

AERODYNAMIQUE INCOMPRESSIBLE

TP MU4MEF03 MF2A/CM

Travaux pratiques - Etude de couche limite - Décollement de profil d'aile

Etudiants :

Majda ABOUAKIL - 3873591
Lucie CHAMPION - 3700656
Valentin DUVIVIER - 3700091

Encadrants :

Jean-Camille Chassaing
Ivan Delbende

Table des matières

1	Introduction	3
2	TP 1 : Écoulement autour d'un profil - Décollement	4
2.1	Soufflerie	4
2.1.1	Mesures des pressions statiques	4
2.1.2	Balance d'efforts	8
2.2	Simulation numérique	11
2.2.1	Comparaison soufflerie balance dynamométrique et simulation numérique des C_p, C_L, C_D	14
3	TP 2 : Développement d'une couche limite - Transition	16
3.1	Développement de la couche limite laminaire	17
3.2	Transition de laminaire à turbulent	18
3.3	Développement de la couche limite turbulente	19
4	Conclusion	21
	Références	22

1. Introduction

En aérodynamique, nous sommes amenés à étudier l'écoulement de l'air autour de corps, un profil d'aile ou une plaque par exemple. Pour ce faire, on conduit des expériences en soufflerie sur des modèles réduits. Mais ces expériences étant coûteuses en argent et en temps, on peut effectuer au préalable des simulations numériques ou à plus petites échelles.

Dans le cadre de ces 2 TPs, nous allons faire le post-traitement de mesures expérimentales et numériques effectuées sur un profile NACA 23012 ainsi que des mesures de couches limites sur une plaque mince immobile.

Le but de ces différentes expériences sera de mettre à jour des effets de turbulence dans des écoulements simplifiés mais réalistes, afin d'en conclure sur des caractéristiques d'écoulements, de stabilité, d'optimalité aérodynamique, etc.

2. TP 1 : Écoulement autour d'un profil - Décollement

Ce travail pratique est constitué de 2 parties complémentaires :

- une étude expérimentale sur un profil NACA 23012
- une simulation numérique avec un profil identique

A l'aide de différentes méthodes, nous analysons l'écoulement se développant autour de notre profil d'aile, notamment via l'étude des différents coefficients aérodynamiques pour différents angles α . Dans une deuxième partie, on s'intéresse au développement et à l'évolution de couche limite.

Nous ferons le lien entre la théorie et l'expérimental afin d'analyser la pertinence de nos résultats expérimentaux.

2.1 Soufflerie

Pour cette première partie, nous débutons par des mesures sur l'écoulement via une prise de pression le long du profil ainsi que par un tube pitot situé hors de l'écoulement.

Le schéma de répartition des jauges de pressions est le suivant :

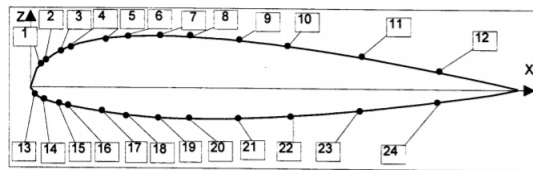


FIGURE 2.1 – Disposition capteurs de pressions autour du NACA 23012

On a ainsi une répartition des capteurs sur l'intrados et l'extrados qui vont nous permettre de mesurer efficacement la pression en différents points du profil. Le principe va être d'utiliser ces mesures pour ensuite tracer le comportement discrétisé des coefficients C_L et C_D .

2.1.1 Mesures des pressions statiques

La mesure des pressions est automatiquement faite par un outil de mesure qui vient traduire ces dernières afin d'afficher l'équivalent en terme de pression.

Nous avons effectué à vitesse donnée des mesures sur ce champs de pression pour 4 angles d'incidences : $\alpha = 0^\circ, 6^\circ, 12^\circ, 18^\circ$.

Afin de vérifier que cette vitesse reste bien constante durant l'étude, nous avons calculé la vitesse U_∞ pour les 4 prises de mesures (une pour chaque angle) via la mesure de pression du tube pitot.

En effet, par application du théorème de Bernoulli pour un fluide parfait, incompressible et ici stationnaire ; et par combinaison avec les mesures du tube pitot :

$$P_\infty + \frac{1}{2}\rho u_\infty^2 = P + \frac{1}{2}\rho u^2$$

Or, la vitesse prise au niveau de l'ouverture sous le tube pitot est nulle. Ainsi :

$$P_\infty + \frac{1}{2}\rho u_\infty^2 = P \Rightarrow u_\infty = \sqrt{\frac{2(P - P_\infty)}{\rho}}$$

Note : on ne tient pas compte de la différence de hauteur, cette dernière étant faible dans le cas du tube pitot (i.e. environ le rayon du tube).

On a finalement obtenu :

TABLE 2.1 – $u_\infty - M_\infty$

u_∞	21.23	20.83	21.11	20.75
M_∞	6.13E-2	6.02E-2	6.01E-2	5.99E-2

Ces données en USI montrent que l'outil utilisé durant ce TP permet de nous confirmer que les mesures ont été effectuées avec une vitesse d'entrée d'air quasiment constante. Par ailleurs, on en déduit le nombre de Mach associé où à 25°C on a $c \approx 346.3 \text{ m.s}^{-1}$ [4]

De ce faible nombre de Mach, on a une idée d'à laquelle nous devons calibrer nos simulations numériques.

Pour ce qui est du coefficient de pression C_P , il peut encore nous apporter de nouvelles informations sur l'écoulement. Via un calcul donné par la formule suivante :

$$C_P = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} \quad (2.1)$$

nous passons en effet de mesures sur la pression à un résultat sur le coefficient C_P . On peut alors venir tracer le graphe qui nous affiche ce coefficient en fonction de la longueur de corde normalisée.

