

Rapport écrit d'expérience numérique

---

# Écoulement autour d'un profil d'aile

---

1ère année département MF2E



██████ Robin  
Tran Ugo

30 mai 2024

# Table des matières

<b>1</b>	<b>Introduction</b>	<b>2</b>
<b>2</b>	<b>Théorie</b>	<b>2</b>
2.1	Système . . . . .	2
2.2	Caractéristiques . . . . .	2
2.3	Calcul . . . . .	4
<b>3</b>	<b>Modélisation numérique avec Fluent</b>	<b>4</b>
3.1	Maillage . . . . .	4
3.2	Vecteurs vitesses . . . . .	5
3.3	Pression statique . . . . .	6
3.4	Force de portance et de traînée . . . . .	7
<b>4</b>	<b>Résultats</b>	<b>7</b>
4.1	Coefficient de portance . . . . .	7
4.2	Coefficient de traînée . . . . .	8
<b>5</b>	<b>Conclusion</b>	<b>10</b>

# 1 Introduction

Lors de cette expérience numérique, nous allons nous intéresser à l'écoulement d'un fluide autour d'un profil d'aile caractéristique et connu i.e. un profil d'aile NACA 4412. L'un des paramètres important que les ingénieurs doivent correctement régler pour une conception précise ou encore une exploitation efficace du système est l'angle d'attaque de l'aile. Il est un outil clé qui détermine le comportement aérodynamique de l'aile.

Ainsi on peut se demander quel est l'influence de l'angle d'attaque sur les caractéristiques du profil d'aile.

Nous allons dans un premier temps aborder la théorie de cette écoulement et les différents résultats attendus en sortie de simulation. Nous expliquerons ensuite la modélisation numérique qui nous a permis de répondre à la problématique et nous finirons par une analyse de nos résultats.

## 2 Théorie

### 2.1 Système

On considère le système suivant : un profil classique d'aile NACA 4412 avec un écoulement autour ayant les propriétés suivantes :

- Pression = 101 325 Pa
- Densité = 1,2250 kg/m<sup>3</sup>
- Température = 288,16 K
- Viscosité cinématique  $\nu = 1,4607 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
- Vitesse de l'écoulement  $U = 50 \text{ m/s}$
- L'angle d'attaque  $\alpha = 1,2^\circ$ .

Le but de l'étude consiste à calculer les coefficients de portance et de traînée dans ces conditions, c'est à dire proche du niveau de la mer.

### 2.2 Caractéristiques

Voici quelques caractéristiques de ce type de profil d'aile :

Le code à 4 chiffres 4412 représente 4 caractéristiques bien distinct du profil :

**-Le 1er chiffre (4) :** Représente la cambrure maximale en pourcentage de la corde<sup>1</sup> et se réfère à la mesure de la hauteur maximale de la courbure d'un profil d'aile par rapport à

