

Aérodynamique d'aile NACA



Etudiants :

**Matthieu RIGGS
Emma LOCUFIER
Ziyad GNAOUI**

**Enseignant-responsable du projet :
Majd ARMALY**

Date de remise du rapport : 17/06/2023

Référence du projet : STPI/P6/2023 – 038

Intitulé du projet : *Aérodynamique d'aile NACA*

Type de projet : *Bibliographique et modélisation*

Objectifs du projet : *Lors de ce projet, nous avons pour but d'étudier la géométrie d'une aile NACA. Nous avons donc dû assimiler de nombreuses nouvelles notions faisant référence à cette géométrie. De plus, l'objectif de ce projet était d'étudier la séparation d'écoulement autour de ces ailes. Pour cela, nous avons dû assimiler de nombreuses notions physiques telles que la portance ou la traînée. Enfin, nous avons pour but de faire des simulations illustrant l'évolution des coefficients aérodynamiques en fonction des différentes géométries d'ailes.*

Mots-clefs du projet : Géométrie, Coefficients aérodynamiques, Nombre de Reynolds

TABLE DES MATIERES

1. Introduction	6
2. Méthodologie / Organisation du travail	6
3. Travail réalisé et résultats.....	7
3.1. Etude bibliographique	7
3.2. Paramètres des ailes.....	8
3.2.1. Géométrie	8
3.2.2. Profils NACA	9
3.2.3. Séparation d'écoulement sur NACA	9
3.2.4. Coefficients aérodynamiques.....	11
3.3. Résultats	12
3.3.1. Simulations sur XFOil	12
3.3.2. Analyse des courbes	14
4. Conclusions et perspectives	22
5. Bibliographie	23
6. Annexes	24
6.1. Autres simulations	24
6.2. Code.....	26
6.3. Articles	26

1. INTRODUCTION

Conçues dans les années 1920 par le National Advisory Committee for Aeronautics, les ailes NACA jouent un rôle important dans le domaine de l'aéronautique et de l'éolien. Dans le cadre de ce projet, nous allons nous interroger plus précisément sur le fonctionnement des ailes NACA dans le domaine aéronautique. Pour cela, nous allons chercher à déterminer : Comment sont caractérisées les ailes NACA ? Quelles sont les forces physiques qui impactent les ailes NACA et comment la géométrie des ailes peut-elle influencer ces forces ?

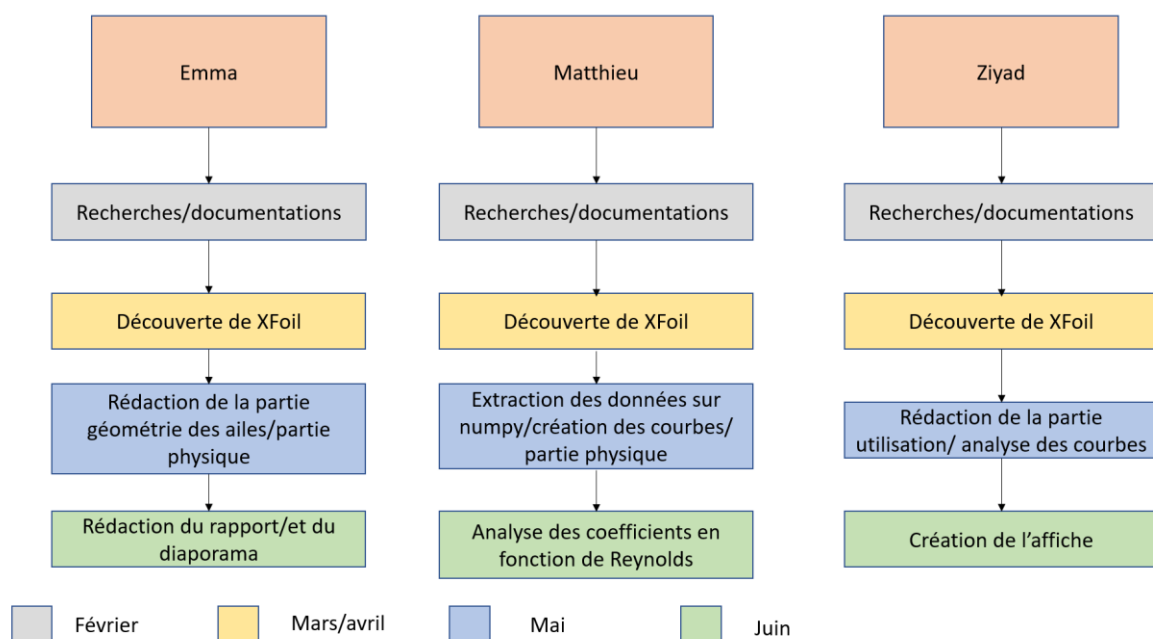
Pour cela, nous allons tout d'abord commencer par rechercher les différents profils et géométries des ailes NACA pour ensuite déterminer tous les coefficients physiques qui entrent en jeu. Nous allons enfin modéliser et analyser tous nos résultats grâce au logiciel XFOIL ainsi que la bibliothèque Matplotlib du langage de programmation Python. XFOIL permet d'obtenir de nombreuses caractéristiques sur chaque aile et permet de modifier une grande quantité de facteurs physiques. Il nous permet aussi d'extraire des données brutes afin de les modéliser par nous-même.

2. METHODOLOGIE / ORGANISATION DU TRAVAIL

Avant de commencer le projet nous avons dû nous renseigner sur les notions importantes que nous utilisons dans la suite du projet. Nous avons donc effectué des recherches sur notre sujet pour ainsi construire des bases sur lesquels nous avons pu nous appuyer par la suite.

Lorsque nous avons intégré les notions nous avons découvert le logiciel sur lequel nous avons fait nos simulations (XFOil) et nous avons fait de nombreux tests de simulation pour comprendre comment le logiciel fonctionne.

Ensuite, nous nous sommes réparti le travail car nous devons rédiger le rapport et faire une partie informatique pour extraire les données et obtenir des courbes à analyser.



3. TRAVAIL REALISE ET RESULTATS

3.1. Etude bibliographique

Les profils NACA sont utilisés dans les pâles des éoliennes et dans les ailes d'avions. Regardons les caractéristiques de ces pâles et ailes.

a) Eoliennes

Les pâles d'éoliennes sont inclinées car si elles étaient face au vent, celui-ci ne ferait que pousser sur l'éolienne sans la faire tourner.

Des moteurs permettent de changer l'orientation des pâles pour ainsi faire varier la puissance délivrée par l'éolienne. La lame dispose d'un grand profil aérodynamique formé de plusieurs tailles et formes, de la base à la pointe.

Les pales d'éoliennes sont fabriquées à partir de résines composites (composite = résine (polyester ou epoxy) + fibres (verre ou carbone) + noyau en balsa) qui assurent à la fois une résistance, une souplesse et une légèreté.

b) Avions

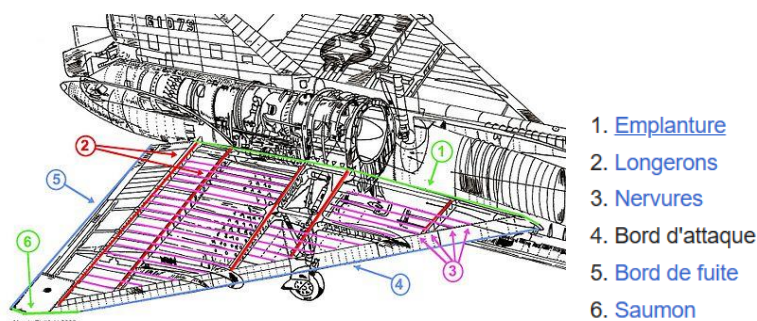
Les ailes d'avion sont fixées au fuselage de chaque côté. Elles sont maintenues par des **longerons**, des **nervures** et des **limons** métalliques et sont recouvertes d'un tissu, d'aluminium ou d'une coque en composite.