Ci-dessous, le graphe correspondant que nous allons interpréter :

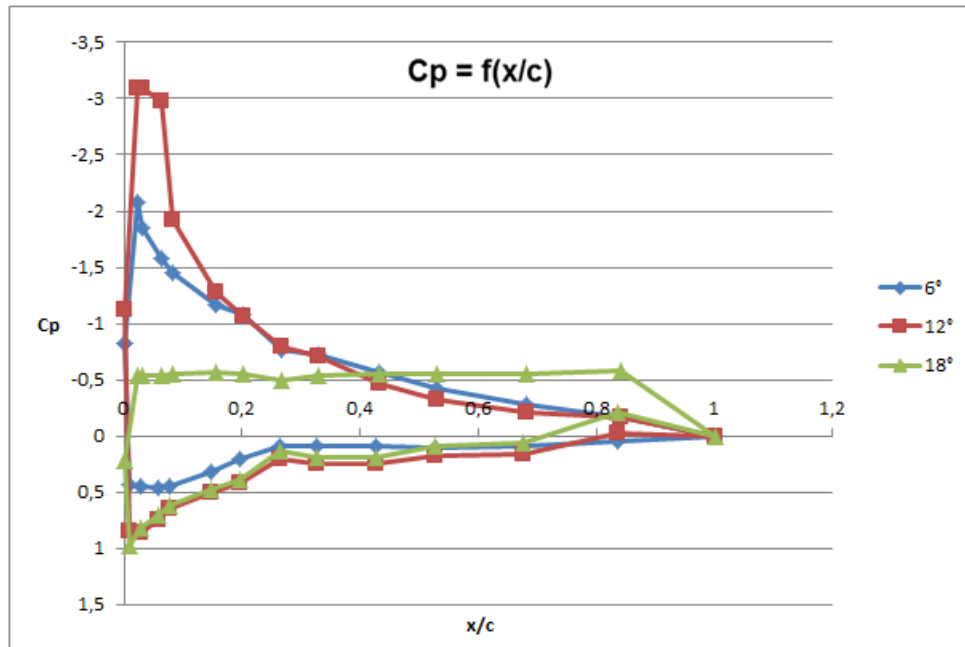
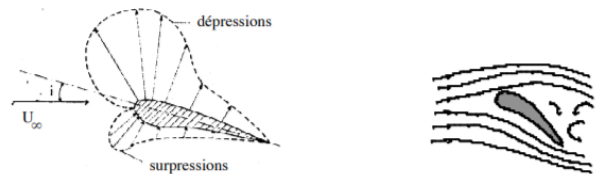


FIGURE 2.2 – Coefficient de pression en fonction de la longueur de corde

Note : la disposition des points est la même que défini plus haut avec le profil d'aile. Le haut de ce graphe (valeurs négatives) est donc bien l'extrados et le bas (valeurs positives) est l'intrados.

On remarque que le cadre des **angles optimaux** se trouve **autour de la dizaine de degrés** tandis qu'à 18° on est passé dans un régime turbulent. En effet, d'après la formule (2.1), lorsque C_P diminue c'est que la pression diminue et la vitesse augmente (par application du théorème de Bernoulli), et inversement lorsque C_P augmente.

Ainsi, dans le cas $\alpha = 12^\circ$, on a un C_P négatif à l'extrados et majoritairement positif à l'intrados, ce qui traduit une **surpression au dessous** et une **dépression au dessus**, impliquant que l'aile d'avion est à **portance positive** dirigé vers le haut, l'avion peut voler dans ces conditions. [2]



Au contraire, dans le cas $\alpha = 18^\circ$ on se retrouve avec la dépression sur l'extrados qui est quasiment inexistante, ce qui implique une forte diminution de la portance. On a alors à faire à une **onde de choc**, qui résulte à résulté en une **chute de la pression totale**. Cette réduction drastique de la pression le long de l'extrados met ainsi en péril l'équilibre dynamique de l'avion.

On voit donc que le coefficient C_P nous donne des informations sur les caractéristiques de vol de notre aile. Cela peut par ailleurs se faire via un calcul direct des coeffs d'efforts qui s'appliquent sur le profile.

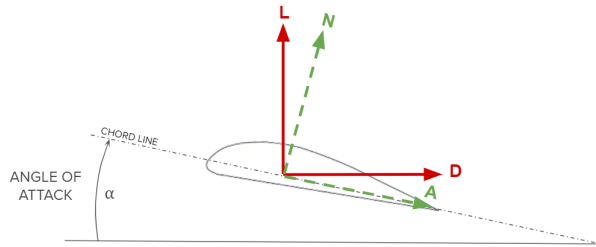
Ainsi, dans cette dernière phase, nous allons utilisé le tableur Excel fourni lors de la séance de TP, et

avec laquelle est fournie une intégration numérique de C_P , ce qui nous amène aux coefficients d'efforts $C_{N'}$ et $C_{A'}$ via les formules suivantes :

$$C_{A'} = \oint C_P d\bar{z} \quad C_{N'} = \oint -C_P d\bar{x}$$

avec $\bar{z} = \frac{z}{c}$ et $\bar{x} = \frac{x}{c}$.

Finalement, on obtient les coefficients attendus via la projection suivante :



$$L' = N' \cos(\alpha) - A' \sin(\alpha) \Rightarrow C_{L'} = C_{N'} \cos(\alpha) - C_{A'} \sin(\alpha)$$

$$D' = A' \cos(\alpha) + N' \sin(\alpha) \Rightarrow C_{D'} = C_{A'} \cos(\alpha) + C_{N'} \sin(\alpha)$$

FIGURE 2.3 – Projection forces coefficient

Étant donné que nous avons fait les mesures pour 4 angles, on aboutit à 4 points dans nos graphes. On affiche ci-dessous l'évolution de ces coefficients d'efforts en fonction de l'incidence de l'aile :

