

PK2 - Rapport Final

Comment volent les avions ?

Groupe : Phy 3, Jeudi 13:15 - 17:15

Marcin Kovalevskij
Sarah-Baya Hamoudi

09\05\2019

Constantes

- ν - viscosité cinématique du fluide, de dimensions $[L^2 \times T^{-1}]$
- L - dimension ou longueur caractéristique, de dimensions [L]
- V - vitesse caractéristique du fluide, de dimensions $[L \times T^{-1}]$
- ρ - masse volumique du fluide, de dimensions $[M \times L^{-3}]$
- μ - viscosité dynamique du fluide, de dimensions $[M \times L^{-1} \times T^{-1}]$
- S - surface de référence d'objet, de dimensions $[L^2]$;
- C_x - coefficient de traînée, sans dimensions ;
- C_z - coefficient de portance, sans dimensions ;
- p - pression au point considéré, de dimensions $[M \times L^{-1} \times T^{-2}]$;
- g - l'accélération de la pesanteur, de dimensions $[L \times T^{-2}]$;
- z - l'altitude du point d'étude, de dimensions [L];
- C - constante, sans dimensions ;

Théorie

Introduction

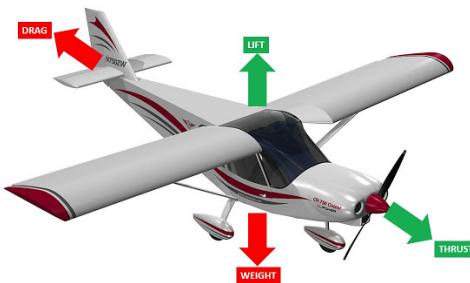


Figure 1: Représentation des forces s'exerçant sur un avion en vol.

Différentes forces s'appliquent sur un avion en vol; la force de poussée (thrust), ou propulsion des moteurs, le poids (weight) qui s'applique à tous objets sur Terre et la force aérodynamique. Cette dernière peut se décomposer en deux forces, la portance (lift) qui s'oppose au poids, et la trainée (drag) qui s'oppose à la poussée.

Rappel des principaux résultats théoriques

Nombre de Reynolds

Le coefficient de Reynolds représente le rapport entre les forces d'inertie et les forces visqueuses exercées sur une particule dans un fluide. Il est défini grâce au paramètres et aux formules ci-dessous:

$$\frac{VL}{\nu}, \text{ où } \nu \text{ est défini comme } \mu = \frac{\nu}{\rho} \Rightarrow Re = \frac{\rho VL}{\mu}.$$

Écoulement

Le terme d'écoulement désigne le déplacement d'un fluide par rapport à un objet. Il existe plusieurs type d'écoulement qui sont décrits ci-dessous :

- * **Écoulement rampant** : Il est défini pour $Re < 5$, les forces de viscosité sont prépondérantes, décollement n'est pas présent. La couche de limite¹ est laminaire².
- * **Régime stationnaire décollé** : Pour $5 < Re < 48$, les forces d'inertie augmentent et la couche de limite n'est plus collée à la surface, cependant elle est toujours laminaire.
- * **Régime laminaire non stationnaire** : Entre $48 < Re < 300$, les tourbillons commencent à former et une allée tourbillonnaire apparaît
- * **Régime turbulent** : Pour $300 < Re < 2105$, l'écoulement devient turbulent, cependant la couche limite est laminaire

III-1-Différents types d 'écoulement

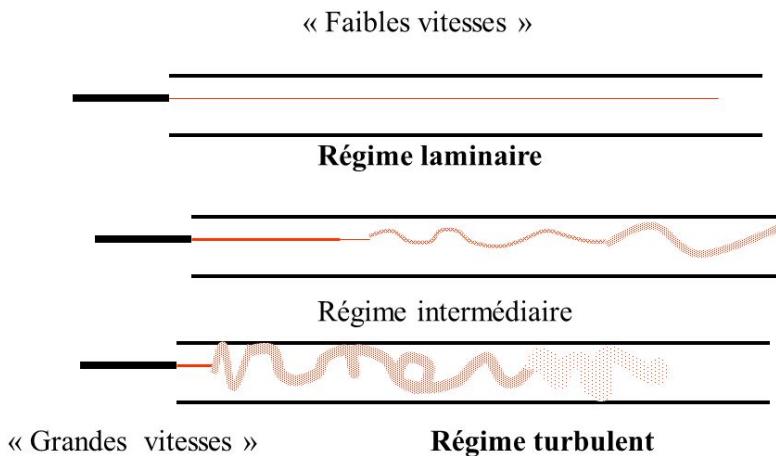


Figure 2: Différents types d'écoulement.

