Cours VAD : Dynamique du Vol et Aérodynamique

Transcription des notes

Novembre 2025

Table des matières

1 Cours du 25 Novembre : Modélisation et Équations du Mouvement

1.1 Forces et Moments Aérodynamiques

Dans le repère aérodynamique R_A, le torseur des efforts aérodynamiques $\tilde{J}$ s'écrit :

$$\tilde{J} = \left\{ \begin{matrix} \vec{F}_{aero} \\ \vec{M}_{aero} \end{matrix} \right\}_A \tag{1}$$

[cite$_s tart$]$Larsultantedesforcessedcomposeselonlesaxes$:
Portance (L) : Composante normale à la vitesse (Lift). [cite$_s tart$]
Traînée (D) : Composante opposée à la vitesse (Drag). [cite$_s tart$]
Force latérale (Y) : Composante latérale. [cite$_s tart$]
[cite$_s tart$]$L'expressionvectorielleestdonnepar$: $\vec{F}_{aero} = -D\vec{x}_A + Y_A\vec{y}_A - L\vec{z}_A(2)$

[cite$_s tart$]$Lesmomentssontdfinisparrapportauxaxes(roulis, tangage, lacet)$: $\vec{M}_O = M_p\vec{x} + M_m\vec{y} + M_n\vec{z}(3)$ où M_p est le moment de roulis, M_m le moment de tangage (pitch), et M_n le moment de lacet (yaw).

1.1.1 Coefficients adimensionnés

[cite$_s tart$]$Lesforcesetmomentssontexprimsviadescoefficientsadimensionns, enutilisantlapress$
$= 1_{\overline{2\rho V^2}}$:

$$F_i = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_i \quad (\text{où } C_i \in \{C_x, C_y, C_z\} \text{ ou } \{C_D, C_Y, C_L\}) \tag{4}$$

$$M_l = \frac{1}{2}\rho SV^2 bC_l \quad (\text{Roulis}) \tag{5}$$

$$M_m = \frac{1}{2}\rho SV^2 \bar{c}C_m \quad (\text{Tangage}) \tag{6}$$

$$M_n = \frac{1}{2}\rho SV^2 bC_n \quad (\text{Lacet}) \tag{7}$$

Avec S la surface de référence, b l'envergure, et $\bar{c}$ la corde moyenne. [cite$_s tart$]

1.2 Dépendance des Coefficients et Séparation Longitudinale/Latérale

[cite$_s tart$]$Defaongnrale, uncoefficientarodynamiquedpenddel'ensembledesvariablesd'tatetdeco$
$f(Re, M, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_l, \delta_m, \delta_n, \dots)(8)$ [cite$_s tart$]$Envolnormal, oneffectueunesparationentrelesd$

— **Longitudinal** : Concerne $\{D, L, M_m\}$. Dépend principalement de α, q, δ_m (incidence, tangage, profondeur). [cite$_s tart$]

— **Latéral** : Concerne $\{Y, M_l, M_n\}$. Dépend de $\beta, p, r, \delta_l, \delta_n$ (dérapage, roulis, lacet). [cite$_s tart$]

1.3 Foyer Aérodynamique et Centre de Poussée

— **Centre de poussée (C)** : Point où le moment aérodynamique est nul ($M_C = 0$). Sa position varie avec l'incidence α. Pour un profil cambré, il tend à reculer vers l'infini lorsque la portance s'annule. [cite$_{s}tart$]

— **Foyer aérodynamique (F)** : Point fixe où le coefficient de moment C_{mF} est constant (indépendant de α). [cite$_{s}tart$]

Pour un profil mince en incompressible, le foyer F est situé au quart de corde (25%). [cite$_{s}tart$]$Larelationdetransportdesmomentsest : \vec{M}_F = \vec{M}_C + \vec{FC} \wedge \vec{L}(9)$

1.4 Stabilité Statique Longitudinale

L'équilibre des moments est crucial.

