CF04
Mécanique des fluides numérique et couplages multiphysiques

Emmanuel LEFRANÇOIS

Equipe Numérique

Mots-clés :

Mécanique des fluides, méthodes numériques, couplages multiphysiques

Laboratoire Roberval, UMR 7337 UTC-CNRS

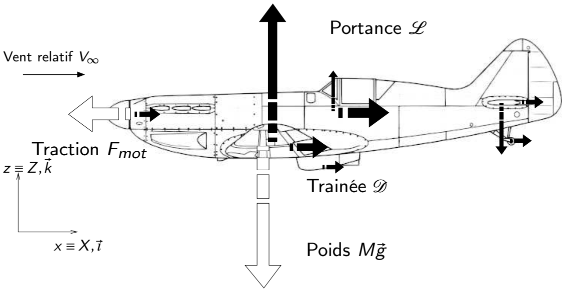
`http://roberval.utc.fr`

Quatrième partie

Introduction à la mécanique du vol

Section. 1

Notions pour l'étude des performances d'un aéronef



L'équilibre en vol d'un aéronef est régi par un bilan d'efforts :

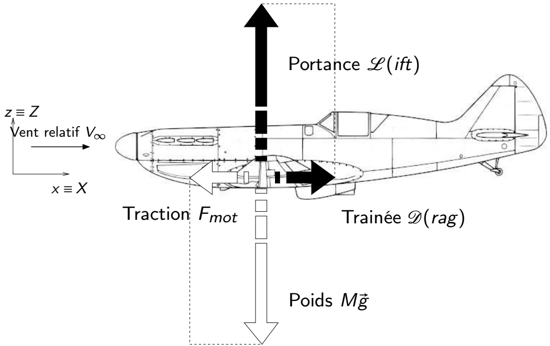
$$\sum \vec{F} = M\vec{g} + \vec{T}_{mot} + \vec{\mathscr{L}}(ift) + \vec{\mathscr{D}}(rag) = \vec{0}$$

et un équilibre des moments autour du centre de gravité G :

$$\sum \overrightarrow{\mathscr{M}}\Big|_G = \overrightarrow{GM} \wedge \vec{T}_{mot} + \sum \overrightarrow{GF_i} \wedge \vec{\mathscr{L}}_i, + \sum \overrightarrow{GF_i} \wedge \vec{\mathscr{D}}_i + \overrightarrow{\mathscr{M}}_o = \vec{0}$$

G : centre de gravité de l'aéronef

F_i : foyer de la surface portante i.

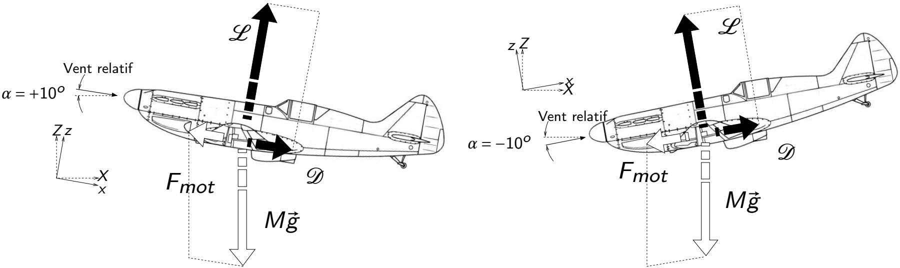


La projection du bilan des forces sur les deux axes, laisse apparaître deux relations fondamentales :

$$
\begin{array}{llcl}
x: & -F_{mot} + \mathscr{D} = 0 \quad (\times V_\infty) & \Rightarrow & \text{Equation de propulsion} \\
z: & -Mg + \mathscr{L} = 0 & \Rightarrow & \text{Equation de sustentation}
\end{array}
$$

L'équilibre des moments ne sera pas traité.

1.3. Équilibre d'un aéronef en montée (assiette >0) ou descente (assiette <0)



Ces configurations ne peuvent s'effectuer généralement à vitesse constante, d'où le recours au *Principe Fondamental de la Dynamique* (abbr. PFD) avec la prise en compte de l'accélération $\vec{\Gamma}$:

$$\begin{aligned} x &: \quad -F_{mot} + Mg\sin(\alpha) + \mathscr{D} = M\Gamma_x \\ z &: \quad -Mg\cos(\alpha) + \mathscr{L} = M\Gamma_z \end{aligned}$$

Montée $\leftrightarrow \quad \alpha > 0$ Descente $\leftrightarrow \quad \alpha < 0.$

Définition de la portance

$$\mathscr{L} = -\oint_{\partial S} p(s)\vec{n}(s).\vec{k}\,ds, \quad \vec{n}(s) : \text{normale extérieure}$$

⚠ composante perpendiculaire à l'écoulement relatif !