¹Couche de limite - c'est la couche de fluide située autour d'une surface limite où les effets de la viscosité d'un fluide sont prépondérants.

²L'écoulement laminaire - fluide s'écoulé dans la même direction.

Présentation de la force aérodynamique

La force aérodynamique de l'avion est une force qui s'oppose aux poids et à la force de poussée d'un avion, est donnée par $F_a = F_t + F_p$. Elle peut être décomposée en deux forces distinctes, la force de traînée (**E**), s'opposant à la force de poussée de l'avion : $F_T = \frac{1}{2}\rho V^2 C_x S$ et la force de portée (**C**) s'opposant au poids de l'avion : $F_P = \frac{1}{2}\rho V^2 C_z S$.

La force aérodynamique (**D**), est créée par les différences en pression à cause des différences de la vitesse du fluide tout autour de l'aile. La distribution de pression mesurée sur une aile typique ressemble au schéma suivant:

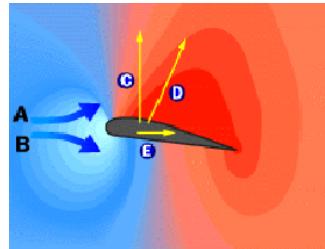


Figure 3: La force aérodynamique.

- * **A** - Le fluide approchant la surface de l'aile est comprimé et dévié au-dessus de l'aile en raison de la courbure de l'aile. Ensuite, la surface de l'aile se courbe vers le bas et une zone de basse pression est créée, par conséquence l'air au-dessus est attiré vers le bas.
- * **B** - Le fluide s'approchant la surface inférieure de l'aile est comprimé et dévié sous l'aile. Comme le fluide sous l'aile atteint le bord de l'aile sa pression et sa vitesse s'équilibrent progressivement avec le fluide de la partie supérieure.

Force de portée

La force de portée F_p est une force qui s'oppose au poids en sens et qui, afin de permettre le vol, a une norme qui compense le poids pour une altitude constante qui est donnée par la relation : $F_p = \frac{1}{2}\rho V^2 C_z S$

Force de traînée

La force de traînée F_t est une force observée empiriquement s'opposant au mouvement d'un corps dans un fluide et qui agit de façon similaire à la force de frottement.

On veut établir l'expression de la force F de traînée en fonction des paramètres responsables pour la traînée, donc intuitivement on doit penser aux suivants: Par analyse dimensionnelle, on constate que $[F] = MLT^{-2}$, ainsi que $F \propto kSV$. Alors $[F] = k^1 \rho^a S^b V^c \iff MLT^{-2} = k^1 \rho^a S^b V^c \iff M^a L^{-3a} L^b L^c T^{-c}$ où k est une constante choisie arbitrairement afin de faire apparaître l'expression de la traîne aérodynamique : $F_T = \frac{1}{2}\rho V^2 C_x S$.

Cette analyse dimensionnelle peut être retranscrite à la force de portée.

Il est important de prendre en compte l'ordre de grandeur du nombre de Reynolds dans nos conditions d'études car elles influent sur la force aérodynamique et rend possible ou non la comparaison avec un avion réel de notre modèle.

