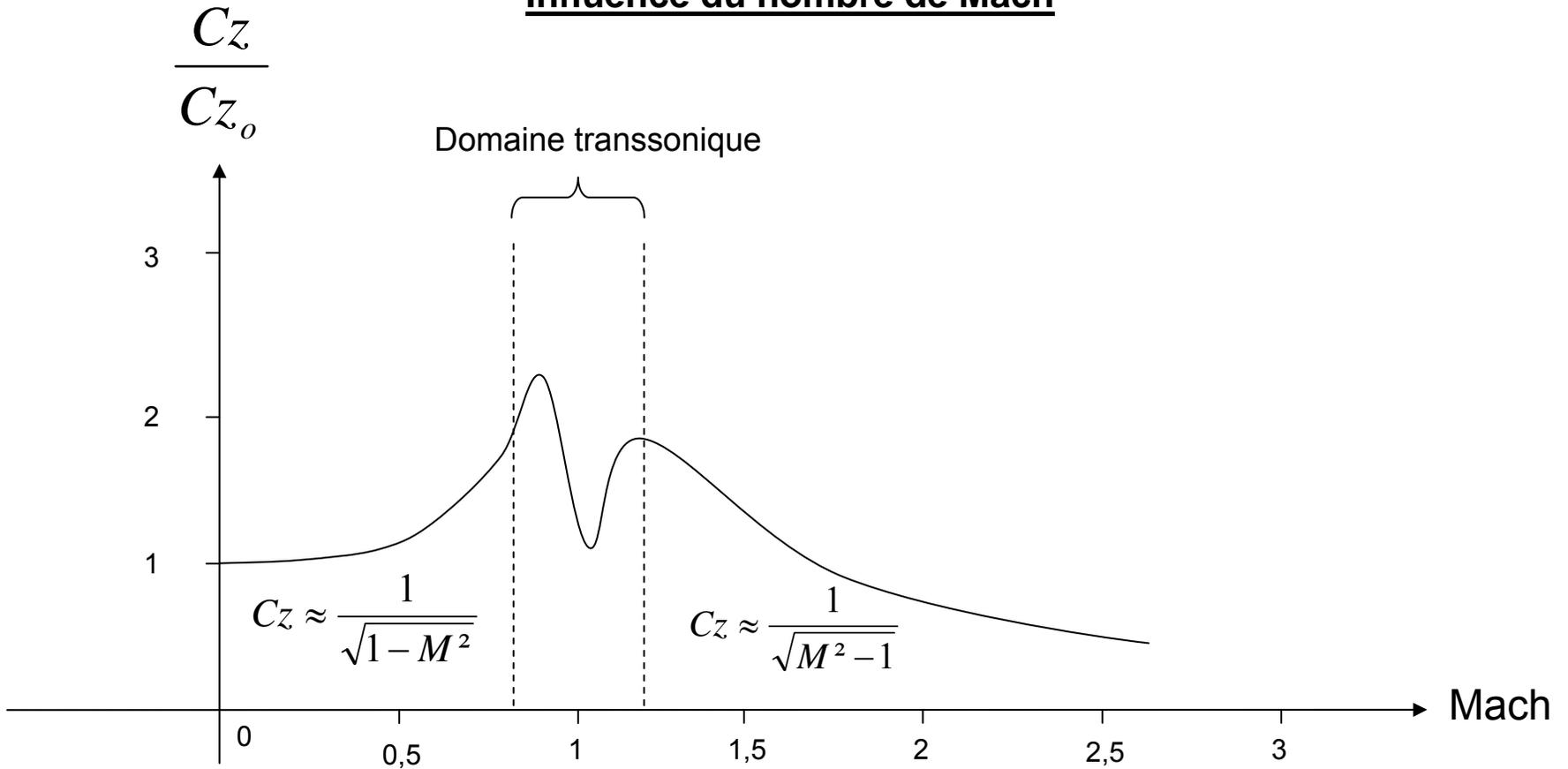


Décrochage après l'incidence critique



II.1 Évolution de C_z

Influence du nombre de Mach



II.1 Évolution de Cz

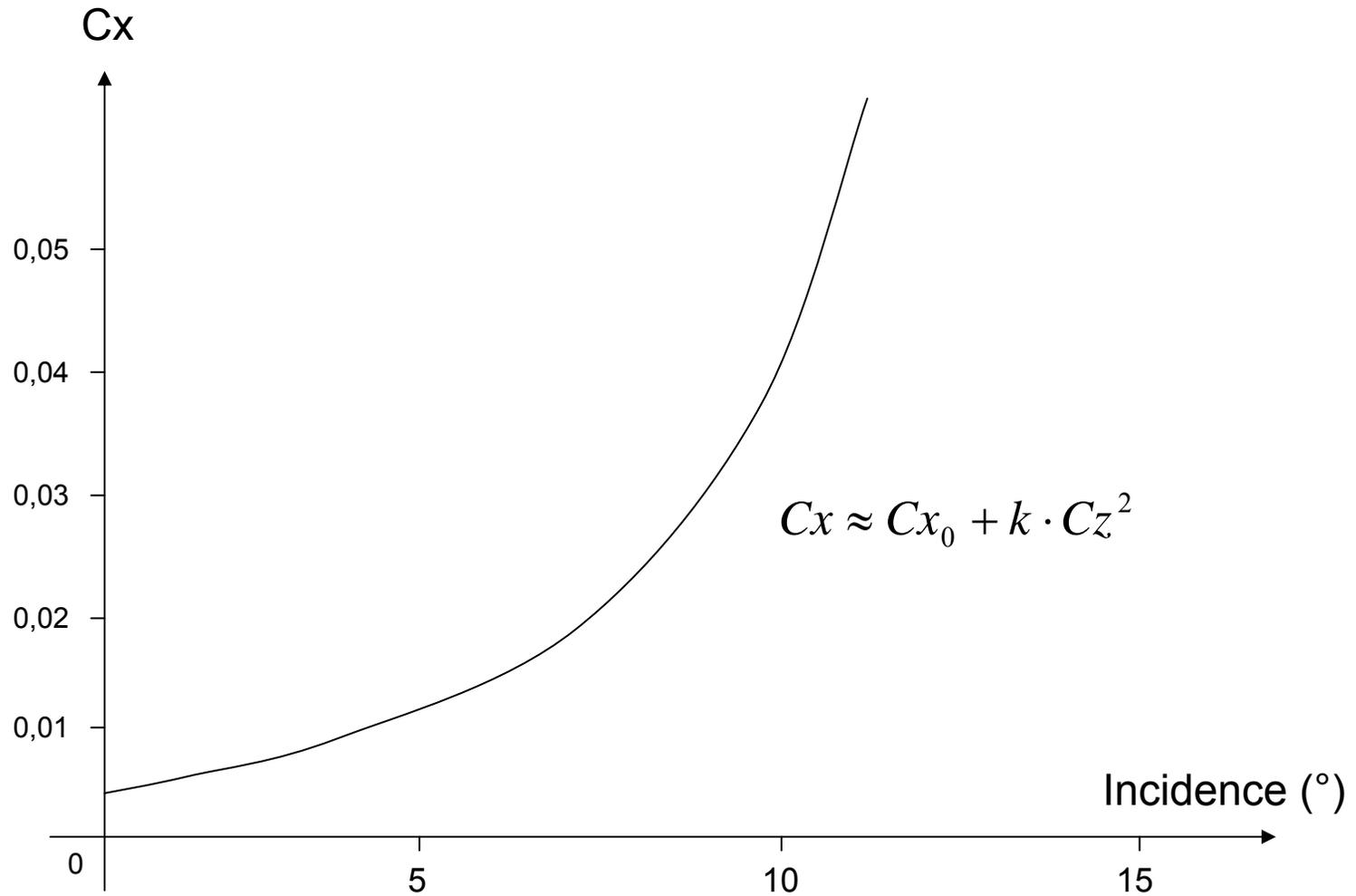
Influence du nombre de Reynolds

$$\text{Re} = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu}$$

