



Département de Génie Mécanique
AER3640 - Mécanique du vol

Laboratoire II :

ANALYSE DES COEFFICIENTS AÉRODYNAMIQUES

Révisé par: Hassan, Bensalah

École Polytechnique de Montréal
Automne 2025

Introduction

La mise en équation de la dynamique du vol débute avec le calcul des coefficients aérodynamiques de l'avion. Ces derniers sont nécessaires pour déterminer les forces qui s'appliquent sur l'avion (portance, traînée, etc.). Pour rappel, pour un mouvement longitudinal, les forces et moments aérodynamiques qui s'exercent sur un avion sont :

$$F_{a,x} = -QS_{wb}CD_b \quad (1)$$

$$F_{a,z} = -QS_{wb}CL_b \quad (2)$$

$$M_{a,y} = QS_{wb}\bar{c}_{wb}Cm_b \quad (3)$$

où $F_{a,x/a,z}$ sont les forces de traînée et de portance, $M_{a,y}$ est le moment de tangage, CD_b et CL_b sont les coefficients aérodynamiques associés à la traînée et à la portance, Cm_b est le coefficient de moment de tangage, \bar{c}_{wb} est une longueur de la corde aérodynamique moyenne, Q est la pression dynamique et S_{wb} est la surface de référence des ailes.

Il est bien de préciser que les aérodynamiciens rapportent naturellement l'expression des coefficients aérodynamiques à un repère lié à la soufflerie. Les coefficients aérodynamiques obtenus lors des tests en soufflerie sont donc exprimés dans le repère de stabilité $R_s(G, \mathbf{x}_s, \mathbf{z}_s)$ (voir Figure 1).

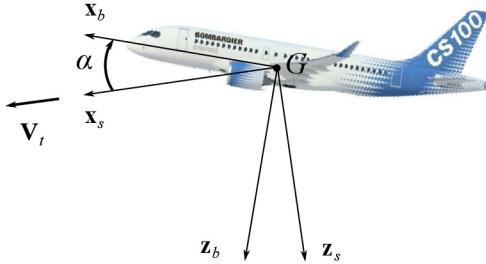


FIGURE 1 – Illustration des repère avion et stabilité

Or, les équations du mouvement étant exprimées dans le repère avion $R_b(G, \mathbf{x}_b, \mathbf{z}_b)$, il est nécessaire de transposer leur expression dans ce même trièdre. Pour cela, vous pouvez utiliser les relations de passage suivantes :

$$CD_b = CD_s \cos(\alpha) - CL_s \sin(\alpha) \quad (4)$$

$$Cm_b = Cm_s \quad (5)$$

$$CL_b = CL_s \cos(\alpha) + CD_s \sin(\alpha) \quad (6)$$

1 Partie analytique

Dans cette partie, on vous demande de déterminer les expressions des coefficients aérodynamiques CD_b , CL_b et Cm_b . Dans un premier temps, vous développerez les expressions des coefficients aérodynamiques dans le repère stabilité (CD_s , CL_s et Cm_s) en prenant en compte toutes les contributions des différents éléments de l'avion (aile, fuselage, empennage horizontal et moteur). Puis, dans un second temps, vous déterminerez les expressions des coefficients aérodynamiques dans le repère avion (CD_b , CL_b et Cm_b).

Pour mettre en équations vos coefficients aérodynamiques, vous pouvez vous aider du **Chapitre 06 - Coefficients Longitudinaux**. Dans toutes la suite, vous ne devez faire aucune approximation de petits angles ($\cos(\varepsilon) \neq 1$ et $\sin(\varepsilon) \neq 0$).

1.1 Étude des coefficients aérodynamiques de l'aile

- a) Déterminer l'expression analytique du coefficients de portance de l'aile (CL_{wb}). Pour cela, vous devez tenir compte de :
 - i) l'effet du nombre de Mach sur le CL_α ,
 - ii) l'effet de la vitesse de rotation (CL_q),
 - iii) l'effet des volets de bord de fuite sur le coefficient CL_0 .
- b) Déterminer le coefficient de traînée de l'aile (CD_{wb}). Considérer l'effet des volets de bords de fuite.
- c) En supposant que l'envergure de l'avion est de : $b = 115$ pi (35.1 m), calculer le facteur d'efficacité Oswald (e).
- d) Déterminer l'expression analytique du coefficient de tangage de l'aile (Cm_{wb}). Vous devez tenir compte de :
 - i) l'effet du nombre de Mach sur le Cm_α ,
 - ii) l'effet de la vitesse de rotation (Cm_q),
 - iii) l'effet de la variation de l'angle d'incidence ($Cm_{\dot{\alpha}}$),
 - iv) l'effet de la poussée des moteurs (Cm_{ct}),
 - v) l'effet des volets de bord de fuite sur le coefficient Cm_0 .