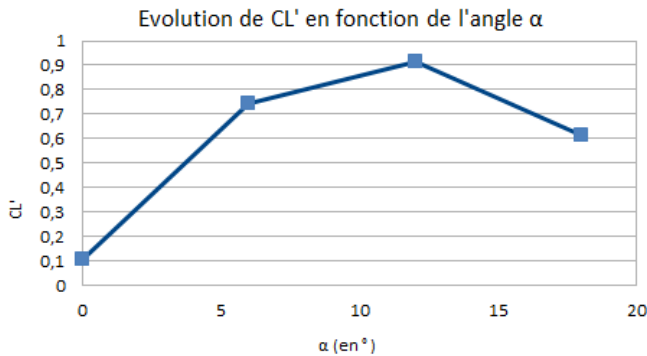


FIGURE 2.4 – Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque

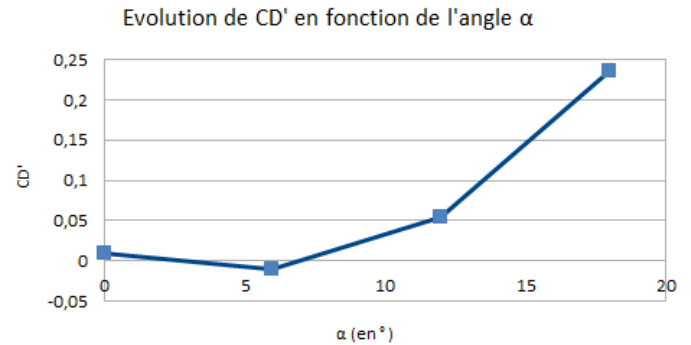


FIGURE 2.5 – Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque

On remarque que le cadre qui optimise la portance tout en réduisant au maximum la traînée se trouve entre 5 et 10°. C'est le cadre habituel de vol pour un avion de croisière, ces derniers dépassant rarement la quinzaine de degrés. On remarque ici pourquoi : pour des **incidences trop grande**, l'effet de portance ne prime plus. Il y a alors des **tourbillons** qui se créent dans notre cas et qui viennent réduire les performances de l'aile d'avion.

Il y a par ailleurs un minimum de portance nécessaire à l'avion pour voler, dépendant notamment de son poids et de la traînée qu'il engendre. On remarque globalement ici que le coefficient de portance augmente là où celui de traînée augmente, en particulier à des incidences supérieures à 5°. Il peut

ainsi être nécessaire d'aller au delà des 5° d'inclinaison pour avoir la portance nécessaire pour le vol, mais il faut alors faire attention à ne pas engendrer trop de traînée, ni ne dépasser les limites laminaires.

On rappelle que le cadre de vol optimal pour un avion est celui qui en partie minimise la traînée tout en maximisant la portance. On voit aisément via ces graphes que la recherche de ce point optimal va demander plus que ça, et notamment faire des compromis dans les performances aérodynamiques. Nous comparerons ainsi les polaires associées à chaque phase en fin de partie, afin de notamment conclure sur le champ de fonctionnement de l'aile.

2.1.2 Balance d'efforts

En lien avec la partie précédente, nous effectuons ici des mesures directement sur les **efforts** L' et D' afin de venir comparer une autre méthode pour la mesure des données aérodynamiques. On rappelle que nous avons ici des variables qui ne prennent pas en compte la troisième composante d'espace, car l'aile est **supposée 2D**, d'où la **présence** de l'exposant **prime**.

A l'aide de ces variables d'efforts, on va venir calculer les coefficients associés $C_{L'}$ $C_{D'}$. Pour se faire, on utilise les formules suivantes :

$$C_{L'} = \frac{L'}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 \times bc} \quad C_{D'} = \frac{D'}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 \times bc}$$

avec b l'envergure de l'aile et c la corde.

A l'aide de ces variables fraîchement obtenues, on va notamment venir tracer les graphes $C_{L'} = f(\alpha)$, $C_{D'} = f(\alpha)$ et $C_{L'} = f(C_{D'})$.

Le dispositif de mesure utilisé est le suivant :



FIGURE 2.6 – Profile d'aile pour la mesure de $C_{L'}$ et $C_{D'}$

Il est donc constitué lui aussi d'une aile d'avion qui amènera de nouveau à des mesures expérimentales.

Ainsi, nous pourrions avoir des éléments à comparer avec les mesures de la partie précédente, ainsi que de nouvelles à comparer avec des données que nous obtiendrons via une modélisation numérique de l'écoulement.

Via des mesures en fonctions d'une quinzaine d'angle, on aboutit au final aux graphiques suivants :

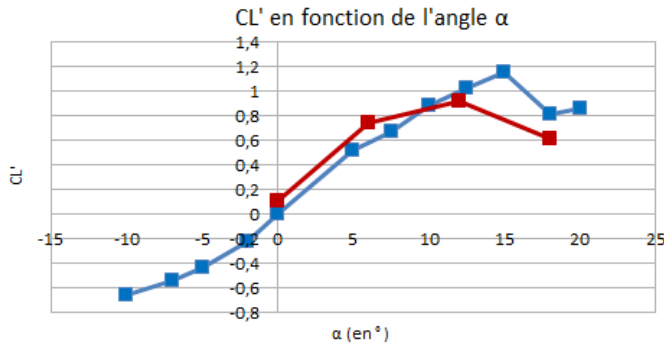


FIGURE 2.7 – Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque

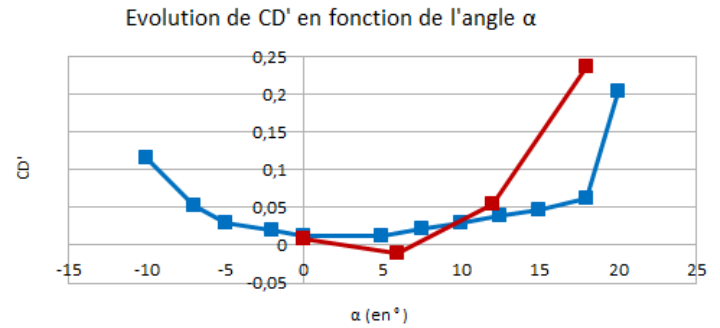


FIGURE 2.8 – Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque

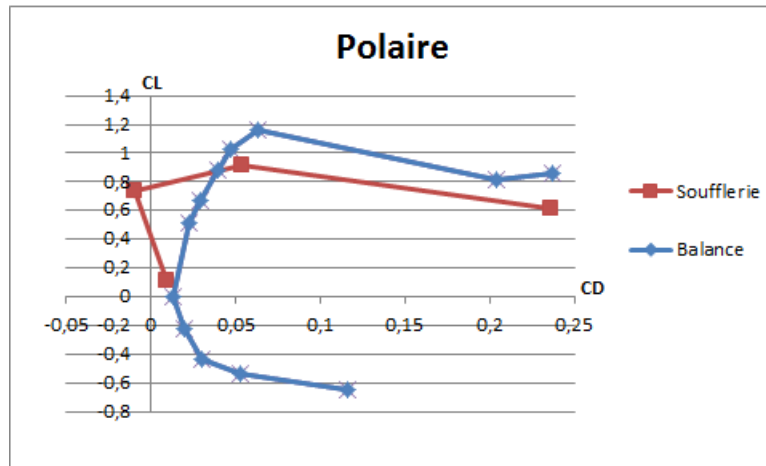


FIGURE 2.9 – Polaire de la balance dynamométrique

A première vue, les graphes semblent vraisemblables, même s'il est possible que les valeurs au angles de ruptures ne soit pas très fidèles. Nous avons en effet comme vu précédemment un comportement particulier arrivé un certain angle, ce qui implique un travail particulier pour les points concernés.