Cz max augmente avec le nombre de Reynolds
mais Czα reste quasi constante

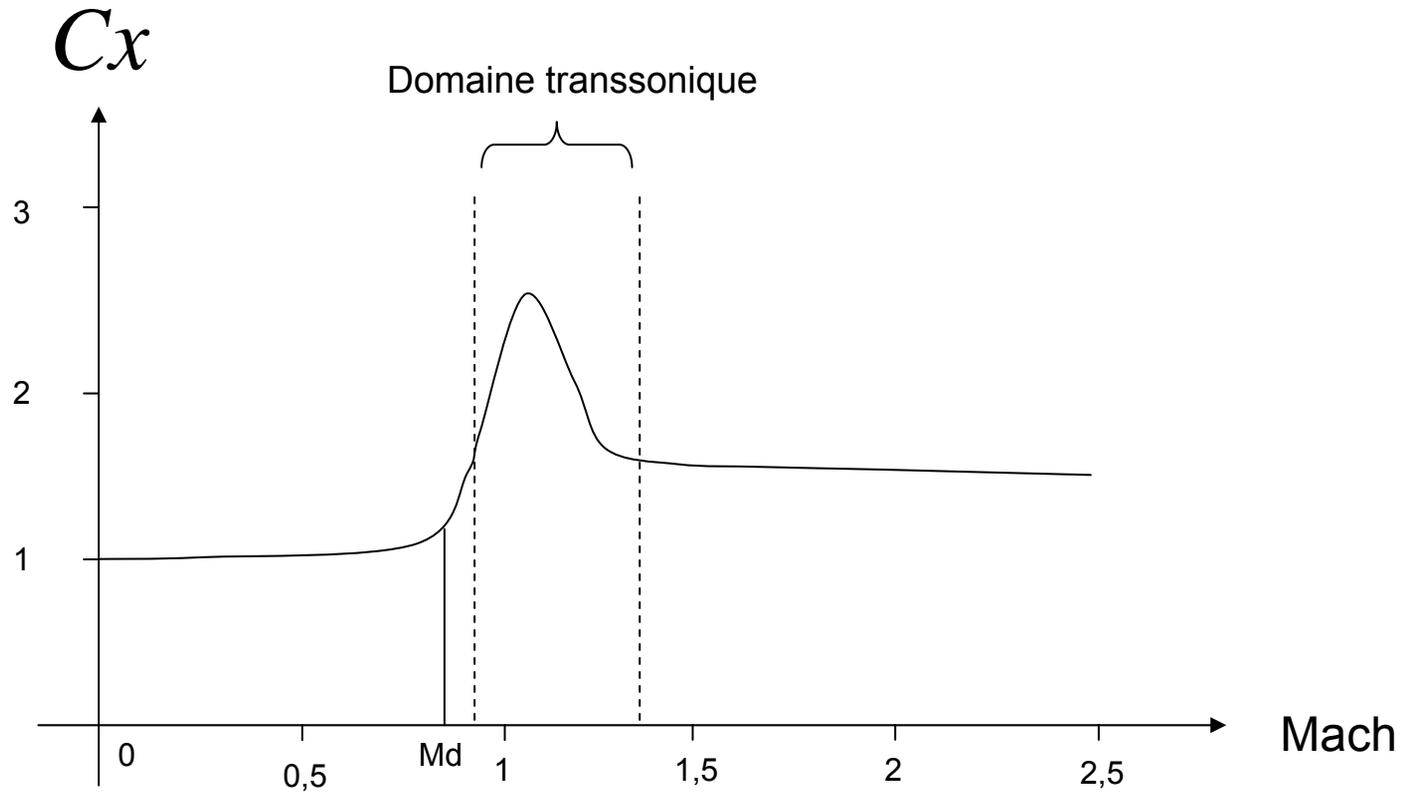
II.2 Évolution de Cx

Influence de l'incidence



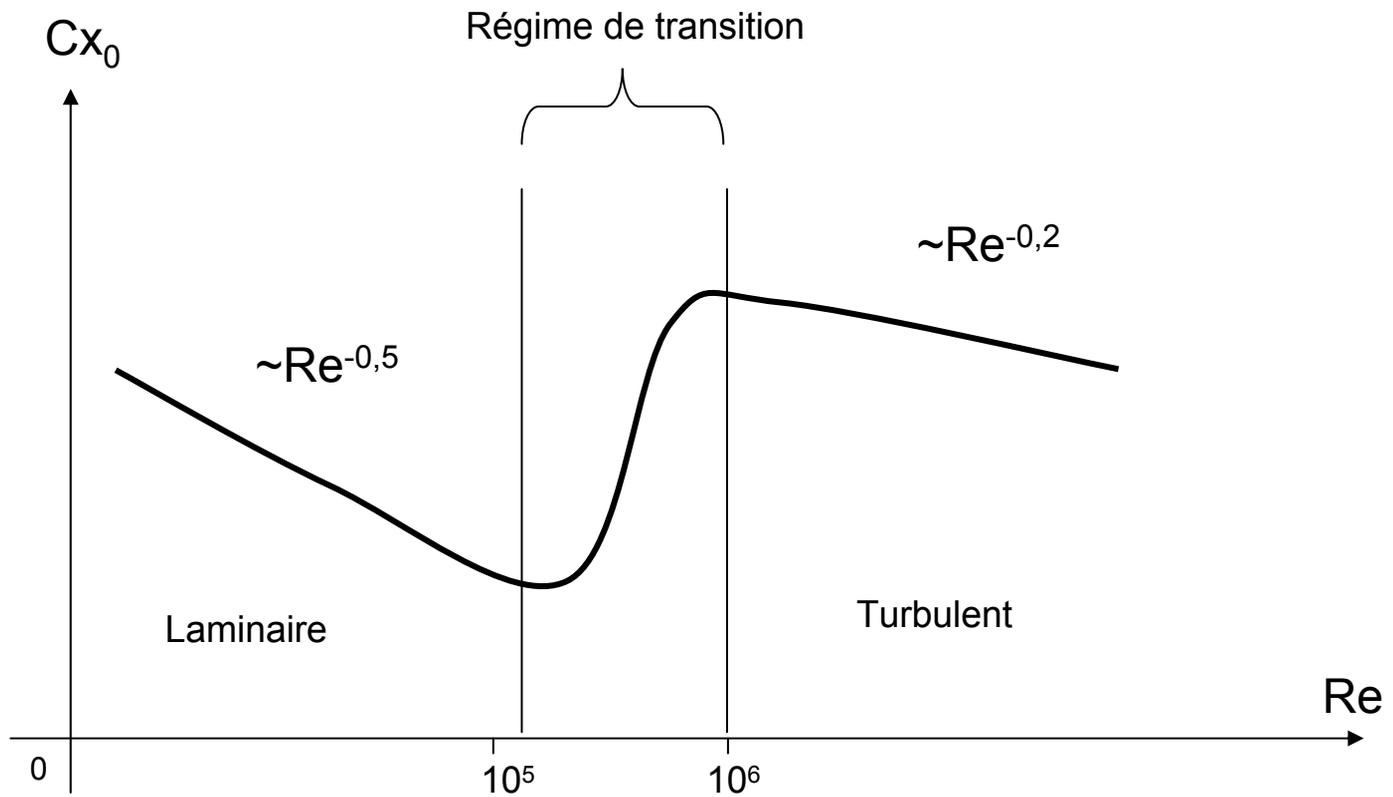
II.2 Évolution de C_x

Influence du nombre de Mach



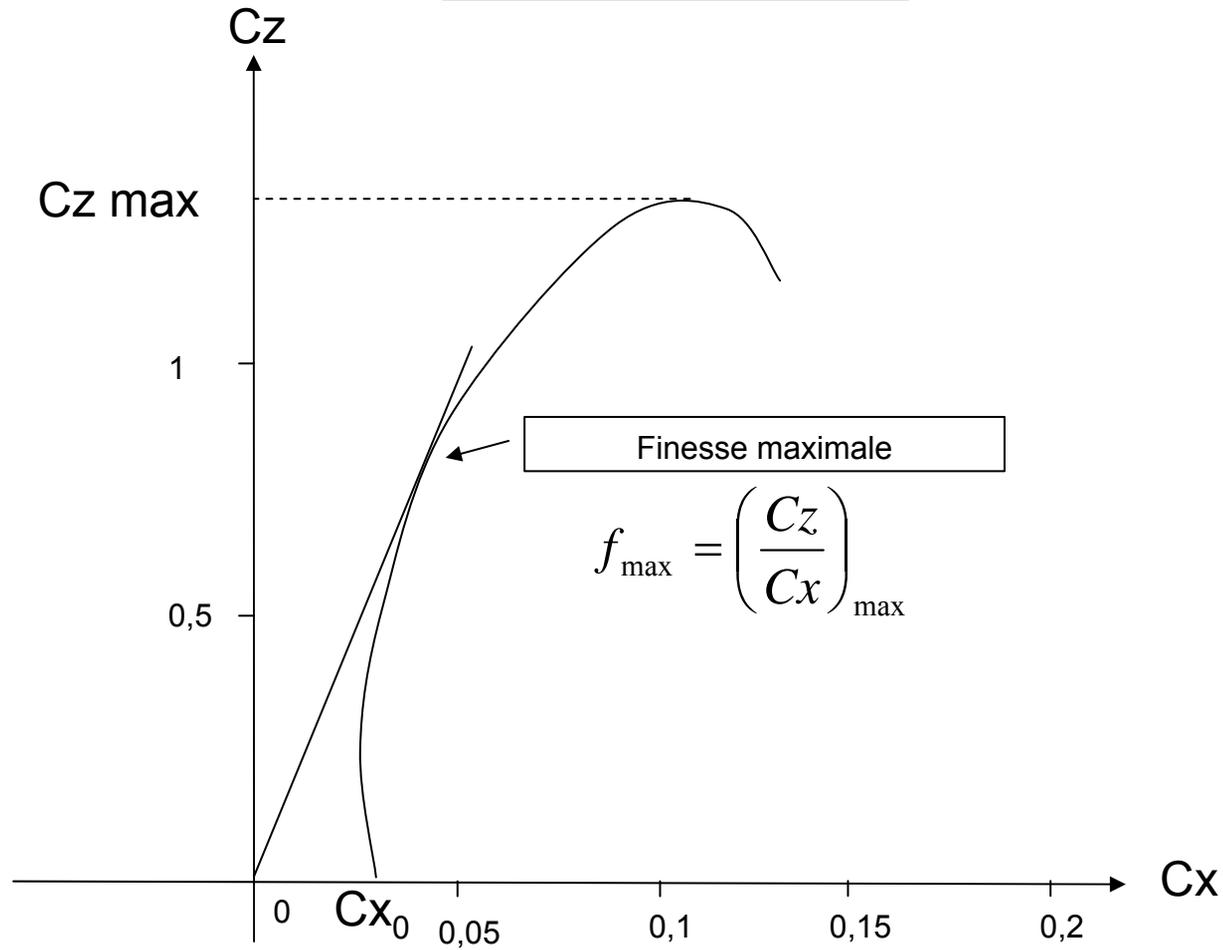
II.2 Évolution de C_x

Influence du nombre de Reynolds