— Si le centre de gravité O est devant le foyer F (marge statique positive), l'avion est naturellement stable. [cite$_{s}tart$]

— Si O est derrière F, l'équilibre est instable. [cite$_{s}tart$]

Pour assurer la stabilité et l'équilibre (trim), il faut généralement $C_{m\alpha} < 0$ et $C_{m0} > 0$. Cela impose souvent une déportance sur l'empennage arrière si le centre de gravité est avant. [cite$_{s}tart$]

1.5 Modèle Aérodynamique Linéarisé

On utilise un modèle quasi-statique, en négligeant pour l'instant les effets instationnaires, de nombre de Reynolds et de Mach. [cite$_{s}tart$]$Onlinariselescoefficientsautourd'unpointd'quilibre(dvel$
$C_{i0} + C_{i\alpha}\alpha + C_{iq}\frac{q\bar{c}}{2V} + C_{i\delta}\delta + \dots (10)$ Les termes comme $C_{i\alpha}$ sont appelés **dérivées de stabilité** (Stability Derivatives), et les termes $C_{i\delta}$ sont les **dérivées de contrôle** (Control Derivatives). [cite$_{s}tart$]

1.5.1 Cas particulier de la traînée

[cite$_{s}tart$]$Latranenesuitpasunmodlelinairemaisparabolique(polaire) : C_D = C_{D0} + kC_L^2(11)$
Cela inclut la traînée induite par la portance.

1.6 Analyse des Dérivées de Stabilité

1.7 Équations du Mouvement (Mise en place)

[cite$_{s}tart$]$OnutiliselePrincipeFondamentaldelaDynamique(PFD)etlaformuledeBourpourlesdrivesv$
$\left[\frac{d\vec{V}}{dt}\right]_{R_{avion}} + \vec{\Omega} \wedge \vec{V}(12)$ [cite$_{s}tart$]$Lesquationsscalairesrsultantes(enprojectionsurlesaxesvent)relientl'a$
et les forces :

$$m\dot{V} = Pousse - D + P_{proj} \quad (13)$$

$$mV\dot{\gamma} = L - P_{proj} \quad (14)$$

Dérivée

$C_{L\alpha}$

> 0
Condition de stabilité statique. Si $\alpha \nearrow$, moment piqueur de rappel. [cite$_s tart$]$C_{L\delta m}$

< 0
Effet Dièdre. Si dérapage $\beta > 0$ (vent de droite), l'aile au vent porte plus $\rightarrow$ roulis négatif (stabilisan

< 0
Amortissement de lacet. [cite$_s tart$]
[cite$_s tart$]

TABLE 1 – Signe et sens physique des principales dérivées [cite : 361-400]

2 Cours du 28 Novembre : Théorie des Profils Minces

2.1 Introduction et Nomenclature NACA

Ce chapitre porte sur la théorie des profils d'aile mince (2D). [cite$_s tart$]$OnutilisesouventlasrieNACA4ch$

M : Cambrure maximale (en % de la corde c). $z_{c,max} = \frac{M}{100}c$. [cite$_s tart$]

P : Position de la cambrure maximale (en dixièmes de c). $x_{c,max} = \frac{P}{10}c$. [cite$_s tart$]

XX : Épaisseur relative maximale (en % de c). [cite$_s tart$]

Exemple : NACA 0012 est un profil symétrique ($M = 0, P = 0$). [cite$_s tart$]

2.2 Hypothèses et Modélisation

1. **Profil mince** : On néglige l'épaisseur. Le profil est modélisé par sa **ligne moyenne** (ligne de cambrure) $z_c(x)$. [cite$_s tart$]

1. **Nappe tourbillonnaire** : On remplace la ligne moyenne par une distribution continue de tourbillons d'intensité $\gamma(s)$ le long de la corde. [cite$_s tart$]

1. **Petites perturbations** : Angles faibles, $\alpha \ll 1$ et cambrure faible. [cite$_s tart$]