Les ailes des avions sont le plus souvent construites en aluminium. En effet, ce matériau métallique est peu dense, ce qui permet de garder la structure de l'appareil suffisamment légère et ainsi limiter la consommation de carburant nécessaire à un vol.

La plupart des ailes d'avion disposent de petites ailettes au bout : "les **winglets**" qui réduisent les tourbillons d'air qui s'y forment ainsi que la consommation par diminution de la traînée.

Sur les ailes, on retrouve les **volets**, parties mobiles situées à l'arrière des ailes. Ils permettent d'augmenter la surface de celles-ci, et donc augmenter sa surface portante. Ils sont déployés pour les décollages et les atterrissages car ils permettent aux avions de se maintenir en vol à plus basse vitesse. Les volets se déploient à l'aide d'un mécanisme protégé par des **carénages**. A l'avant des ailes, ce sont les bords d'attaque. Ils utilisent à peu près le même principe que les volets.

Pour finir, les ailes disposent **d'ailerons**, situés après les volets. Ils permettent à l'avion de s'incliner à gauche ou à droite, et donc de tourner en plein vol.



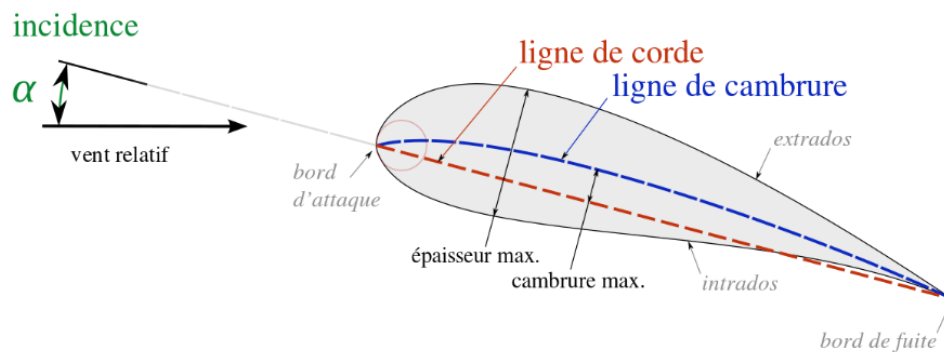
Document 1 : Schéma d'une aile d'avion

3.2. Paramètres des ailes

3.2.1. Géométrie

Nous allons maintenant parler de la géométrie de ces ailes.

Avant de développer ce qu'est un profil NACA, nous remarquons que certaines notions sont utiles.



Document 2 : Schéma illustrant les notions de la géométrie d'une aile

Tout d'abord, le **bord d'attaque** héberge le point où l'écoulement est divisé en deux parties. Ce point est nommé "point d'arrêt" ou encore "point de stagnation". Le bord d'attaque est le point à l'avant du profil où le rayon de courbure de la surface est minimal.

Le **bord de fuite** est la partie arrière considérée dans le sens de l'écoulement.

L'**extrados** d'un profil porteur symétrique est la face du côté de la portance. Pour une aile d'avion c'est la surface supérieure tandis que pour une pale d'hélice c'est la surface avant.

L'**intrados** est l'opposé de l'extrados. C'est est la face opposée à la cambrure et opposée à la portance.

La **corde** d'un profil est la droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite.

La **ligne moyenne** est le lieu des points équidistants de l'extrados et de l'intrados

La **flèche** est la distance maximale entre la corde et la ligne moyenne du profil.

La **ligne de courbure** désigne le rapport entre la flèche maximale de la ligne moyenne et la corde.

L'**angle d'incidence** est l'angle formé par la corde du profil et le vecteur vitesse du vent relatif.

L'**angle d'incidence nulle** est l'angle d'incidence pour lequel la portance est nulle.

3.2.2. Profils NACA

Nous allons maintenant étudier les profils NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Les profils NACA sont en effet des profils aérodynamiques pour les ailes d'avions, il existe différentes familles de profils répondant à différentes applications. La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres, par exemple il y a la famille de profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres, ...

Prenons l'exemple de la famille de profils à **quatre chiffres**.

Le premier chiffre spécifie la cambrure relative maximale en pourcentage de la corde, le deuxième indique la position de cette cambrure en pourcentage de la corde et les deux derniers chiffres représentent l'épaisseur relative maximale en pourcentage de la corde.

La série **NACA 5-chiffres** permet de décrire des surfaces portantes plus complexes. Le premier chiffre définit le coefficient de portance optimal, à multiplier par 0,15, le deuxième définit le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde, le troisième chiffre indique si le profil est à cambrure simple (0) ou double (1) et les quatrième et cinquième chiffres donnent l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde.

3.2.3. *Séparation d'écoulement sur NACA*

Lorsqu'on parle de séparation d'écoulement, plusieurs notions sont importantes à développer. Tout d'abord, il nous faut comprendre la notion de **portance** qui est la conséquence de cette séparation. C'est la force qui permet à un avion de prendre de l'altitude grâce à ses ailes avec une vitesse suffisante pour permettre un équilibre. Elle est égale en intensité au poids et opposée à celui-ci. Pour un avion, la portance est perpendiculaire au vent. Elle s'applique au **centre de poussée** qui est le point d'application des forces aérodynamiques.

La portance (en Newton) peut s'exprimer grâce à la formule : $R_z = (1/2) \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_L$ avec

- ρ : la masse volumique de l'air qui peut varier en fonction de la pression et de la température en kg/m^3
- S : la superficie de l'aile en m^2
- v : la vitesse du fluide lorsqu'il rentre en contact avec l'aile en m/s
- C_L : le coefficient de portance qui dépend de l'angle d'incidence, du profil et du type de surface présente sur l'aile et s'exprime sans unité

La **traînée** est également une notion importante à développer. C'est la force qui s'oppose au mouvement d'un corps dans un liquide ou un gaz et qui agit comme un frottement.

La traînée peut s'exprimer grâce à la formule : $T = (1/2) \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_D$ avec

- ρ : la masse volumique de l'air qui peut varier en fonction de la pression et de la température
- S : la superficie de l'aile en m^2
- v : la vitesse du fluide lorsqu'il rentre en contact avec l'aile en m/s
- C_D : le coefficient de traînée

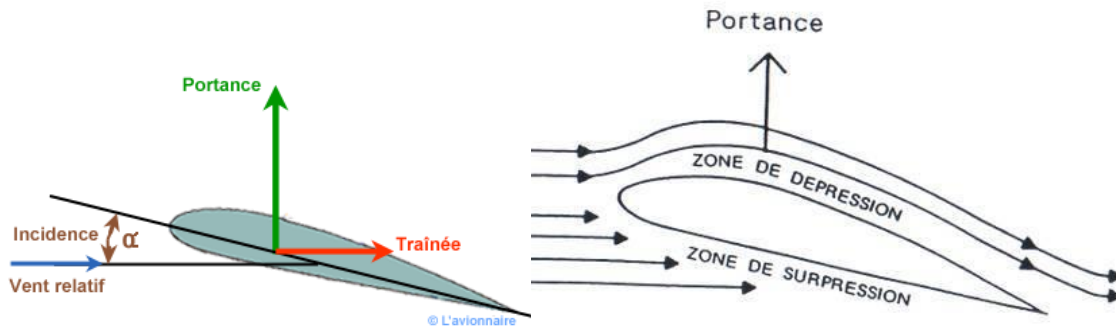
Il existe, en réalité, plusieurs traînées :

1. La **traînée induite** qui est la force de résistance à l'avancement induite par la portance.
2. La **traînée de frottements** qui est liée aux différences de vitesses entre les filets fluides.
3. La **traînée de forme** apparaît dès qu'un objet a une certaine épaisseur.
4. La **traînée d'interférence** apparaît lorsque plusieurs écoulements de directions et/ou de vitesses différentes se rencontrent.

