

République Algérienne Démocratique
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université SAAD DAHLEB de Blida
Institut d'Aéronautique et des Etudes
Spatiales



**Mémoire de Fin d'Etude
MASTER AERONAUTIQUE**

Option : Propulsion Avion

Thème :

Etude de l'effet thermique sur les performances
aérodynamiques des micro-drones pour une configuration
tridimensionnelle.

Réaliser par :

MAOUCHI Mohamed
MEHENNI Mehdi Abderaouf

Promoteur :

Mr. BEKKA Nadir.

Co-promoteurs:

Mr.NECHE Ahmed
Mr. RENNANE Rachid

Année universitaire 2015-2016

INTRODUCTION GENERALE

L'aérodynamique est une importante filière de la mécanique des fluides, un domaine d'actualité, toujours en évolution continue, cette dernière est elle-même décomposée en plusieurs sous-domaines, dont les écoulements d'air autour d'un corps quelconque ; qui s'intitule l'aérodynamique externe.

La physique des écoulements à bas nombre de Reynolds compte l'un des domaines de l'aérodynamique en perpétuelle recherche, l'étudier demande beaucoup de savoirs scientifique et numérique, souvent l'expérience coûte assez chère donc on utilise les codes de calculs numériques pour avoir une approximation et une image plus ou moins réelle du rendement du système étudié.

La stabilité et la fiabilité des résultats obtenus par ces codes reposent sur le bon choix des méthodes numériques et des approches mathématiques utilisées, car chaque phénomène ou chaque cas physique a son propre approche que ce soit le choix de schéma numérique, les méthodes de discrétisation, et de bien choisir les conditions initiales et aux limites.

Les codes de calcul numérique sont apparus pour regrouper toutes les méthodes possibles en un seul programme, afin de faciliter la simulation numérique et la visualisation des résultats obtenus pour les comparer avec l'expérience ou à d'autres simulations numériques.

Les codes de calcul les plus connus sont **ANSYS Fluent**, **XFLR**, **CFX**, **COSMOS** et **OpenFOAM**. Ce dernier est un logiciel open source, c'est-à-dire on peut effectuer et lui apporter des modifications.

Les hypothèses de travail :

Notre travail d'analyse s'appuiera sur les hypothèses suivantes :

- Pour les profils d'ailes et les ailes à petite échelle équipant les micro-drones, un écart thermique entre l'intrados et l'extrados de l'aile peut créer une portance même pour un profil symétrique à l'angle d'attaque nul et peut retarder le phénomène de décrochage.
- De plus, ce gradient de température diminue la traînée et augmente la finesse.

Problématique et objectifs :

De nos jours les études faites pour améliorer les performances des micro-drones sont d'actualité. Comme on le sait, les micro-drones ont un rôle majeur que ce soit civil ou militaire. Des expériences ont déjà été faites, ainsi que des simulations en **2D** avec différents

codes commerciaux, tels qu'**Ansys-Fluent** et **CFD-FASTRAN**. La présente étude vise dans un premier temps la validation de calcul **2D** sur un profil aile **NACA0012**.

Puis, l'extension des calculs au cas **3D** en utilisant le code de calcul **OpenFOAM**. Comme objectifs de point de vue aérodynamique, nous nous intéresserons à l'élargissement de la plage de fonctionnement d'une aile symétrique **NACA0012** d'un micro-drone de **3.81 cm** de corde et d'allongement **AR=2** volant à bas nombre de Reynolds.

Pour ce faire, l'idée est basée sur l'augmentation de différence de pression entre l'intrados et l'extrados et créant un écart température entre les deux surfaces de l'aile.

La méthodologie :

Pour mener à bien notre travail, nous avons opté pour une démarche facilitant notre Recherche qui est la suivante :

Premier niveau: extraire la géométrie de notre aile en **3D** à partir d'un programme **MATLAB** dont on va créer un premier maillage optimisé et raffiné en **2D**, ensuite en **3D** à partir des commandes **d'OpenFOAM**, **blockMesh** et **snappyHexMesh** (cf. annexes 2, 3 et 4).

Deuxième niveau : déterminé le solveur ainsi que le modèle de turbulence que nous allons utiliser pour résoudre notre problème. Une première campagne de calcul et de validation est consacrée au cas **2D**, sans et avec effet thermique. Ensuite, le calcul sera étendu au cas d'une aile rectangulaire de faible allongement et ayant comme géométrie de base le profil **NACA0012**.

Chapitre I : Recherche Bibliographique

I.1 Introduction :

Auparavant, les chercheurs ont donné beaucoup d'importance aux écoulements autour des profils d'ailes à hauts nombres de Reynolds $\Re \geq 5.10^5$, ainsi qu'aux écoulements à bas nombres de Reynolds $10^4 < \Re < 10^5$. La prédominance des recherches sur les profils d'ailes à des nombres de Reynolds élevés a été motivée par leurs applications dans le domaine commercial et militaire.

De nos jours, les études aérodynamiques, numériques ou expérimentales, ont porté leur intérêt sur les véhicules volants à bas nombres de Reynolds pour les applications civiles et militaires, tels que, les planeurs, les éoliennes, les drones et les micro-drones **MAV (Micro-Air-Vehicles)**.

Dans ce chapitre, nous allons donner un aperçu sur les micro-drones, leur histoire et une recherche bibliographique concernant leur aérodynamique, mécanique de vol et leur développement.

I.2 Les micro-drones MAV :

Un micro-drone est un drone de taille réduite. Les micro-drones représentent la 3^{ème} génération de drones. On les nomme parfois **MAV (Micro air vehicle)** ils présentent les caractéristiques suivantes : une masse inférieure à **100 kg** et une envergure inférieure à **0,7 m** [1].

Ils peuvent être classés en trois catégories principales, selon leur mode de sustentation : voilure fixe, voilure tournante et voilure battante ou vibrante.

L'intérêt du mode de sustentation par voilure fixe (**Fig.I.1**) réside dans le fait que la vitesse de vol est élevée, couplée à une autonomie raisonnable et une complexité de réalisation minime. Au contraire, la particularité des micro-drones à voilure tournante (**Fig.I.2**) tient en leur capacité à effectuer du vol stationnaire ainsi qu'en leur agilité de vol en lieu confiné. Cependant, dans les deux cas, les concepteurs restent confrontés au compromis charge utile/stabilité/autonomie, directement lié aux performances aérodynamiques de l'aéronef. Aussi, de par l'observation du monde vivant qui nous entoure et qui demeure un gisement de la connaissance.

Le concept de vol à ailes battantes ou vol à ailes vibrantes (**Fig.I.3**) semble prospectivement intéressant aux nombres de Reynolds caractéristiques des micro-drones. L'étude poussée de ce mode de sustentation pourrait en effet conduire à la réalisation de systèmes à forte portance et grande efficacité aérodynamique, apte au vol stationnaire et

particulièrement discret sur le plan acoustique. Chacune de ces classes a ses propres avantages et inconvénients [2-5]



Figure I.1 : Micro-drones à voilure fixe.



Figure I.2 : Micro-drone à voilure tournante.



Figure I.3 : Micro-drones à voilure vibrante.

I.3 Historique :

En 1993, la société **RAND** a montré que le développement de systèmes de la taille d'un insecte capables de voler était possible et pouvait donner aux Etats-Unis un avantage militaire significatif.

En 1996, la **DARPA** a financé la recherche sur les micro-drones à travers le programme **SBIP (Small Business Innovation Program)**. À cette époque, il a été convenu que des micro-drones de **six pouces** (env. **15 cm**) étaient faisables et capables d'effectuer des missions extrêmement utiles. Ces micro-drones ont une taille maximale de l'ordre de **125 cm**, un poids oscillant entre **50** et **100g** (**Fig.I.4**), une autonomie comprise entre **20mn** et **1 h** et un rayon d'action de quelques kilomètres.

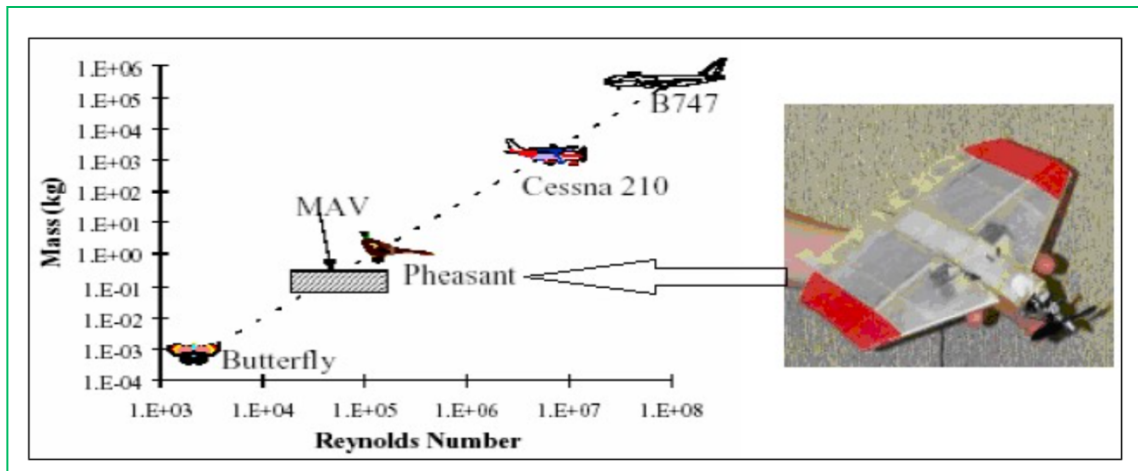


Figure I.4 : Nombre de Reynolds pour différents types d'objets volant.

I.4 Méthodes de vol et applications :

Selon la taille du micro-drone, il est plus ingénieux d'utiliser différentes méthodes de vol. Actuellement, la plupart des micro-drones sont plus gros que des insectes et volent à des nombres de Reynolds plus proches de ceux du vol des oiseaux qu'on sait aujourd'hui relativement bien imiter. De ce fait ce sont généralement des véhicules à rotors (ou voilure tournante) qui utilisent des ailes fixes et des hélices. Pour les drones plus petits, volant à un nombre de Reynolds plus faible, la mécanique du vol des insectes devient intéressante.

Dans le domaine civil, les bénéfices potentiels des micro-drones sont extrêmement prometteurs. Leurs applications possibles comprennent notamment la détection, la recherche pointue d'éléments dans des lieux difficiles d'accès.

Dans le domaine militaire, certaines actions des micro-drones pourront être destinées à des opérations minimisant l'intervention humaine dans les armées qui en seraient équipées.

I.5 Synthèse bibliographique :

De nombreux aspects des micros drones et leurs caractéristiques liées aux faibles nombres de Reynolds sont étudiés et publiés dans les références [6-11]. Récemment, et dans le but d'étudier ces caractéristiques, Torres et Mueller [9] ont mené une étude expérimentale à des faibles nombres de Reynolds de $7 \cdot 10^4$ à $2 \cdot 10^5$ sur des ailes, ayant la forme d'une plaque plane rectangulaire et des faibles allongements de **0.5** à **2** (**Fig. I.5**).

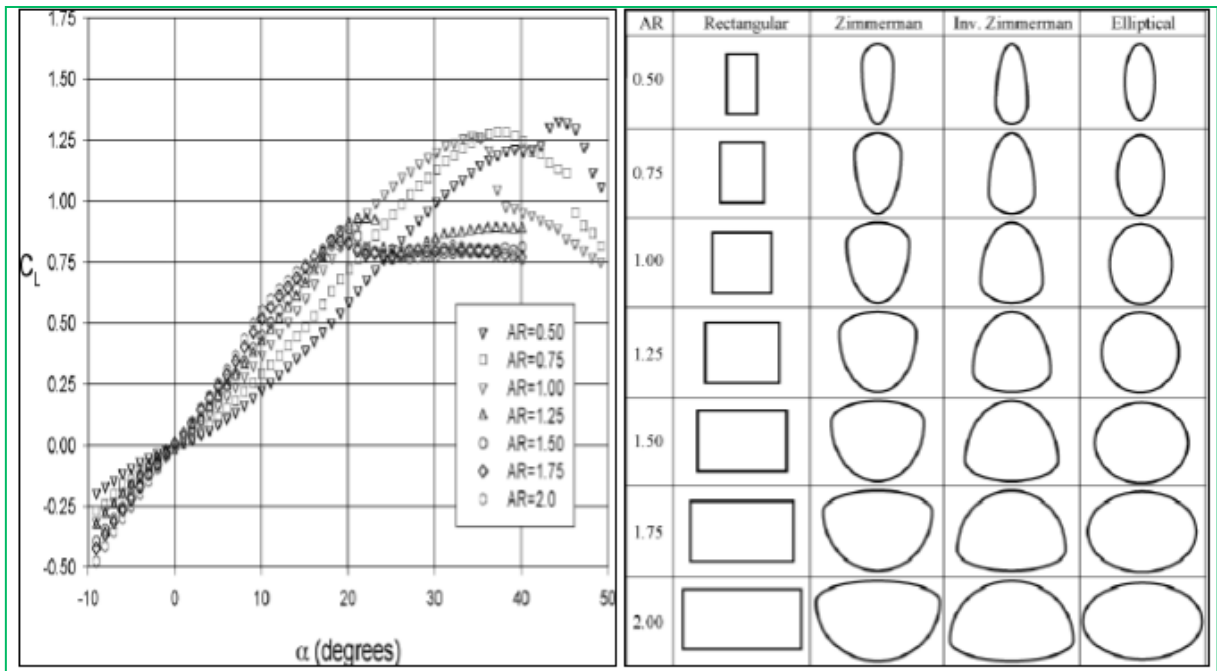


Figure 1.5 : c_l en fonction d'angles d'attaque sur une plaque plane rectangulaire $Re = 1 \times 10^5$ (à gauche) différente forme d'aile en fonction allongements (à droite).