Cœfficient de portance C_L

$$\mathscr{L} = \frac{1}{2} C_L \rho V_\infty^2 S, \quad C_L : \text{cœfficient de portance GLOBAL}$$

avec ρ = masse volumique de l'air ($1.225\,kg/m^3$, sol, $15^o C$)

Faire le *distinguo* entre le cœfficient de portance :

C_z du profil d'aile (2D), C_Z des ailes (3D), et C_L de l'aéronef au complet !

Traînée

$$\mathscr{D} = \sum_i \oint_{\partial S_i} \left(-p(s)\vec{n}(s) + \vec{\tau}(s)\right).\vec{\imath}\,ds,$$

⚠composante parallèle à l'écoulement relatif !

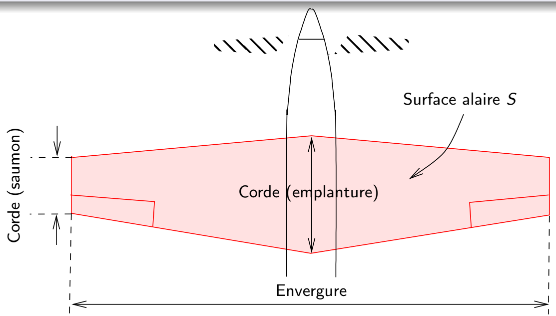
Cœfficient de traînée

$$\mathscr{D} = \frac{1}{2} C_D \rho V_\infty^2 S = \sum_{i=1}^{4} \mathscr{D}_i = \ldots, \quad C_D : \text{cœfficient de traînée GLOBAL}$$

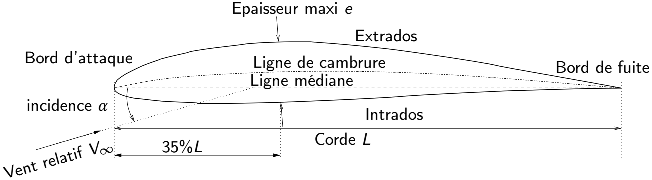
Différentes traînées

1/ **visqueuse**, liée aux frottements,
2/ **de forme** ou de pression,
3/ **d'interférence** entre les différents éléments,
4/ **induite** générée par la portance,
5/ **d'onde** résultant des effets de Mach (ondes de choc) ou de sillage des navires.

Aile (vue de dessus)



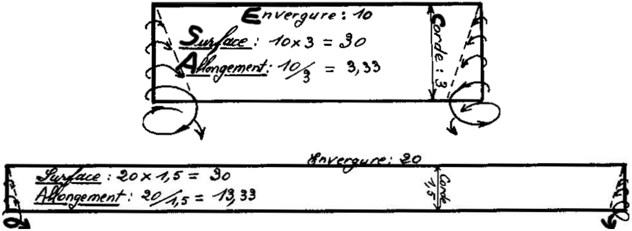
Profil : EPPLER 195, épaisseur relative $e/L = 11.8\%$, biconvexe dissymétrique



Allongement d'une aile d'envergure b et de surface S

$$\lambda = \frac{b^2}{S}$$

Cas particulier d'aile rectangulaire $\rightarrow \lambda = \dfrac{b}{c}$.



source : clap54b.free.fr

L'allongement a une influence directe sur la traînée induite (vortex aux extrémités des ailes).

Section. 2

Polaires d'un aéronef

2.1. Trois polaires à distinguer !

Polaire profil (2D)

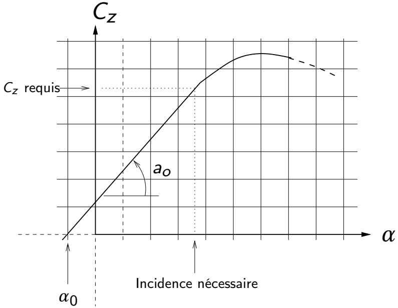
↓

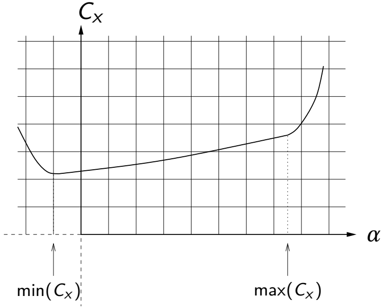
Polaire Aile (3D)