Le rapport entre la portance et la traînée est appelé la **finesse**.

Le **vent relatif** décrit le vent subi par un objet en mouvement, autrement dit, c'est la somme vectorielle du vent réel et du mouvement.

Une **zone de dépression** est une zone de basse pression atmosphérique, à l'inverse une **zone de surpression** est une zone de haute pression atmosphérique.

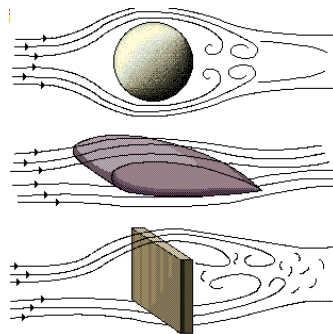


Document 3 et 4 : Schéma illustrant les différentes notions

Les fluides (ici, l'air dans le cas des éoliennes et des ailes d'avion) s'accélèrent et s'étirent sur l'extrados et au contraire elles ralentissent et se compriment sur l'intrados qui est moins bombé que l'extrados. Ces variations entraînent une différence de pression, c'est-à-dire que la pression augmente au niveau de l'intrados et diminue au niveau de l'extrados. Cet étirement correspond à la **séparation du fluide**. Ainsi l'extrados est aspiré tandis que l'intrados est poussé. C'est cette différence de pression qui permet à l'avion d'être aspiré et qui permet à l'aile de soulever l'avion.

La séparation des fluides entraîne des **turbulences** derrière l'aile. Un **écoulement turbulent** est un régime d'écoulement caractérisé par des changements chaotiques de pression et de vitesse d'écoulement (à l'inverse un **écoulement laminaire** est un écoulement régulier). Ces turbulences peuvent être dangereuses pour des avions qui passeraient derrière ou pourraient réduire l'efficacité d'une éolienne située derrière une autre. Cependant, ces turbulences dépendent de la géométrie de l'aile. Il est donc possible de les diminuer.

La forme de l'objet impacte les turbulences comme on peut le voir ci-dessous.



Document 5 : Schéma montrant que les turbulences dépendent de la géométrie

Une autre notion importante dans l'étude de séparation d'écoulement est le nombre de Reynolds.

Le nombre de Reynolds Re est un nombre sans dimension qui représente le rapport entre les forces d'inertie (forces qui apparaissent lorsqu'on travaille dans un référentiel non galiléen) et les forces visqueuses. Il permet de prédire si une condition d'écoulement est laminaire ou turbulente.

$$Re = \frac{\rho V L}{\eta}$$

Avec

- ρ la masse volumique du fluide

- V un ordre de grandeur de la vitesse du fluide (en m/s)
- η la viscosité dynamique du fluide
- L la longueur caractéristique sur laquelle varie le vecteur vitesse (en m)

Il est laminaire pour les petites valeurs de Re , et turbulent pour les grandes valeurs de Re .

3.2.4. Coefficients aérodynamiques

a) C_L , le coefficient de portance

Le coefficient de portance est un nombre sans dimension qui quantifie la portance d'un modèle. Il s'exprime grâce à la formule suivante :

$$C_L = 2R_z / (\rho \cdot S \cdot v^2)$$

avec :

- ρ : la masse volumique de l'air qui peut varier en fonction de la pression et de la température
- S : la superficie de l'aile en m^2
- v : la vitesse du fluide lorsqu'il rentre en contact avec l'aile en m/s
- R_z : la portance

b) C_D , le coefficient de traînée (parfois noté C_f)

Le coefficient de traînée est un nombre sans dimension qui quantifie la traînée d'un modèle. Il s'exprime grâce à la formule suivante :

$$C_D = 2T / (\rho \cdot S \cdot v^2)$$

avec :

- ρ : la masse volumique de l'air qui peut varier en fonction de la pression et de la température
- S : la superficie de l'aile en m^2
- v : la vitesse du fluide lorsqu'il rentre en contact avec l'aile en m/s
- T : Traînée

c) C_M (Moment, tangage) :

Le coefficient de moment de tangage est un nombre sans dimension. C'est le moment de torsion par unité de longueur. Il s'exprime grâce à la formule suivante :

$$C_M = 2M / (\rho \cdot c \cdot S \cdot v^2)$$

avec :

- c : la corde moyenne aérodynamique de l'aile
- ρ : la masse volumique de l'air qui peut varier en fonction de la pression et de la température
- S : la superficie de l'aile en m^2
- v : la vitesse du fluide lorsqu'il rentre en contact avec l'aile en m/s
- M : le moment de tangage

3.3. Résultats

3.3.1. Simulations sur XFOIL

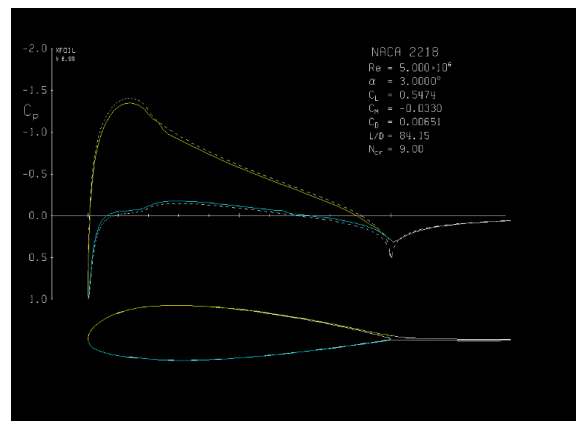
Xfoil est un shareware, une sorte de soufflerie numérique qui sert à créer des modèles de flux d'air sur des profils bidimensionnels, 3D et sur des ailes d'avion (du profil NACA en particulier). Cela permet de simuler et d'observer l'écoulement qu'il y a autour.

Nous utilisons Xfoil afin de comparer l'écoulement de l'air autour de différents profils d'aile et d'observer l'influence des différents paramètres (tels que le nombre de Reynolds, l'angle d'attaque...) sur celui-ci, le but étant de déterminer les configurations les plus optimales, c'est à dire celles qui favorisent et facilitent le décollage et le planage d'un avion.

Tout d'abord, nous avons fait quelques tests sur XFOIL pour comprendre comment fonctionne le logiciel.

Nous devons décider quelle géométrie d'aile nous voulons tester et nous avons choisi une aile **NACA 2218**.

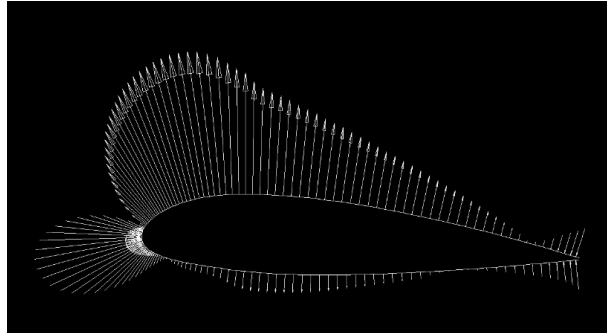
- Nous fixons la viscosité à 5×10^6 Pa.s grâce à la fonction **Visc 5e6** ce qui nous permet de fixer le nombre de Reynolds à cette même valeur.
- Nous mettons l'option **ITER 100** pour ainsi avoir plus d'observations et donc un résultat plus précis.
- Nous décidons tout d'abord de faire une première simulation avec un angle alpha fixé à 3 degrés (**alfa = 3**).



Document 6 : Simulation sur XFOIL avec NACA 2218, alfa=3, ITER 100 et Visc 5e6

Nous pouvons donc étudier grâce à cette simulation la pression en fonction de la corde. Nous avons deux courbes, la bleue qui correspond à l'intrados et la jaune qui correspond à l'extrados.