DeLuca et al. [12] ont étudié expérimentalement les propriétés aérodynamiques des ailes flexibles et rigides équipant les micros drones. Les mesures ont indiqué que l'augmentation de la flexibilité des ailes permet de retarder le décrochage et augmente la valeur maximale de la finesse L/D , approximativement de **20 à 30 %** pour des valeurs de vitesse allant de **32 à 80 km/h**.

Les performances aérodynamiques des ailes de faible allongement à bas nombres de Reynolds $3.10^4 < \mathfrak{R} < 9.10^4$ ont été le sujet des travaux expérimentaux réalisés par Sathye et al. [13] en utilisant une aile rectangulaire **NACA0012** d'allongement **AR=1**. Il a été constaté qu'une augmentation considérable de la traînée induite était observée pour des nombres de Reynolds inférieurs à **5.10^4** .

Schoder et Baeder [14] ont mené une simulation numérique d'écoulement en **2D** et en **3D** à bas nombre de Reynolds autour des profils minces et cambrés, couramment utilisés dans la construction des micro-drones. Les résultats numériques sont obtenus en utilisant deux codes de calcul **OVERFLOW** et **TURNS**, puis sont confrontés avec ceux de l'expérimentale pour des ailes et des profils d'ailes type **Eppler 387** et **Mueller**.

Null et Shkarayer [15] ont examiné expérimentalement l'effet de cambrure sur les performances aérodynamiques pour les ailes adaptatives des micro-drones, en utilisant quatre modèles géométriques selon la valeur de la cambrure **+3%**, **6%**, **9%** et **12%**. Ces modèles ont été testés dans une soufflerie à basse vitesse avec des angles d'attaque allant de **0° à 35°** et pour des vitesses de **5 m/s**, **7.5 m/s** et **10 m/s** correspondent, respectivement aux nombres de Reynolds basés sur la corde moyenne de **5.10^4** , **7.10^4** et **1.10^5** . Les résultats montrent

qu'une cambrure de **3 %** serait le meilleur choix pour des vitesses élevées car il permet d'atteindre des valeurs élevées de coefficient de portance et de finesse (L/D), tandis que les cambrures de **6%** et **9%** donnent des finesses élevées aux faibles vitesses de vol.

Afin d'étudier les phénomènes complexes des écoulements tridimensionnels autour des ailes à faible allongement et à bas nombre de Reynolds tels que le phénomène de décollement/recollement, la transition laminaire-turbulent et l'interaction mutuelle entre ces phénomènes, Cosyn et Vierendeels [16] ont procédé à une simulation numérique en utilisant un code commercial (**CFD**), conjointement avec la méthode de bande (**StripMethod**). Les calculs ont été effectués pour un écoulement à un nombre de Reynolds $\Re = 1.10^5$ autour des ailes rectangulaires d'allongement variant entre **0.5** et **2**.

Elimelech et al. [17] ont étudié l'écoulement autour des profils d'ailes type **NACA0009** et Eppler 61 aux faibles nombres de Reynolds allant de 5.10^3 à 6.10^4 , en utilisant les techniques de visualisation et la résolution numérique des équations de Navier-Stokes gouvernant le problème bidimensionnel, incompressible et laminaire. Cette étude a mis en évidence trois plages d'angle d'attaque dans lesquelles la transition se manifeste du régime purement laminaire à un régime partiellement turbulent.

Dans le but d'améliorer les performances aérodynamiques des voilures fixes équipant les micro-drones, Moshetta et Thipyopas [18-19] ont comparé les caractéristiques de deux configurations d'ailes : monoplan et biplans, en utilisant à la fois l'expérimentation dans une soufflerie subsonique à faible vitesse et la simulation numérique en tenant compte des effets visqueux. Les résultats obtenus indiquent que les configurations biplans peuvent améliorer considérablement l'efficacité aérodynamique comparativement aux configurations classiques (monoplan).

Dans le même contexte, une étude expérimentale a été effectuée par Albartani et al. [20] dans le but d'évaluer les caractéristiques aérodynamiques et mécaniques des micro-drones à ailes flexibles (**Fig.I.6**). Dans cette étude, des interactions non linéaires d'ordre élevé entre les coefficients de portance, de traînée et de tangage avec la variable indépendante (**l'angle d'attaque**) ont été confirmées. Afin de mettre en évidence la violation de la condition de Kutta aux faibles nombres de Reynolds, Yonemoto et al. [21] ont simulé numériquement l'écoulement autour de profil **NACA0012** en résolvant les équations de Navier-Stokes bidimensionnelles. Ainsi, les résultats obtenus montrent une pente négative à l'angle d'attaque $\alpha = 0^\circ$ de la courbe $C_l(\alpha)$ pour des nombres de Reynolds allant de 3.10^4 à 7.10^4 et les caractéristiques aérodynamiques sont différentes de celles trouvées sous la condition de Kutta.

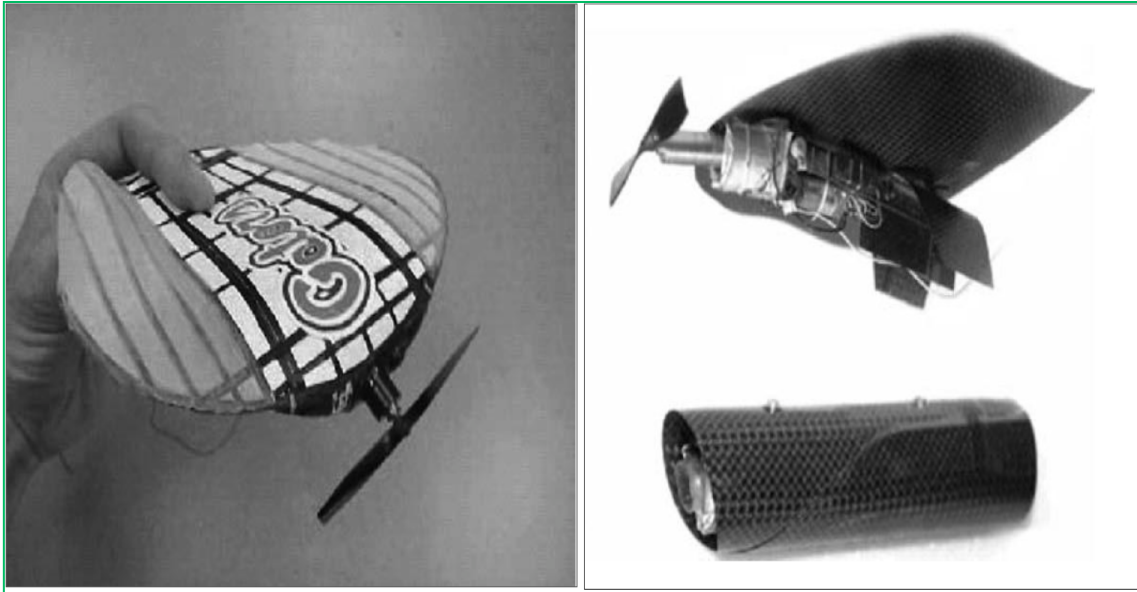


Figure I.6 : Micro-drone avec des ailes flexibles.

Étant donné les limitations et la dégradation des performances aérodynamiques pour les profils d'ailes à micro-échelle en raison de leur faible nombre de Reynolds, comparativement à ceux d'échelle complète. L'objectif est de mettre en évidence une nouvelle technique permettant d'améliorer les caractéristiques aérodynamiques de MAV ; l'augmentation de la portance et de finesse (L/D) et la réduction de la traînée. Pour atteindre ce but, il faut diminuer et augmenter la pression, respectivement sur l'extrados et l'intrados de profil d'aile ou de l'aile. Ceci est accompagné par l'accélération et la décélération des filets d'air, respectivement sur la surface supérieure et inférieure, en particulier dans la région de bord d'attaque. Comme la pression est proportionnelle à la température via l'équation d'état des gaz parfaits, l'idée de base est d'introduire l'effet thermique par diminution et augmentation de la température respectivement, sur l'extrados et l'intrados : refroidissement et échauffement. Cette technique a été proposée initialement par Kim et al. [22] qui ont étudiés expérimentalement l'écoulement avec et sans effet thermique à Mach $M=0.018$ autour d'un profil NACA0012 de corde 0.0381m (Fig.I.7).



Figure I.7 : Le dispositif expérimental de l'expérience de Kim [22]

Dans une étude comparative des cinq modèles de turbulence type **RANS**, Bekka et al [23] ont étudié l'effet thermique à bas nombre de Reynolds sur les performances aérodynamiques des micro-drones pour les cas **2D** et **3D**. Les résultats obtenus affirment d'avantage qu'un gradient thermique positif entre l'intrados et l'extrados conduit à l'augmentation de la plage de fonctionnement en réduisant l'effet de décollement pour des valeurs élevées de l'angle d'attaque.

Chapitre II : Formulation Mathématique

II.1 Introduction :

La simulation numérique d'un problème de mécanique des fluides, en particulier le domaine lié à l'aérodynamique externe passe forcément par la formulation mathématique puis par la résolution numérique des équations gouvernant le problème physique. Dans ce chapitre on va rappeler quelques définitions de base liées à la partie de mécanique des fluides dite continue, puis les équations formant le modèle mathématique, ainsi que les modèles de turbulence et l'approche **RANS (Reynolds Average Navier-Stokes)** qui en résulte.

II.2 Définition d'un milieu continu :

Un fluide, bien qu'il est constitué d'atomes au niveau microscopique, peut être considéré au niveau macroscopique comme un milieu continu : c'est à dire que les propriétés du fluide sont des fonctions continues des variables d'espace (x, y, z) et du temps t [24].

II.3 Définition du fluide :

En physique, un fluide est une substance qui se déforme en permanence (flux) sous une contrainte de cisaillement appliquée. Les liquides sont un sous-ensemble des phases de la matière et comprennent des liquides, des gaz, des plasmas et, dans une certaine mesure, les matières en plastique. Les fluides sont des substances qui ont zéro le module de cisaillement ou, en termes plus simples, un fluide est une substance qui ne peut pas résister à toute force de cisaillement appliquée.

Généralement on traite un fluide avec les lois de Newton ainsi on les appelle fluide Newtonien qui est caractérisé par ses propriétés aérodynamiques tels que la compressibilité, la densité et la viscosité. Notre étude sera faite en Mach faible ($M < 0.3$) caractérisant les écoulements incompressibles.

II.4 Equations de Navier-Stokes instantanées :

L'écoulement visqueux d'un fluide, considéré comme milieu continu est gouverné par le système d'équations de Navier-Stokes. Ces dernières sont uniquement celles qui expriment la variation de la quantité de mouvement auxquelles on y ajoute les équations de conservation de la masse et de l'énergie. Ainsi, pour un écoulement de fluide visqueux, compressible et conducteur de chaleur en négligeant les forces volumiques extérieures (pesanteur, etc.), ces équations s'écrivent sous la forme instantanée suivante :

- **Équation de continuité :**

Cette équation exprime le principe de conservation de masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{d\rho u_j}{dx_j} = 0 \quad (\text{II.1})$$

- **Équations de quantité de mouvement :**

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{d}{dx_j} (\rho u_i u_j + p \delta_{ij}) = \frac{d\tau_{ij}}{dx_j} \quad (\text{II.2})$$

- **Équation d'énergie :**

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{d}{dx_j} (u_i (\rho E + p)) = \frac{d}{dx_j} \tau_{ij} u_i - \frac{dq_j}{dx_j} \quad (\text{II.3})$$

Où ρ est la masse volumique, p la pression statique, u_i la $i^{\text{ème}}$ composante du vecteur vitesse, τ_{ij} le tenseur des contraintes visqueuses, E l'énergie totale par unité de masse, q_j le flux de chaleur et δ_{ij} le tenseur de Kronecker (i indice libre, $i(1,2,3)$ et j indice de sommation $j(1,2,3)$, avec $\delta_{ij} = 0$ pour $i \neq j$ et $\delta_{ij} = 1$ pour $i = j$).

Dans ce système d'équation, l'énergie totale par unité de masse s'exprime à partir de l'énergie interne (e) et de l'énergie cinétique selon la relation :

$$E = e + \frac{1}{2} u_k u_k \quad (\text{II.4})$$

Dans le cadre qui nous intéresse, c'est-à-dire pour un fluide Newtonien, le tenseur τ_{ij} s'exprime par la relation suivante :

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \delta_{ij} \quad (\text{II.5})$$

Selon l'hypothèse de Stokes [25], les deux coefficients μ et λ sont reliés par la formulation,

$$3\lambda + 2\mu = 0 \quad (\text{II.6})$$

q_j représente les composantes du flux de chaleur et s'exprime en fonction du gradient de température par la loi de conduction thermique de Fourier [25] :

$$q_j = -k \left(\frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II.7})$$

Où k désigne le coefficient de conductivité thermique. Ce coefficient s'exprime en fonction de viscosité dynamique à l'aide du nombre de Prandtl :

$$Pr = \frac{\mu C_p}{k} = \gamma \frac{\mu C_v}{k} \quad (\text{II.8})$$

Où C_p et C_v représentent respectivement les chaleurs spécifiques à pression et à volume constants et $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$

Notons que comme $e = C_v T$, le flux de chaleur peut encore s'exprimer sous la forme :

$$q_j = -\gamma \frac{\mu C_v}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j} = -\gamma \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial e}{\partial x_j} \quad (\text{II.9})$$

Pour l'air, dans les conditions standards, le nombre de Prandtl Pr vaut 0.71 [26].