Pour ce qui est de l'allure des figures (2.14) (2.15) :

- le **coefficient de portance** est bien **linéaire pour un cadre d'angles** d'attaques donnés, tandis qu'il baisse pour des angles trop grands (positifs ou négatifs ici). Il n'y a pas de symétrie

entre les angles positifs/négatifs car le profil d'aile n'est pas symétrique, ce qui implique une **évolution asymétrique**.

- aux angles associés au comportement linéaire, le coefficient de traînée est bien à son minimum, tandis qu'il augmente pour les angles limites, les mêmes que ceux du graphes $C_{L'} = f(\alpha)$.

Le comportement de ces graphes est bien comme attendu dans le domaine stable, et vraisemblable dans le domaine instable. **On notera** tout de même que **la valeur négative de $C_{D'}$** s'explique majoritairement par une **erreur d'intégration numérique** liée à celle sur la prise de mesure. En terme de concordance des données, on peut aisément voir qu'outre aux fortes incidences (autour de 18°), les valeurs sont assez proches voir équivalentes. Il se détache ainsi un comportement qui semble se répéter, mais qui devra être confirmé par les résultats de la simulation numérique.

Pour ce qui est de la polaire, on remarque qu'elle est proche de celle de la phase précédente, malgré un point plus extérieur au graphe. On remarque qu'ici un **point fort** de la phase balance dynamométrique est qu'elle a été faite pour un **nombre d'angle plus important**, ce qui vient lisser de potentielle erreur.

Pour ce qui est des caractéristiques aérodynamiques, on remarque qu'il se détache déjà une zone plus précise se situant à des valeurs de $C_{L'} \approx 1$, ce qui d'après la figure (2.14) équivaut à des angles d'environ 12° .

Cependant, plutôt que de conclure sur ce point, nous allons plutôt chercher à tracer les graphes équivalents dans le cas d'une résolution numérique, et conclure dans une dernière partie en comparant les différentes phases entre elles.

2.2 Simulation numérique

Nous allons durant cette phase chercher à simuler numériquement l'étude expérimentale en résolvant les équation d'Euler en 2D via un schéma de type volume finis sur un maillage non structuré.

On se place en Mach $M=0.07$, on est donc ici en régime subsonique incompressible. Il est à noter que cette valeur est une valeur proche de celle du cas de la phase précédente, dans le but de comparer le plus efficacement les 2 études.

Cette partie va avoir pour principe de confirmer ou infirmer les résultats expérimentaux relevés et développés dans les 2 phases précédentes. On va ainsi avoir recours à des graphes similaires, dans le but de les superposer et de finalement conclure sur notre étude est son bon déroulé.

Tout d'abord, faisons un pas vers les outils et les graphes qui résultent de cette partie numérique :

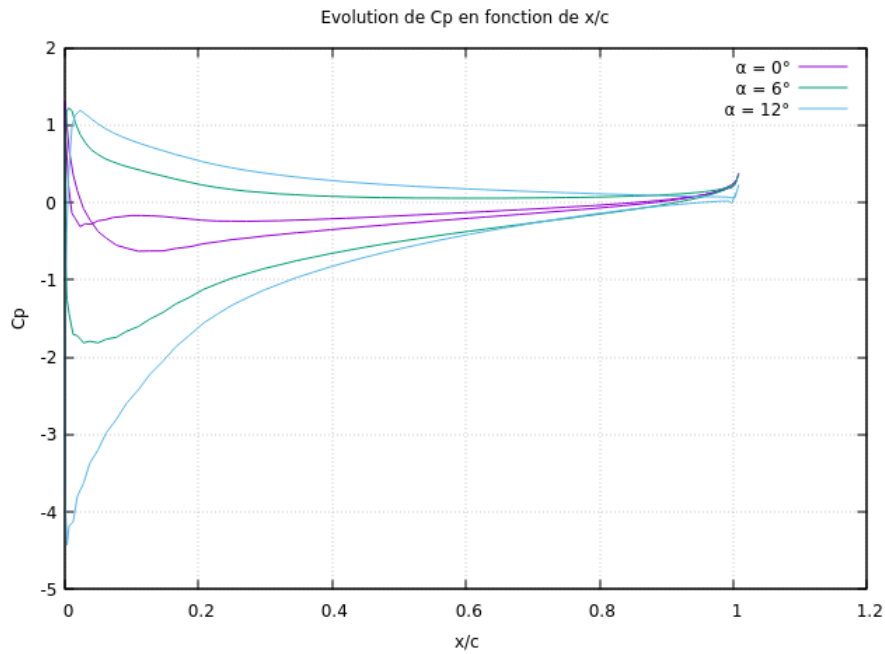


FIGURE 2.10 – Coefficient de pression en fonction de x/c

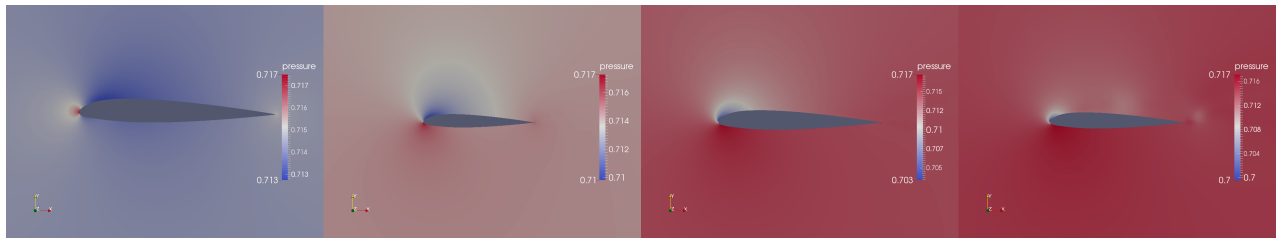


FIGURE 2.11 – Evolution de la pression en fonction de $\alpha = 0, 6, 12, 18$ degrés