↓

Polaire aéronef au COMPLET

2.2. Cœfficients de portance $C_z(\alpha)$ et de traînée $C_x(\alpha)$



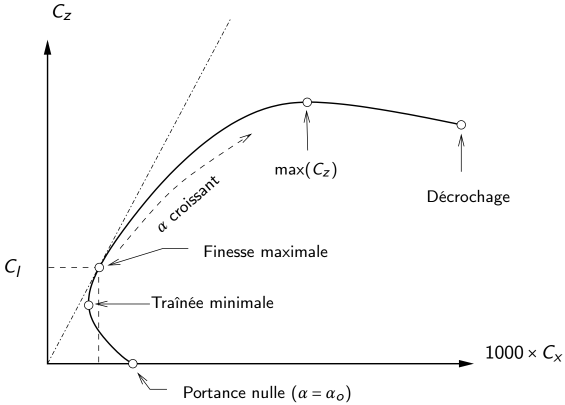


Partie linéaire de C_z est dans la très grande majorité des cas, indépendante du Reynolds et pour des profils minces,

$$a_o = 2\pi/rad = \left(\frac{2\pi}{180/\pi}/deg = \frac{2\pi}{57.3}/deg\right) = 0.109/deg.$$

Courbe du C_x dépendante du Reynolds de vol $\mathscr{R}_e$.

$$\mathscr{R}_e = \frac{V_\infty L}{\nu}, \quad \text{avec} \quad \nu(\text{air, sol}, 20^o C) = 1.45\,10^{-5}\, m^2/s$$

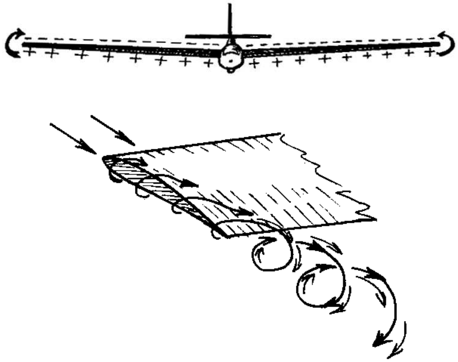


$$\mathscr{R}_e = \frac{V_\infty L}{\nu}, \quad \text{avec} \quad \nu(\text{air, sol}, 20^o\, C) = 1.45\, 10^{-5}\, m^2/s$$

Ordres de grandeur : $L = 1\, m,\ V_\infty \in [30 - 100]\, m/s \rightarrow \mathscr{R}_e \in [30 - 100] 10^6$

La portance dune aile résulte de l'intégration du champ de pression sur son pourtour, champ caractérisé par :

+ une supression ($p > p_{atm}$) sur sa partie intrados ($\sim 1/3$ de la portance),
+ une dépression ($p < p_{atm}$) sur sa partie extrados ($\sim 2/3$ de la portance).



source : clap54b.free.fr

2.4. Traînée induite

Elle peut être précisément évaluée à partir de la connaissance du profil d'aile 2D :

$$D_i = \frac{1}{2} C_{ind} \rho V_\infty^2 S \quad \text{avec } C_{ind} \text{ le cœfficient de traînée induite.}$$

Le cœfficient C_{ind} est déterminé à partir de la loi générale de Prandtl-Lanchester : elle permet, moyennant la connaisssance de ce cœfficient pour un λ_2 donné, de l'estimer pour une autre valeur λ_1 :

$$C_{X,\lambda_1} - C_{X,\lambda_2} = \frac{C_Z^2}{\pi}\left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda_2}\right) \quad \Rightarrow \quad C_{X,\lambda} = C_{x,\infty} + \underbrace{\frac{C_Z^2}{\pi\lambda}}_{C_{ind}}.$$

⚠Cette relation n'est valable que pour une aile isolée et dont le profil de portance est elliptique. Pour un cas plus général intégrant éventuellement les effets d'interactions avec d'autres parties, on introduit le cœfficient correcteur d'Oswald[1] e :

$$C_{X,\lambda} = C_{x,\infty} + \frac{C_Z^2}{\pi\lambda e} \quad \text{avec} \quad 0.5 \leq e \leq 1.$$

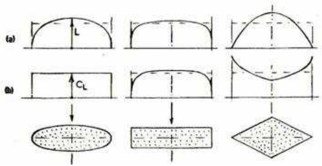
1. William Bailey Oswald, [1906-98]

2.5. Distribution elliptique du profil de portance

La distribution elliptique du profil de portance sur l'envergure est optimale pour réduire les effets de la traînée induite (faible écart de pression de part et d'autre du saumon).

Les principaux facteurs qui la contrôlent sont :

+ la forme en plan de l'aile,
+ la flèche,
+ le vrillage,
+ l'évolution du profil et/ou de son épaisseur.



source : Hoerner & Borst

⚠Une forme géométrique elliptique ne conduit à ce profil que si le C_z est faiblement influencé par le $\mathscr{R}e$ lié à la corde qui varie de l'emplanture au saumon.

Le vrillage, en plus de favoriser un début de décrochage à l'emplanture (et non aux extrémités), est un des moyens qui permet soit :

+ d'assurer un profil elliptique du C_z si la corde est constante,
+ d'assurer un C_z constant si la corde évolue de façon elliptique.