NOTE : l'effet de la poussée des moteurs ne correspond pas au moment créé par les moteurs. Il s'agit ici de modéliser la perturbation de l'écoulement de l'air à cause des moteurs qui se trouvent juste en dessous de l'aile.

1.2 Étude du downwash

- a) Déterminer l'expression analytique du *downwash* (ε). Vous devez tenir compte de l'effet des volets de bord de fuite sur le ε_0 .
- b) Déterminer l'expression analytique de l'angle d'incidence de l'empennage horizontal (α_h). Vous devez tenir compte de l'effet de la vitesse de tangage de l'avion (q).

1.3 Études des coefficients aérodynamiques du stabilisateur

- a) Déterminer l'expression analytique du coefficient de portance de l'empennage arrière exprimé dans le repère de stabilité du stabilisateur (CL_{ht}).
- b) Que pouvez-vous dire du coefficient de traînée (CD_{ht}) et du coefficient de moment de tangage (Cm_{ht}) de l'empennage arrière ?

1.4 Expressions des coefficients aérodynamiques de l'avion

- a) À partir des études précédentes, déterminer l'expression du coefficient de portance de l'avion au complet dans le repère de stabilité de l'aile (CL_s).
- b) À partir des études précédentes, déterminer l'expression du coefficient de traînée de l'avion au complet dans le repère de stabilité de l'aile (CD_s).
- c) À partir des études précédentes, déterminer l'expression du coefficient de moment de tangage de l'avion au complet dans le repère de stabilité de l'aile (Cm_s).

2 Programmation du modèle aérodynamique

Avant de vous lancer dans la programmation, vous devez rajouter certaines fonctions à votre programme. Pour cela, vous devez,

1. récupérer les fonctions Matlab qui sont disponibles sur le site Moodle (voir section laboratoire 2),
2. mettre la fonction `f_loadAircraftData.m` dans le répertoire `Aircraft` de votre programme,
3. créer un nouveau dossier dans le répertoire `modules` que vous renomerez “`+m_aero`”,
4. enfin, rajouter au dossier `+m_aero`, les deux fonctions `f_coeff_stabilite.m` et `f_stab2body.m`.

Si vous pensez avoir des problèmes avec vos fonctions du module `m_atmos`, veuillez en aviser le chargé de laboratoire. Nous vous remettrons alors des versions qui fonctionnent.

2.1 Chargement des données de l'avion

Pour vous faciliter la programmation et éviter les erreurs de recopies des données de l'avion, vous **devez** utiliser la structure **avion** qui contient toutes les données géométriques et aérodynamiques de l'avion. Pour charger les données de l'avion, créer un nouveau script `validation_laboratoire_2.m` et insérer les lignes de codes suivantes :

```
%% Initialisation
clc;
clear;
close all;

%% Organisation des repertoires
addpath('Aircraft/', 'Modules/');

%% Chargement des donnees de l'avion
avion = f_loadAircraftData;
```

Exécuter ce script une première fois et observer la création de la variable `avion` dans votre **workspace**. Cette variable est une structure Matlab qui contient trois (3) champs : `geom`, `aero`, et `inertie`. Voici un exemple de comment s'utilise la structure `avion`.

```
% Recuperation de la surface de l'aile
s_wb = avion.geom.s_wb;

% Recuperation du coefficient de portance CL0
CL0 = avion.aero.cl0;

% Recuperation du moment d'inertie Iyy de l'avion
Iyy = avion.inertie.Iyy_kgm2;
```

Si vous avez des problèmes dans l'utilisation de la structure `avion`, appelez le chargé de laboratoire.

2.2 Programmation de la fonction `f_coeff_stabilite.m`

En utilisant toutes les équations de la partie analytique, vous devez programmer la fonction `f_coeff_stabilite.m`. Cette fonction prend en argument les conditions de vol de votre avion (ex. angle d'incidence, vitesse vraie, position du stabilisateur, etc.) et retourne en arguments de sortie les trois coefficients aérodynamiques exprimés dans le **repère de stabilité de l'aile** (CL_s , CD_s , Cm_s).

2.3 Programmation de la fonction `f_stab2body.m`

En utilisant les relations de passage entre repère stabilité et repère avion, vous devez compléter la fonction `f_stab2body.m`. Cette fonction prend en arguments d'entrée les coefficients aérodynamiques exprimés dans le repère de stabilité (CL_s, CD_s, Cm_s) et l'angle d'incidence (α). Elle retourne en arguments de sortie, les trois coefficients aérodynamiques exprimés dans le repère avion (CL_b, CD_b, Cm_b).