Pour tous les angles d'incidence choisis, on retrouve bien $C_p = 1$ (surpression maximale) au bord d'attaque, puisqu'il constitue un point d'arrêt du profil. Deux courbes se dessinent à partir de ce C_p maximal ; on est alors en mesure d'observer les valeurs de notre coefficient de pression sur l'extrados et sur l'intrados pour une même position x/c de notre profil, en s'aidant de nos images paraview, corrélées à nos résultats. On constate aussi, pour tous les angles α considérés, un C_p extrados et intrados qui s'égalisent au bord de fuite, comme stipulé par le Théorème de Kutta. Néanmoins, ils ne sont censés être exactement égaux à cause de la petite épaisseur du bord de fuite. De plus, le bord de fuite constitue aussi un point d'arrêt et un point de surpression ($C_p > 0$).

- Pour $\alpha = 0^\circ$, l'extrados, comme l'intrados, présentent une faible dépression ($C_p < 0$).
- Pour $\alpha = 6^\circ$, on observe les premières disparités entre C_p intrados et extrados. En effet, on remarque une assez forte dépression sur l'extrados, au voisinage du bord d'attaque ; mais aussi une première surpression ($C_p > 0$) sur l'intrados, ici aussi, à proximité du bord d'attaque.
- Pour $\alpha = 12^\circ$, la dépression au niveau de l'extrados prend notablement de l'ampleur par rapport à l'angle étudié précédemment. La surpression à l'intrados augmente aussi.

Ainsi, pour les angles étudiés, augmenter l'angle d'attaque, renforce la dépression sur l'extrados et la surpression sur l'intrados.

A partir d'un angle incident de 12° , il est intéressant d'étudier la vitesse autour de notre profil d'aile à l'aide de nos captures paraview.

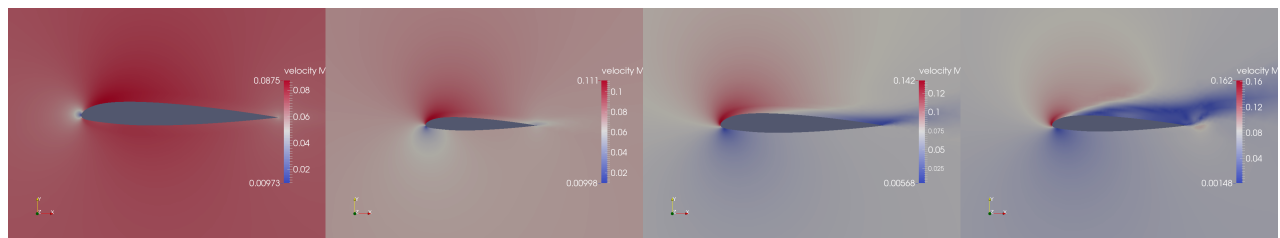


FIGURE 2.12 – Evolution de la vitesse en fonction de $\alpha = 0, 6, 12, 18$ degrés

On observe aisément l'apparition d'un décollement d'air sur l'extrados.

En effet, la dépression au niveau de l'extrados implique une forte vitesse des filets d'air à cet endroit et une faible vitesse sur l'intrados. Cette différence de vitesse des flux d'air entre intrados et extrados est appelée circulation et est à l'origine de la portance aérodynamique. En effet, augmenter l'angle d'incidence, augmente la portance mais aussi, de façon lente, la trainée.

Au niveau de la couche limite, le gradient de pression est adverse (pression locale des particules fluides en aval est plus forte que celle des particules fluides en amont) donc l'écoulement au niveau de cette couche limite est opposé à « l'écoulement extérieur » du bord d'attaque au bord de fuite du profil. Si ce gradient adverse est suffisamment fort, il peut « renverser » l'écoulement et provoquer un décollement de couche limite.

Ceci, entraîne ainsi la formation de tourbillons, impliquant alors une augmentation de la traînée, mais surtout une diminution brutale de la dépression située à l'extrados (à l'origine du décrochage de l'aile).

Ce décollement s'initie pour $\alpha = 12^\circ$ et devient clairement observable pour une incidence de 18° .

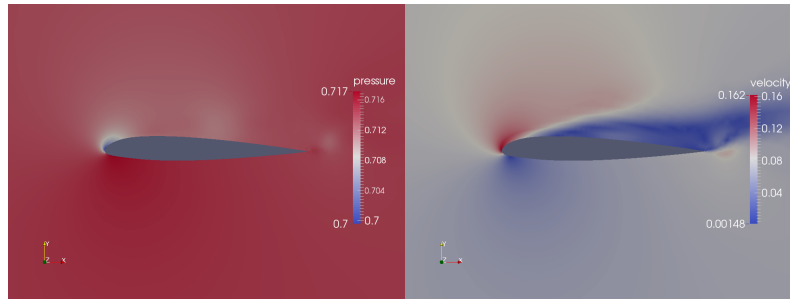


FIGURE 2.13 – La pression (à gauche) et la vitesse (à droite) pour un Mach $M=0.8$ et $\alpha = 0$ degré

Pour $Mach=0.8$, on est en régime transsonique. En comparaison avec le cas $M = 0.07$, on a un décollement dès $\alpha = 0$ degré. Ceci est dû à un coefficient de portance C_L et de traînée C_D beaucoup plus conséquent que précédemment, dès une incidence de 0 degré.

2.2.1 Comparaison soufflerie balance dynamométrique et simulation numérique des C_p, C_L, C_D

Pour conclure sur le TP1 Décollement, nous allons de nouveau superposer les graphes des 2 premières parties, en incluant cette fois-ci les résultats obtenus par simulation numérique.