L'évolution de la viscosité dynamique suivant la température est régie par la loi de Sutherland [26] :

$$\mu(T) = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_0 + 110.4}{T + 110.4} = \frac{1.458 \times 10^{-6} T^{3/2}}{T + 110.4} \quad (\text{II.10})$$

Avec $T_0 = 273.15K$ et $\mu_0 = 1.711 \times 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m.s}}$

Afin de prendre en compte les variations de masse volumique et de pression liées aux variations de température, le système exige encore la connaissance d'une loi d'état. En considérant l'air comme un gaz parfait, l'équation d'état s'exprime sous la forme [25] :

$$p = \rho r T = \rho (\gamma - 1) e \quad (\text{II.11})$$

Dont r est relié aux chaleurs spécifiques par la relation de Meyer [25] :

$$r = C_p - C_v \quad (\text{II.12})$$

II.5 Modélisation des écoulements turbulents :

La plupart des écoulements simulés dans des applications industrielles sont turbulents. La turbulence se caractérise par le développement dans l'écoulement de tourbillons de différentes tailles et de différentes durées de vie. Les plus grands tourbillons, qui ont la plus longue durée de vie, peuvent transporter la chaleur, la quantité de mouvement, les espèces, alors que les plus petits qui ont une durée de vie plus courte assurent la conversion de l'énergie cinétique en chaleur par frottements visqueux. Il n'est pas réaliste aujourd'hui de tenir compte de toutes ces échelles dans une simulation numérique : les échelles de pas de temps et de maillage nécessaires seraient trop petites. En outre, l'ingénieur est essentiellement intéressé par la connaissance du comportement de l'installation moyenné dans le temps [27].

1. Equations moyennées (Reynolds Averaged Navier Stokes) :

Afin de prendre en compte la turbulence, chaque variable est décomposée en deux termes, un terme moyen et un terme fluctuant. Par exemple, une composante de la vitesse, la pression et la température s'écrivent à un instant donné sous la forme suivante :

$$\mathbf{u}=\mathbf{u}+\mathbf{u}', p=p+p', T=T+T' \quad (\text{II.13})$$

Par définition, le second terme, qui est le terme fluctuant, lié aux petites échelles, a une valeur moyenne nulle. Si on remplace les valeurs instantanées dans la forme laminaire de l'équation de Navier-Stokes par leur expression moyennée, et que l'on moyenne le tout, dans le cas où la masse volumique est constante, on obtient l'équation de transport turbulent :

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \phi \mathbf{u} + \rho \phi' \mathbf{u}') - \nabla \cdot (\mu / \sigma_\phi \nabla \phi) = S_\phi \quad (\text{II.14})$$

Si ϕ représente une composante de la vitesse, le terme $\phi' \mathbf{u}'$ est dit contrainte de Reynolds et les équations sont appelées les équations de **RANS** ; si ϕ représente la concentration ou la température, c'est alors le flux de Reynolds.

Ainsi, le problème de la représentation de toutes les échelles de la turbulence a été déplacé : il s'agit maintenant d'être capable de modéliser les termes de contraintes de Reynolds. Le nombre d'inconnues est supérieur au nombre d'équations. L'étape suivante va donc consister à utiliser un modèle de turbulence, afin de « fermer » le système d'équations.

2. Principaux modèles de turbulence utilisés en CFD :

Nous présenterons les modèles les plus souvent utilisés.

A. Modèle de turbulence RAS :

1. K-epsilon :

Ce modèle est basé sur les deux équations de conservation de l'énergie cinétique turbulente k et du taux de dissipation de l'énergie cinétique ε . Dans ce modèle, on écrit alors :

$$\mu_t = \sqrt{k} l_t = k^{3/2} / \varepsilon \quad (\text{II.15})$$

Et :

$$\mu_t = \frac{\rho C_\mu k^2}{\varepsilon} \text{ où } C_\mu = 0.09$$

Ce modèle, qui a été construit dans les années **1970**, reste l'un des plus utilisés en dépit de ses défauts. Il a en effet tendance à prédire des viscosités turbulentes trop élevées dans les zones stagnantes, dans les écoulements rotationnels et dans les cas où la courbure des lignes de courant est importante.

Le modèle $k-\varepsilon$ est adapté aux écoulements où la turbulence est bien développée, c'est-à-dire où le nombre de Reynolds est élevé. On l'utilise avec une fonction de parois qui permet de faire l'hypothèse que, dans la zone proche des parois, le profil des vitesses peut être modélisé par une loi logarithmique. Il est donc important de s'assurer que le premier nœud du maillage ne se situe pas dans la sous-couche laminaire ($5 < y^+ < 30$).

Une variante du modèle, appelée modèle $k-\varepsilon$ à bas nombre de Reynolds, peut être utilisée pour capturer les détails de l'écoulement à proximité des parois, mais il nécessite un maillage extrêmement fin et les équations à résoudre sont très raides, la convergence est donc difficile.

2. Modèle $K-\omega$:

Ce modèle résout les équations relatives à k et à la fréquence de turbulence ω . Il fonctionne jusqu'à la paroi et il est meilleur que le modèle $k-\varepsilon$ dans cette zone. Mais, dans les zones loin des parois, sa sensibilité extrême à la valeur de la turbulence dans l'écoulement n'est pas physique. Le plus souvent, on utilise une combinaison des modèles $k-\varepsilon$ et $k-\omega$, avec une fonction qui permute entre le modèle $k-\omega$ proche parois et le modèle $k-\varepsilon$ loin parois. Ce modèle, dit souvent le modèle $k-\omega$ baseline, qui est très efficace pour la simulation du transfert de chaleur si le maillage est assez fin proche de la paroi ($y_0^+ 5$).

3. Modèle $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport) :

Le modèle $k-\varepsilon$ a tendance à surestimer la viscosité turbulente ce qui induit une difficulté à prédire des phénomènes de séparation. Si on ajoute une fonction qui limite les valeurs de la viscosité turbulente au modèle $k-\omega$ baseline, on obtient le modèle de transport de contrainte de cisaillement qui est maintenant bien validé et de plus le plus utilisé.

B. La simulation de grandes échelles LES (Large Eddy Simulation) :

Dans l'approche LES, toutes les échelles de la turbulence sont résolues sauf celle relative à la dissipation, qui est modélisée. Il faut donc utiliser un maillage très fin et opter pour une solution instationnaire dans la résolution des équations. Après un temps de calcul assez long, la solution peut reproduire toutes les échelles de la turbulence. Ce modèle est très puissant dans le cas où les écoulements ne sont pas dominés par la présence des parois parce qu'il faut alors un maillage très fin ou l'utilisation d'une fonction de parois dans cette région. Ce modèle permet d'accéder à un niveau tel de détails qu'il peut être utilisé pour la prédiction du bruit.

C. DNS (Direct Numerical Simulation) :

DNS est théoriquement l'approche la plus puissante car elle fait appel à un maillage très fin et à un pas de temps très petit pour résoudre les équations de Navier Stokes sans aucun modèle. Mais avec les plus puissants ordinateurs, on ne peut aujourd'hui étudier que les écoulements simples. Donc, cette approche n'a encore aucune utilité industrielle. Elle reste réservée aux chercheurs qui travaillent sur la construction de modèles [26].

Chapitre III : Résolution Numérique

III.1 Introduction :

Plusieurs problèmes d'aérodynamiques sont régis par des équations complexes et difficiles à résoudre dans la plus part des cas. Pour cela la simulation numérique intervient fortement pour faciliter leurs résolutions en remplaçant les essais expérimentaux en soufflerie qui passent par la conception d'un modèle qui consomme énormément de temps et d'argent. Alors qu'en simulation numérique, on peut rapidement, facilement et pour un moindre coût tester plusieurs configurations numériques à la fois. La simulation numérique nous permet également de mesurer un champ global de pression et de vitesse avec le minimum d'efforts, qui n'est pas le cas lors d'une étude expérimentale.

Dans ce chapitre nous allons détailler le type de code ainsi que les techniques pour le maillage et le solveur utilisés dans notre travail.

III.2 Le choix de l'outil de simulation :

Le choix a été fixé sur l'utilisation d'un outil de simulation numérique libre et totalement ouvert, **OpenFOAM**. Ce dernier est intéressant à plusieurs égards : c'est une bibliothèque écrite dans un langage de programmation objet (**C++**) destinées à résoudre les équations de la mécanique des milieux continus. Rapide à mettre en place, large et évolutive, qui ne peut que s'étoffer et se perfectionner au cours du temps à l'aide de la communauté d'utilisateurs et de programmeurs indépendants qui entourent ce projet. Il est distribué par **OpenCFD Ltd** qui s'occupe de la maintenance du code (mise à jour régulière, support technique, etc...). **OpenFOAM** résout les équations de Navier-Stokes moyennées par la méthode des volumes finis. La validation du code a été réalisée par de nombreux travaux de thèse dans différents domaines de la mécanique des fluides numériques tels que les méthodes numériques, les écoulements diphasiques, ou encore les simulations d'écoulements turbulents et laminaires.

C'est également un outil inédit qui permet, en plus de pratiquer la **CFD**, de faire de véritables **maillages** comme d'importer des maillages faits avec d'autres logiciels. Quant au **post-traitement** des résultats de calcul d'**OpenFOAM**, il peut se faire sans conversion avec le logiciel **Paraview** qui est déjà standard dans le monde de la **CFD**.

Cependant, son apparente complexité peut rebuter certains utilisateurs à se tourner vers lui. En effet, ne disposant pas d'interface graphique mais fonctionnant avec un système de fichiers, il nécessite un véritable savoir-faire et une véritable motivation de la part des utilisateurs pour être utilisé sans problèmes.

C'est pourquoi, en tant qu'élèves ingénieurs dans l'aéronautique et le spatial, il nous a paru pertinent de nous pencher sur cet outil qui ne peut qu'intéresser les entreprises du fait de sa

gratuité. L'objectif de ce PFE est donc double : D'une part, déterminer la pertinence d'utilisation d'**OpenFOAM** face à des logiciels commerciaux ayant déjà fait leurs preuves dans le cadre de l'aérodynamique à travers des tests et des comparaisons, et d'autre part donner les clefs permettant au lecteur de prendre en main de façon rapide et intuitive cet outil à travers des explications didactique de ses aspects les plus fondamentaux.

III.3 Présentation de l'outil de simulation OpenFOAM :

En premier lieu, il peut être utile de bien préciser la définition de l'outil **OpenFOAM**. Voici donc une partie qui appuie sur les différentes caractéristiques de cet outil du point de vue du néophyte.

1. Historique :

OpenFOAM (Open Field Operation and Manipulation) est une boîte à outils de simulation multi-physiques principalement axé sur la résolution des équations de la mécanique des fluides. Il est distribué depuis **2004** sous licence open source **GNU/GPL** par la société britannique **OpenCFD Ltd** (acquise par **SGI** le 8 août 2011, puis par **ESI Group** le 11 septembre 2012). Son développement, en **C++**, a été amorcé par l'**Imperial College London** qui souhaitait un code de calcul basé sur la méthode des volumes finis et qui bénéficierait des dernières innovations en termes de langage informatique.

2. Domaines d'applications :

OpenFOAM, comme tout logiciel de **CFD**, est utilisé dans plusieurs domaines de la recherche scientifique, telle que la médecine, l'architecture, l'aéronautique, la construction d'automobiles, ou encore dans la finance. Beaucoup d'entreprises ont choisi ce logiciel à cause de sa souplesse et son adaptation facile.

3. Quelques définitions :

◆ **Un logiciel open source:** « **Open source** » désigne un logiciel dans lequel le code source est à la disposition du grand public. C'est généralement un effort de collaboration qui permet à des programmeurs d'améliorer ensemble le code source. Les logiciels open source sont désormais au même rang que les logiciels commerciaux du point de vue du secteur public.

◆ **Un logiciel orienté objet :** Il consiste en la définition et l'interaction des petits programmes appelés objets. Un objet représente une idée ou un concept qui possède une structure interne et un comportement, et sait interagir avec ses pairs. Il s'agit donc de représenter ces objets et leurs relations, l'interaction entre les objets via leurs relations permet de concevoir et réaliser les fonctionnalités attendues.

◆ **Une licence GPL:** La licence publique générale **GNU**, ou **GNU General Public License**, voire simplement « **GPL** », est une licence qui fixe les conditions légales de distribution des logiciels libres du projet **GNU**. La **GPL** met en œuvre la notion de « **Copyleft** », un jeu de mots anglais faisant référence à la notion de copyright. Le copyright garantit exclusivement les droits de l'auteur, le « **Copyleft** » s'attarde tout particulièrement aux droits des utilisateurs, et vise à préserver la liberté d'utiliser, d'étudier, de modifier et de diffuser le logiciel et ses versions dérivées.

◆ **Shell de Linux** : Le Shell est un langage de programmation interprété autorisant la récursivité mais c'est avant tout l'interpréteur de la commande standard du système Linux. Linux a une variété de Shell, le BourneShell (**sh**) le KornShell (**ksh**) et le plus populaire, le BourneAgainshell (**bash**). Un programme en Shell automatise un grand nombre des commandes, il peut aussi faire des boucles afin de répéter un travail qui a, par exemple, le même algorithme mais avec différentes données à chaque fois.

4. Les fonctionnalités d'OpenFOAM :

Le logiciel est considéré comme une boîte à outils **CFD**, avec 200 programmes totalement accessibles, l'utilisateur a l'avantage de modifier ou créer ses propres solveurs qui conviennent au cas étudié.

◆ **Mailler** : **OpenFOAM** permet de faire des maillages entièrement structurés par l'utilitaire « **blockMesh** », ou de type non structuré par « **snappyHexMesh** » qui est un outil qui permet, à partir d'une simple géométrie 3D, de mailler le domaine qui l'entoure en quelques opérations seulement. **OpenFOAM** permet de travailler à partir de maillages faits depuis d'autres logiciels comme **Gambit**, importés sous des formats comme **.neu** ou **.msh**. Enfin, **OpenFOAM** est aussi capable de faire des opérations de transformation du maillage comme des rotations ou des déformations.

◆ **Faire de la CFD** : **OpenFOAM** est donc capable de résoudre les équations de la mécanique des fluides via la méthode des volumes finis, pour des écoulements stationnaires, non stationnaires, compressibles, incompressibles, mettant en jeu de la convection, de la combustion, plusieurs phases, ... etc. **OpenFOAM** permet également de faire des études mécaniques des structures.