Comme référence de comparaison de nombre de Re qui a été estimé au-dessus, prenons l'exemple

de l'avion commercial Boeing 737 qui vole à altitude de 10 km avec la vitesse de $260 \text{ m} \times \text{s}^{-1}$. Alors, la dimension caractéristique de l'aile (bord de fuite) est de longueur 1 m, ainsi μ vaut, pour une altitude de croisière, environ $3,9 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \times \text{s}^{-1}$, donc

$$Re = \frac{Vl}{\nu} \approx \frac{260 \text{ m} \times \text{s}^{-1} \times 1 \text{ m}}{3 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \times \text{s}^{-1}} \approx 6,7 \times 10^6$$

Raison de vol d'un avion

Plusieurs théories ont été avancées au fil des ans pour expliquer les raisons du vol d'un avion. Les plus retenues de nos jours sont issus de lois basiques tels que le théorème de Bernoulli et la 3ème loi de Newton, les deux hypothèses ensemble permettent d'avoir une bonne vue d'ensemble de la science mise en jeu par le vol d'un avion. Bernoulli a posé les bases de la mécanique des fluides en expliquant que la somme des pressions et des énergies mécaniques par unité de volume dans une surface reste constante :

$$p + \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 + \rho \times g \times z = C$$

Autrement dit lorsque l'air rencontre l'aile d'un avion il est divisé en deux, l'air qui va passer au-dessus de l'aile va donc aller plus vite que l'air passant en dessous de l'aile vérifiant ainsi le théorème de Bernoulli et créant une dépression de l'air attirant l'avion vers le haut. Cependant, cette équation est également insuffisante et quelque peu incohérente sur certains points car elle nécessite l'hypothèse que l'air tranché en deux se retrouve nécessairement en même temps derrière l'aile ou le contraire a été observé. L'explication via les lois de Newton explique que comme l'air suit le profil de l'aile alors il est dévié vers le bas, selon certains un effet du théorème de Bernoulli. On peut donc utiliser Newton pour expliquer qu'une force va s'exercer sur l'aile vers le haut pour compenser la force qui mène l'air vers le bas et donc créer de la portance. Le bord de fuite joue également un rôle car il va contribuer à diminuer la force de trainée en créant une circulation de l'air à l'arrière de l'avion. Un grand facteur permettant à ces lois d'agir est l'angle d'attaque, ce qui va diriger l'air vers le bas peut être le profil de l'aile, mais ce n'est pas le cas dans le cas d'un avion à ailes plates, en papier ou juste qui volerait sur le dos. L'angle d'attaque va donc avoir un réel impact sur la direction du flux d'air et donc sur les lois dont nous parlions plus ci-dessus. Nous avons décidé d'étudier la portance et la force de trainée en fonction de ce paramètre car il semble le plus pertinent à regarder dans notre cas et le plus facile à mettre en œuvre.

Expérience

Présentation du montage

Notre montage est constitué de trois parties principales :

1. **L'aile** - Elle a été faites dans un morceau du bois de balsa. On a choisi un modèle d'aile de type "Clark y", qui est un profil largement utilisé en aéronautique.



Figure 4: Le profil d'aile - Clark-y.

2. **Partie mobile** - Cette partie nous permet de varier l'angle $-\frac{\pi}{2} \leq \alpha \leq \frac{\pi}{2}$. On a choisi un angle $\alpha_{max} \leq \frac{\pi}{2}$ pour nous donner une marge d'étude, cela nous permet de situer l'angle de décrochage, qui est généralement compris entre 15° et 20° pour de nombreux profils aérodynamiques.
3. **Le support** - Qui sert à maintenir le montage dans une position fixe. Dans un deuxième montage cette partie servait non plus à maintenir le montage droit et au sol mais à le relier à notre appareil de mesure.



Figure 5: Le montage.

Présentation des résultats de mesure

Une fois le modèle réalisé on a pu commencer les mesures. En reliant l'aile à une balance et un dynamomètre on a mesuré les forces s'exerçant dessus lorsqu'elle était soumise à un flux constant d'air. On a mesuré plusieurs valeurs de portance et de trainée en variant l'angle d'incidence, ou angle attaque, α - l'angle entre le profil d'aile et le flux d'air de la soufflerie.

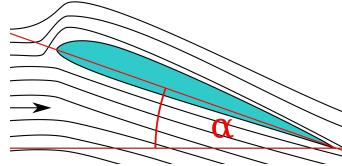


Figure 6: Le profil d'aile et l'angle α - l'angle d'incidence.