---

1. Corde = Distance entre le bord d'attaque et le bord de fuite

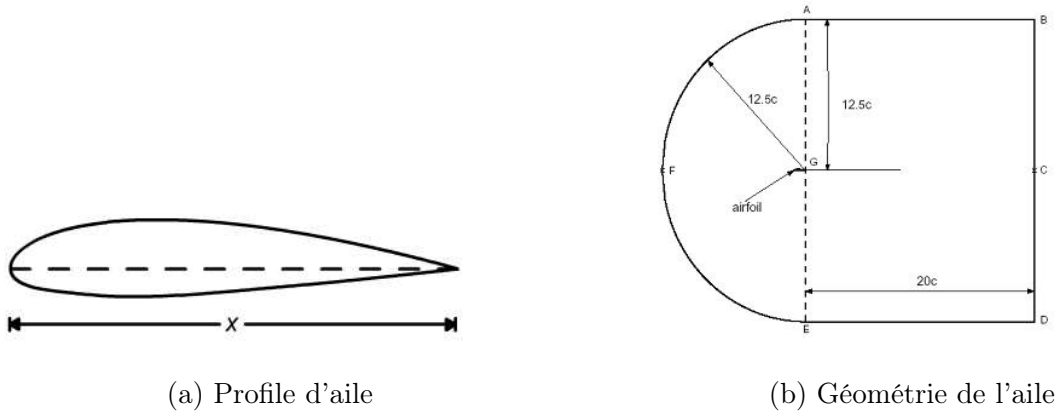


FIGURE 1 – Système d'étude

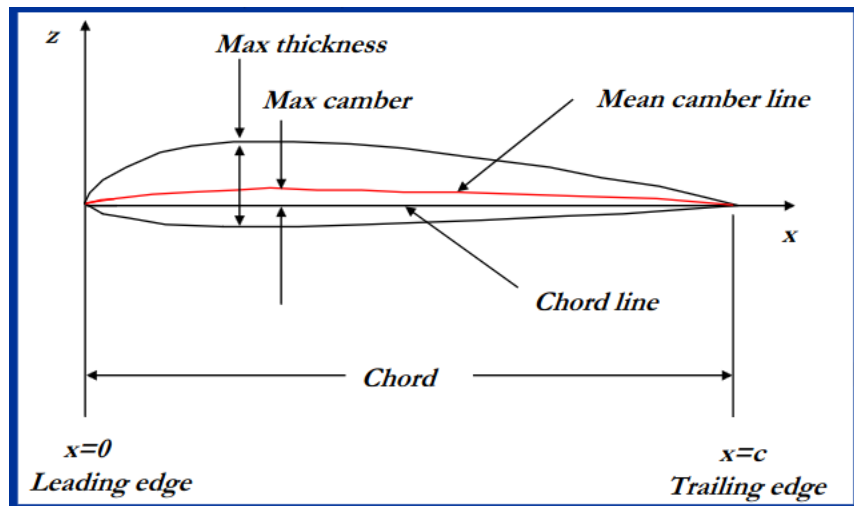


FIGURE 2 – Caractéristiques du profil d'aile NACA 4412

la longueur totale de la corde de ce profil. Ainsi pour ce profil 4412 la cambrure maximale est de 4% de la corde soit 0.24 corde pour une corde de 6.

-**Le 2e chiffre (4)** : Représente la position de la cambrure maximale le long de la ligne de corde (à partir du bord d'attaque) et se réfère à l'emplacement du point de cambrure maximale sur un profil d'aile, exprimé en fractions de la longueur totale de la corde. Ainsi la position du maximum de cambrure est à 2.4 corde pour une corde de 6 ( $0.4 \times 6 = 2.4$ ).

-**Le 3e et 4e chiffre (12)** : Représente l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde. Ainsi l'épaisseur maximale profil est de 0.72 corde pour une corde de 6 ( $0.12 \times 6 = 0.72$ ).

## 2.3 Calcul

On peut calculer le nombre de Reynolds pour caractériser l'écoulement autour du profil.  $R_e = \frac{UL}{\nu}$  avec L la longueur du profil, U la vitesse de l'écoulement et  $\nu$  la viscosité cinématique de l'air. On trouve  $R_e = 700000$ . Ainsi l'écoulement autour du profil est caractérisé comme turbulent.

D'après la théorie des ailes mince pour un fluide parfait on a :

$$\frac{dC_l}{d\alpha} = \frac{2\pi^2}{180}$$

pour le coefficient de portance  $C_l$  et :

$$C_d = C_{dmin} + KC_l^2$$

avec  $K=0.07$  environ pour le coefficient de traînée  $C_d$ .

## 3 Modélisation numérique avec Fluent

### 3.1 Maillage

Pour réaliser ce TD, un maillage d'un profil d'aile NACA 4412 nous été mis à disposition :