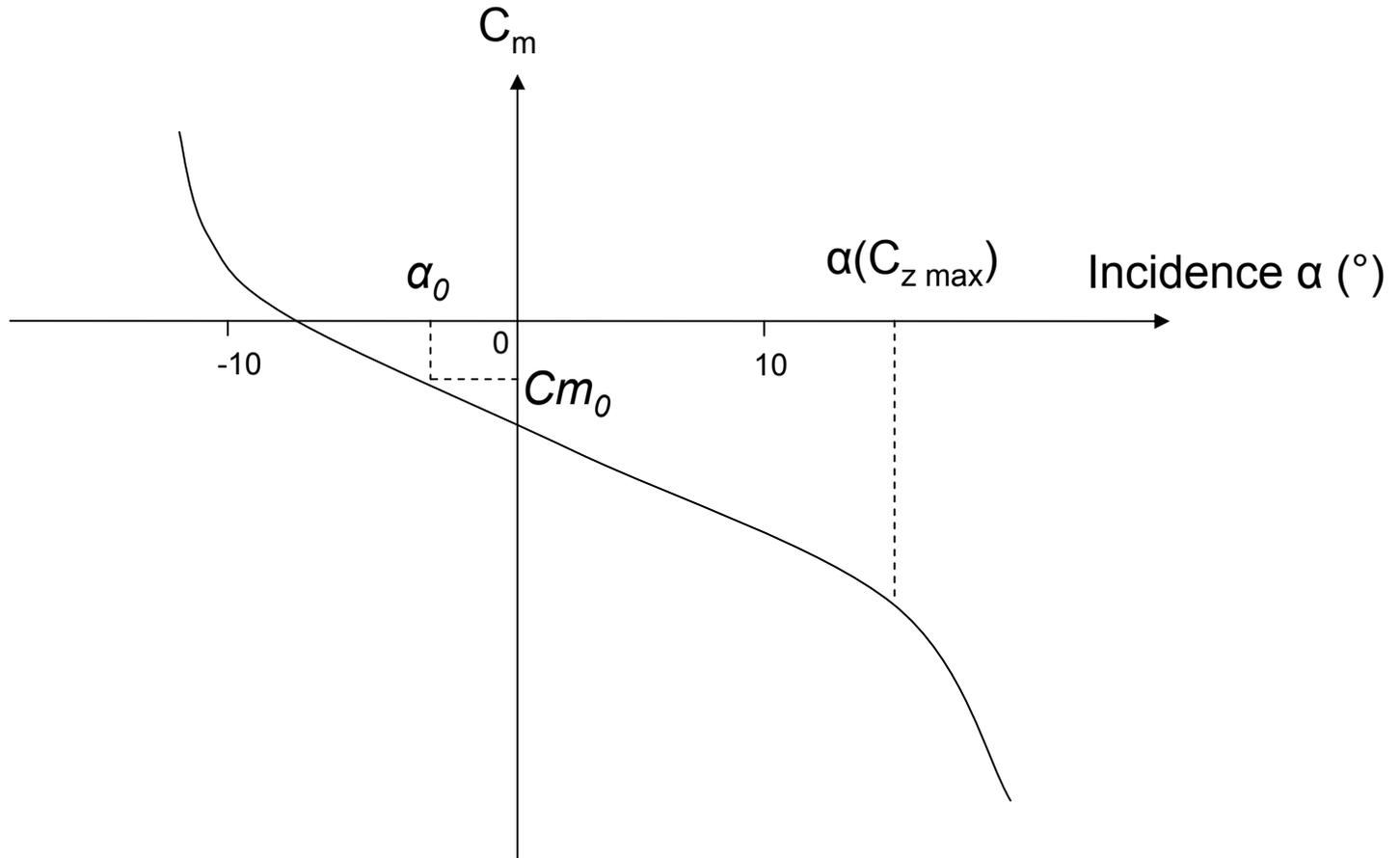


II.2 Évolution de Cx

Polaire aérodynamique



II.3 Évolution de C_m



$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}(\alpha - \alpha_0) + C_{m_\delta} \delta m$$

III. Modélisation de la consommation

III.1 Masse constante et vol en palier

Endurance

