

Daren Pilet
 Gymnase de la Cité, Lausanne, darenpilet5@gmail.com

Aérodynamique d'une aile d'avion

Introduction :

Tous les jours nous voyons des avions voler au-dessus de nous. Cet exploit est rendu possible grâce à leurs ailes. Ce phénomène est complexe et je vais donc l'étudier d'abord théoriquement, puis pratiquement. Dans la conception d'avions, la soufflerie a été utilisée pour concevoir les ailes du premier avion motorisé par les frères Wright jusqu'aux avions ultra modernes actuels. C'est donc cette expérience que je vais réaliser.

Notions théoriques en aérodynamique

Afin de pouvoir mettre en place un montage expérimental permettant d'étudier la portance, certaines notions de bases en aérodynamique sont nécessaires :

1. Les variables en aérodynamique

A la base de l'aérodynamique, cinq variables sont considérées dans les équations : la pression p [N/m²], la température T [°K], la masse volumique ρ [kg/m³], la vitesse de flux v [m/s] et le coefficient de viscosité μ [Ns/m²]. Avant de définir ces variables, il est bon de rappeler les conditions de l'expérience : celle-ci est réalisée à l'aide d'un modèle réduit d'aile et d'une soufflerie à basse vitesse. Dans ces conditions, deux variables peuvent être considérées comme constantes : la température et la masse volumique (lorsque le flux a un nombre de Mach inférieur à 0,3).

Les définitions de la pression et de la masse volumiques changent peu par rapport à un solide, il faut cependant les ramener à un point. On obtient $p = \lim_{dA \rightarrow 0} \frac{dF}{dA}$ et $\rho = \lim_{dV \rightarrow 0} \frac{dM}{dV}$ où dA et dV sont respectivement une aire et un volume infiniment petits.

Pour un solide la vitesse est définie comme une distance sur un temps $v = \frac{d}{t}$ (d : distance [m] ; t : temps [s]). Mais étant donné la capacité d'un fluide à se déformer, les vecteurs vitesse varient en tout point du fluide. Pour mieux modéliser la vitesse dans un fluide, la méthode principale est de dessiner les lignes de flux. Le vecteur vitesse d'un élément de fluide à un point donné correspond à la vitesse du flux en ce point.

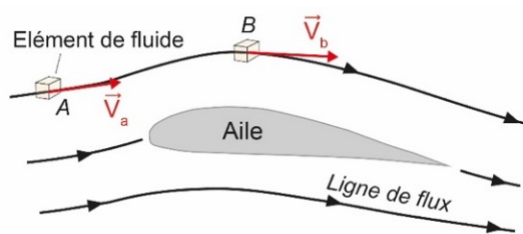


Fig.1 : Illustration de l'évolution de la vitesse le long d'une ligne de flux. Figure modifiée d'après la fig. 1.13. du livre de J.D. Anderson (2017) *Fundamentals of Aerodynamics*

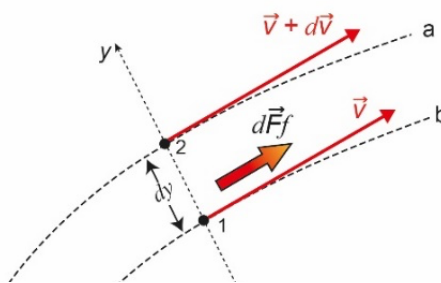


Fig. 2 : Illustration de l'effet des frottements sur la vitesse en différents points du flux. Figure modifiée d'après la fig. 1.14. du livre de J.D. Anderson (2017) *Fundamentals of Aerodynamics*.

La vitesse variant dans le fluide, des frottements apparaissent, une contrainte de cisaillement t [N/m^2] est produite. Si l'on considère deux lignes de flux séparées par une distance dy et avec une différence de vitesse dv , une force de frottement dF_f s'applique sur la ligne de flux plus lente. Cette force s'applique sur une surface dA perpendiculaire à dy . On peut donc définir t comme :

$$\tau = \lim_{dA \rightarrow 0} \frac{dF_f}{dA}$$

Dans l'air, la loi de Newton sur la viscosité s'applique. Cette loi stipule que la contrainte de cisaillement est proportionnelle au gradient de vitesse dv/dy . La constante de proportionnalité μ [Ns/m^2] est communément appelée viscosité. En réalité, μ varie en fonction de la température du fluide. t est donc exprimée de la façon suivante : $\tau = \mu * \frac{dv}{dy}$