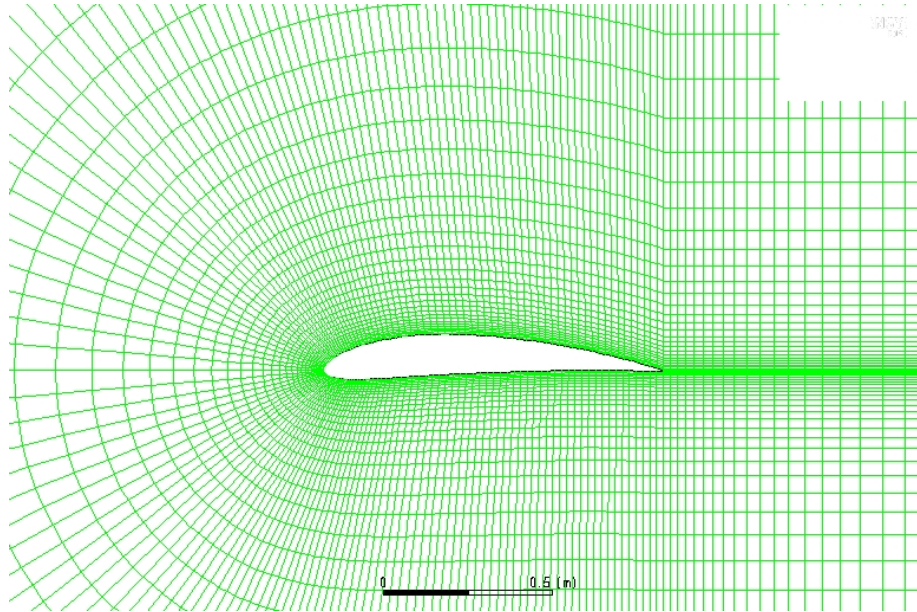


FIGURE 3 – Maillage sous Fluent

Nous avons par la suite configuré le problème dans Fluent en utilisant un modèle non visqueux.

### 3.2 Vecteurs vitesses

Par la suite nous avons pu tracer l'ensemble du champ de vitesse autour de notre profil d'aile :

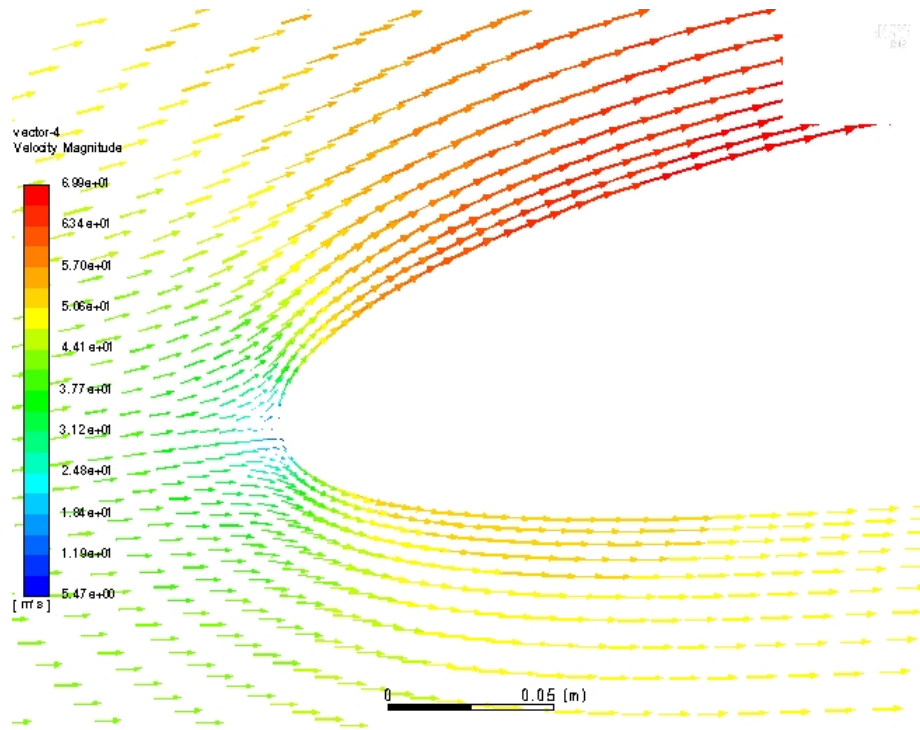


FIGURE 4 – Champ de vitesse au bord d'attaque

Nous remarquons bien une accélération de ce champ sur l'extrados (en rouge) et on observe un point de stagnation où la vitesse de l'écoulement est presque nulle au niveau du bord d'attaque (en bleu).