◆ **Créer ses propres solveurs** : **OpenFOAM** permet en outre de créer ses propres solveurs de modifier un solveur existant. Ainsi, cet outil n'a aucune limite et permet a priori de tout résoudre, selon la motivation et le degré de compétence de l'utilisateur.

◆ **Post-traiter** : Bien qu'**OpenFOAM** ne bénéficie pas d'outil graphique permettant de post-traiter les résultats de calcul, il a été programmé pour permettre une utilisation très simple du logiciel de post-traitement open source **Paraview**. Il permet aussi d'exporter les résultats vers d'autres logiciels de post-traitement. En plus, il admet de créer des graphiques sous des logiciels comme **Gnuplot**.

5. Les avantages et les inconvénients d'OpenFOAM :

OpenFOAM a beaucoup satisfait ses utilisateurs, peut-être parce qu'ils ne sont pas en position de juger un travail qui est tout à fait libre et gratuit. Cependant il est important de ne pas oublier qu'il faut continuer à perfectionner ce logiciel.

a. Les avantages :

Les points forts d'un logiciel open source sont très loin de ce que beaucoup de gens pensent. La communauté des développeurs est très active, et l'utilisateur n'a pas besoin d'attendre pour recevoir les nouveautés d'**OpenFOAM**, sans parler de l'aide qu'on peut avoir sur n'importe quel sujet à n'importe quel moment.

◆ **La gratuité** : Le principal avantage d'**OpenFOAM** est bien entendu sa gratuité, qui n'est pas négligeable devant le coût excessif des licences de logiciels de **CFD** comme **Fluent** ou **Star-CCM+**.

◆ **La puissance** : **OpenFOAM** est également un outil puissant qui contient des algorithmes intelligents permettant de réduire les temps de calcul en fonctionnant sous forme de pas de temps dans lequel chaque grandeur a un nombre propre d'itérations. Ainsi, dans un même pas de temps, l'équation de continuité selon (x) peut être itérée 2 fois et celle selon (y) 10 fois.

◆ **Accès aux sources** : **OpenFOAM** n'est pas une "boîte noire", et on peut programmer ou modifier des programmes qui existent selon notre désir.

◆ **Le support technique** : Aussi, comme **OpenFOAM** a d'abord été développé par une compagnie privée, **OpenCFD**, il est toujours possible de contacter son support technique moyennant bien entendu une contrepartie financière, ce qui fait un peu perdre à **OpenFOAM** de son intérêt. Il est quand même possible de penser que faire appel ponctuellement au service technique d'**OpenCFD** coûte moins cher sur le long terme que payer une licence d'année en année. Il est également possible d'acheter des cours via la même compagnie afin d'apprendre à être très autonome vis-à-vis de l'utilisation d'**OpenFOAM**. Dans tous les cas, **OpenFOAM** est entourée par une communauté d'utilisateurs qui peut donner gratuitement de précieux conseils, notamment sur le forum du site **CFD Online**.

◆ **Facilité de programmer des équations** : L'équation de *Navier-Stokes* peut s'écrire

sous la forme :
$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla \cdot \phi U - \nabla \cdot \mu \nabla U = - \nabla p$$

Le schéma équivalent de l'équation dans la logique d'*OpenFOAM* est :

```

solve
(
  fvm::ddt(rho, U)
  + fvm::div(phi, U)
  - fvm::laplacian(mu, U)
  ==
  - fvc::grad(p)
);

```

Figure III.1 : Equations de Navier-Stokes discrétisées sur **OpenFOAM**.

b. Les inconvénients d'OpenFOAM :

Malgré la grande revendication et l'accroissement de la communauté des développeurs, **OpenFOAM** n'a pas plu aux utilisateurs néophytes et débutants. Certaines solutions ont été mises en place comme les émulations sous **Windows** ou encore les interfaces graphique (**Discretizer** et **Discretizer setup**), mais ils ont été rapidement mis à l'écart.

◆ **La complexité** : Le principal défaut d'**OpenFOAM** est sans aucun doute sa grande complexité qui peut repousser aux premiers abords les personnes inexpérimentées et nécessite

un temps pour la prise en main. Contrairement aux autres logiciels de **CFD** payants, **OpenFOAM** ne bénéficie pas d'une interface graphique intuitive, bien que quelques outils annexes soient en cours de développement comme «**Discretizer** » et «**Discretizer Setup** », mais fonctionne avec un système de fichier difficile à prendre en main et recèle de nombreuses subtilités qui ne peuvent être appréhendées que par le biais de l'expérience.

◆ **Le système d'exploitation** : Malgré que pour un programmeur expert cela peut être un avantage, **OpenFOAM** étant sous Linux, il peut être long pour un débutant de prendre en main ce système d'exploitation. En effet, bien qu'il existe une émulation d'**OpenFOAM** sous Windows, facilement installable, permettant à l'utilisateur de retrouver les mêmes commandes qu'avec une console Linux dans une console **Msys** ou **Cygwin** et permettant en outre d'utiliser **Discretizer** et **DiscretizerSetup**, cette solution non optimum, sujette à des conflits entre les fichiers émulés et les fichiers **Windows**. L'utilisation sous **Linux** est, sur le long terme, bien plus simple et permet surtout de ne pas dépendre d'une compagnie privée pour avoir la dernière version du logiciel. Il peut être aussi contraignant de jongler entre le système d'exploitation **Linux** et **Windows** dans le cas où l'utilisateur voudrait utiliser sur le même poste des logiciels comme **ANSYS** et **OpenFOAM**.

6. La logique d'OpenFOAM :

Maintenant qu'une brève présentation d'**OpenFOAM** a été faite et que l'intérêt d'un tel outil a été présenté, voici les connaissances de base qu'un utilisateur potentiel doit avoir. En effet, **OpenFOAM** n'étant pas un outil comme les autres, il est nécessaire de bien appréhender sa logique pour pouvoir l'étudier et le comprendre.

a. La structure basique d'OpenFOAM :

Avec **OpenFOAM**, l'utilisateur n'a pas affaire à une interface graphique (sauf avec **Discretizer** et **Discretizer Setup**) avec des menus et des boîtes de dialogue comme avec un logiciel de CFD ou de maillage classique, mais à un système de fichiers. La connaissance de ce système de fichiers est fondamentale pour toute personne désireuse d'utiliser **OpenFOAM**.

Le logiciel graphique **Paraview** permet seulement de visualiser les résultats de calculs en allant lire ces fichiers. Le phénomène étudié avec **OpenFOAM** (c'est-à-dire un maillage et un calcul **CFD**) est caractérisé par son dossier que l'on nomme ici un « **Dossier de cas** ». La structure de ce dossier est donnée sous forme d'arbre dans la figure ci-dessous. Cette structure n'est pas fixe et est susceptible d'être étendue pendant l'utilisation. Néanmoins, la base est toujours la même.

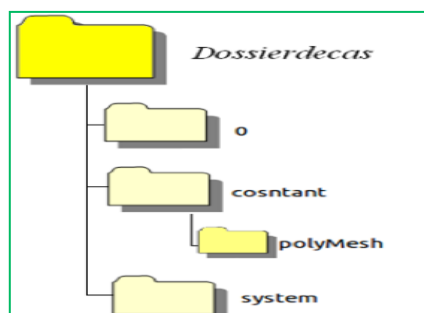


Figure III.2 : Structure basique d'un dossier de cas sur OpenFOAM

b. Les dossiers temporels « 0 » :

Dans le dossier de travail, les dossiers temporels sont ceux qui contiennent les valeurs des différentes grandeurs calculées au cours du temps (pression, vitesse, intensité turbulence, etc.) réunies dans des fichiers dont le nom correspond à ces grandeurs (ex « p » pour la pression, « U » pour la vitesse, « k » pour l'énergie cinétique turbulente, etc.). Le nom de ces dossiers temporels correspond au temps en secondes associé à ces valeurs (ex « 0 », « 1 », « 0.1253 », etc.). C'est dans le premier dossier temporel que l'utilisateur spécifie les conditions initiales et les conditions aux limites, afin que le solveur d'**OpenFOAM** « s'accroche » à elles pour commencer ses calculs et créer d'autres dossiers temporels avec les valeurs calculées par le solveur.

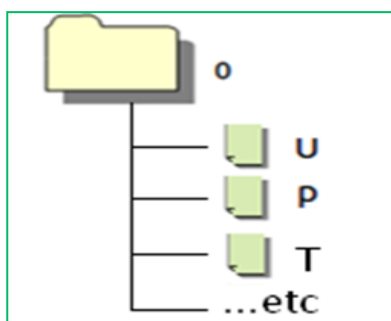


Figure III.3 : Exemple d'un dossier temporelle « 0 »

c. Le dossier « constant » :

Le dossier constant contient les fichiers utilisateurs liés aux propriétés indépendantes du temps telles que la viscosité du fluide dans « **transportProperties** », le modèle de turbulence de l'écoulement dans « **turbulenceProperties** » ou d'autres fichiers qui dépendent du type d'écoulement à résoudre (non visqueux, turbulent, etc.).

En outre, le dossier « **constant** » contient un sous-dossier « **polyMesh** » qui contient les fichiers machines relatifs au maillage : « **boundary** », « **faces** », « **neighbour** », « **owner** », « **points** », ainsi que le fichier utilisateur « **blockMeshDict** » si le maillage est généré par **blockMesh**, sinon, ça signifie que le maillage est obtenu autrement (ex: par convertissement).

Le dossier « **constant** » peut également contenir un dossier « **triSurface** » avec des fichiers qui contiennent les géométries de surfaces de type **.STL** ou **.OBJ** dans le cas d'un maillage via la commande « **snappyHexMesh** ».

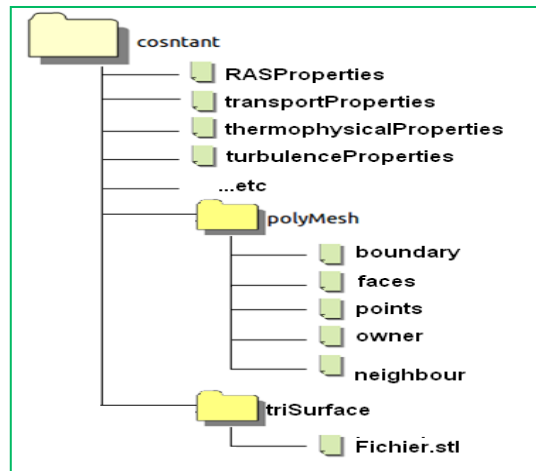


Figure III.4 : Exemple d'un dossier « constant »

d. Le dossier « system » :

Le dossier « **system** » est un dossier fondamental qui contient un fichier utilisateur «**controlDict**» dans lequel celui-ci spécifie le nom du solveur utilisé et les contraintes temporelles du calcul (temps initial, temps final, intervalle de temps entre deux calculs, intervalle entre deux dossiers temporels d'écriture, etc.). Le dossier « **system** » contient également deux fichiers utilisateurs « **fvSchemes** » et « **fvSolution** » dans lequel l'utilisateur paramètre les algorithmes de résolution utilisés. Ce dossier peut contenir aussi le fichier « **SnappyHexMeshDict** » si l'utilisateur veut faire un maillage non structuré autour d'un objet, et le fichier « **decomposeParDict** » qui permet de décomposer le problème par un certain nombre de processeurs pour le calcul parallèle afin d'accélérer le processus de calcul.

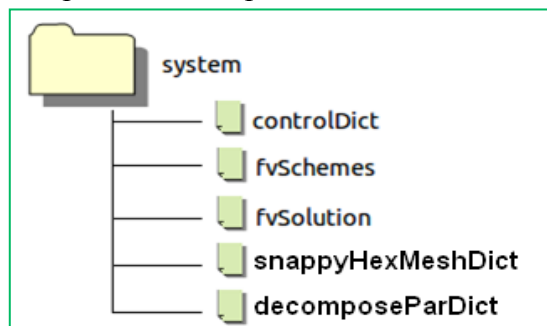


Figure III.5 : Exemple d'un dossier « system »

✓ **Les solveurs :**

Par exemple, la notion de solveur est fondamentale en ce qui concerne **OpenFOAM**. En effet, la première chose à se demander, lors de l'étude d'un cas avec **OpenFOAM**, est celle du solveur à utiliser. Contrairement à Fluent, **OpenFOAM** a, du point de vue de l'utilisateur, presque autant de solveurs différents que de type de cas d'étude possible. Par exemple, il a un solveur nommé « **icoFoam** » dédié uniquement aux écoulements incompressibles laminaires instationnaires. Un autre solveur nommé « **simpleFoam** » est dédié aux écoulements incompressibles turbulents stationnaires. Ainsi, il n'y a pas besoin de choisir les équations à résoudre, comme pour Fluent, mais uniquement celui de choisir le bon solveur.

- **Le corps** : C'est la partie la plus importante dans le fichier et elle diffère selon l'objectif du fichier. Cette partie contient les données nécessaires pour la simulation, elle est divisée en plusieurs lignes qui doivent être remplies par n'importe quel moyen à condition de respecter la syntaxe. Le moyen le plus facile sera sûrement soit manuellement, pour des cas simples, soit en utilisant le code C++ qui est bien compris par **OpenFOAM** puisqu'il est fait avec. La figure suivante représente une partie du fichier blockMeshDict utilisé pour le maillage autour d'un cylindre, les points sont déclarés par un programme en C++ intégré. Il faut noter qu'**OpenFOAM** ne demande pas aux utilisateurs une connaissance en langage C++, mais quelques informations de base sont recommandées.

```

convertToMeters 1;

vertices #codeStream
{
    codeInclude
    #{
        #include "pointField.H"
    #};

    code
    #{
        pointField points(19);
        points[0] = point(0.5, 0, -0.5);
        points[1] = point(1, 0, -0.5);
        points[2] = point(2, 0, -0.5);
        points[3] = point(2, 0.707107, -0.5);
        points[4] = point(0.707107, 0.707107, -0.5);
        points[5] = point(0.353553, 0.353553, -0.5);
        points[6] = point(2, 2, -0.5);
        points[7] = point(0.707107, 2, -0.5);
    #};
}

```

Figure III.8 : Exemple d'un corps de fichier blockMeshDict associé à un programme en C++

- **Ligne de fermeture** : C'est la dernière ligne dans le fichier. Elle commence par un double slash qui signifie en C++ le début d'un commentaire. Cette ligne peut être supprimée sans affecter le reste du programme.

```

// * * * * *

```

Figure III.9 : Ligne de fermeture d'un fichier sur OpenFOAM.