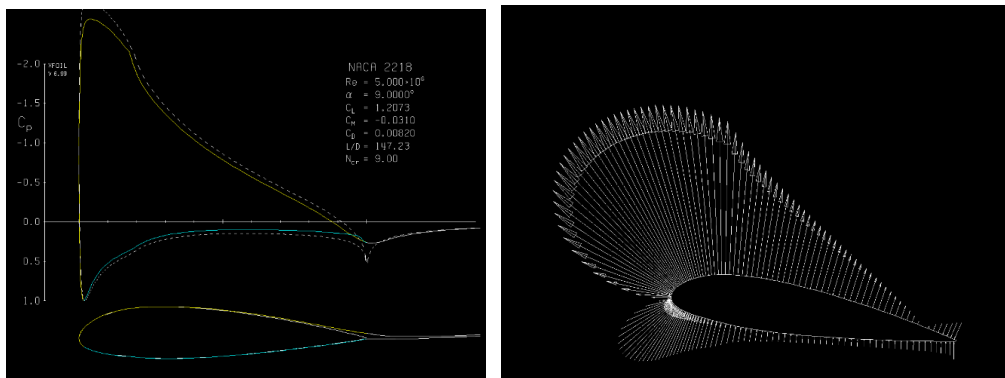
Pour obtenir une autre simulation avec les pressions sous forme de vecteurs on utilise la commande **CPV** et nous obtenons la simulation suivante :



Document 7 : Simulation vectorielle avec NACA 2218, $\alpha=3$, ITER 100 et Visc 5e6

Nous pouvons observer que la norme des vecteurs de pression est plus grande au-dessus de l'aile que en dessous. Les vecteurs de pression situés sur l'extrados et l'intrados divergent vers l'extérieur tandis que les vecteurs de pression sur le bord d'attaque convergent vers celui-ci.

Nous décidons maintenant d'augmenter l'angle alpha à 9 degrés (**alfa = 9**) et voir ce que cela provoque dans les simulations :



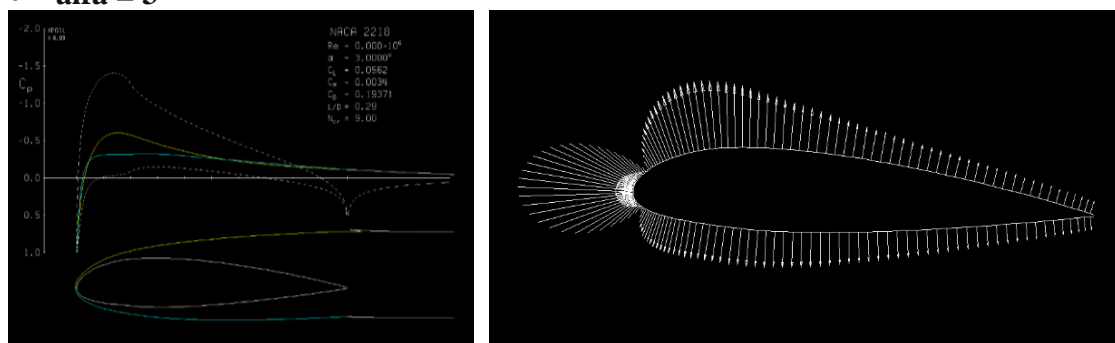
Document 8 : Simulations avec NACA 2218, $\alpha=9$, ITER 100 et Visc 5e6

Nous pouvons voir que l'augmentation de l'angle a provoqué dans les simulations un pic plus haut de la courbe de l'extrados que lorsque l'angle était de 3 degrés. De plus, les vecteurs de pression sont de normes plus grandes sur l'extrados.

Maintenant, nous décidons de changer le nombre de Reynolds et de voir l'impact de celui-ci sur nos simulations.

On prend :

- **Visc = 5e2**
- **NACA 2218**
- **ITER 100**
- **alfa = 3**



Document 9 : Simulations avec NACA 2218, $\alpha=3$, ITER 100 et Visc 5e2

Nous pouvons voir que la diminution de la viscosité a provoqué un éloignement des courbes au niveau de l'aile. En effet, lorsque la viscosité était plus élevée, les courbes jaune et bleu étaient collées à l'extrados et l'intrados ce qui n'est pas le cas dans cette simulation.

Pour les vecteurs de pressions nous pouvons voir qu'ils sont bien répartis comparé à une viscosité plus forte (en effet avec une viscosité plus forte en un angle d'attaque de même valeur, les vecteurs de pressions étaient plus grands et concentrés sur l'avant de l'aile).

3.3.2. Analyse des courbes

a) **EN FAISANT VARIER LA GEOMETRIE DU PROFIL NACA**

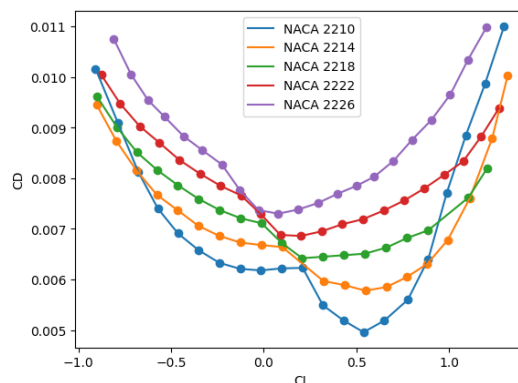
Après avoir fait ces quelques tests qui nous ont permis de comprendre comment fonctionne XFOIL, nous téléchargeons les données de nos simulations pour ensuite pouvoir les analyser.

Notre but est de comparer les différentes géométries d'ailes NACA.

Pour cela nous utilisons la commande "ASeq -10 10 1" qui nous permet de faire varier notre angle d'incidence de -10° à 10° avec un pas de 1° et nous choisissons une certaine géométrie d'aile.

Nous faisons ces simulations avec les profils suivants : **NACA 2218, NACA 2214, NACA 2210, NACA 2222 et NACA 2226**. Nous avons décidé d'étudier ces profils car le fait de faire varier les deux derniers chiffres des profils nous permet de faire varier l'épaisseur de l'aile. Ainsi nous allons étudier la variation des coefficients remarquables selon les différentes épaisseurs des ailes.

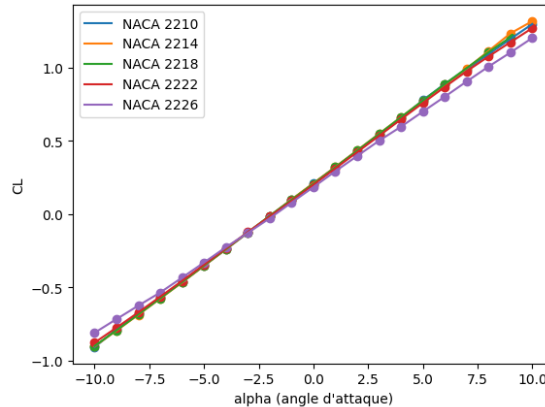
Pour cela nous exploitons nos données dans python. Pour cela nous avons utilisé la commande **PACC** dans XFOIL pour télécharger les données dans des fichiers. Nous avons ensuite utilisé ces données afin de réaliser les courbes suivantes grâce à python.



Document 10 : Courbe représentant le coefficient de traînée en fonction de la portance selon les différentes géométries d'aile.

OBSERVATIONS : Le graphe ci-dessus présente le coefficient de traînée en fonction de la portance pour 5 profils d'aile NACA différents. On fait varier les deux derniers chiffres ; ainsi, la variable modifiée est l'épaisseur. On obtient 5 paraboles avec un CD qui varie de 0,011 à 0,005. On remarque cependant que plus l'aile est fine, plus la traînée augmente rapidement après avoir atteint son minimum (à partir de $CL = 0,5$ pour l'aile NACA 2210).