### 3.3 Pression statique

Par la suite nous avons pu tracer l'ensemble de la pression autour du profil d'aile :

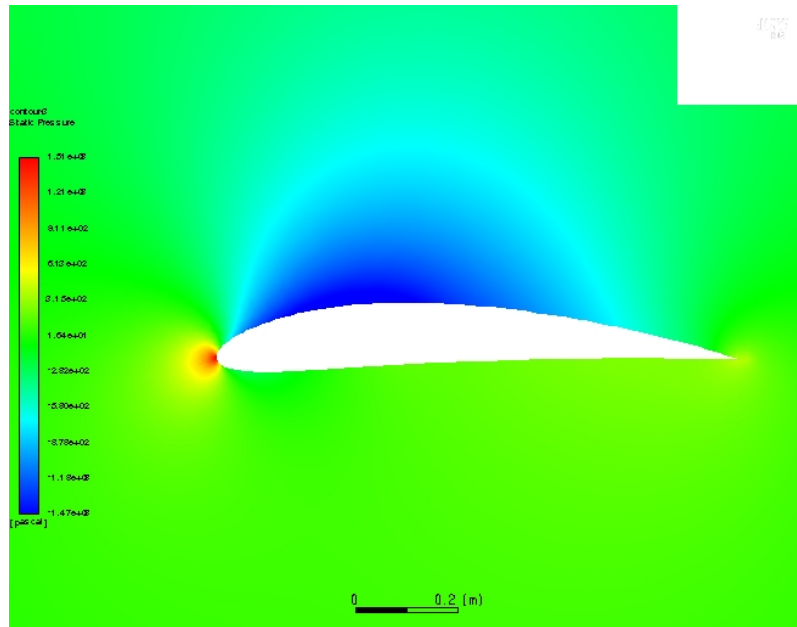


FIGURE 5 – Représentation de la pression autour du profil

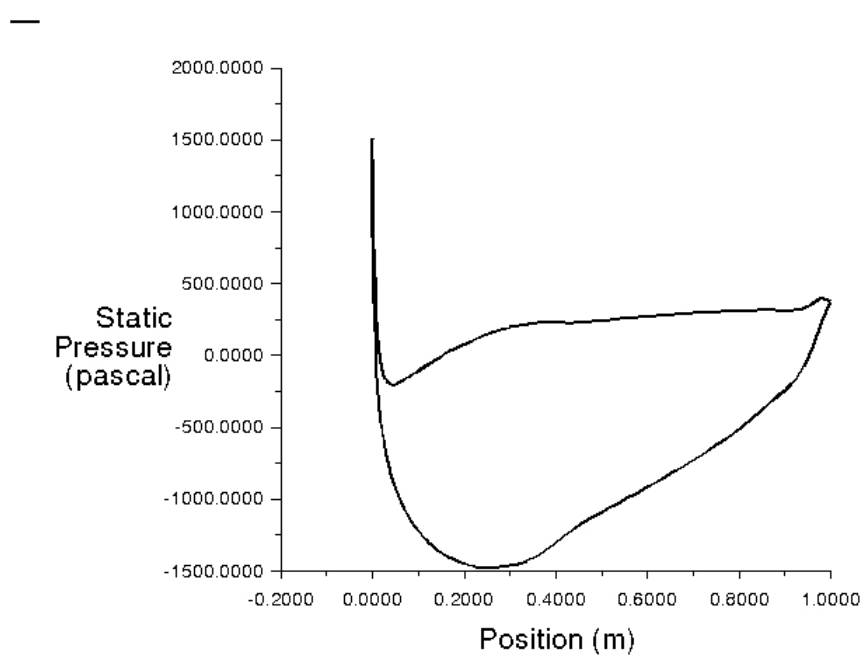


FIGURE 6 – Évolution de la pression en fonction de la position sur le contour de l'aile

Comme attendu, on remarque une pression plus faible au niveau de l'extrados que ailleurs, cette remarque est conforme à la relation de Bernoulli étant donné que nous avons une vitesse supérieure à ce niveau là que ailleurs sur le profil. On retrouve également le point d'arrêt, caractérisé par la forte pression présente sur le bord d'attaque de l'aile.