3 Problème : analyse des paramètres aérodynamiques

Dans cette partie, vous allez utiliser les modules `m_atmos` et `m_aero` pour étudier les coefficients aérodynamiques de l'avion. L'ensemble de vos développements informatiques devra être fait au sein du script `validation_laboratoire_2.m`.

3.1 Première étude : analyse des coefficients aérodynamiques

Pour simplifier cette première étude, vous pouvez considérer les conditions de vol suivante : $q = \dot{\alpha} = 0 \text{ rad.s}^{-1}$, $\delta_e = \delta_{it} = 0^\circ$, $Fn = 0 \text{ N}$, $h = 2000 \text{ pi}$ et $V_t = 140 \text{ nds}$. Pour cela, vous devez :

- Tracer l'évolution des coefficients CD_s, CL_s et Cm_s en faisant varier α de 0° à 20° (volets rentrés). Que remarquez-vous d'important ?
- Refaites la même étude pour toutes les positions de volet (décollage, atterrissage et vol de croisière). Expliquez brièvement comment les volets de bord de fuite modifient les coefficients aérodynamiques.
- En utilisant la fonction `f_stab2body.m`, tracer l'évolution des coefficients CD_b, CL_b et Cm_b en faisant varier α de 0° à 20° (volets rentrés). Que remarquez-vous ? Commenter vos résultats.

3.2 Deuxième étude : analyse du décrochage d'un avion

Dans cette étude, vous allez analyser le phénomène de décrochage d'un avion. Pour cela, considérer que le coefficient de portance d'un avion (CL) est donné par :

$$CL = CL_0 + (CL_\alpha \times CL_{stall})\alpha_{DEG} \quad (7)$$

où $CL_{stall}(\alpha)$ est un coefficient de correction qui représente le changement de pente du

coefficient de portance défini comme suit :

$$CL_{stall}(\alpha) = 0.5 [1 - \tanh(0.7(\alpha_{DEG} - 14 - \delta_s)))] + \dots \\ \dots + 0.25 [1 + \tanh(0.7(\alpha_{DEG} - 14.5 - \delta_s))] \quad (8)$$

et $CL_0 = 0.1$, $CL_\alpha = 0.1$ et δ_s représente la position des volets de bord d'attaque.

Nous allons maintenant analyser le décrochage de l'avion et étudier l'influence des volets de bord d'attaque sur le coefficient de portance. Pour cela :

- a) En utilisant les équations (7) et (8), tracer le coefficient de portance sur une variation de $\alpha = [-5^\circ, \dots, 18^\circ]$ pour $\delta_s = 0^\circ$.
- b) Identifier le coefficient de portance maximal (CL_{max}) et l'angle de décrochage (α_{stall}).
- c) Toujours en utilisant les équations (7) et (8), tracer le coefficient de portance sur une variation de $\alpha = [-5^\circ, \dots, 18^\circ]$ et pour $\delta_s = \{0^\circ, 3^\circ, 5^\circ\}$. Superposer les courbes sur une même figure.
- d) En quoi l'utilisation de volets de bord d'attaque peut améliorer le comportement d'un avion ?

3.3 Troisième étude : équilibrage d'un avion en descente

Dans cette étude, on considère que l'avion effectue une descente à -3° et sans moteurs ($F_n = 0$). De même, on suppose que l'avion se trouve dans les conditions de vol suivantes :

$m = 45,000 \text{ Kg}$	$q = 0 \text{ rad/s}$	$\delta_f = 0^\circ$
$h = 20,000 \text{ ft}$	$\dot{\alpha} = 0 \text{ rad/s}$	$\delta_e = 0^\circ$
$V_t = 400 \text{ kts}$	$F_n = 0 \text{ N}$	$\delta_{it} = -6^\circ, \dots, 2^\circ$

En tant qu'ingénieur en stabilité et contrôle, on vous demande alors de trouver les conditions sur l'angle d'incidence (α) et la position du stabilisateur (δ_{it}) qui permettent de stabiliser l'avion.

- a) En supposant que le mouvement de l'avion est décrit par les équations suivantes,

$$0 = -QS_{wb}CL_s + mg \cos(\gamma) \quad (9)$$

$$0 = +QS_{wb}c_{wb}Cm_s \quad (10)$$

calculer le coefficient de portance ($CL_{s,trim}$) nécessaire pour maintenir l'avion en équilibre lors de la descente.