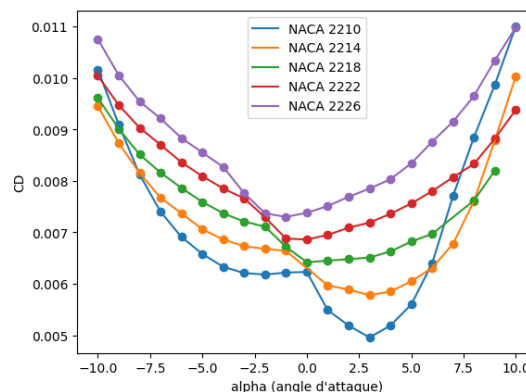
ANALYSE : Toutes les courbes ont à peu près la même allure mais pour un même coefficient de portance, la traînée est d'autant plus importante que l'aile est épaisse. Le caractère parabolique des courbes nous laisse penser qu'il existe une relation quadratique entre les CL et les CD.



Document 11 : Courbe représentant la portance en fonction de l'angle d'attaque selon les différentes géométries d'aile.

OBSERVATIONS : Pour les mêmes profils NACA que précédemment, on observe à présent l'évolution de la portance en fonction d'alpha. On fait ainsi varier l'angle d'attaque de -10° à 10° : les CL varient de -1 à 1,4 mais semblent atteindre un maximum vers $\alpha = 10^\circ$.

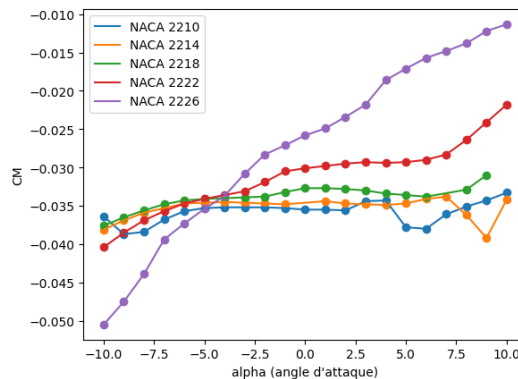
ANALYSE : Toutes les courbes sont quasiment identiques et confondues, ce qui nous permet de déduire facilement que l'épaisseur de l'aile n'a pas réellement d'importance quant à la portance. Enfin, on voit aussi que la relation entre la portance et l'angle d'attaque est linéaire et que ces variables sont fortement corrélées.



Document 12 : Courbe représentant le coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque selon les différentes géométries d'aile.

OBSERVATIONS : Les courbes tracées ci-dessus correspondent au coefficient de traînée (CD) par rapport à l'angle d'attaque. Les traînées varient de 0,005 à 0,011 (comme document 10).

ANALYSE : Les allures sont les mêmes que celles du premier graphe qui présentait CD en fonction de la portance (CL), ce qui est logique vu le caractère linéaire des courbes CL en fonction d'alpha (c.f. document 11). Comme vu précédemment, les ailes les plus épaisses induisent plus de traînée.

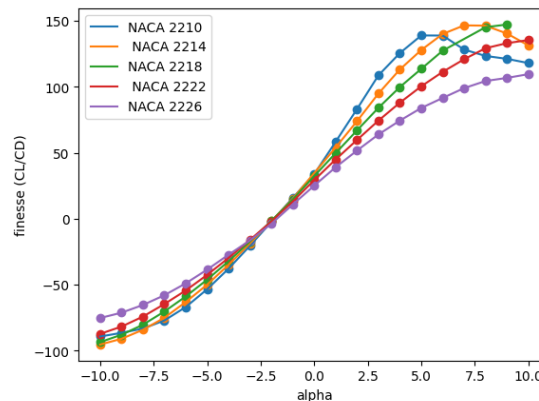


Document 13 : Courbe représentant les moments de tangage en fonction de l'angle d'attaque selon les différentes géométries d'aile.

OBSERVATIONS : On a tracé les moments de tangage (CM) en fonction d'alpha. Globalement, toutes les courbes ont une tendance croissante : les CM augmentent lorsque alpha augmente.

On remarque que pour les 3 profils d'épaisseur la plus basse, le CM est plus ou moins constant pour un alpha allant de -10° à 10°. Ce n'est pas le cas pour les profils 2222 et 2226 pour lesquels plus l'angle d'attaque est élevé, plus le moment de tangage augmente et semble tendre vers 0.

ANALYSE : Pour assurer l'équilibre en tangage, la somme des moments doit être nulle. C'est pourquoi les CM sont négatifs, ils donnent ainsi un moment à piquer pour compenser le moment à cabrer (CM positif) donné par le stabilisateur de l'aile. Une aile plus épaisse semble déstabiliser le moment de tangage lorsque l'angle varie. Les CM restants quasiment constants pour des profils à épaisseur faible ou intermédiaire, on en déduit que les profils correspondants sont plus stables.



Document 14 : Courbe représentant la finesse en fonction de l'angle d'attaque selon les différentes géométries d'aile.

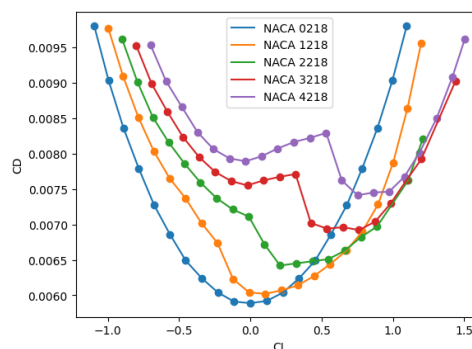
OBSERVATIONS : L'analyse de la courbe de la finesse nous a donc permis de lier portance et traînée. Nous pouvons constater que la courbe de la finesse en fonction de l'angle alpha semble suivre une trajectoire sinusoïdale. Les courbes sont maximales pour des valeurs de alpha différentes. En effet, plus l'épaisseur est faible plus le maximum de la courbe est atteint pour un angle alpha plus petit. Le point alpha égal -1 semble être un point particulier où toutes les courbes se rejoignent.

ANALYSE : On déduit donc que pour un avion passant une majorité de son temps de vol en phase de croisière, une aile plus fine est à favoriser (en effet, en phase de vol, l'angle d'attaque est entre 0 et 3 degrés). Au contraire, pour un avion qui passe une majorité de son temps en phase de décollage (environ 12 degrés pour l'angle d'attaque), une épaisseur plus élevée semble idéale. Cependant, dans les 2 cas il faut prendre en compte les efforts qui s'exercent sur les ailes (pression, poids et poussée du moteur) et donc l'aile doit être conçue pour avoir la manière nécessaire pour résister à ces efforts.

ANALYSE FINALE :

Lors du vol d'un avion, l'idéal est de maximiser la portance tout en minimisant la traînée. Le fait d'atteindre le maximum des coefficients de portance permet de mieux soulever l'avion pour une poussée donnée. Minimiser la traînée est très important car en réduisant les frottements aérodynamiques cela permet d'augmenter l'efficacité de la poussée du moteur et donc de limiter considérablement la consommation de carburant. De ce fait, d'après nos observations et analyses, les profils d'aile NACA les plus optimum sont les plus fins, à savoir les deux premiers de la série.

Nous décidons maintenant de faire varier le premier chiffre des profils NACA. Cette variation permet de changer la cambrure relative maximale en pourcentage de la corde. Nous étudions donc les profils suivants : NACA 0218, NACA 1218, NACA 2218, NACA 3218 et NACA 4218.



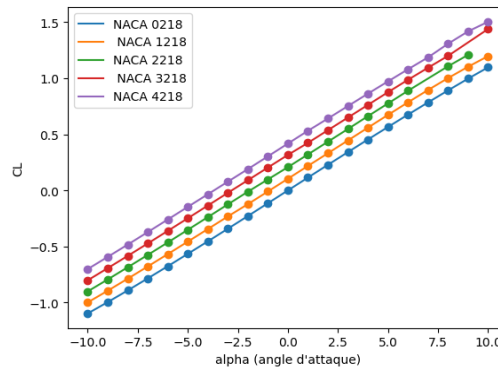
Document 15 : Courbe représentant le coefficient de traînée en fonction de la portance selon les différentes géométries d'aile.