III.4 La simulation et la modélisation :

Nous avons donc vu les notions fondamentales pour l'utilisation d'**OpenFOAM**. Cependant, afin de bien cerner sa logique globale, cette partie se propose de montrer une démarche méthodologique type à adopter dans le cadre de l'utilisation d'**OpenFOAM**. Le lecteur pourra ainsi se faire une idée de sa complexité d'utilisation et pourra trouver ici un aide-mémoire qui le guidera dans son travail préparatoire une fois qu'il aura maîtrisé tous les outils d'**OpenFOAM**. En effet, **OpenFOAM** étant assez long à mettre en œuvre, compte tenu qu'il faut déplacer des fichiers, les modifier et vérifier les résultats avec **Paraview** de façon répétée, il peut être bon de se fixer une démarche type qui permette d'éviter les retours en arrière lors de la création d'un nouveau cas.

Cette partie se propose donc de donner une méthode générale d'étude d'un cas **2D** et **3D** en

incompressible turbulent avec et son effet thermique autour d'un profil d'aile utilisant *OpenFOAM*.

1. La démarche méthodologique :

a. Poser le problème :

La première chose à faire est, évidemment, de bien poser le problème en se posant les questions suivantes et en y répondant au besoin avec un papier et un crayon :

- Quelle géométrie veut-on mettre en œuvre ? Un profil d'aile NACA0012 créé par un programme matlab.
- Quelles sont les données d'entrée ? Vitesse Inlet Et Outlet, température des parois, etc...
- En déduire le type d'écoulement mis en jeu : Laminaire ou turbulent, incompressible ou compressible, stationnaire ou instationnaire, etc...
- En déduire le solveur d'OpenFOAM à utiliser : simpleFoam, rhoSimpleFoam, etc...

b. Définir la géométrie :

- Proposer une géométrie du domaine : Parallélépipédique, cylindrique, hyperbolique, imposée par un dessin technique, etc.
- En déduire les conditions aux limites.
- Proposer des dimensions pour le domaine : Penser à prendre le domaine assez grand pour que la zone d'étude ne soit pas perturbée par les conditions aux limites.
- Déterminer les zones de raffinement nécessaires : De plus, il est impératif, afin de réduire les temps de calcul, de réduire la taille du domaine (en nombre de mailles) par le biais des symétries de l'écoulement si cela est possible :
- Est-ce qu'un calcul 2D est possible ?
- Les maillages 2D sous OpenFOAM ne peuvent être modifiés via snappyHexMesh.
- Il y a-t-il un plan de symétrie dans l'écoulement ?
- La présence d'un plan de symétrie dans la géométrie ne signifie pas forcément celle d'un plan de symétrie dans l'écoulement.
- Il y a-t-il un axe de symétrie dans l'écoulement ?

Si la réponse à une des trois questions précédentes est positive, reconsidérer le domaine et les conditions aux limites en utilisant des conditions de type « symmetryPlane », « empty », etc.

c. Choisir la méthode de maillage :

Une fois ce travail préliminaire fait, il convient de choisir la méthode de maillage.

Un maillage blockMesh est-il suffisant ? Le maillage de type blockMesh peut donner de très bons résultats pour des géométries internes ou externes relativement simples.

En déduire la méthode de maillage : C'est-à-dire : blockMesh seul ou blockMesh + snappyHexMesh.

Générer et modifier manuellement le fichier « blockMeshDict » pour obtenir un premier maillage du domaine et modifier le nom des zones.

Modifier manuellement le fichier « snappyHexMeshDict » pour ajouter les parallélépipèdes de raffinement, paramétrer des couches limites, améliorer la qualité du maillage etc...

Copier tous le dossier temporel généré par snappyHexMesh et le coller dans le dossier « constant » du dossier de travail afin d'obtenir un deuxième maillage raffiné de bonne qualité.

d. Définir les conditions initiales et aux limites :

Une fois le maillage fait et les zones définies, il reste à définir les conditions initiales et les conditions aux limites. Cette étape n'étant pas forcément immédiate, s'aider à partir des dossiers de cas du « tutorials » est un plus non négligeable.

- Créer un dossier temporel initial : Dans la majorité des cas, le calcul commence à $t=0$, ce dossier se nommera « 0 ».
- Copier-coller dans ce premier dossier temporel des fichiers « U », « p », « k », etc. à partir d'un dossier de cas du dossier « tutorials » utilisant de préférence le même solveur que celui choisi et faire les modifications nécessaires.

e. Définir les propriétés de l'écoulement :

Avant de lancer le calcul, il reste à ajouter les derniers fichiers dans le dossier « constant », copier-coller dans le dossier « constant » du dossier de travail les fichiers relatifs aux propriétés constantes du fluide ou de l'écoulement à partir d'un dossier de cas du dossier « tutorials » : les fichiers « turbulenceProperties », « thermophysicalProperties », etc.

Vérifier ces fichiers et faire les modifications nécessaires : par exemple, modifier la valeur de la viscosité cinématique « mu » et le nombre de Prandtl « Pr » dans le fichier « thermophysicalProperties ».

f. Paramétrer le solveur :

Enfin, il convient de porter la toute dernière attention au dossier « system » qui rappelons-le, est fondamental pour la bonne exécution du solveur.

- Copier-coller dans le dossier « system » du dossier de travail les fichiers relatifs au solveur à partir d'un dossier de cas du dossier « tutorials » utilisant de préférence le même solveur que celui choisi : En d'autres termes : copier-coller les fichiers « fvSchemes » et « fvSolution ».
- Vérifier que ces fichiers sont bien compatibles avec le cas de calcul et faire les modifications au besoin en s'inspirant d'autres fichiers « fvSchemes » et « fvSolutions » d'autres dossiers de cas du dossier « tutorials » : Dans le fichier « fvSchemes », vérifier que si le solveur est instationnaire la méthode de résolution de la dérivée temporelle (« ddtSchemes ») n'est pas « steadyState » ou que dans le fichier « fvSolution », toutes les grandeurs sont bien présentes et que le solveur est le bon (« SIMPLE » pour le solveur « SimpleFoam », « PISO » pour le solveur « pisoFoam », etc.).

g. Lancer le premier calcul :

Il ne reste qu'à lancer le calcul.

- Modifier le fichier « controlDict » afin de régler les paramètres de temps.
- Lancer le premier calcul.
- Vérifier les résultats : Si le cas a été correctement construit, le calcul ne doit pas poser de problème.

h. Créer un maillage plus fin :

Dans le cas d'un premier résultat cohérent, il est possible de faire un maillage plus fin.

- Copier-coller le dossier de travail en lui donnant un nouveau nom.
- Modifier les fichiers « blockMesh » et/ou « snappyHexMeshDict » et relancer la génération du maillage.
- Modifier le fichier « blockMeshDict » afin de superposer les résultats du premier calcul sur ce nouveau maillage

i. Lancer le second calcul :

Modifier le fichier « controlDict » afin de régler les paramètres de temps et lancer le second calcul, si toutes les étapes se sont passées correctement, alors le calcul final ne pose pas de problème et les résultats peuvent être post-traités.

2. Travail demandé et position du problème :

L'aérodynamique des micro-drones se heurte à des phénomènes physiques très délicats liés à la géométrie et aux dimensions particulières de ce type d'avions et au régime d'écoulement caractérisé par des faibles nombres de Reynolds. La valeur faible d'allongement favorise l'apparition d'un écoulement tridimensionnel conduisant à des angles de décrochage très élevés, ainsi que, à la non linéarité de variation de coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque.

Pour atteindre ce but, il faut diminuer et augmenter la pression, respectivement sur l'extrados et l'intrados de profil d'aile ou de l'aile. Ceci est accompagné par l'accélération et la décélération des filets d'air, respectivement sur la surface supérieure et inférieure, en particulier dans la région de bord d'attaque. Comme la pression est proportionnelle à la température via l'équation d'état des gaz parfaits, l'idée de base est d'introduire l'effet thermique par diminution et augmentation de la température respectivement, sur l'extrados et l'intrados : refroidissement et échauffement.

✓ **La géométrie à mettre en œuvre :**

Les profils considérés dans cette étude sont de type NACA quatre chiffres. Ces profils sont définis par le code *NACA* suivi de quatre chiffres *MPXX* définissant la géométrie du profil :

1. *M*, le premier chiffre définit la cambrure maximale en pourcentage de la corde
2. *P* le deuxième chiffre définit le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde.
3. *XX*, les deux derniers chiffres définissent l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde.

Dans cette présente étude, on s'intéresse seulement aux profils symétriques dont la ligne moyenne se confond avec la corde du profil. Ces profils sont désignés par *NACA00XX*.

La distribution de l'épaisseur est donnée par la fonction suivante :

$$y_t = \frac{t}{0.2} c \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.1260 \left(\frac{x}{c}\right) - 0.3516 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (\text{III.1})$$

Avec :

- *c* est la longueur de la corde de profil.
- *x* est la position le long de la corde variant de (0 à *c*).
- *y* est la moitié de l'épaisseur pour une valeur donnée de *x* (**axe de surface**).
- *t* est l'épaisseur maximale en tant que fraction de la corde

Comme le profil est symétrique, la forme externe du profil est déduite directement de l'épaisseur du profil y_t :

$$x_U = x_L = x \quad y_U = +y_t \text{ et } y_L = -y_t \quad (\text{III.2})$$

Avec :

- (x_U, y_U) coordonnées de l'extrados).
- (x_L, y_L) coordonnées de l'intrados).

Pour notre étude, nous avons choisi le profil symétrique *NACA0012* avec une épaisseur relative de l'ordre de **12%**. Bien que sa forme n'est pas idéale dans le domaine du dessin aérodynamique, il est extrêmement utile comme référence standard parce qu'il a été amplement testé numériquement et expérimentalement.

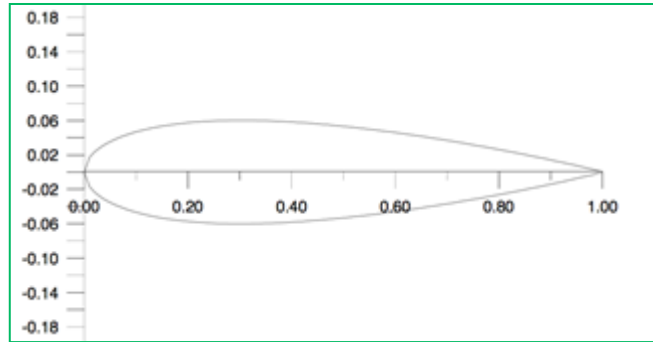


Figure III.10 : Profil d'aile NACA0012.

En utilisant MATLAB, un fichier octave « *NACA2STL .m* » a été généré (cf. annexe 1) afin qu'on puisse créer un fichier *.stl* qui constitue l'aile de type *NACA0012*.

On l'exécute sous linux en tapant la commande suivante :

```

mohamed.maouchi — bash — 80x24
MacBook-Pro-de-Morsi:~ mohamed.maouchi$ chmod +x NACASTL.m
MacBook-Pro-de-Morsi:~ mohamed.maouchi$ ./NACASTL.m

```

Figure III.11 : La console Terminal.

Après l'exécution des commandes on obtient deux fichiers *.stl* « *extrados.stl* » et « *intrados.stl* »

Les fichiers .stl : Les fichiers STL sont des fichiers qui peuvent être sous format texte ou binaire et qui caractérisent des modèles 3D découpés en surfaces triangulaires appelées « facettes »

Syntaxe : Un fichier STL sous format texte répond à une syntaxe précise présentée ci-dessous :

```

solid NOM_DU_PREMIER_ENSEMBLE_DE_FACETTES (facultatif)
  facet normal COORDONNEES_DU_VECTEUR_NORMAL
    outer loop
      vertex COORDONNES_DU_PREMIER_POINT
      vertex COORDONNES_DU_SECONDE_POINT
      vertex COORDONNES_DU_DERNIER_POINT
    endloop
  endfacet
endsolid NOM_DU_PREMIER_ENSEMBLE_DE_FACETTES

```

} Autant de fois qu'il y a de facettes dans l'ensemble
 } Autant de fois qu'il y a d'ensembles de facettes

Figure III.12 : Schéma explicatif du fichier .STL

Chaque ensemble de facettes est interprété par *Paraview* comme une surface différente, c'est-à-dire comme une surface pouvant avoir sa propre condition aux limites.