Pour mesurer la force de portance on a placé l'ensemble du modèle sur une balance électronique, en la réglant sur zéro, on a ensuite augmenté la vitesse du flux d'air jusqu'à $v_{max_{th}} = 7.5 \text{ m} \times \text{s}^{-1}$, nous avons mesuré la surface alaire $S = 1.4 \times 10^{-3} \text{ m}^2$ et finalement noté $m < 0$ en fonction de l'angle d'incidence. Enfin, on a multiplié la masse Δm avec l'accélération de pesanteur, afin d'obtenir la force de portance $F_p = |m| \times g$. Pour mesurer la force de trainée il a fallu changer légèrement de montage en accrochant l'aile inversée au crochet d'une balance afin de permettre un mouvement plus libre de l'aile et ainsi mesurer la portance, grâce à la balance, et la force de trainée, par le biais d'un dynamomètre, s'exerçant sur l'aile dans un même temps.

Le but de ces mesures était de déduire une quelconque relation entre le coefficient aérodynamique et l'angle d'incidence de l'aile. Pour calculer les coefficients de portance et de trainée on a utilisé les résultantes de force aérodynamique, ainsi pour la force de portée on obtient : $F_p = \frac{1}{2} \rho V^2 C_z S$, ainsi on a déduit que $C_z = \frac{F_p^2}{\rho V^2 S}$.

Représentation graphique

Dans cette partie nous présenterons les résultats empiriques de mesure des forces de portance et de traînée. Tout d'abord, nous allons mesurer la force de portance par rapport l'angle d'incidence, sans tenir compte de la force de traînée. Lors de la deuxième mesure, nous effectuerons et discuterons la mesure simultanée des forces de portance et de traînée, toujours par rapport l'angle d'incidence.

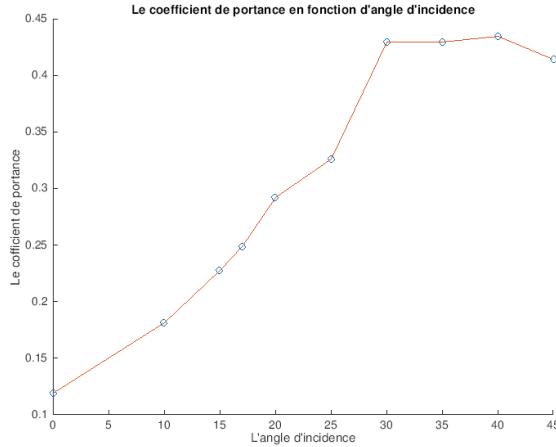


Figure 7: L'évolution du C_z en fonction de l'angle d'incidence (en degrés)

Après avoir fait des premières mesures de portance avec le modèle posé sur une balance on avait observé sur la figure n° 7 que la portance, ainsi que son coefficient C_z , augmentent lorsque l'angle d'incidence augmente, jusqu'à α_{max} . Sur la figure n° 7 on déduit que $\alpha_{max} \approx 30^\circ$ ce qui correspond à $C_{z,max} = 0.4346$ soit $F_{p,max} = 0.8232$ N.

Ensuite, nous avons mesuré forces de portance et de traînée simultanément et on avait calculé les deux coefficients, C_x et C_z .

On peut en apprendre plus sur les conditions de vol d'un avion par analyse d'un graphique appelée polaire d'aile. Il s'agit de faire une régression graphique en choisissant C_x pour l'axe des abscisses et C_z pour l'axe des ordonnées, on obtient un graphique où chaque point sur la courbe correspond à un angle d'incidence. C'est en utilisant cette technique que l'on obtient la courbe théorique de la figure n° 8.

Sur la courbe de polaire d'une aile sont visibles quatre points : M_1 , M_2 , M_3 , M_4 . Il est important de noter que ces points correspondent à des angles d'incidences croissants. Particulièrement, le point M_1 correspond à un angle tel que $C_z = 0$, tandis que le point M_4 correspond à l'angle tel que $C_z = max$, ainsi au-delà de cet angle il y a chute de portance, ce phénomène est appelé le décrochage.

L'air s'écoule sur la surface de l'aile jusqu'à atteindre un α_{max} qui est compris entre 5 et 20° pour un avion. Au moment d'atteindre α_{max} , l'avion perd sa portance et donc ne peut pas tenir son altitude - c'est ce qu'on appelle le décrochage d'un avion. Dans notre expérience en soufflerie, on estime que l'aile perd sa portance en $\alpha_{max} \approx 50^\circ$ (Figure n° 9), en mesurant les deux forces simultanément et $\alpha_{max} \approx 30^\circ$ en mesurant une seule force (Figure n° 7).