OBSERVATIONS : On trace comme précédemment les courbes de traînée en fonction du coefficient de portance.

Celles-ci sont assez différentes l'une de l'autre : l'aile ayant la cambrure la moins importante présente une courbe parfaitement parabolique avec un C_D minimal atteint à $CL = 0$. Les autres courbes ont, quant à elles, un léger pic au milieu, un extremum local entre $CL = 0$ et $CL = 0,55$. Par ailleurs, on remarque qu'en général, les courbes sont d'autant plus hautes que la cambrure est importante, sauf quand $CL > 0,8$. Pour ces valeurs d'abscisse, c'est l'inverse.

On constate aussi un déphasage entre chaque courbe.

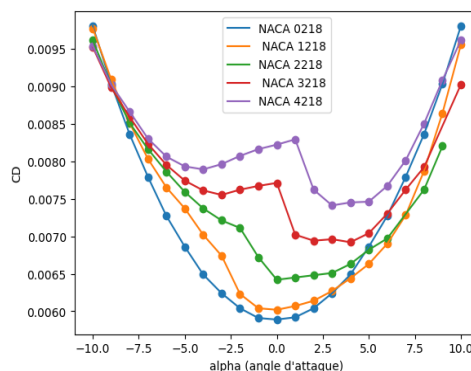
ANALYSE : On a donc plus de traînée sur les ailes bien courbées, sauf pour les valeurs de $CL > 0,8$, auquel cas c'est le contraire.



Document 16 : Courbe représentant la portance en fonction de l'angle d'attaque selon les différentes géométries d'aile.

OBSERVATIONS : On retrouve de nouveau 5 courbes qui représentent les coefficients de portance en fonction de l'angle d'attaque qui varie toujours de -10° à 10° . Contrairement à l'étude précédente (pendant laquelle la cambrure relative était fixée), les différentes courbes ne sont pas confondues, mais elles se chevauchent.

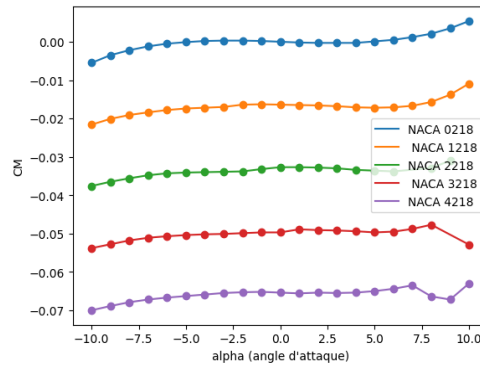
ANALYSE : La relation entre ces 2 paramètres est linéaire mais cette fois-ci, la cambrure semble augmenter légèrement la portance, et ce pour toutes valeurs d' α .



Document 17 : Courbe représentant le coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque selon les différentes géométries d'aile.

OBSERVATIONS : Les courbes des C_D en fonction d' α sont encore une fois similaires à celles des C_L en fonction des CL . On s'attendait à un tel résultat puisque les CL et les α sont proportionnels.

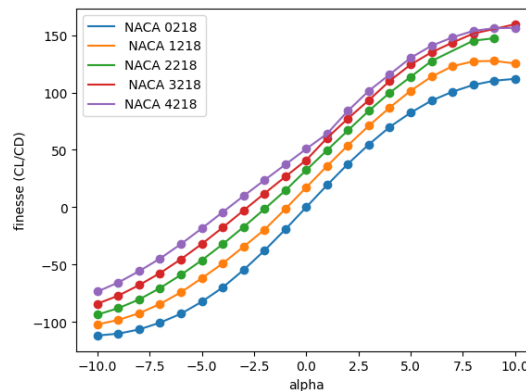
ANALYSE : Les ailes les plus courbées induisent le plus de traînée. Cependant, pour les valeurs d' $\alpha > 8^\circ$, le profil avec la plus faible cambrure induit plus de traînée.



Document 18 : Courbe représentant les moments de tangage en fonction de l'angle d'attaque selon les différentes géométries d'aile.

OBSERVATIONS : On présente ci-dessus le graphe des moments de tangage en fonction des alphas. Cette fois-ci, on constate que moins l'aile est cambrée, plus le moment de tangage semble tendre vers 0, peu importe l'angle d'attaque. Les différentes courbes sont toutes quasiment constantes, mais on remarque toujours une légère tendance à la hausse. Aussi, les CM sont bien négatifs.

ANALYSE : Peu importe la cambrure, les profils semblent bien plus stables que lors de l'étude précédente, avec des moments de tangage qui varient très peu pour toute valeur d'alpha entre -10° et 10°. Le CM est quasiment nul pour l'aile la moins courbée.



Document 19 : Courbe représentant la finesse en fonction de l'angle d'attaque selon les différentes géométries d'aile.

OBSERVATIONS : On peut observer que toutes les courbes ont la même allure mais se superposent, elles ont une amplitude différente.

ANALYSE : Ainsi le choix du profil impacte directement la finesse. En effet l'angle alpha ne change pas l'ordre des courbes (en effet la courbe violette reste au-dessus de la bleue pour tout angle alpha). Donc on peut voir que pour maximiser la finesse il serait plus approprié de choisir une aile plus courbée.

ANALYSE FINALE :

Les résultats de cette analyse sont moins évidents car en observant par exemple la figure 17, on pourrait déduire qu'une aile peu courbée serait à privilégier puisqu'elle minimise les coefficients de traînée. Seulement, la figure 16 nous montre que pour tout alpha allant de -10° à 10° , l'aile qui présente la plus haute cambrure maximise la portance.

Le choix de la cambrure dépend donc fortement de l'angle d'attaque. Afin de maximiser la portance et la finesse, augmenter la cambrure pourrait être considéré comme une solution. Cependant, un avion passe une majeure partie de son temps en phase de vol où l'angle d'attaque est compris entre 0° et 3° , et nous avons vu que l'aile avec la plus faible courbure possède la traînée la plus faible entre 0 et 3° . Ainsi, nous pouvons en conclure qu'il est nécessaire de trouver un juste milieu, c'est-à-dire une aile avec une courbure importante pour maximiser la portance mais pas trop pour minimiser la traînée.

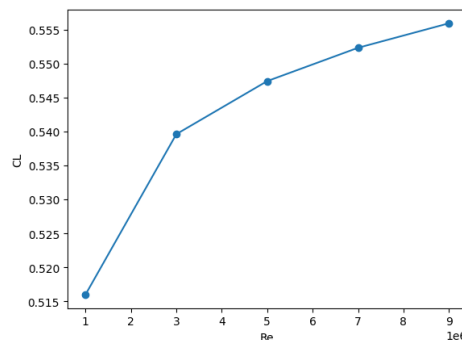
b) EN FAISANT VARIER LE NOMBRE DE REYNOLDS

On décide maintenant d'étudier l'impact du nombre de Reynolds sur nos simulations.

Tout d'abord regardons de nouveau la formule du nombre de Reynolds :

$$Re = \frac{\rho V L}{\eta}$$

On remarque qu'augmenter la vitesse du fluide provoque une augmentation du nombre de Reynolds tandis que diminuer L, la longueur de la corde, provoque une diminution du nombre de Reynolds. De plus le nombre de Reynolds dépend de la densité de l'air. En haute altitude, la densité diminue ce qui provoque une diminution de ρ et donc de Re.



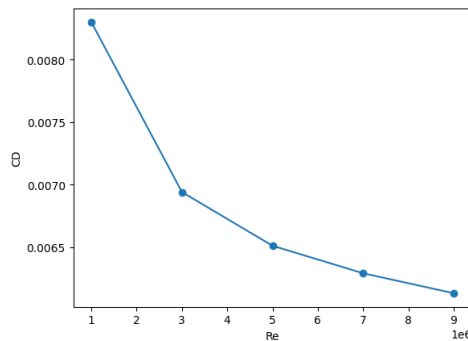
Document 20: Représentation du coefficient de portance en fonction du nombre de Reynolds

OBSERVATIONS : On constate que l'évolution de CL en fonction de Re suit un profil logarithmique.