2. Les forces aérodynamiques :

Dans le cadre de l'étude d'une aile d'avion, il est primordial de comprendre quelles sont les sources des forces aérodynamiques. La pression agit de manière normale à la surface tandis que la contrainte de

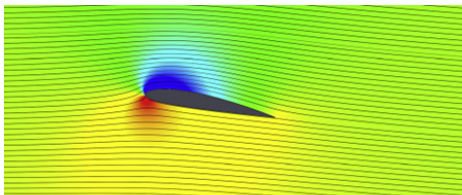


Fig. 3: Calcul numérique de la distribution des pressions autour d'une aile. Les hautes pressions sont représentées en rouges, les basses en bleu. Figure tirée de l'article *Comparing different CFD software with NACA 2412 airfoil* de Heytei et co-auteur publié en 2020.

cisaillement agit de façon axiale. Ce sont les deux seules sources de forces aérodynamiques. La complexité des forces aérodynamiques est principalement due aux variations de ces forces en chaque point de la surface. Le calcul de forces aérodynamiques à partir des valeurs en chaque point ne peut être réalisé uniquement lors de simulations numériques. Dans le cas d'une aile d'avion, la pression est principalement responsable de la force de portance résultante.

3. Les couches limites

La pression est la source principale de la portance, mais la contrainte de cisaillement joue aussi un rôle important (en plus de causer une partie des forces de traînée d'une aile) dans la formation des couches limites. Une surface placée dans un flux ralentit ce dernier par frottements. Elle vient même à l'arrêter complètement

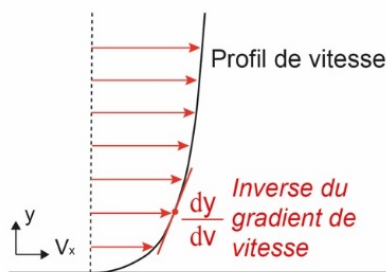


Fig. 4 : Illustration du profil de vitesse associé à la couche limite visqueuse.

au point de contact, on nomme cette hypothèse la condition de non-glissement. Le flux est donc ralenti par les frottements. Le profil de vitesse montre l'évolution des vitesses par rapport à la distance. On constate que plus la pente (étant inversement proportionnelle au gradient de vitesse) est horizontale plus la contrainte de cisaillement est importante. Donc, autour d'une aile nous pouvons observer deux types de flux : le premier extrêmement proche de l'aile où les forces de frottements sont très importantes. C'est dans cette couche limite que le phénomène de décrochage se produit. A un angle élevé entre l'aile et le flux (15-20°), la pression très basse au début de l'aile devient supérieure aux frottements. Comme la vitesse proche de la surface de l'aile est très faible, celle-ci

s'inverse créant une zone de turbulence diminuant significativement la portance. Le deuxième type de flux autour de l'aile n'a qu'une quantité négligeable de frottements, mais c'est dans cette zone que les différences de pression viennent créer la majorité des forces aérodynamiques.

Mesures expérimentales de la portance

Comme nous l’avons vu, le comportement d’un fluide autour d’une aile est extrêmement complexe, (bien plus encore que présenté précédemment). C’est pourquoi l’usage d’une soufflerie est primordial. Le but est donc de pouvoir mesurer la force résultante \vec{R} [N] qui s’applique sur l’aile en fonction de l’angle d’attaque α [°] entre l’aile et le flux. Pour cela, deux décompositions de la force \vec{R} sont mises à profit. Premièrement selon la direction du flux, on obtient une force verticale appelée portance \vec{L} [N] ainsi qu’une force horizontale appelée traînée \vec{D} [N]. La deuxième décomposition a comme axe la corde de l’aile, (droite reliant les deux extrémités avant/arrière de l’aile). On obtient donc une force normale à l’aile \vec{N} [N] et une force axiale \vec{A} [N]. En raison des rapports trigonométriques existants entre les décompositions, si trois éléments des décompositions peuvent être mesurés, alors il est possible de calculer les valeurs manquantes. Durant cette expérience, les mesures réalisées sont α [°], L [N], N [N]. Les autres valeurs sont calculées selon les formules suivantes :

$$A = \frac{N \cos \alpha - L}{\sin \alpha} \qquad D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \qquad R = \sqrt{L^2 + D^2} = \sqrt{A^2 + N^2}$$