Ci-dessous 3 graphes à cet effet :

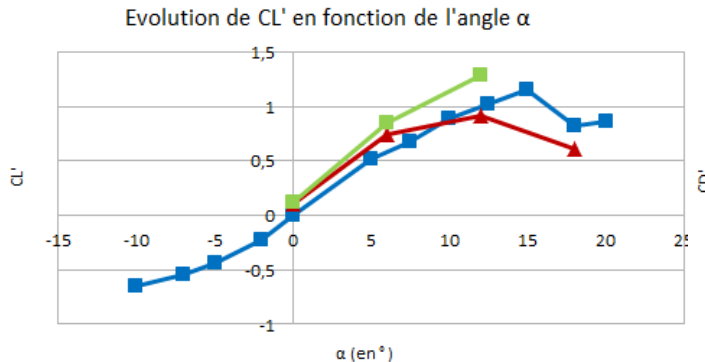


FIGURE 2.14 – Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque

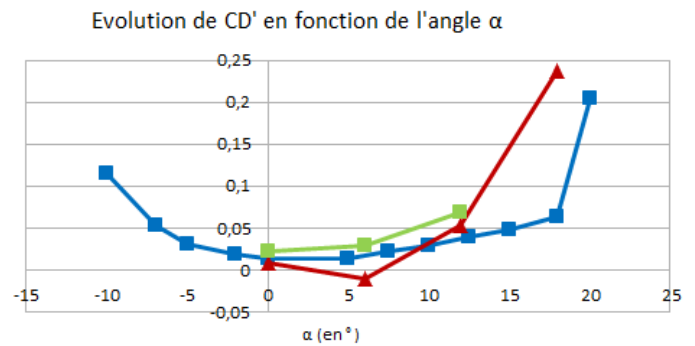


FIGURE 2.15 – Coefficient de traîné en fonction de l'angle d'attaque

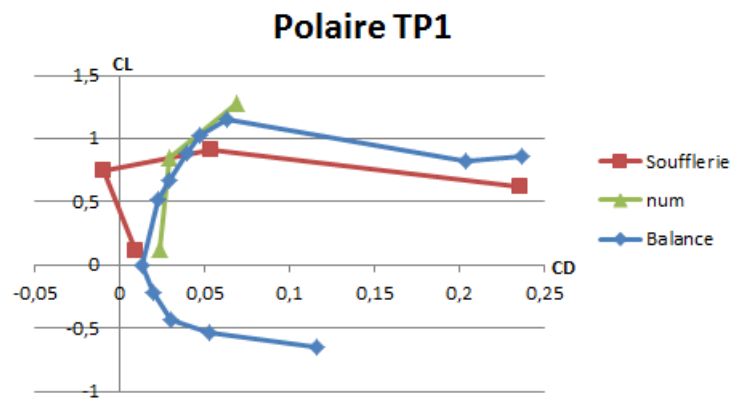


FIGURE 2.16 – Polaire de la balance dynamométrique

Note : Malgré le peu de valeurs pour les mesures en soufflerie et pour la résolution numérique, **nous avons décidé de relier les points** et de faire une extrapolation. En fait, même si ça amplifie les erreurs, ça **simplifie** par la même occasion **la compréhension graphique**. Le but est donc surtout de simplifier au mieux la compréhension graphique de ces graphes et ne pas à chercher du regard les points éparpillés.

Pour ce qui est des valeurs numériques elles sont en fait assez fiable pour se permettre de faire une extrapolation sans risque pour l'affichage.

En ce qui concerne l'analyse des coefficients aérodynamiques, on remarque que l'**allure** de l'ensemble des graphes est **confirmés par les résultats numériques**. Ainsi, le fait d'avoir travailler à des nombre de Mach très proche nous permet de faire cette comparaison et de conclure sur des résultats expérimentaux fiables, notamment dans le cas de la balance dynamométrique.

Quoi qu'il en soit, on a de nouveau le fait qu'avoir peu de mesures limites une interprétation trop poussé sur les performances aérodynamiques, notamment au niveau du point de rupture pour des angles au delà de la vingtaine de degrés.

Les graphes ci-dessus et la **superposition** permet donc **surtout de valider le déroulé des expériences** et d'en valider les résultats. Il nous est donc plus aisé d'**extrapoler sur les résultats empiriques** et de confirmer les observations soulevées durant les phases précédentes. Ici, on peut par exemple confirmer un cadre optimal autour de la douzaine de degré en terme d'incidence de l'aile, ainsi que le fait qu'au delà les forces de traînée sont amplifiées, rendant moins optimal les caractéristiques de vols.

Il est à noter que ces phases de fortes inclinaisons sont à limiter au maximum, mais elles peuvent tout de même apparaître ponctuellement, que ce soit lors de phases de turbulences ou bien durant les phases de décollage/atterrissage.

Pour **conclure** sur le TP1 en lui même, il a permis d'**observer un décollement** sur l'extrados et de le **confirmer** visuellement **par une étude numérique** plus poussée. Nous avons été en mesure de quantifié des caractéristiques aérodynamiques amenant à ce décollement et de mesurer son importance via les visuels de paraview.

3. TP 2 : Développement d'une couche limite - Transition

Dans ce TP on souhaite analyser le développement de la couche limite laminaire le long d'une plaque immobile et de mettre en évidence la transition vers une couche limite turbulente.

La couche limite dynamique se développe le long de la plaque en raison de la condition d'adhérence. On peut également observer l'apparition d'une couche de mélange due à l'absence de plaque supérieure.

On se place ici dans le cadre incompressible et isotherme puis on fait l'hypothèse des gaz parfaits, ce qui nous permet de déterminer la masse volumique ρ . On considère par ailleurs l'écoulement plan les dimensions x et y étant largement supérieures à la dimension z .

Le dispositif est le suivant :

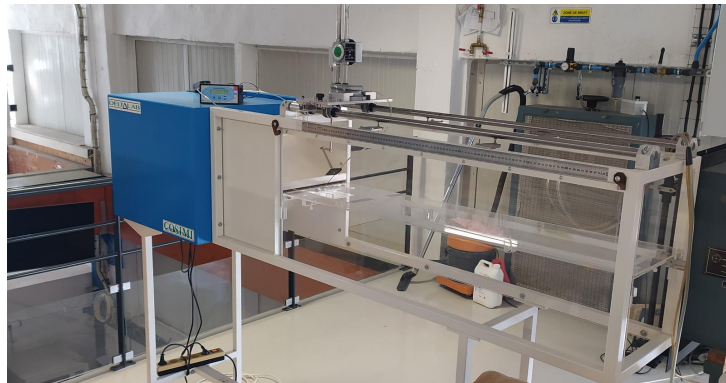


FIGURE 3.1 – Dispositif complet



FIGURE 3.2 – Zoom sur la sonde lécheuse



FIGURE 3.3 – Appareils de positionnement

Les conditions de mesures étaient : $T = 24^\circ\text{C}$, $P = 750 \text{ mmHg}$, $\rho = 1.184 \text{ kg.m}^{-3}$.