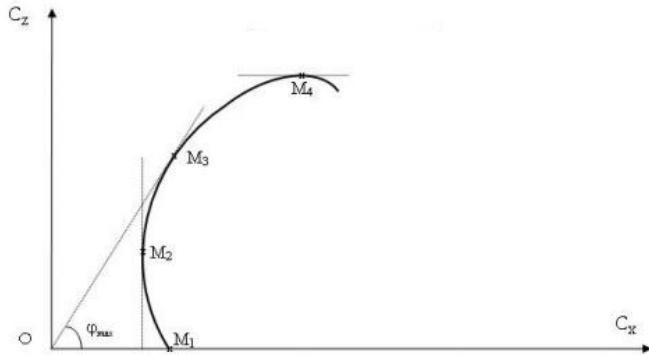


Figure 8: Polaire d'une aile.

Sur la figure n°8 on voit aussi un point M_3 pour lequel l'angle φ est maximum, or on peut déduire la relation :

$$\tan(\varphi) = \frac{C_z}{C_x} \quad (1)$$

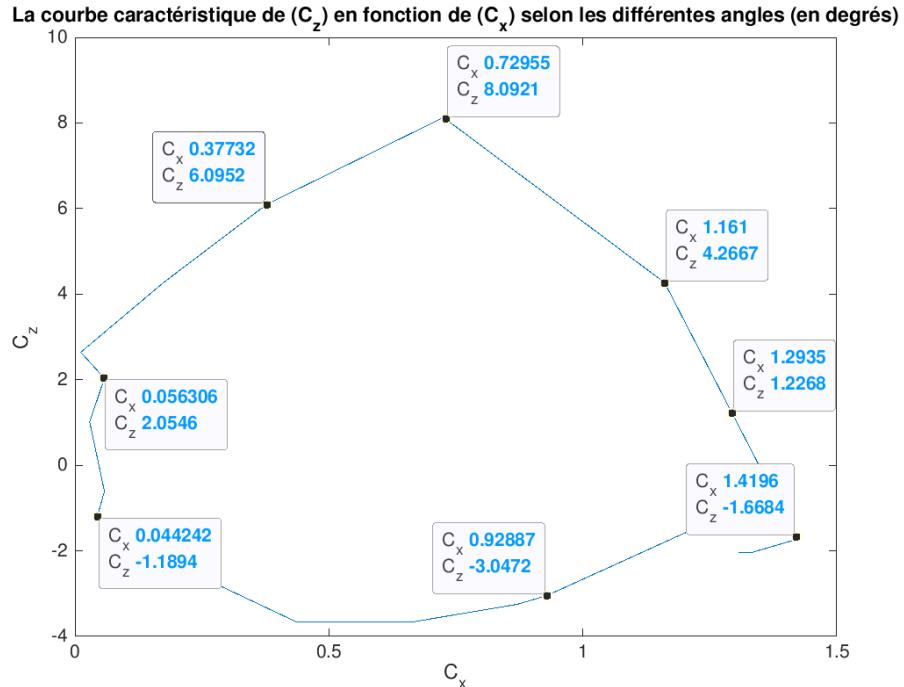


Figure 9: Courbe représentant le coefficient de portée par rapport au coefficient de trainée pour différents angles.

Ainsi, on peut utiliser les forces de portance et de traînée pour déduire une autre relation importante en aérodynamique - finesse d'une aile, qui est définie par le rapport de $\frac{F_p}{F_t}$:

$$f = \frac{F_p}{F_t} = \frac{C_z}{C_x}$$

Avoir un rapport $\frac{C_z}{C_x}$ plus élevé est l'un des principaux objectifs en construction des avions, puisque la force de portance requise pour vol d'un avion est déterminée par les différents paramètres e.g. le poids, or fournir cette portance avec une traînée plus faible conduit directement à meilleure performance des avions, par exemple, économie de carburant ou meilleure performance en montée.