- b) À l'aide de votre module `m_aero`, tracer le coefficient de portance (CL_s) et le coefficient de moment de tangage (Cm_s) en fonction de α pour différentes positions du stabilisateur (δ_{it}). Un exemple de résultat vous est donné sur la Figure 2.
- c) En vous aidant de la figure obtenue, trouver alors la plage d'angles d'incidence (α) qui permet de garantir la portance obtenue en a).
- d) Dans la plage d'angles d'incidence obtenue en c), trouver quelle position du stabilisateur est la plus adéquate pour annuler le moment de tangage de l'avion.
- e) En déduire alors l'angle d'incidence et la position du stabilisateur qui permet de stabiliser l'avion en descente.

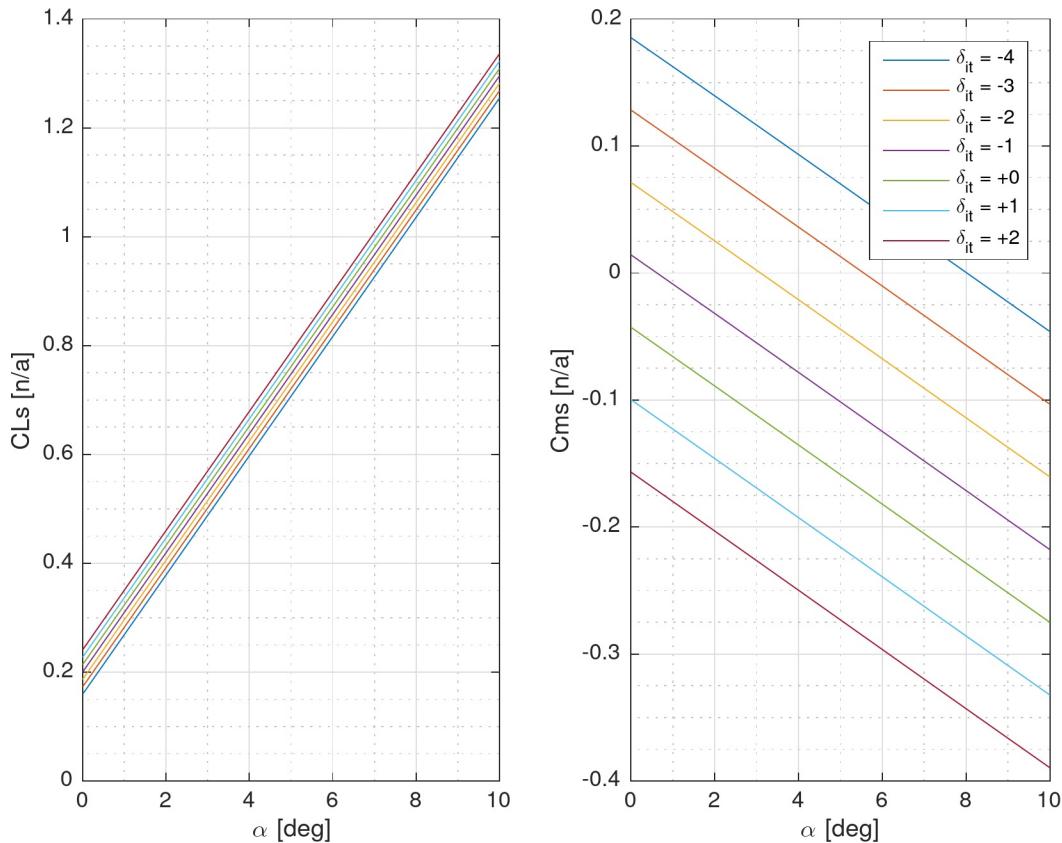


FIGURE 2 – Évolution des coefficients CL_s et Cm_s en fonction de α et δ_{it}

Rapport

Vous devez remettre un rapport contenant toute votre étude sur la partie **Problème : analyse des paramètres aérodynamiques**. Vous devez remettre votre rapport à la prochaine séance de laboratoire, ce qui vous laisse 2 semaines pour rédiger un rapport précis et concis. Le rapport devra :

- i. Inclure une page de présentation avec toutes vos informations, sigle et intitulé du cours, titre du laboratoire, etc.. ;
- ii. Contenir une introduction, une table des matières, une liste des figures, une liste de tableaux, une liste des symboles avec les unités et une conclusion ;
- iii. Être rédigé avec un souci de la qualité de la langue.

Contact - Questions - Besoin d'aide :

h.bensalah@polymtl.ca

Bureau : B450.38