Temps de vol maximal pour une quantité de carburant fixée

Distance

Distance de vol maximale pour une quantité de carburant donnée

III.2 Avions à hélices

Optimiser **l'endurance** revient à minimiser la consommation horaire C_h

$$C_h = C_{hsp} \sqrt{\frac{2m^3 g^3 Cx^2}{\rho S C_z^3}}$$

Optimiser **la distance** revient à minimiser la consommation kilométrique C_k

$$C_k = C_{hsp} \frac{mg}{f}$$

III.3 Avions à réaction

Optimiser l'endurance revient à minimiser la consommation horaire C_h

$$C_h = C_{hsp} \frac{mg}{f}$$

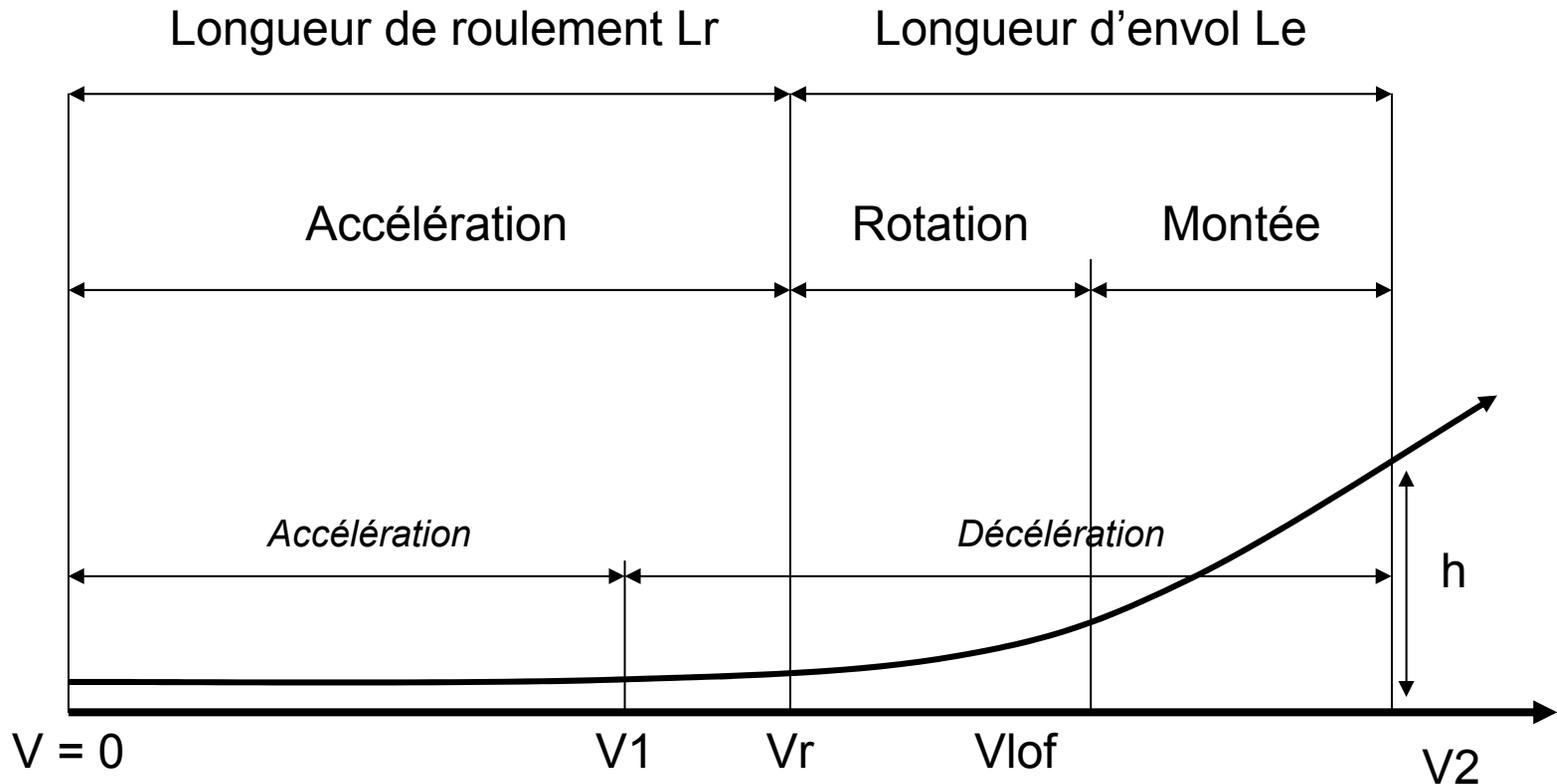
Optimiser la distance revient à minimiser la consommation kilométrique C_k