La figure (6) est totalement cohérente avec la représentation du champ de pression de la figure (5), on retrouve les deux points de surpression au 2 bords de l'aile, et la dépression présente sur l'extrados. Cette dernière figure permet de mieux voir où la dépression est la plus forte sur le contour de l'aile, ici un peu en avant par rapport au milieu de l'aile

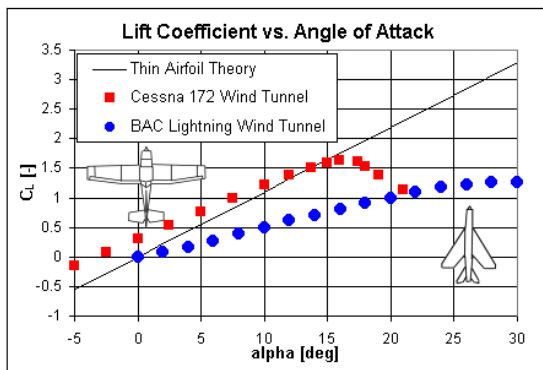
### 3.4 Force de portance et de traînée

Enfin nous avons pu récupérer les valeurs de force de portance, de traînée, coefficient de portance et de traînée pour cet angle d'attaque la de base ( $1.2^\circ$ ). Enfin nous avons fait varier cet angle d'attaque pour observer l'évolution de ces forces en fonction de celui-ci.

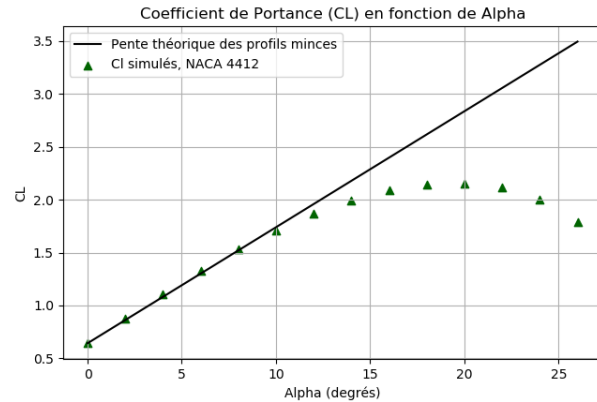
## 4 Résultats

### 4.1 Coefficient de portance

Après avoir récupéré et tracé nos coefficients de portance en fonction de l'angle d'attaque, nous pouvons comparer cette courbe avec l'évolution de cette courbe avec d'autre profil.



(a) Coefficient de portance pour différent profil comparé à la théorie



(b)  $C_l$  en fonction de alpha

FIGURE 7 – Comparaison coefficient de portance



D'après la théorie l'évolution de  $C_l$  le coefficient de portance en fonction de l'angle est :

$$C_l = \frac{2\pi}{180}\alpha + B \quad (1)$$

Avec  $B$  l'ordonnée à l'origine et  $\alpha$  l' d'incidence.

D'après la théorie Rayleigh [2] on a :

$$C_l = \frac{2\pi \sin(\alpha) \cos(\alpha)}{4 + \pi \sin(\alpha)} \quad (2)$$

Mais cette équation (2) ne sera pas utilisée dans ce TD.

Ainsi on peut remarquer sur la figure (7b) en noir que nos points jusqu'à  $\alpha = 22^\circ$  que la simulation numérique suit bien la théorie explicitée dans l'équation (1), le phénomène visible pour  $\alpha > 22^\circ$  quand le coefficient de portance stagne puis diminue s'appelle le décrochage de l'aile.

De plus en comparant notre simulation figure (7.b), on remarque que l'angle de décrochage de notre aile correspond à peu près à l'angle de décrochage d'aile d'avion réel tel que le Cessna 172 (avion civil) ou le BAC lightning (avion de chasse anglais). Pour le Cessna 172 nous avons environ un angle de décrochage à  $15^\circ$  et un décrochage beaucoup plus important que le BAC lightning qui décroche à  $27^\circ$  environ. Ce qui est cohérent car en vole un avion de chasse à besoin de beaucoup plus de marge de manoeuvre pour voler qu'un avion civil.

La courbe évolutive de la portance en fonction de l'angle de notre aile d'avion correspond plus à celle du Cessna 172 car c'est une aile classique et polyvalente.