ANALYSE : En faisant augmenter le nombre de Reynolds Re sur une même aile NACA (NACA 2218 pour notre cas), nous faisons aussi augmenter la vitesse du fluide mais aussi diminuer le coefficient de viscosité. Cependant, le coefficient de portance est inversement proportionnel à la vitesse. On en conclut donc que la force de portance générée lors de l'augmentation de Re est supérieure à la vitesse au carré.

Cette explication est cohérente avec la réalité. En effet, lorsque l'on veut faire décoller un avion, l'accélération combinée avec la géométrie des ailes entraînent une mise en vol. Nous avons

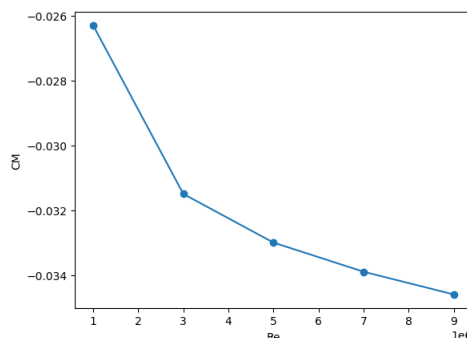
aussi retrouvé un graphique similaire au nôtre dans l'article de presse : Journal of Energy Equipment and Systems figure 7 ce qui confirme en partie le graphique obtenu.



Document 21 : Représentation du coefficient de traînée en fonction du nombre de Reynolds

OBSERVATIONS : On constate que l'évolution de C_D en fonction de Re suit un profil décroissant qui tend vers 0.

ANALYSE : En faisant augmenter le nombre de Reynolds, la vitesse va aussi augmenter. On remarque cependant que contrairement au coefficient de portance, le coefficient de traînée diminue. On en déduit donc que la traînée va tendre à diminuer lorsque Re augmente. C'est cohérent avec les phénomènes physiques observables.



Document 22 : Représentation du coefficient de tangage en fonction du nombre de Reynolds

OBSERVATIONS : On constate que l'évolution de C_M en fonction de Re suit un profil décroissant.

ANALYSE : On constate que l'on retrouve les mêmes effets que pour la traînée, c'est à dire que plus le nombre de Reynolds augmente plus les effets de tangage vont diminuer. C'est à nouveau cohérent physiquement.

4. CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

Nous pouvons donc conclure que nous avons vu que les profils d'aile NACA sont beaucoup utilisés dans le secteur de l'aviation. Il est nécessaire pour nous, futurs ingénieurs, d'étudier les différents profils pour choisir une aile adaptée pour les avions pour ainsi minimiser la traînée et maximiser la portance.

En conclusion, ce projet nous a permis d'appréhender de nouvelles notions physiques qui nous étaient encore inconnues. Il nous a permis d'acquérir des compétences en recherches d'informations scientifiques qui nous seront utiles pour la suite de nos études. Nous avons aussi pu mettre à disposition nos compétences informatiques pour nous aider avec l'utilisation du logiciel Xfoil mais aussi pour le traitement de donnée. Cela nous a permis de modéliser plus facilement toutes nos expériences numériques afin de représenter au mieux des phénomènes physiques.

Ce projet nous a également permis de travailler en groupe et de nous organiser efficacement pour aboutir à une étude complète autour des ailes NACA. Etant un groupe souhaitant s'orienter dans le domaine de l'informatique, nous avons pu mettre en œuvre nos connaissances du logiciel python pour ainsi obtenir les courbes du rapport.

5. BIBLIOGRAPHIE

[1] ([Microsoft Word - Ma\356tre.doc](#)) ([polytechnique.fr](#))

Ce document nous a permis de comprendre les notions physiques et les coefficients aérodynamique

[2] <https://www.lavionnaire.fr/AerodynDifProfils.php>

Ce document nous a permis de commencer nos recherches sur les notions utiles dans ce rapport

[3] <http://foilivier.free.fr/fr/xfoil.htm>

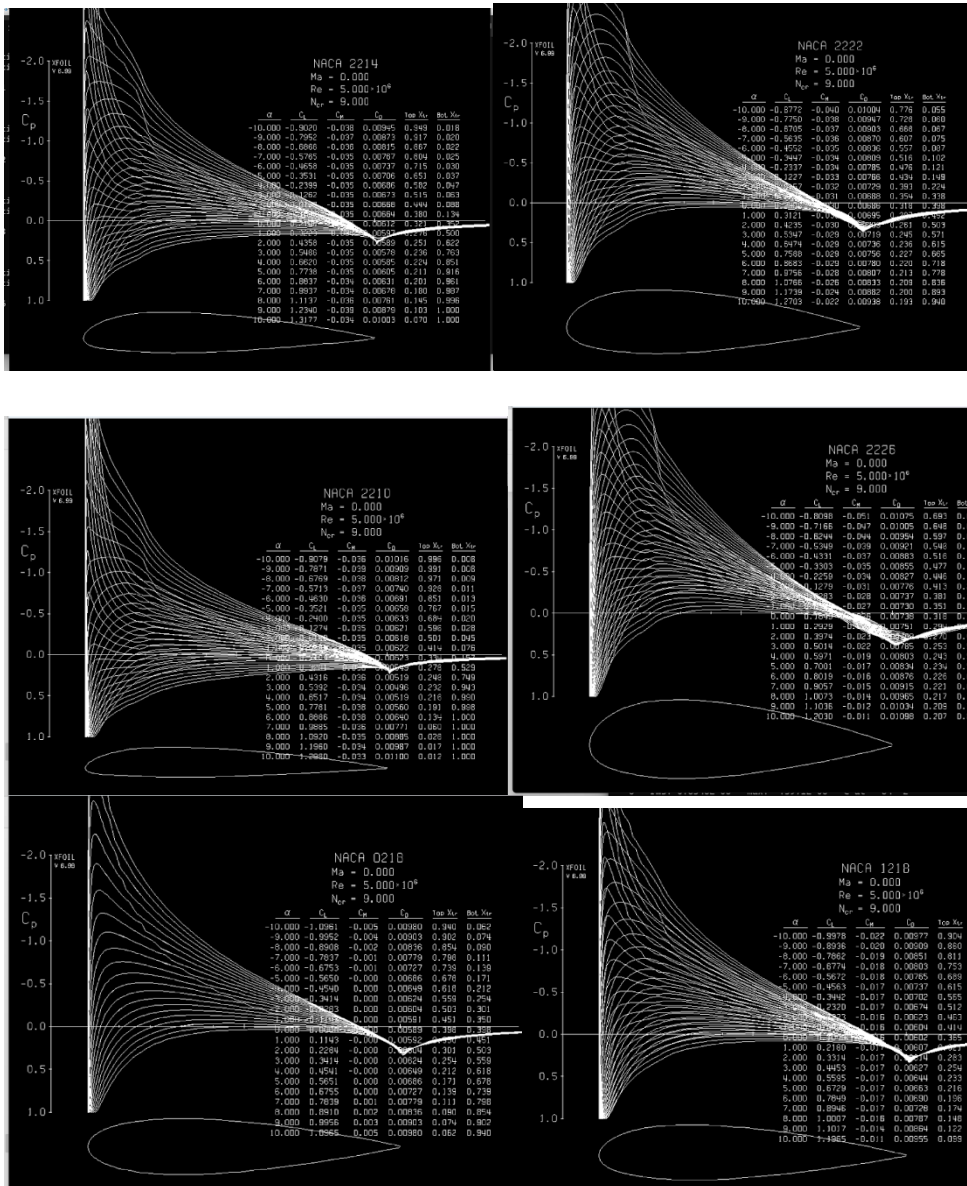
Document qui nous a permis de comprendre comment fonctionne Xfoil