Pour avoir un bon aperçu du profil contenu dans les fichiers « *extrados.stl* » et « *intrados.stl* », on peut l'ouvrir sous *Paraview* :

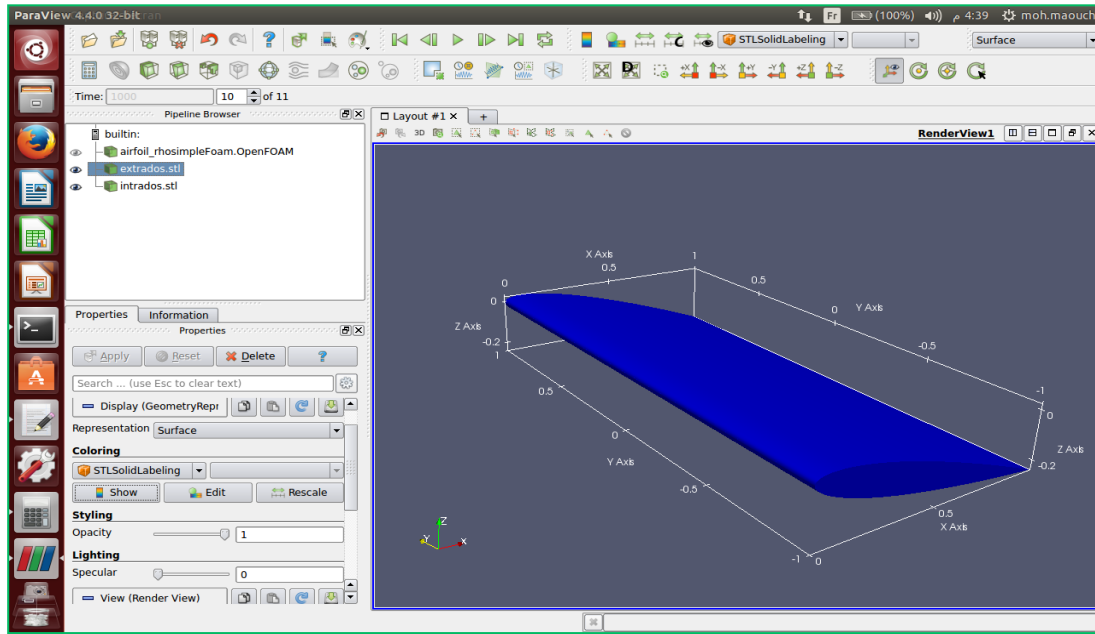


Figure III.13 : Modèle 3D généré par l'octave.

✓ *Le type d'écoulement mis en jeu :*

Dans cette étude, l'écoulement est physiquement considéré comme incompressible permanent. Cependant, la faible valeur d'allongement qui favorise l'apparition d'un décollement tridimensionnel incompressible conduisant ainsi à la réduction de la plage de fonctionnement et la technique basée sur la génération d'un écart thermique entre l'intrados et l'extrados pour faire face à cette dégradation des performances aérodynamiques, deux principales contraintes qui nous ont obligé de choisir un solveur dédié initialement aux écoulements compressibles turbulents. Ce dernier, nous permet de tenir en compte de la variation de la pression due au gradient de température entre les deux surfaces de l'aile d'une part. D'autre part, l'introduction des modèles de turbulence malgré la prédominance du caractère laminaire (faibles nombres de Reynolds) permet de résoudre les problèmes de divergence qui peuvent avoir lieu pour les angles d'attaques élevés. C'est pourquoi on a utilisé le solveur **rhoSimpleFoam** développé spécialement pour un écoulement compressible turbulent et stationnaire.

1. Création de maillage primaire par `blockMeshDict` :

`blockMeshDict` est une commande essentielle pour la création de maillages pour le domaine à étudier que ce soit en 2D ou 3D, contenant les points de frontières du domaine et les liaisons entre tous points en créant ainsi les limites du domaine.

Dans le cas 2D (cf. annexe 2), les points selon (y) sont assez proches ainsi que la face et l'arrière (**front** et **back**) sont du type `empty`(vide) ; cet espace presque 3D est essentiel pour la commande de raffinement mais le calcul ne s'y fait pas en cette région.

Dans le cas 3D (cf. annexe 3), tous les points (x,y,z) sont choisis tel que le domaine reste suffisamment loin du profil d'aile en 3D, les limites face et arrière (**front** et **back**) sont cependant mis soit type `symmetryPlane`(existence de symétrie entre ces dernières qui allège le calcul) ou en type patch simple.

La commande `convert to meter` permet de dimensionner notre domaine à l'unité qu'on y doit étudier (0.038 m pour notre cas).

2. Raffinement par `snappyHexMeshDict` :

La commande `snappyHexMesh` (cf. annexe 4) permet de raffiner notre maillage ainsi qu'y insérer notre géométrie via la commande `surfaceFeatureExtract` (cf : annexe 5), qui extrait le fichier .stl en fichier .eMesh pour que le raffinement se fasse.

`SnappyHexMesh` se compose de plusieurs parties :

- lecture des fichiers .eMesh (les parois) et définition des limites du domaine à raffiner (x,y,z).
- insertion des limites telles que le nombre de mailles maximum ainsi que le nombre de mailles entre niveaux de raffinement.
- Introduire les niveaux de raffinement qu'on a besoin (level 4 c'est-à-dire la maille proche paroi égale à 1/64 la maille du milieu non raffiné).
- Informations relatives à la couche limite comme le nombre de mailles, épaisseur et le taux d'expansion.
- Les tests pour vérifier la bonne continuité du maillage et éliminer les éventuelles déformations.

Enfin, on obtient les maillages en 2D et 3D suivants :

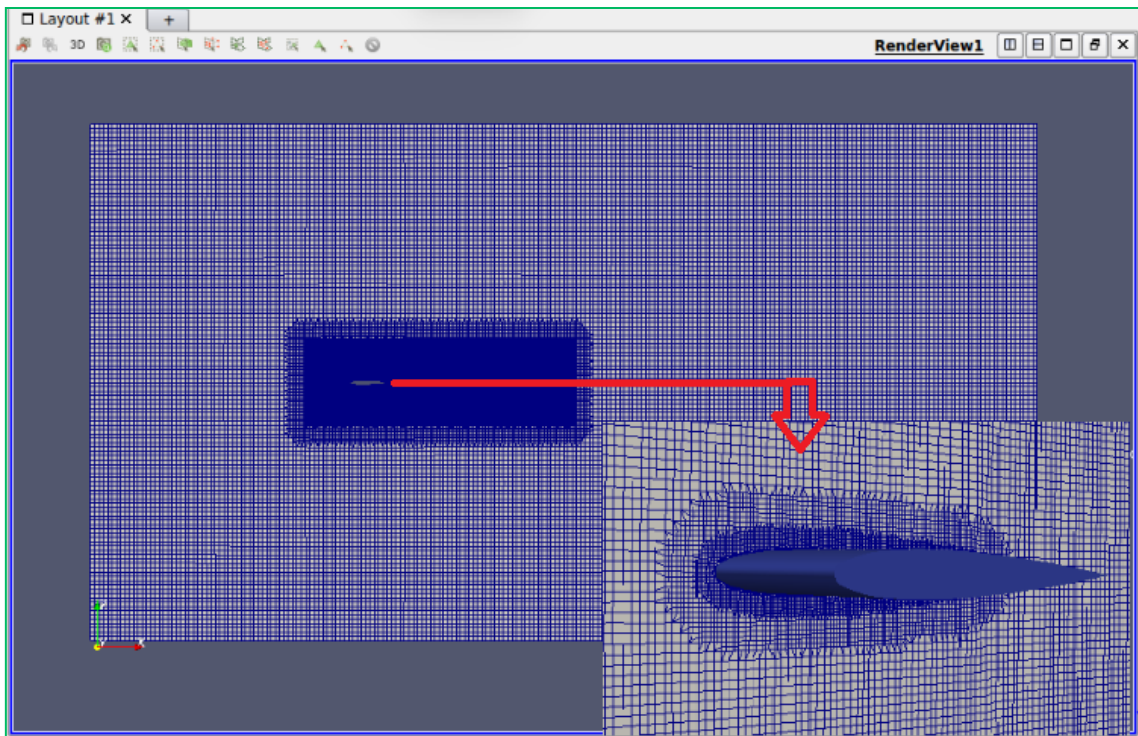


Figure III.14 : Maillage du domaine en 2D.

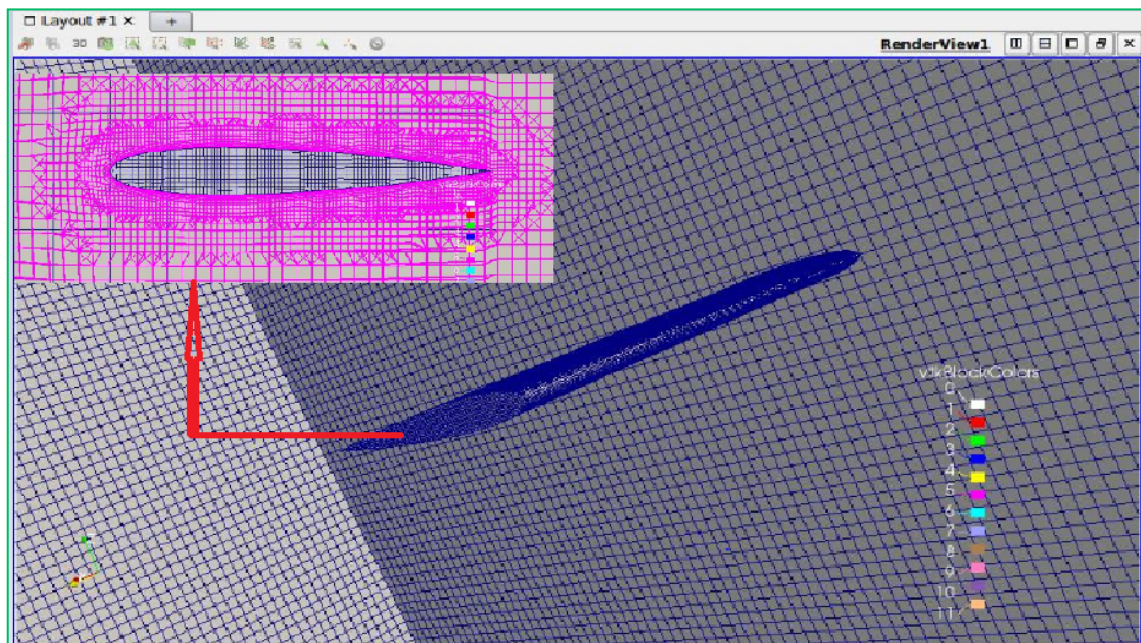


Figure III.15 : Maillage du domaine en 3D et sa projection sur le plan « z o x ».

Chapitre IV : résultats et discussions

IV.1 Introduction :

Les micro-drones ont une plage de fonctionnement réduite à cause de petites valeurs de vitesse de vol et de faible nombre de Reynolds, la finesse (portance/traînée) reste critique et elle perd de sa puissance aux niveaux de certains angles d'attaque (environ de 15°).

Dans notre étude on a simulé numériquement un écoulement d'air autour d'une aile et un profil d'aile symétrique de type NACA0012 de 12% d'épaisseur, de 3.81 cm de corde et d'allongement AR=2 pour l'aile à un nombre de Reynolds $R=3.8 \times 10^4$ et un Mach de $M=0.045$. En créant un gradient de température positif entre l'intrados et l'extrados ($T_i=400$ K, $T_e=200$ K), des calculs numériques ont été effectués pour les deux cas 2D et 3D en comparant les résultats issus des calculs avec et sans gradient thermique à une température ambiante 300 K. Pour la validation, les résultats obtenus sont comparés avec ceux de l'expérience de Kim et al[22] pour un Mach=0.018, une température ambiante de 297 K et des températures $T_i=360$ K et $T_e=290$ K pour le calcul avec un écart thermique. Le modèle de turbulence utilisé est RANS K- ω SST.

Les conditions ambiantes telles que la pression à 101325 Pa (1atm), la viscosité cinématique $\nu=1.5 \times 10^{-5}$ m²/s et la diffusivité thermique $D=2 \times 10^{-5}$ m²/s, le maillage est généré par l'utilitaire snappyHexMesh. Le maillage s'étend jusqu'à 15C en aval, 6C selon les autres directions (fig.III.14-15).

IV.2.Effet du raffinement du maillage avec snappyHexMesh :

L'utilitaire snappyHexMesh est créé spécialement pour le raffinement du maillage proche des parois (aile) et rend le calcul réaliste et optimal. Il permet aussi de créer une couche limite autour de la paroi.

La distance dimensionnée Y^+ est le paramètre qui détermine la précision de calcul qui est en rapport avec le modèle utilisé (pour K- ω SST $Y^+ \leq 1$). Pour notre étude, Y^+ varie entre 0.4 et 0.6.

La précision de calcul est liée au raffinement de maillage. Pour un maillage grossier, le calcul est moins précis. En raffinant beaucoup trop le maillage, le temps de calcul peut devenir trop long. Un compromis entre les deux s'impose et l'étude de l'effet de raffinement est une étape inévitable pour trouver le maillage optimal. Dans la présente étude, le nombre de mailles pour le cas 2D est approximativement 100000 et pour le cas 3D est de 1500000.

IV.3. Etude de l'effet thermique :

1. Profil 2D :

En utilisant le solveur rhoSimpleFoam, on a simulé l'écoulement d'air 2D (la face arrière et avant étant vide et sans interaction avec l'axe Y) autour du profil d'aile NACA0012 en deux calculs, le premier sans effet thermique avec la température du profil $T=300K^\circ$ et la température ambiante de $300K^\circ$, le nombre de Mach de $M=0.045$ d'environ $15,62$ m/s et de pression 101325 Pa, le deuxième avec effet thermique, l'intrados chauffé $T_i=400K^\circ$ et l'extrados refroidi $T_e=200K^\circ$ et la température ambiante de $300K^\circ$.

a) Résultats et discussions :

La première campagne de calcul est consacrée au cas 2D. Les résultats obtenus nous permettent de visualiser les différents paramètres aérodynamiques tels que le champ de pression et de vitesse. Afin de mettre en évidence l'effet de l'écart thermique sur les performances aérodynamiques, deux calculs ont été effectués à l'angle d'attaque nul pour les deux cas : avec et sans gradient thermique. Le gradient thermique est obtenu en fixant la température à l'intrados à 400 K et celle de l'extrados à 200 K (Fig.IV.1). Les répartitions de pression et de vitesse sont illustrées par les figures : Fig.IV.3b et Fig.IV.2b respectivement. Pour le cas sans effet thermique, la température ambiante est de $300K$ dans tout le domaine y compris les parois. Les figures (Fig.IV.3a) et (Fig.IV.2a) représentant la répartition de la pression et de la vitesse montrent bien que l'écoulement paraît symétrique, contrairement à celui avec l'effet thermique. Ce constat est confirmé par la figure IV.4 et se traduit par la présence d'une différence de pression entre l'intrados et l'extrados.