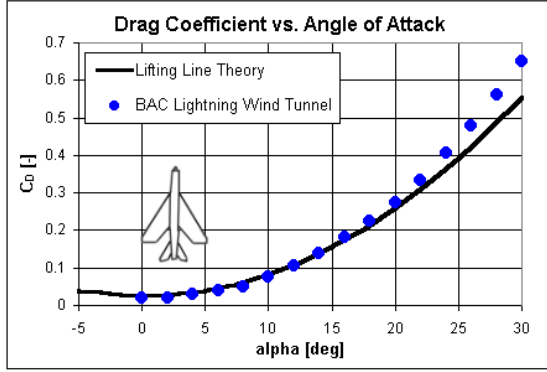
## 4.2 Coefficient de traînée

De même que la partie précédente nous avons tracé le coefficient de traînée en fonction de l'angle. Nous avons voulu comparer avec une autre théorie cette fois-ci, la *Newton's sine-square law of air resistance*. Celle ci donne l'expression du coefficient de traînée suivante :

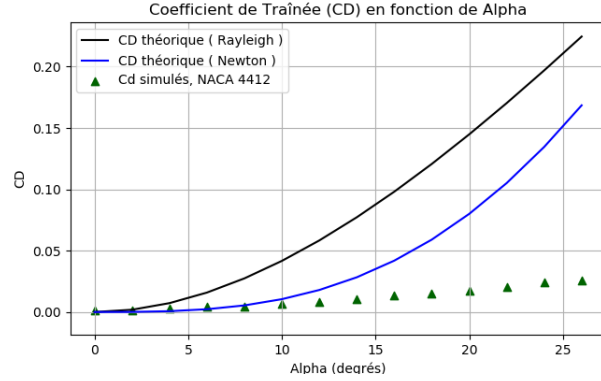
$$C_d = 2 \sin^3(\alpha) \quad (3)$$

La théorie Rayleigh [2] donne elle l'expression suivante :

$$C_d = \frac{2\pi \sin(\alpha)^2}{4 + \pi \sin(\alpha)} \quad (4)$$



(a) Coefficient de traînée pour différent profil comparé à la théorie



(b)  $C_d$  en fonction de alpha

FIGURE 8 – Comparaison des coefficients de traînée

Sur la figure (8b) en vert foncé nous avons nos points simulés qui sont tracés et en noir la formule théorique de Rayleigh qui est tracé d'après l'équation (4). On remarque un écart entre ces allures de courbes car sur Fluent nous avons supposé la fluide comme état non visqueux ce qui rend des résultats diminués par rapport à la réalité ou à la théorie en simulation. C'est pourquoi on peut remarquer des coefficients de traînée beaucoup plus faibles en simulation. En comparant la figure (8a) et la (8b) on remarque que notre courbe théorique a une forme très similaire, même si les valeurs du coefficient sont plus faibles dans la théorie de Rayleigh que sur la théorie de la figure (8a).

Cependant, pour des valeurs de  $\alpha$  faibles ( $< 10^\circ$ ), la théorie de Newton semble elle proche des résultats simulés, même si elle diverge pour des valeurs d'angle d'attaque plus élevées.

## 5 Conclusion

Au cours de ce TD nous avons encore une fois pris en main de logiciel Fluent mais cette fois-ci tout seul car d'habitude nous effectuons notre propre maillage sous le logiciel IcemCFD.

Après une étude théorique et des résultats attendus nous avons pu comparer nos simulations sur les coefficient de traînées et de portances en fonction de l'angle d'attaque à des courbes théorique et des courbes réelles d'avion déjà commercialisés.

Les écarts entre la simulation et la théorie peuvent provenir parfois des limites de la théorie, dues à des hypothèses trop fortes, ou bien à la simulation elle-même dans d'autres cas, si elle est mal réalisée. Dans notre cas l'hypothèse pour la simulation de fluide parfait est sûrement à l'origine de nos écarts de valeurs sur la traînée entre théorie et simulation. Les formules théoriques tel que la théorie de Rayleigh ne sont pas précisent car appliqués à des fluides parfait.

## Références

- [1] [Aerodynamic Characteristics of a NACA 4412 Airfoil of a NACA 4412 Airfoil](#)
- [2] [Evolutionary understanding of airfoil lift](#)
- [2] [Flow characteristics over NACA4412 airfoil at low Reynolds number](#)