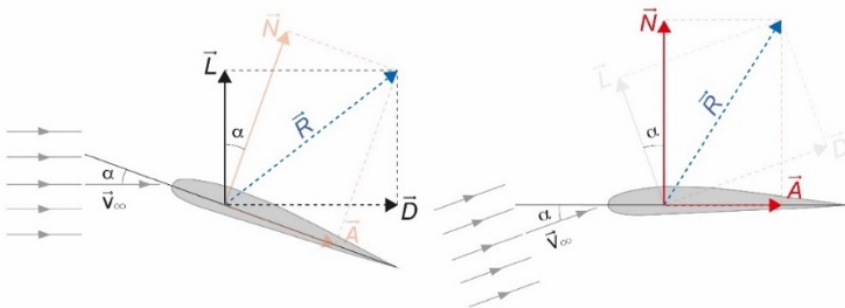


Fig. 5 : Illustration des forces aérodynamiques dans les deux types de mesure effectués lors des expériences.

La méthode permettant de mesurer ces trois valeurs se base sur le contrôle de l’angle du flux d’air et de l’aile (dans un référentiel avec \vec{g} comme verticale). Une première mesure est faite avec un flux horizontal et l’aile orientée selon l’angle d’attaque voulu. La mesure des forces se faisant à la verticale, la valeur de L est obtenue. Puis, une seconde mesure est réalisée pour le même angle

d’attaque, mais avec l’aile à l’horizontale et le flux orienté. Ceci permet de mesurer N .

Les forces sont mesurées comme la différence entre un système statique sous tension, afin que l’aile soit stable pendant l’expérience, et un autre système statique, mais avec un flux d’air. La différence est donc causée par les forces aérodynamiques.

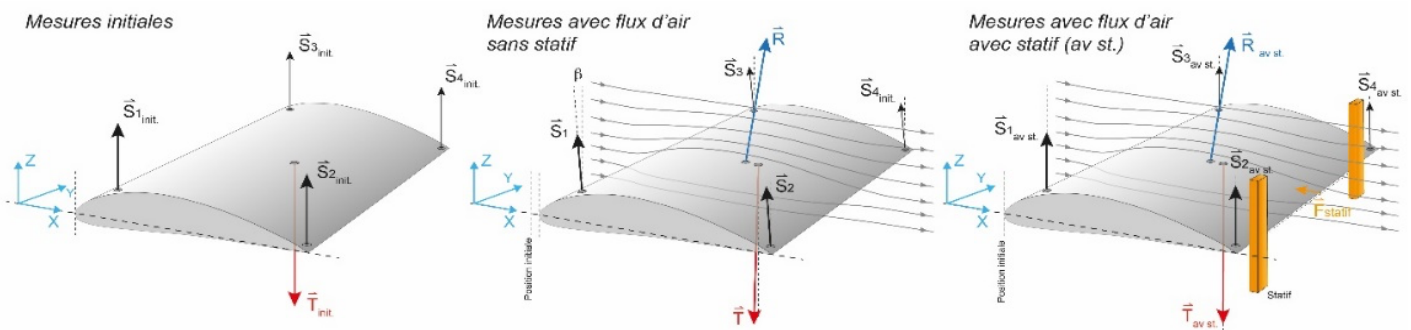


Fig. 6 : Illustration des différentes forces mesurées ou calculées lors de nos expériences. La seule force non mesurée est celle produite par les statifs, car le dispositif expérimental ne permet que la mesure des forces agissant verticalement.

L’aile est attachée en cinq points : quatre forces de suspension et une force de traction. Cette dernière vient mettre le système en tension afin qu’il soit stable et garantisse que la mesure est bien réalisée à la verticale. Malgré la tension, un léger recul de l’aile est observable. Pour contrer cela, des statifs sont placés derrière l’aile pour garantir la verticalité des mesures. Mais dans cette configuration, une certaine quantité de frottements peut venir fausser les mesures. Les deux méthodes sont donc réalisées pour chaque mesure.