Avant de sortir de la fente, le fluide passe donc par un convergent qui sert notamment à rendre l'écoulement amont le plus laminaire possible.

On positionne la sonde lécheuse grâce aux outils de la figure 2.3, permettant une précision jusqu'au centième de millimètres pour ce qui est de la hauteur (selon y), et de l'ordre du demi millimètre selon x . Cette sonde mesure ensuite la pression totale au point considéré (x, y).

De cette mesure on en déduit la vitesse et on peut dès lors évaluer l'épaisseur de la couche limite à la position x , $\delta_{95}(x) = y$ tel que $V(x, y) = 0.95V_{max}$ et donc observer son développement le long de la plaque.

3.1 Développement de la couche limite laminaire

Dans un premier temps on observe le développement de la couche laminaire qui a lieu à proximité du front de la plaque. La mesure des pressions en différents points x et donc des vitesses $V_{0,95}$ en ces points nous permet d'obtenir la courbe qui suit.

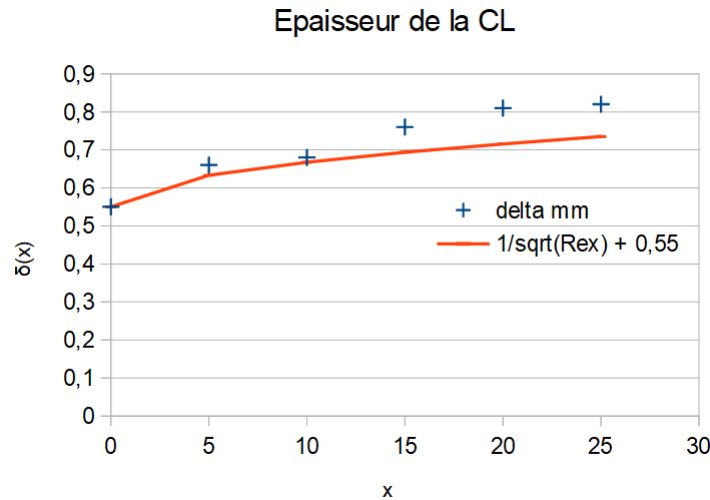


FIGURE 3.4 – Epaisseur de la couche limite en fonction de x

L'ordonnée à l'origine est non nulle alors qu'on s'attendrait à ce que la couche limite commence son développement en ce point. C'est parce qu'en réalité, du fait du dispositif, le point d'épaisseur nulle se trouve à l'intérieur du convergent et la couche limite arrive déjà partiellement développée à l'angle d'attaque. Le tracé en rouge correspond à la courbe $y = x Re_x^{-1/2} + 0.55$, le 0.55 est ajouté pour retrouver l'ordonnée à l'origine. On constate donc que dans un certain intervalle de x la courbe expérimentale suit cette fonction y mais vers $x = 10\text{mm}$ elle s'en éloigne ; alors commence la transition de l'écoulement laminaire vers l'écoulement turbulent.

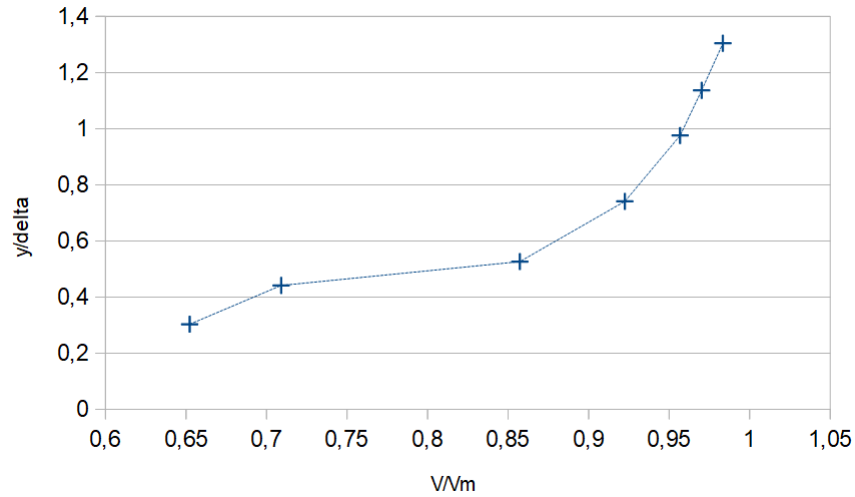


FIGURE 3.5 – Profil de vitesse en $x = 5\text{mm}$

On se place en $x = 5\text{mm}$ et on prend quelques mesures de la vitesse en plusieurs y . On peut alors tracer le profil des vitesses et remarquer que l'on retrouve une allure comme dans la figure 2.6, dans la couche limite laminaire.

Figure 2.5 : Les pointillés reliant les points ne signifient aucunement que l'on connaît continûment les valeurs de $\frac{y}{\delta}$

3.2 Transition de laminaire à turbulent

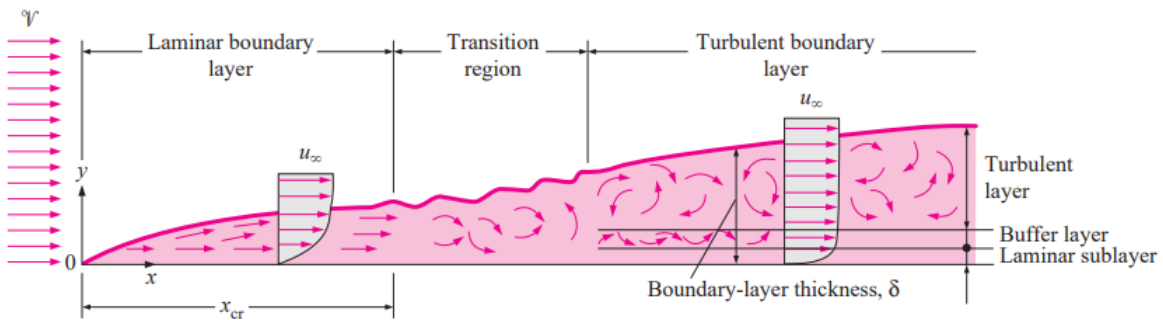


FIGURE 3.6 – Développement d'une couche limite et transition laminaire-turbulent [1]

On peut par ailleurs comparer la figure 2.4 à la figure 2.6 en indiquant un nombre de Reynolds critique Re_c après lequel la couche limite n'est non plus laminaire mais turbulente.