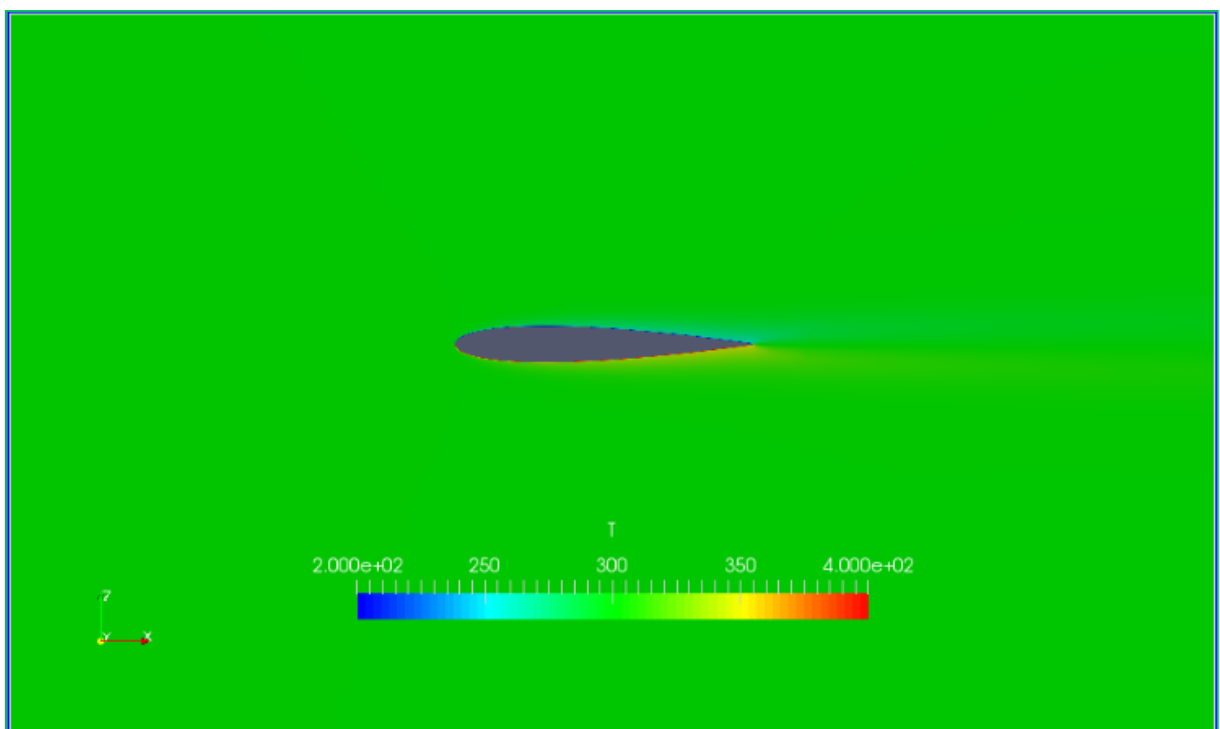
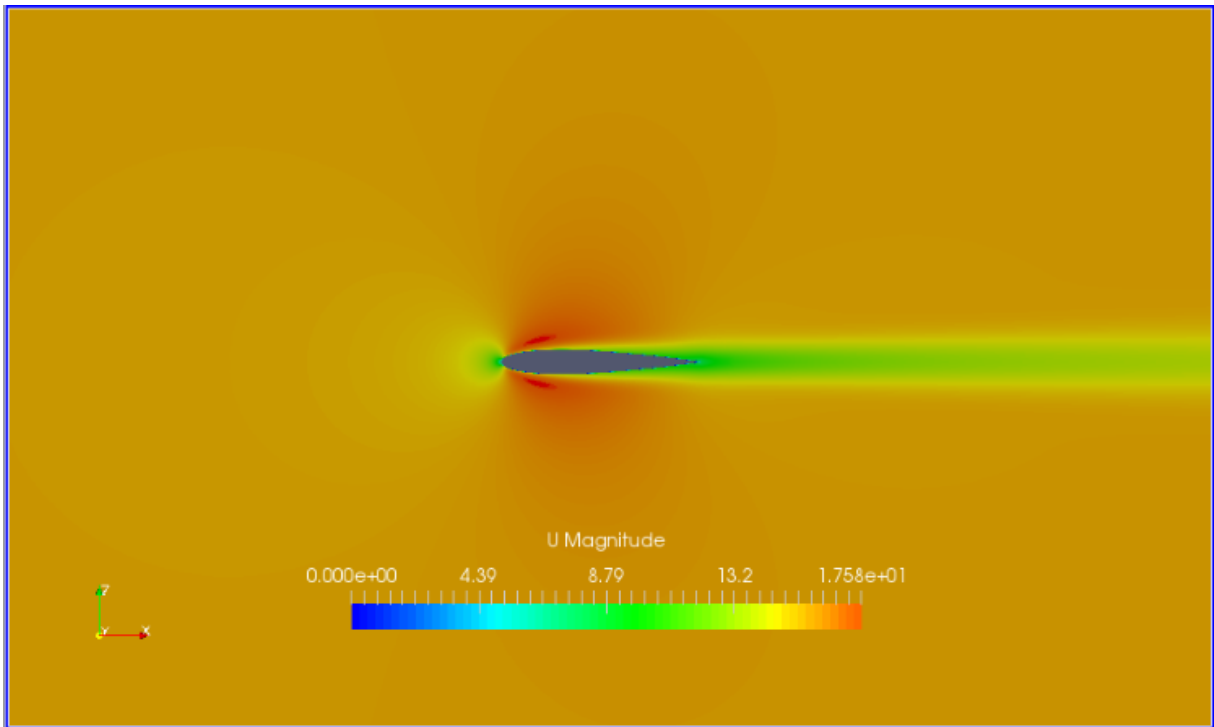
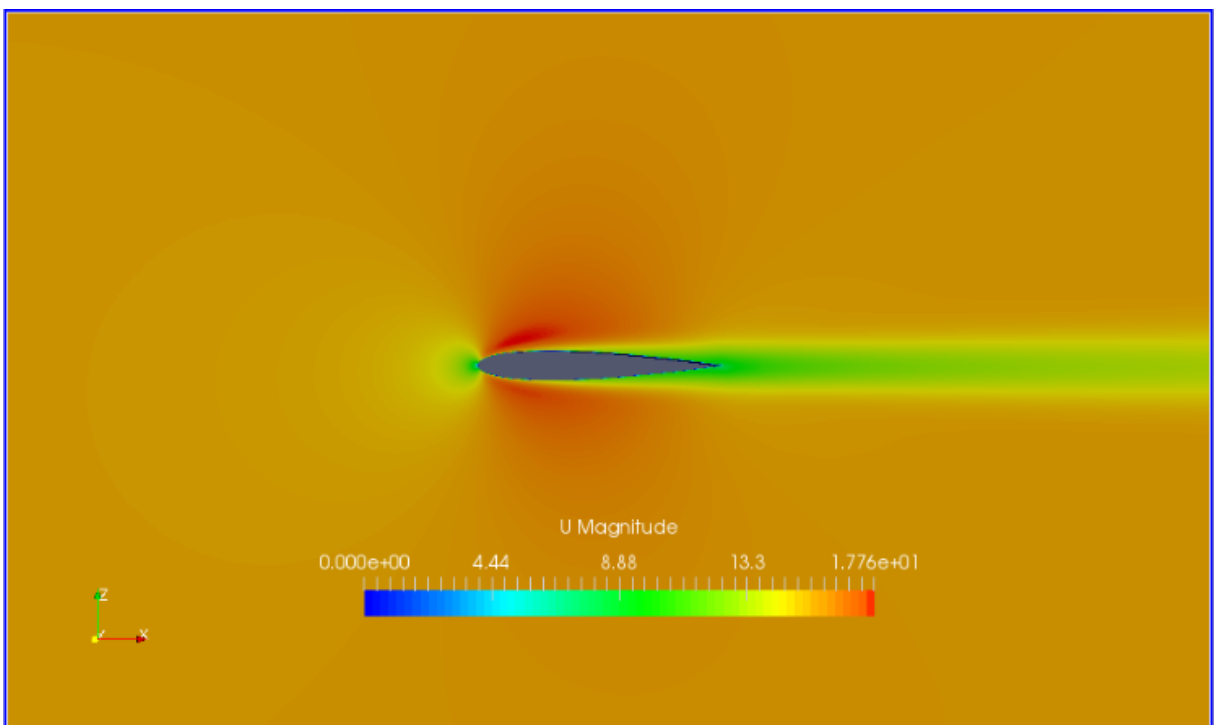


Figure IV.1 : Champ de Température, profil chauffé à l'intrados et refroidi à l'extrados.

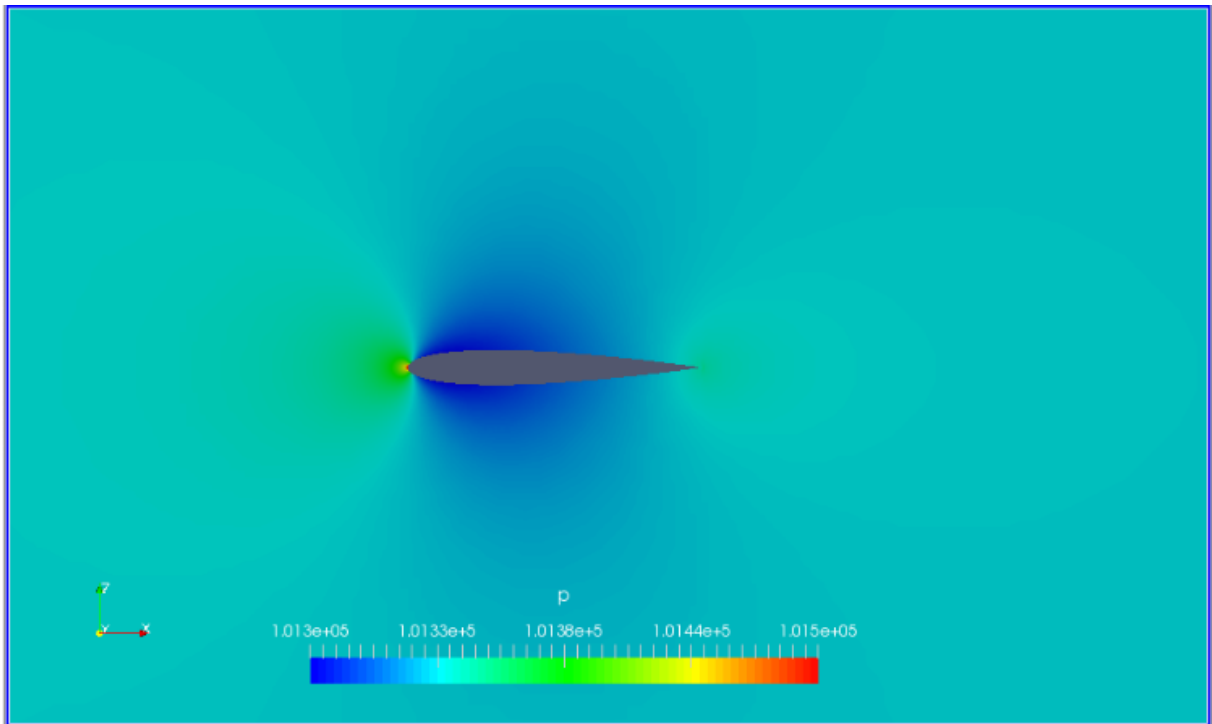


(a) Sans effet thermique : $T_i=T_e=300$ K.

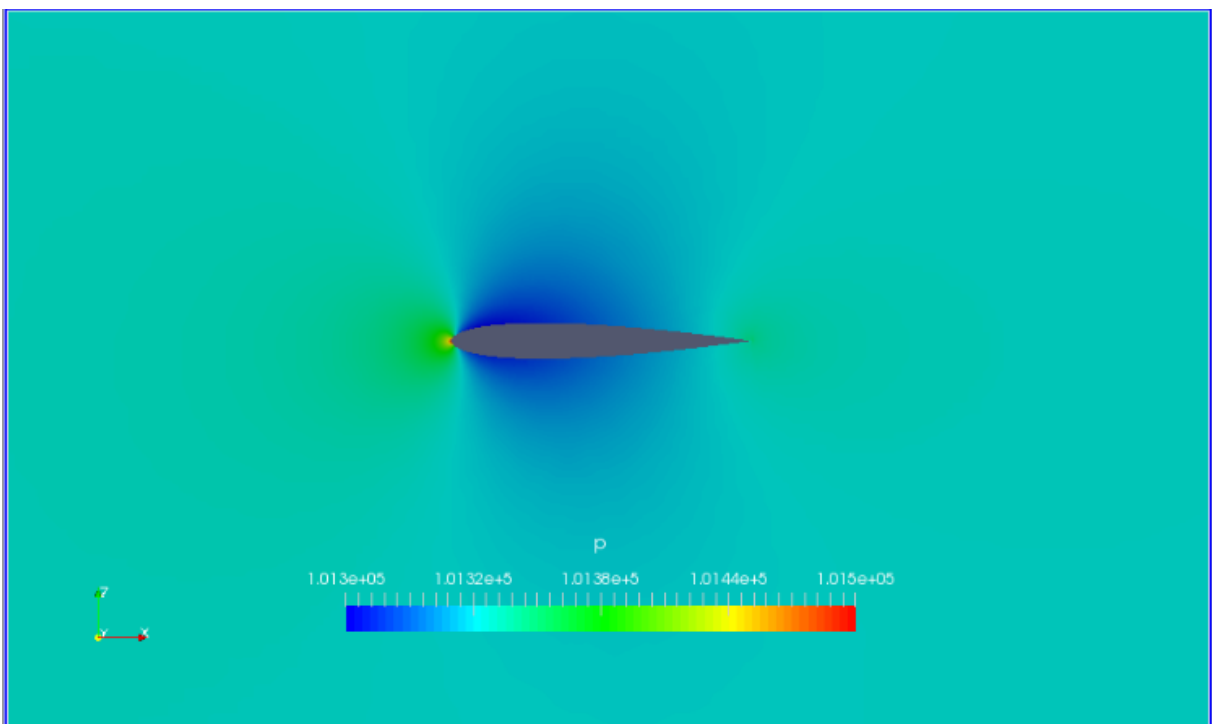


(b) Avec effet thermique : $T_i=400$ K et $T_e=200$ K.