Montage et méthode de mesure :

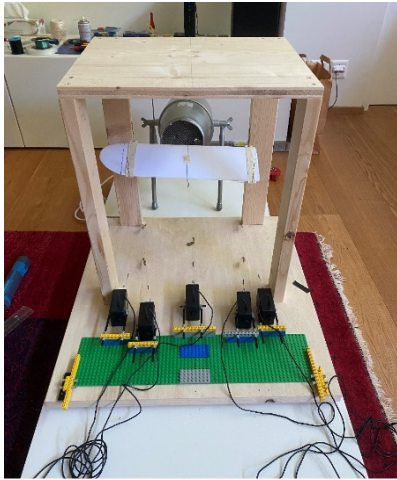


Fig. 7 : Montage final, image illustrant la situation avant la prise de mesure.

Cette expérience se base principalement sur l'utilisation d'une aile de modélisme (l'envergure soumise au flux correspond au diamètre de la soufflerie, la corde est de 12.1 cm) et d'une soufflerie produisant un flux circulaire d'environ 11 cm de diamètre à une vitesse de 12 m/s. La soufflerie est montée sur des pieds permettant de la faire pivoter, il est donc facile de régler son angle. Il est cependant plus difficile de mesurer les forces et de contrôler l'angle. La mesure est réalisée par des capteurs de forces positionnés à l'horizontale qui sont par la suite reliés à l'aile par des poulies. Finalement, la position des capteurs de force peut être modifiée ce qui permet de contrôler l'angle pour les quatre points de suspension et la tension pour la force de traction. Chaque mesure, après que les positions de l'aile et de la soufflerie aient été réglées, se déroule de la façon suivante. Les capteurs sont remis à 0 depuis l'ordinateur auquel ils sont reliés, puis la prise de mesure débute. D'abord avec la soufflerie éteinte, pour vérifier que les valeurs dans les valeurs sont bel et bien à 0, puis elle est allumée et les forces se stabilisent. La prise de mesures est prolongée pour plusieurs secondes afin d'obtenir une moyenne plus précise.

Résultats :

Les mesures des forces sont obtenues de la moyenne des mesures des capteurs prises en continu pendant l'expérience (la fréquence de mesure est de 50 Hz), les incertitudes (représentées par des barres sur les graphiques) sont obtenues par déviation standard. Les angles étudiés ont été choisis afin de représenter la plage d'utilisation de l'aile jusqu'au décrochage. Pour chaque angle, trois mesures de L et de N sont faites, dont deux sans statifs derrière l'aile et une avec. Les calculs des valeurs de A, D, R se basant sur l'association d'une valeur de L et de N (N et A pour le calcul de R), il est possible de calculer quatre valeurs à partir des mesures sans statifs et une avec.