En définissant le polaire d'une aile, l'angle φ et la finesse, on peut présenter nos mesures expérimentales, dans le tableau ci-dessous où sont résumé les mesures principales de notre expérience. On a défini $\alpha_{theo} = \arctan(\frac{C_z}{C_x})$ suivant la relation numéro (1). Ainsi, α_{exp} correspond à l'angle, entre le profil d'aile et le sol, pour lequel les mesures de F_p et F_t ont été effectuées.

alpha_exp	alpha_theo	finesse	C_z	C_x	F_p	F_t
90	-57.265	-1.5555	-2.0317	1.3061	-0.098	0.45
80	-56.69	-1.5218	-2.0317	1.3351	-0.098	0.46
70	-50.528	-1.2143	-1.727	1.4222	-0.0833	0.49
60	74.778	3.675	4.2667	1.161	0.2058	0.4
50	84.898	11.2	8.127	0.72562	0.392	0.25
40	86.458	16.154	6.0952	0.37732	0.294	0.13
30	87.663	24.5	4.2667	0.17415	0.2058	0.06
20	89.748	227.5	2.6413	0.01161	0.1274	0.004
10	88.363	34.999	2.0317	0.05805	0.098	0.02
0	88.363	35.001	1.0159	0.029025	0.049	0.01
-10	-84.56	-10.5	-0.60952	0.05805	-0.0294	0.02
-20	-87.955	-27.999	-1.219	0.043537	-0.0588	0.05
-30	-84.174	-9.7998	-2.8444	0.29025	-0.1372	0.015
-40	-83.211	-8.4	-3.6571	0.43537	-0.1764	0.1
-50	-79.655	-5.4782	-3.6571	0.66757	-0.1764	0.15
-60	-75.005	-3.7333	-3.2508	0.87075	-0.1568	0.23
-70	-73.051	-3.2812	-3.0476	0.9288	-0.147	0.3
-70	-37.876	-0.77781	-1.0159	1.3061	-0.049	0.32

Figure 10: Les mesures principales.

En comparant α_{theo} avec α_{exp} , on s'aperçoit que nos mesures sont peu cohérentes vis à vis de l'angle, ceci peut s'expliquer d'une part par l'incertitude liée aux mesures lors de notre expérience.

Étant préoccupés par l'exactitudes de nos mesures expérimentales, mais néanmoins sûrs de l'angle mesuré lors de l'expérience, nous nous référerons dans ce qui suit à l'angle α_{exp} , sauf indication contraire.

Comparaison avec la théorie

Sur les figures n° 7 et n° 9, on observe le phénomène de décrochage qui s'explique par :

- * **La différence de pression entre le dessus et le dessous de l'aile.** La pression est la force normale par unité de la surface exercée par le fluide sur lui-même et sur les surfaces qu'il touche. Ainsi, la force de la portance est générée par des différences de pression entre le dessus et le dessous de l'aile. Ces différences de pression sont résultantes de flux d'air qui suit une trajectoire incurvée, il existe un gradient de pression perpendiculaire au flux de pression, qui est donnée par la relation :

$$\frac{dp}{dR} = \rho \frac{v^2}{R}$$

D'après cette relation on peut en déduire que les vitesses plus importantes et les courbures serres créent les différences de pression les plus grandes.

- * **L'angle d'attaque** - c'est l'angle entre le profil et la corde de l'aile, comme indiqué sur la figure n° 5. Un profil symétrique de l'angle d'attaque 0, résultera une portance égale à 0.
- * **Le profil d'aile** - le profil de l'aile influence directement la force de portance, en particulier le profil d'aile qui est cambré produira la portance plus grande. Le but est d'avoir la courbure plus convexe de la partie supérieure que la partie intérieure de l'aile.
- * **La vitesse de l'avion** - comme la F_p est $\propto V^2 \rho C_z$, vitesse trop basse résulte en perd de la portance.