Pour une aile d'allongement λ fini, on calcule les cœfficients de l'aile (C_Z, C_X) à partir des valeurs liées au profil (C_z, C_x). Deux approches possibles :

1/ Correction par la loi de Lanchester-Prandtl :

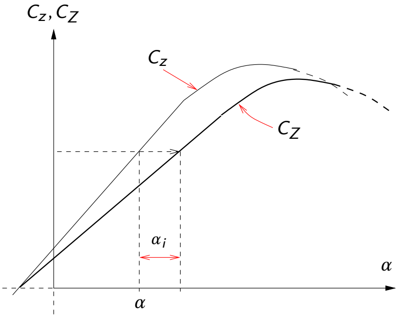
$$C_Z(\alpha) = \frac{C_{z,\infty}}{1 + a_o \dfrac{57.3}{\lambda \pi e}} = \frac{C_{z,\infty}}{1 + \dfrac{2}{\lambda e}},$$

en conservant inchangées les valeurs de α.

2/ Correction de l'incidence α de l'angle induit α_i tel que $\alpha \to \alpha + \alpha_i$ avec :

$$\alpha_i = 57.3 \frac{C_Z}{\lambda \pi}, \text{(degrés)}$$

avec C_Z noté pour $C_z(\alpha + \alpha_i)$.



Pour une incidence α donnée, l'aile voit ainsi l'écoulement amont sous un angle réel correspondant à l'angle α diminué de α_i. Autrement dit, l'incidence doit être augmentée de α_i pour que le C_Z soit de nouveau égal à sa valeur profil C_z.

La relation de Lanchester-Prandtl est valable pour des écoulements à faible nombre de Mach et des ailes d'allongements importants et de flèche négligeable. Elle peut s'écrire sous la forme :

$$\frac{dC_Z}{d\alpha} = a = \frac{a_o}{1 + \frac{a_o}{\pi \lambda e}}$$

Il existe une relation générale (de DATCOM pour Data Compendium de l'USAF) pour des ailes présentant des valeurs de flèches $\Lambda_{1/2}$ et valables pour du faible subsonique ou fort supersonique (incluant une correction pour les effets de Mach M) :

$$\frac{dC_Z}{d\alpha} = a = \frac{2\pi\lambda}{2 + \sqrt{\frac{\lambda^2(1-M^2)}{k^2}\left(1 + \frac{\tan^2(\Lambda_{1/2})}{1-M^2}\right) + 4}} \quad \text{avec} \quad k = \frac{a_o}{2\pi}$$

Il s'agit de la polaire qui intègre tous les composants de l'aéronef ainsi que leurs interactions possibles en termes de portance et de traînée :

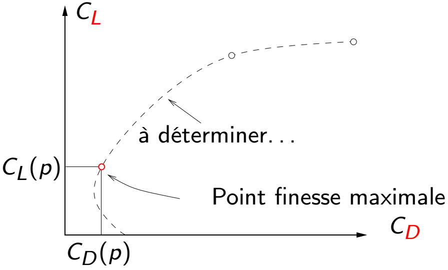
$$C_D = C_X + C_{ind} + \sum_i C_{xi}(parasite) \quad \text{et} \quad C_L = C_Z + \sum_i C_{zi}$$

La configuration de vol en palier permet déjà de définir un point. En effet, d'après :

$$\begin{aligned} \left(\sum \vec{F}.\vec{x}\right) V_\infty = 0 \quad &: \quad -\eta_{prop}\mathscr{P} + \frac{1}{2} C_D \rho S V_\infty^3 = 0 \\ y \quad &: \quad -Mg + \frac{1}{2} C_L \rho S V_\infty^2 = 0 \end{aligned}$$

on en déduit :

$$\begin{aligned} C_D(p) &= \frac{2\eta_{prop}\mathscr{P}}{\rho S V_\infty^3} \\ C_L(p) &= \frac{2Mg}{\rho S V_\infty^2} \end{aligned}$$



2.8. Prise en compte des traînées parasites

Elément :	C'_x
Cordes à piano, câbles ronds	0.900
Tubes ronds	0.700
Roues nues	0.500
Haubans fuselés	0.400
Fuselage empenné monoplace à section rectangulaire, appuie-tête, pare-brise	0.260
Fuselage empenné monoplace à section ovoïde, moteur refroidi par air	0.185
Fuselage empenné biplace côte à côte, à section ovoïde, moteur à air	0.215
Fuselage empenné, biplace côte à côte, de forme ovoïde à galbe soigné	0.135
Mâts carénés, tubes profilés	0.100
Jambes de train carénées	0.065

source : www.gilbert-pernot.fr

$$\text{Cœfficient global des traînées parasites} = \frac{1}{S}\sum_i S_i \times C'_{xi}$$

avec S_i : la surface du maître-couple (frontale) de l'élément, S surface portante de l'aile.