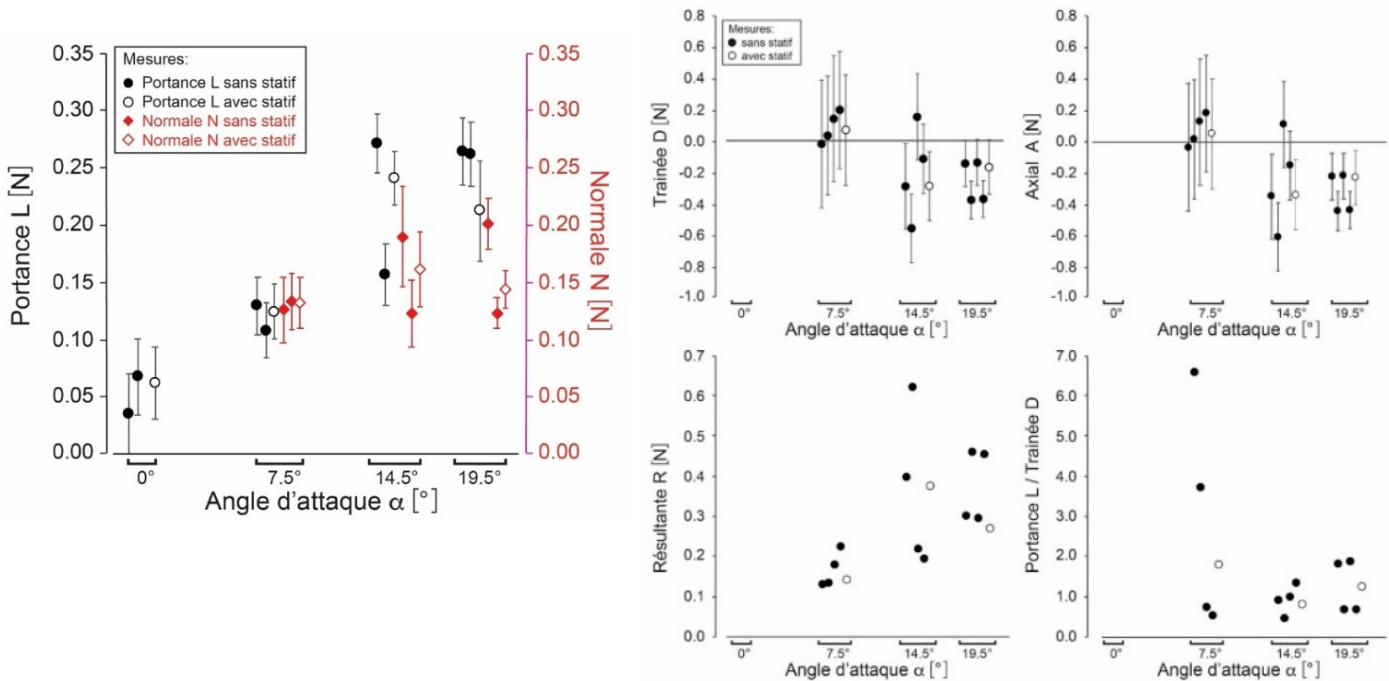


Fig. 8 : Diagrammes de la force de trainée et de la force axiale A, de la résultante R, ainsi que du rapport entre la portance L et la trainée D en fonction de l'angle d'attaque α .

Analyse des résultats et conclusions

Les mesures de L et de N montrent des tendances similaires (elles sont même confondues à 0°). Bien que la mesure de N soit nécessaire pour les calculs, elle est moins intéressante que L en tant que mesure puisqu'il s'agit de la force qui maintient l'avion en vol. Nous pouvons observer que cette force L augmente plus l'angle d'attaque est élevé. Bien que le décrochage ait bien lieu à l'angle de 19.5 °, on n'observe pas de chute dans la portance qui est une des conséquences de ce phénomène. Il n'y a pas de doute sur la présence du décrochage, car il a pu être observé à l'aide d'un fil inséré dans le flux. La raison principale qui empêche l'observation de la chute de portance est probablement les interférences de la trainée D. Comme les mesures sans statifs doivent compenser l'intégralité des forces aérodynamiques, les mesures ne correspondent probablement pas à la seule force de portance. Ceci est appuyé par la différence que l'on observe avec la mesure où le statif vient empêcher la trainée d'interférer avec la mesure. C'est aussi la première fois qu'une différence notable entre les valeurs avec et sans statifs est observée. Une dernière observation intéressante concerne la valeur bien plus faible que les autres à l'angle de 14,5°, celle-ci est due à une défaillance d'un des capteurs de force ce qui entraîne la perte d'une partie de la force L.

Les calculs de la trainée D et de la force axiale A donnent des résultats incorrects. On ne voit pas de correspondance entre l'angle d'attaque et ces forces. Les incertitudes sont aussi très grandes, mais principalement on obtient une force de trainée négative. Ceci signifierait qu'une aile qui à cette caractéristique et qui est lancée dans de l'air statique prendrait de la vitesse, ce scénario est impossible. La source de ces erreurs réside dans les calculs qui dépendent de la différence entre L et N. Or, cette différence est comprise dans les incertitudes de mesures. Alors, bien qu'en théorie ce système permet de calculer ces forces, la précision n'est simplement pas suffisante. On constate que la norme du vecteur \vec{R} (bien que sa direction soit faussée) augmente avec l'angle d'attaque. Cela s'explique simplement par le fait que l'aile interagit avec une plus grande partie du flux.

En conclusion, pour utiliser ce système de mesure à son plein potentiel et obtenir toutes les valeurs souhaitées, deux possibilités existent : baisser les incertitudes ou augmenter les forces aérodynamiques en augmentant l'échelle de l'expérience et la vitesse de flux. Les incertitudes étant très faibles (de l'ordre de 0.01 N), la deuxième méthode semble plus indiquée. Ceci met en lumière la complexité et la dimension que doivent prendre les souffleries professionnelles, mais aussi leur nécessité pour acquérir des données fiables.