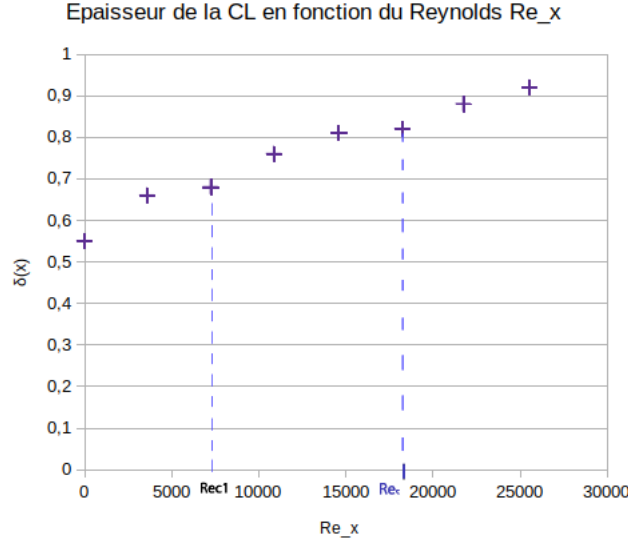


FIGURE 3.7 – Epaisseur de la couche limite en fonction du Re ($\delta(Re_x)$ en ordonnée)

On remarque sur la figure 2.4 et plus clairement sur la 2.6 que l'épaisseur δ subit une "translation" vers le haut ; un petit bond pas très visible sur notre graphique en raison du nombre de mesures insuffisant mais discernable tout de même. Nous pouvons expliquer ce "bond" ainsi : dans la région de transition la vitesse verticale n'est plus nulle et les couches fluides se mélangent. Les particules à l'extérieur de la couche limite s'y voient intégrées et celles qui étaient en bas donc à vitesse presque nulle se retrouvent en haut et ralentissent leurs voisines par diffusion de quantité de mouvement, d'où un épaissement encore plus remarquable de la couche limite.

On peut identifier deux nombres de Reynolds critiques délimitant la zone de transition, $Re_{c1} = 7500$ et $Re_{c2} = 18000$. Par le calcul on peut montrer que pour une plaque plane on s'attend plutôt à $Re_{c2} = 5 \cdot 10^5$ [3] mais la valeur du Reynolds au-delà duquel la couche limite est turbulente dépend de plusieurs paramètres et nous ne sommes ici pas dans le cas idéal, c'est-à-dire que la plaque n'est pas parfaitement lisse, l'écoulement amont n'est pas parfaitement laminaire et l'hypothèse isotherme est une simplification. Ces éléments permettent d'expliquer pourquoi Re_{c2} est si proche de la plaque, au lieu de la valeur théorique.

3.3 Développement de la couche limite turbulente

La figure 2.7 montre que $\delta_{turbulent} > \delta_{laminaire}$. Le tracé suivant montre un profil de vitesse pris en $x = 35\text{mm}$ où la couche limite turbulente ainsi qu'une loi du type $\frac{V}{V_{max}} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^{\frac{1}{n}}$ en rouge.

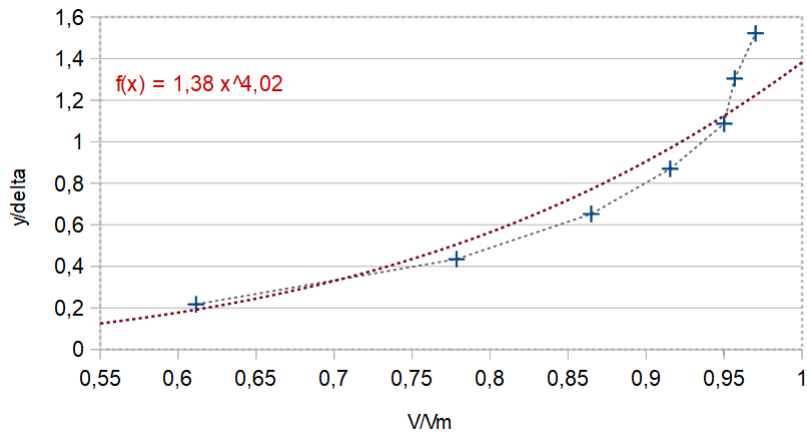


FIGURE 3.8 – Profil de vitesse en $x = 35\text{mm}$

L'équation de la courbe de tendance nous donne $n \approx 0.25$.

4. Conclusion

Lors de ces 2 travaux pratiques, nous avons su suivre une feuille de route pour traiter des cas d'écoulement avec une phase instable et la présence de fluide turbulent en certaines conditions.

Nous avons par ailleurs mis en liens différentes méthodes de prises de mesures, ce qui nous a permis de structurer notre méthodologie et de la justifier via des éléments de comparaisons inter-méthodes.

La rigueur avec le matériel utilisé était aussi un point majeur auquel notre groupe a su s'acclimater afin de sortir de ces expériences les données les plus fiables possible.

C'était enfin une expérience technique enrichissante qui a su montrer les points majeurs de la recherche scientifique au profit de l'aérodynamique compressible.

Références

- [1] Yunus A Cengel. *Heat Transfer : A Practical Approach* p339. 2003.
- [2] Mécanique des fluides Dunod. E.A. Brun, A. Martinot-Lagarde et J. Mathieu. Portance d'une aile. https://perso.limsi.fr/pastur/tpmait_portance_aile.pdf, Sept 2003. Cours. Consulté le 05-avr-2020.
- [3] Hermann Schlichting and Klaus Gersten. *Boundary-Layer Theory* p33. 01 2017.
- [4] M.-C. La Souchère. *Les sons en 150 questions*. éditions ellipses, 2013 .