L'angle de décrochage observé dans nos deux expériences est beaucoup plus grand que celui d'un avion. Il est usuel pour une aile d'avion de croisière de trouver un angle de décrochage de 15°. La différence d'angle de décrochage entre notre modèle expérimental et un avion peut être, d'une part expliquée par un nombre de Reynolds beaucoup plus faible que pour un avion en vol, dans nos conditions on a un nombre de Reynolds de 5×10^3 et pour un avion on a 6×10^6 . Le nombre de Reynolds étant un rapport entre des forces inertielles et visqueuses on peut avancer la théorie qu'un nombre de Reynolds différent résulte d'une viscosité et d'une inertie différente ce qui peut avoir une influence sur la capacité de l'aile à rester stable ou à décrocher. D'autre part la vitesse du flux de la soufflerie est également beaucoup plus faible et cela peut influer l'angle de décrochage.

Sur la figure n° 9 on voit qu'il y a une croissance rapide de C_z entre 20° et 50° et ce que l'on peut interpréter comme le décrochage aux alentours 50°. Une pseudo symétrie est également visible sur la figure n° 6 entre les angles positifs et négatifs, l'angle de décrochage est différent pour les valeurs d'angle négatives. Ici les mesures effectuées avec des angles négatifs ont donné lieu à des valeurs de portance et de trainée positives et inversement.

Il est intéressant de comparer les figures n° 7 et n° 9. Sur la figure n° 9 on avait déduit que $\alpha_{max} \approx 50^\circ$, tandis que sur la figure n° 7 on observe $\alpha_{max} \approx 30^\circ$. Donc, on se demande d'où vient cette différence de $|\alpha_{max}| \approx 20^\circ$ entre les deux graphiques ?

En particulier, la différence d'angle de décrochage est due à des méthodes de mesures différentes entre nos deux expériences, ce qui induit des incertitudes différentes.

Conclusion

Le vol d'un avion est dû à plusieurs phénomènes physiques se déroulant principalement autour de l'aile, les explications qui peuvent en être fait sont nombreuses mais on peut néanmoins comprendre le fonctionnement d'un vol d'avion avec les théories de Bernoulli et de Newton vus précédemment.

On comprend également au travers de nos expériences que les conditions requises pour faire voler un avion sont difficilement atteignables dans des conditions aussi inexactes que celles nos expériences. En particulier, notre expérience aurait pu être considérablement améliorée si nous avions investi plus d'énergie dans la réflexion sur la manière de rendre notre expérience plus robuste et les mesures plus précises. En conséquence, nous aurions pu mesurer les incertitudes associées aux deux forces. Tout de même nos approximations nous permettent toujours de voir et comprendre dans l'ensemble les actions et forces qui rendent possible le vol d'un avion.

Bibliographie

1. Physique PC-PC*, Pearson, Paris, pages 284 - 285
2. Mécanique : Fondements et applications, Y.Cengel; J.Cimbala, Deboeck 2017, Bruxelles, Pages: 50, 74, 217, 502, 530, 581
3. <https://sciecetonnante.wordpress.com/2016/09/25/comment-un-avion-vole-t-il/>, date de consultation: 13\03\2019
4. [https://fr.wikipedia.org/wiki/D%C3%A9crochage_\(a%C3%A9rodynamique\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/D%C3%A9crochage_(a%C3%A9rodynamique)), date de consultation: 13\03\2019
5. <http://www.tpe-avion.fr/polaire%20de%20l%20aile>, date de consultation : 09\05\2019
6. [https://en.wikipedia.org/wiki/Stall_\(fluid_dynamics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Stall_(fluid_dynamics)), date de consultation : 09\05\2019

Figures

- * Figure *n°1*, source : <http://1howdoplanesfly.blogspot.com/2015/06/what-are-forces-that-act-on-airplane.html>, date de consultation : 09\05\2019
- * Figure *n°2*, source : Maxime Pelissier, <https://slideplayer.fr/slide/517867/>, date de consultation : 09\05\2019
- * Figure *n°3*, source: http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/aero/forces.htm
- * Figure *n°4*, source : http://www.wikiwand.com/en/Clark_Y, date de consultation : 09\05\2019
- * Figure *n°6*, auteure : Theresa knott, source : https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Angle_of_attack.svg, date de consultation : 09\05\2019
- * Figure *n°8*, source : <http://www.tpe-avion.fr/polaire%20de%20l%20aile>, date de consultation : 09\05\2019