$$C_k = C_{hsp} \sqrt{\frac{\rho mg S}{2}} \frac{Cx}{\sqrt{Cz}}$$

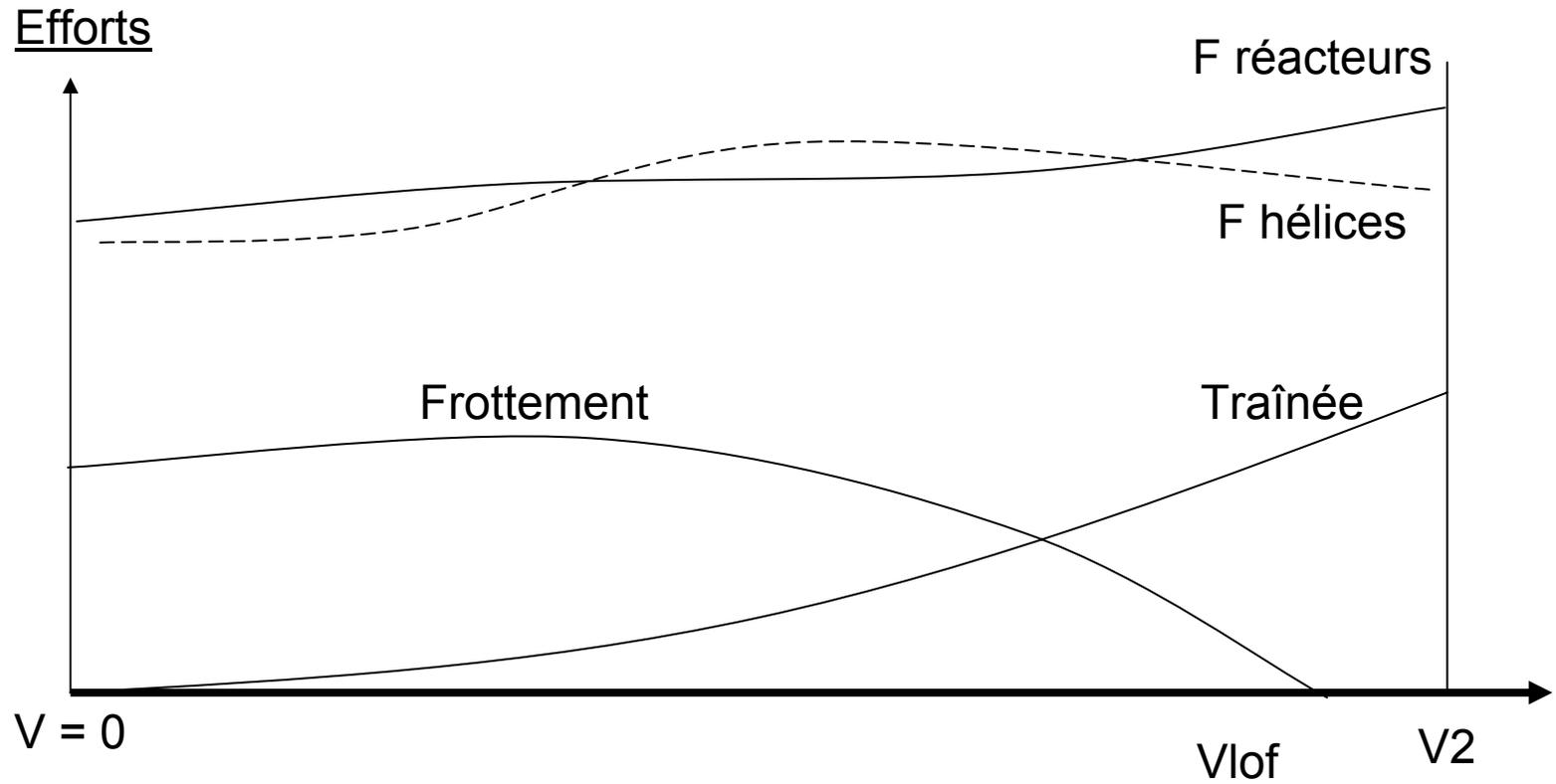
En réalité la masse est variable : Modèle de Bréguet,...

