

## HA GC MDT

*M1, 2ème année du Magistère de Physique Fondamentale d'Orsay*

*Jeudi 2 octobre 2025*

### Entretien Gourinat

*Modelisation avion*

## Introduction

$\vec{X}$  vecteur unitaire longitudinal fuselage, dirigé vers l'avant  
 $\vec{Y}$  vecteur unitaire orthogonal au précédent, situé dans le plan de symétrie droite gauche du fuselage, et dirigé vers le bas  
 $\vec{Z}$  complète alors la base orthonormée directe  $(\vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z})$ , dans la direction de la demi-aile droite (voir schéma ci-dessous).

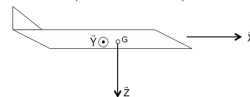


Figure 4 : Axes avion liés au fuselage

FIGURE 1 : Axes liés à l'avion (ATTENTION : mal définit)

Mouvement de l'avion = mvt du cdm G Altitude = mouvement de l'environnement par rapport à l'avion

Vitesses angulaires de rotations autour des 3 axes sont notées :

$$\begin{cases} \text{Axe G-X} \rightarrow p : \text{taux de roulis} \\ \text{Axe G-Y} \rightarrow q : \text{taux de tangage} \\ \text{Axe G-Z} \rightarrow r : \text{taux de lacet} \end{cases} \quad (1)$$

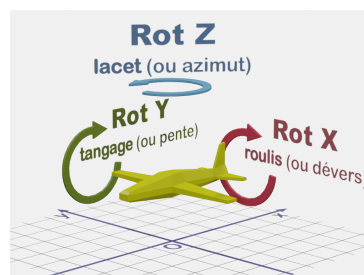


FIGURE 2 : Différentes vitesses angulaires de rotations

Forces :

- A distance : Poids  
 $\Rightarrow \vec{P} = mg\vec{u}_z$   $g \approx 9,81$  à 2% près en considérant le vol et l'équateur/pôle
- De surface (contact) : Pressions aérodynamiques (+ la portance aérostatique, qui est non dimensionnante structuralement)  
 $\Rightarrow$  Résultante aérodynamique :  $F = Av + Bv^2$  (visqueux+fluide parfait cinétique) avec  $v$ , vitesse relative de l'avion par rapport à la masse d'air locale.  
 $Av$  est un terme visqueux, négligeable pour  $v$  grand (mi et haut subsonique), et qui est lié à l'adhérence d'une fine couche d'air (appelée couche limite) sur la paroi, en raison des gradients de vitesse.  
 En faisant l'hypothèse d'un vol symétrique (vol dans le plan XGZ dirigé vers +X), on peut alors décomposer la résultante aérodynamique selon Z et X :

$$\begin{cases} \text{Portance : } F_z = -P_{cin}S_{ref}C_z \\ \text{Trainée : } F_x = -P_{cin}S_{ref}C_x \end{cases} \quad \text{avec la pression cinétique } P_{cin} = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (2)$$

Or l'acquisition de la vitesse se fait via des tubes de Pitot (Badin), qui mesure la pression cinétique sans informations par rapport à la masse volumique réelle. Les sondes Pitot donne donc une vitesse équivalente en condition standard  $v_0$ , définit par rapport à la masse volumique conventionnelle de l'air (15°C, niveau de la mer)  $\rho_0 = 1.225 \text{ kg.m}^{-3}$  tel que :

$$P_{cin} = \frac{1}{2}\rho V^2 = \frac{1}{2}\rho_0 V_0^2$$

(c'est elle qui est indiquée sur le compteur et c'est elle qui doit être prise en compte pour les charges

## Résultante aérodynamique

Moments résultants appliqué autour de G (LMN)  $\rightarrow$  Besoin d'un bras de levier de référence, lié à la surface de référence.

Pour avion on définit :

$$\text{Corde moyenne de la voilure } b = \frac{S_{ref}}{e}$$

Avec  $e$ , l'envergure totale,

et  $S_{ref}$ , surface de référence (= surface portante), c'est l'aire totale de l'aile

On en déduit le moment de tangage :

$$M_{tang} = P_{cin}S_{ref}bC_m$$

Avec  $C_m$  un coefficient lié au moment de tangage et obtenu en soufflerie ou calculé via méca flu.

On a de même pour L et N avec  $C_L$ ,  $C_N$ , qui ne sont cependant pas nécessairement pour le vol symétrique XGZ

Afin de caractériser  $C_z$  qui fluctue selon l'incidence  $\alpha$ , on peut facilement linéariser avec la formule :

$$C_z \approx C_{z0} + \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial C_z}{\partial \delta} \delta \quad (3)$$

Avec  $\delta$ , l'angle de braquage vers le bas par rapport à la voilure pour de potentielles surfaces mobiles additionnelles (volet hypersustentateur, ...)