2.3 L'Équation Intégrale de la Théorie des Profils Minces

[cite$_s$$tart$]$LavitesseinduiteparladistributiondetourbillonsenunpointxdelacordeestdonneparlaloideBiot$ $Savart$: $w_{induit}(x) = \int_0^c \frac{\gamma(\xi)}{2\pi(x-\xi)} d\xi$(15) [cite$_s$$tart$]$La$**condition de glissement**$(lefluidelongelaparoi, pa$ $\vec{n} = 0 \implies V_\infty(\alpha - \frac{dz_c}{dx}) - \frac{1}{2\pi}\int_0^c \frac{\gamma(\xi)}{x-\xi} d\xi = 0$(16) C'est l'équation fondamentale à résoudre pour trouver $\gamma(x)$. [cite$_s$$tart$]

2.4 Résolution pour un Profil Symétrique ($z_c = 0$)

Pour un profil symétrique, $\frac{dz_c}{dx} = 0$. [cite$_s$$tart$]$Oneffectuelechangementdevariable de Glauert : x =$ $\frac{c}{2}(1-\cos\theta), \quad 0 \le \theta \le \pi$(17) [cite$_s$$tart$]$Lasolutiongnralesatisfaisantla$**condition de Kutta**$(\gamma(\pi) =$ 0, vitesse finie au bord de fuite) est :

$$\gamma(\theta) = 2\alpha V_\infty \frac{1 + \cos\theta}{\sin\theta} \tag{18}$$

2.4.1 Résultats pour le profil symétrique

- **Circulation totale** : $\Gamma = \pi\alpha c V_\infty$. [cite$_s$$tart$]

- **Portance** (Théorème de Kutta-Joukowski) : $L' = \rho V_\infty \Gamma = \pi \rho c V_\infty^2 \alpha$. [cite$_s$$tart$]

- **Coefficient de portance** :

$$C_l = 2\pi\alpha \tag{19}$$

  La pente de portance théorique est donc 2π par radian. [cite$_s$$tart$]

- **Moment et Foyer** : Le centre de poussée est fixe à $x_p = c/4$. Le foyer est également à $c/4$. Le coefficient de moment au foyer est nul ($C_{m_{c/4}} = 0$). [cite$_s$$tart$]

2.5 Résolution pour un Profil Cambré

[cite$_s$$tart$]$Pourunprofilcambr$(dz$_{c\,\overline{dx \neq 0}}$), on décompose la pente de la ligne moyenne en série de Fourier :

$$\frac{dz_c}{dx} = (\alpha - A_0) + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos(n\theta) \tag{20}$$

Les coefficients A_n dépendent de la géométrie du profil. [cite$_s$$tart$]$Lasolutionpourladistributiondetourbil$ $2V_\infty \left(A_0 \frac{1+\cos\theta}{\sin\theta} + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(n\theta)\right)$ (21)

2.5.1 Résultats pour le profil cambré

— **Coefficient de portance** :

$$C_l = 2\pi(\alpha - \alpha_{L=0}) \quad \text{avec } \alpha_{L=0} = -\left(A_0 + \frac{A_1}{2}\right) \tag{22}$$

Plus précisément selon les notes : $C_l = 2\pi(\alpha - \alpha_0)$ où α_0 dépend des coefficients A_n. [cite$_start$]

— **Moment de tangage** :

$$C_{m_{c/4}} = \frac{\pi}{4}(A_2 - A_1) \tag{23}$$

Contrairement au profil symétrique, $C_{m_{c/4}}$ n'est pas nul, mais il reste *constant* (c'est la définition du foyer). C'est un moment piqueur naturel (< 0) dû à la cambrure. [cite$_start$]

— **Centre de poussée** : Sa position varie avec α et ne peut jamais atteindre $c/4$. [cite$_start$]

2.6 Limitations du Modèle

— Modèle non valide pour les profils épais ou à forte incidence (décollement non prédit). [cite$_start$]

— Nécessite des méthodes numériques (panneaux, ex : XFOIL) pour plus de précision. [cite$_start$]

— Les effets visqueux (frottement) ne sont pas pris en compte. [cite$_start$]