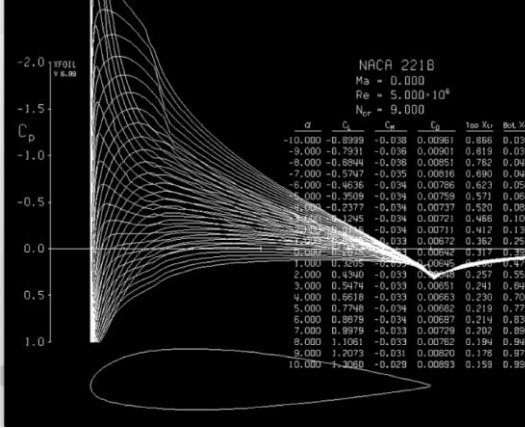
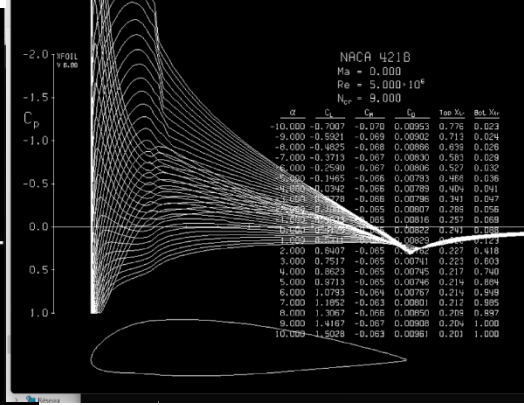
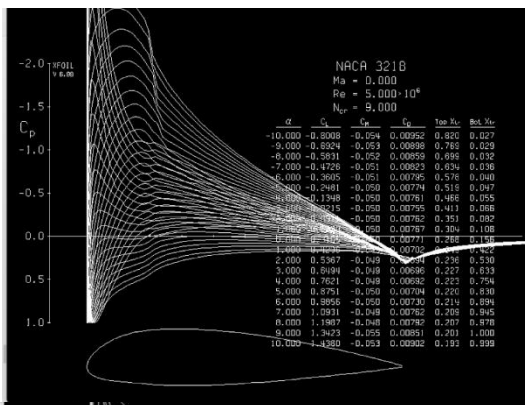
[4] https://fr.wikipedia.org/wiki/Profil_NACA

Lien qui nous a permis d'en apprendre plus sur la géométrie des ailes NACA

6. ANNEXES

6.1. Autres simulations





6.2. Code

```
import csv
import numpy as np

import pandas as pd
import matplotlib.pyplot as plt

test_pacc = pd.read_csv('testpacc.csv', on_bad_lines='skip', low_memory=False)
N2210 = pd.read_csv('NACA2210pacc.csv', on_bad_lines='skip', low_memory=False)
N2214 = pd.read_csv('NACA2214pacc.csv', on_bad_lines='skip', low_memory=False)
N2218 = pd.read_csv('NACA2218pacc.csv', on_bad_lines='skip', low_memory=False)
N2222 = pd.read_csv('NACA2222pacc.csv', on_bad_lines='skip', low_memory=False)
N2226 = pd.read_csv('NACA2226pacc.csv', on_bad_lines='skip', low_memory=False)

print(test_pacc.head())
pacc = test_pacc.to_numpy()
data_NACA2210 = N2210.to_numpy()
data_NACA2214 = N2214.to_numpy()
data_NACA2218 = N2218.to_numpy()
data_NACA2222 = N2222.to_numpy()
data_NACA2226 = N2226.to_numpy()

data = [[float(i) for i in pacc[k][0].split()] for k in range(len(pacc))]
data_NACA2210 = [[float(i) for i in data_NACA2210[k][0].split()] for k in range(len(data_NACA2210))]
data_NACA2214 = [[float(i) for i in data_NACA2214[k][0].split()] for k in range(len(data_NACA2214))]
data_NACA2218 = [[float(i) for i in data_NACA2218[k][0].split()] for k in range(len(data_NACA2218))]
data_NACA2222 = [[float(i) for i in data_NACA2222[k][0].split()] for k in range(len(data_NACA2222))]
data_NACA2226 = [[float(i) for i in data_NACA2226[k][0].split()] for k in range(len(data_NACA2226))]

data = np.array(data)
data_NACA2210 = np.array(data_NACA2210)
data_NACA2214 = np.array(data_NACA2214)
data_NACA2218 = np.array(data_NACA2218)
data_NACA2222 = np.array(data_NACA2222)
data_NACA2226 = np.array(data_NACA2226)

plt.plot(data_NACA2210[:,1], data_NACA2210[:,2], label='NACA 2210')
plt.scatter(data_NACA2210[:,1], data_NACA2210[:,2])

plt.plot(data_NACA2214[:,1], data_NACA2214[:,2], label='NACA 2214')
plt.scatter(data_NACA2214[:,1], data_NACA2214[:,2])

plt.plot(data_NACA2218[:,1], data_NACA2218[:,2], label='NACA 2218')
plt.scatter(data_NACA2218[:,1], data_NACA2218[:,2])

plt.plot(data_NACA2222[:,1], data_NACA2222[:,2], label='NACA 2222')
plt.scatter(data_NACA2222[:,1], data_NACA2222[:,2])

plt.plot(data_NACA2226[:,1], data_NACA2226[:,2], label='NACA 2226')
plt.scatter(data_NACA2226[:,1], data_NACA2226[:,2])

plt.legend()
```

6.3. Articles

Figure 7, shows the lift coefficient versus Reynolds number for main cylinder without auxiliary rod in air volume fractions of 0.1 and 0.2. It shows that the increase of void fraction decreases the lift coefficient especially in the higher Reynolds numbers. As it is shown in Fig 7, in void fraction equals to 0.2 lift coefficient almost remains unchanged after a specific Reynolds number. It seems that accumulation of air bubbles around the cylinder has the capability to lower the transmitted momentum to cylinder. Variation of lift force versus Reynolds number is illustrated in Fig. 8. Figure 8 reveals that lift force decreases with increase of void fraction and it becomes more important in higher Reynolds number as well. Figures 9 and 10 show the distribution of volume fraction of air phase around the cylinder

without auxiliary rod for inlet air volume fraction of 0.2 and 0.1, respectively. It is clear that most of the bubbles gathered at the backside of the cylinder. Both figures show that if Reynolds increases the bubbles will move to the forward of the cylinder.

The distribution of volume fraction around the cylinder without auxiliary rod versus Reynolds number is depicted in Fig 11, for three void fractions in $Re=3000$. Figure 11, shows that in a specific Reynolds number maximum of local volume fraction happens earlier with increase in inlet volume fraction. Figure 12, shows the variation of Strouhal number versus Reynolds number for main cylinder without auxiliary rod in inlet air volume fractions of 0.2 and 0.1. It shows that increase of inlet void fraction decrease the Strouhal number of the cylinder.

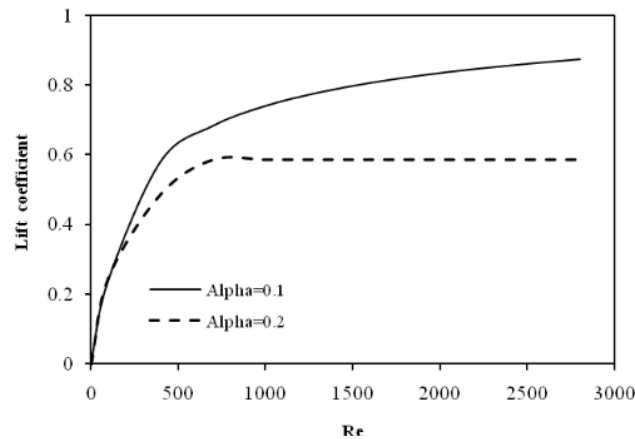


Fig 7. Variation of lift coefficient versus Reynolds number.

ARTICLE : Journal of Energy Equipment and Systems