IV. Décollage - Atterrissage

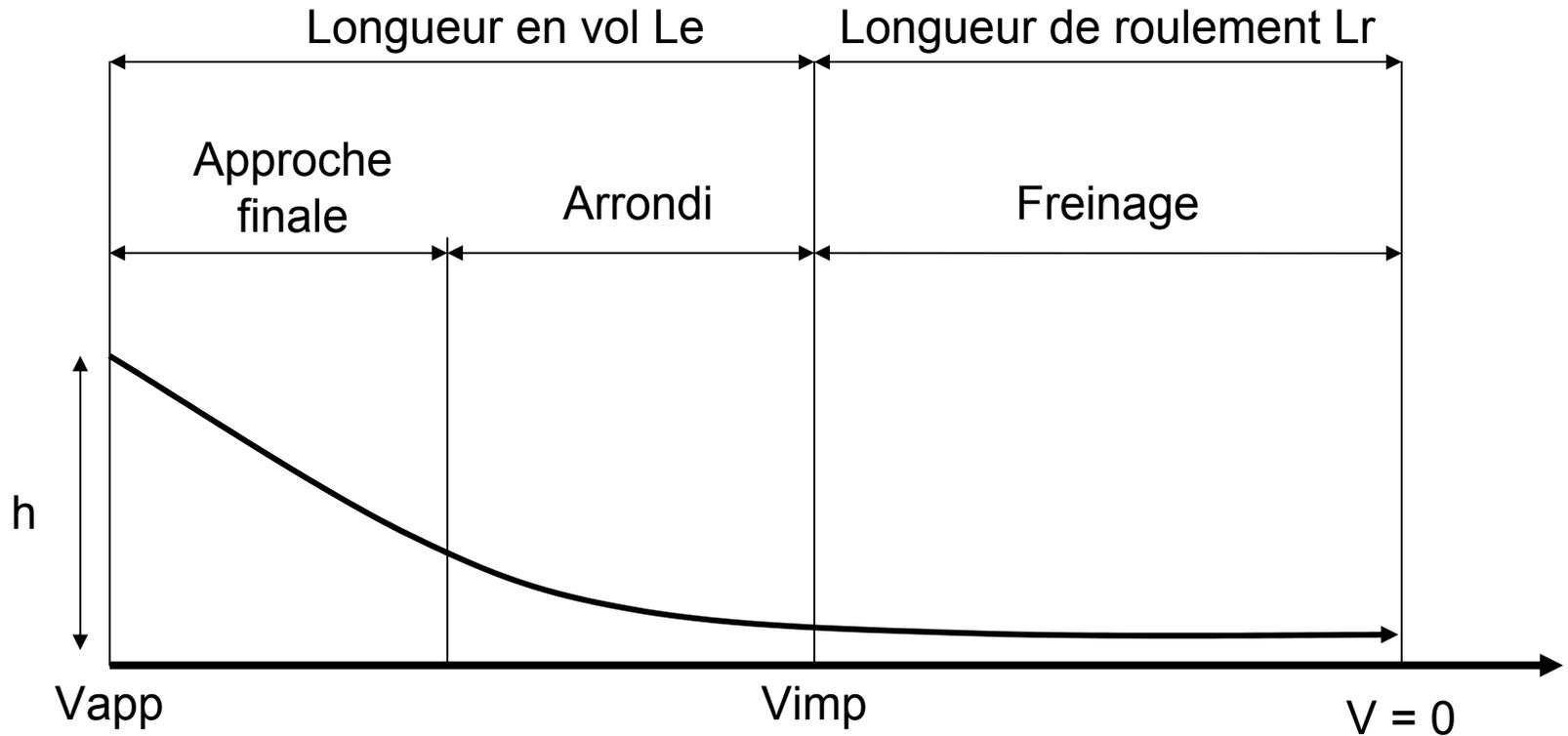
IV.1 Le décollage



Bilan des efforts



IV.2 L'atterrissage

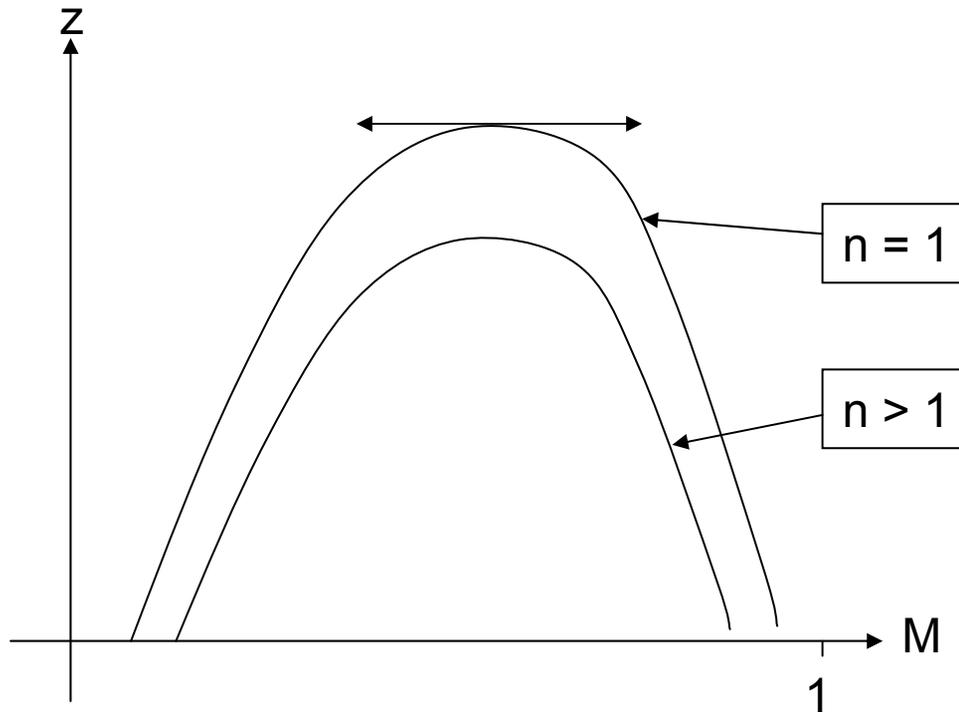


V. Plafonds

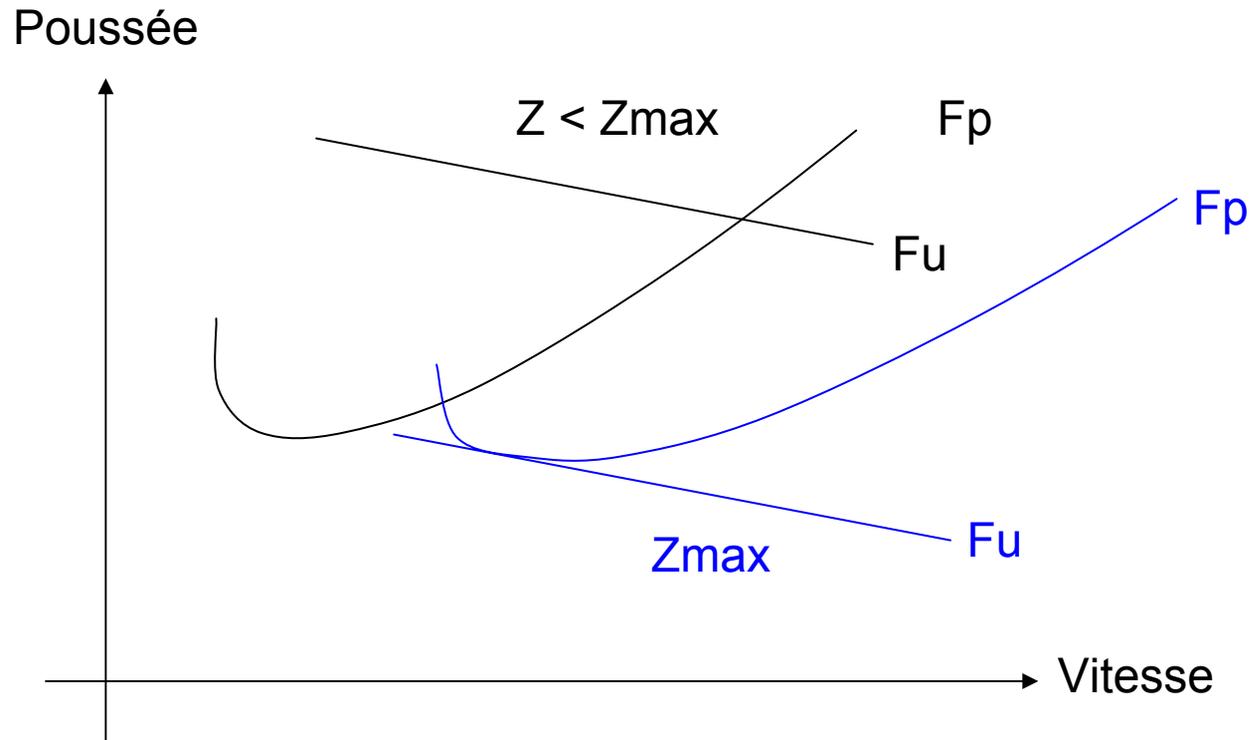
IV.1 Plafond de sustentation

Dans l'hypothèse de gaz parfait, l'équation de sustentation devient

$$n \cdot mg = \frac{1}{2} \gamma \cdot p \cdot M^2 \cdot C_z \cdot S \quad \Rightarrow \quad p_{\min} = \frac{2n \cdot mg}{\gamma \cdot (M^2 \cdot C_z)_{\max} \cdot S}$$

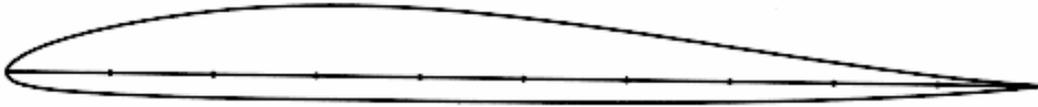


IV.2 Plafond de propulsion



Plafond de propulsion atteint à la **tangence** des courbes de **poussée** et de **traînée**

Profil B29



Profil plan convexe

Porte bien même à faible incidence
Légèrement instable
Utilisé en aviation générale

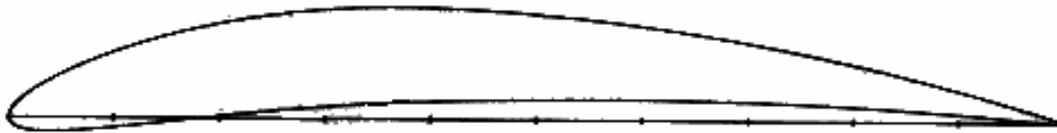
NACA 4412



Profil biconvexe dissymétrique

Porte bien même à incidence nulle
Très stable
Utilisé dans l'aviation de loisir

EPPLER 471



Profil cambré (ou creux)

Très porteur
Assez instable
Si l'incidence augmente tendance à cabrer

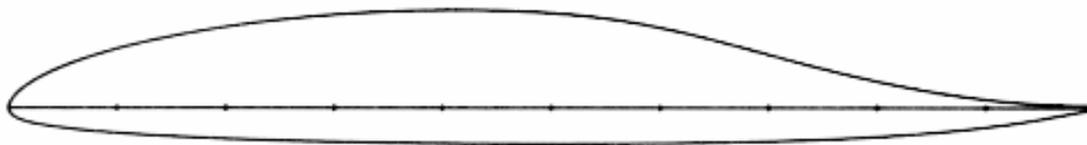
NACA 0009



Profil biconvexe symétrique

Pas de portance aux faibles très faibles incidences
Réservé pour les gouvernes et la voltige

RONCZ



Profil à double courbure (ou autostable)

Grande stabilité
Portance moyenne
Traînée assez forte

Quelques valeurs

	AIRBUS A 340	MIRAGE 2000-5
Masse à vide	126 000 Kg	7 500 Kg
Masse maxi au décollage	253 000 Kg	17 000 Kg
Masse maxi à l'atterrissage	186 000 Kg	11 000 Kg
Masse carburant	135 000 Kg	3 200 Kg
Marchandise	47 000 Kg	-
Charge militaire	-	6 300 Kg