Figure IV.2 : Profil de vitesse autour de NACA0012 avec et sans effet thermique en angle d'attaque nul ($\alpha=0^\circ$), $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$.



(a) Sans effet thermique : $T_i=T_e=300$ K.



(b) Avec effet thermique : $T_i=400$ K et $T_e=200$ K.

Figure IV.3 : Répartition de pression autour de NACA0012 avec et sans effet thermique en angle d'attaque nul ($\alpha=0^\circ$), $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$.

Le profil NACA0012 étant symétrique, pour un angle d'attaque nul ($\alpha=0^\circ$) la portance ne peut être que nulle (pas d'effet de courbure). Avec le gradient thermique, cette portance devient non nulle, donc la création de force de portance est causée par une cambrure thermique, par analogie à la cambrure géométrique et le profil peut devenir non symétrique de point de vue thermique.

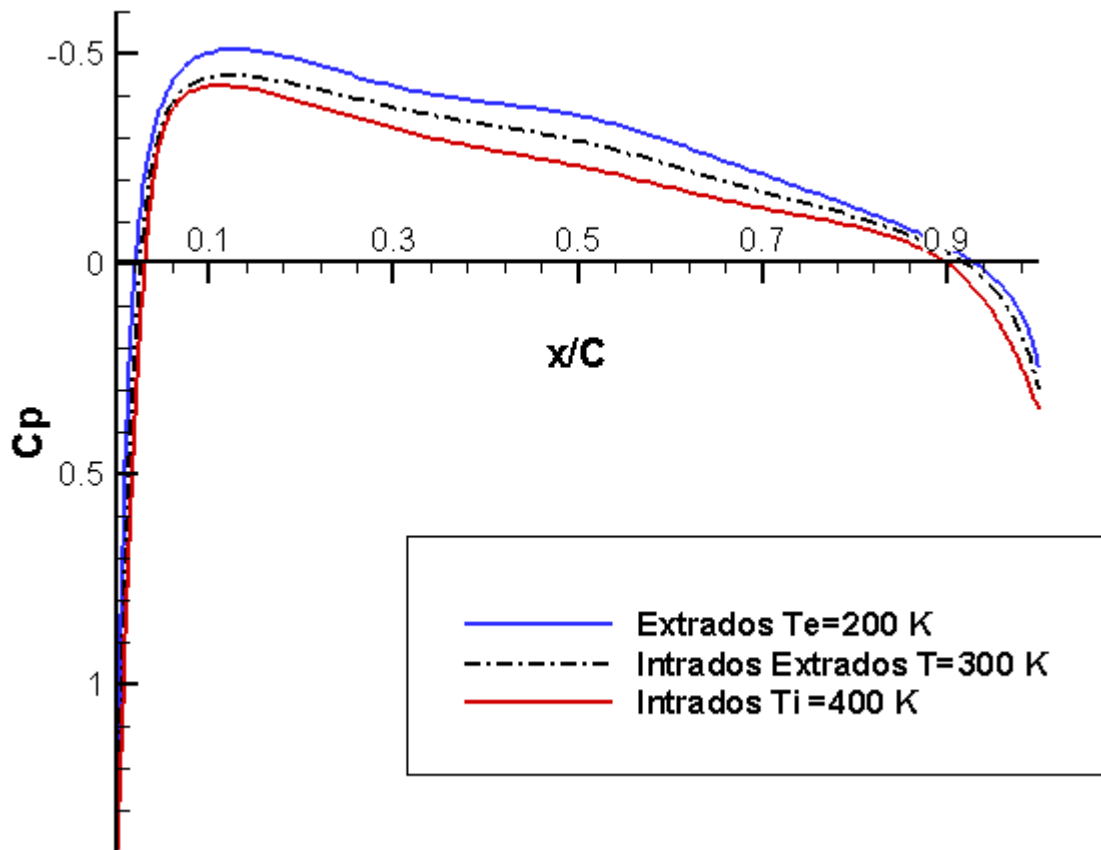
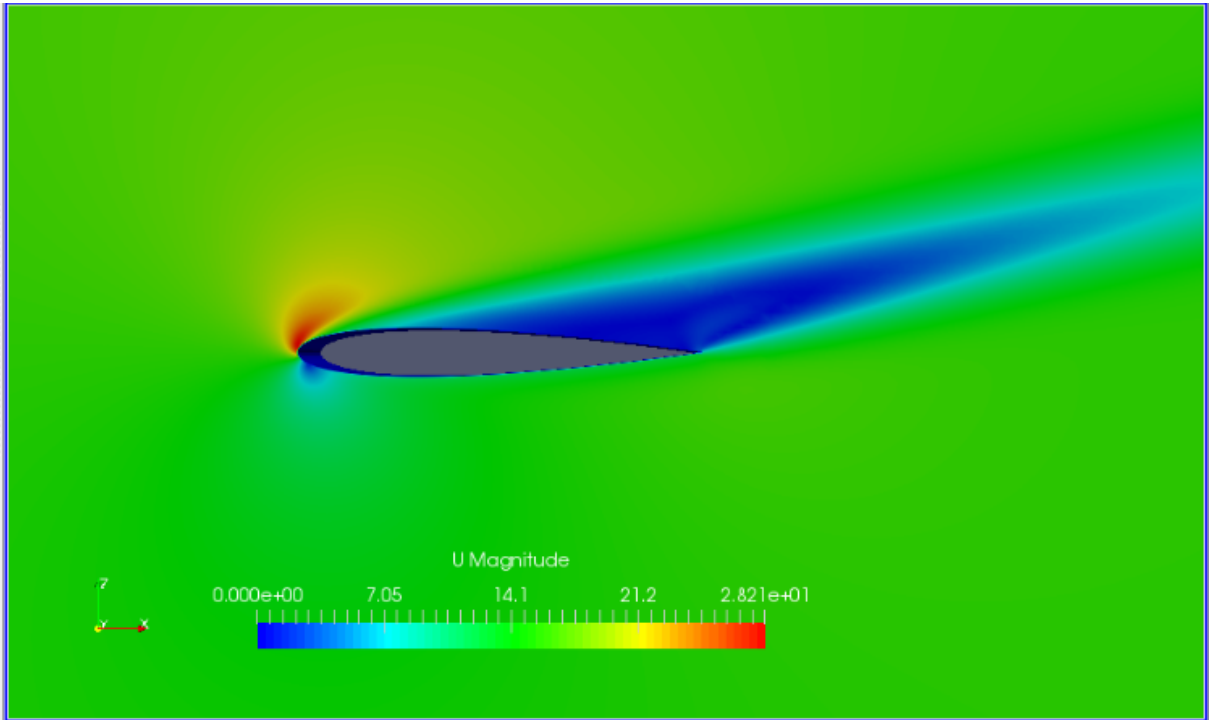
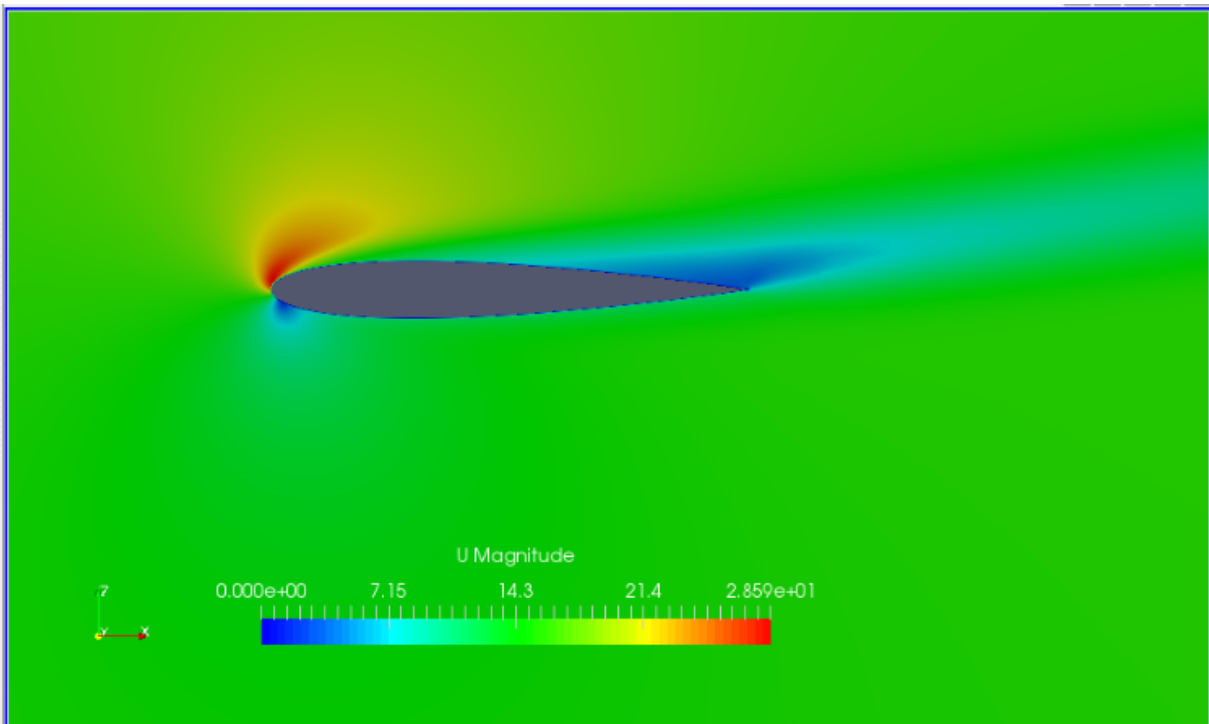


Figure IV.4 : Le coefficient de pression C_p le long du profil NACA0012, avec et sans effet thermique, $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$.

Notre étude a pour but aussi de simuler les deux parties avec différents angles d'attaque allant jusqu'à l'angle de décrochage ; perte de portance due au décollement de la couche limite, le premier calcul se fait sans l'effet thermique, l'extrados et l'intrados ayant la même température que le milieu ambiant $T=300$ K, et le deuxième la différence de température entre l'intrados et l'extrados est de l'ordre de 200 K, l'intrados $T_i=400$ K et l'extrados $T_e=200$ K. On remarque que l'angle de décrochage n'étant pas le même, celui du profil sans effet thermique est aux alentours de $\alpha=15^\circ$ dont on peut apercevoir l'effet du décollement de la couche limite (figure IV.5 a) contrairement au profil avec l'effet thermique dont l'écoulement reste attaché à la paroi (figure IV.5 b).



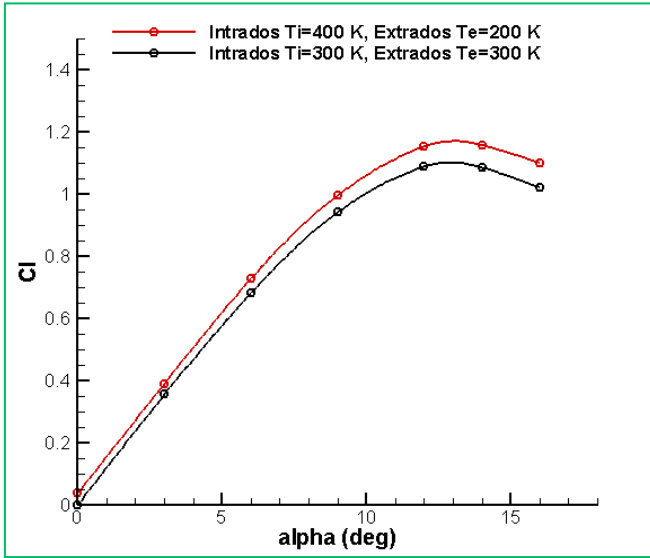
(a) Sans effet thermique : $T_e=T_i=300$ K.



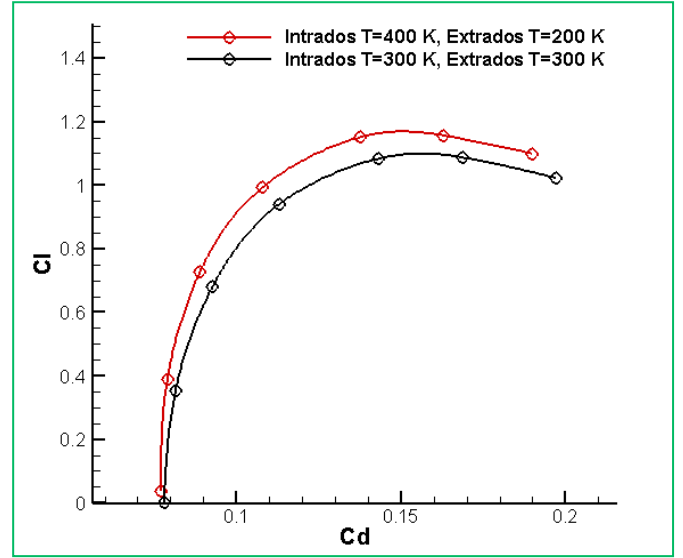
(b) Avec effet thermique : $T_i=400$ K et $T_e=200$ K.

Figure IV.5 : Profil de vitesse autour du profil en angle d'attaque $\alpha=15^\circ$.

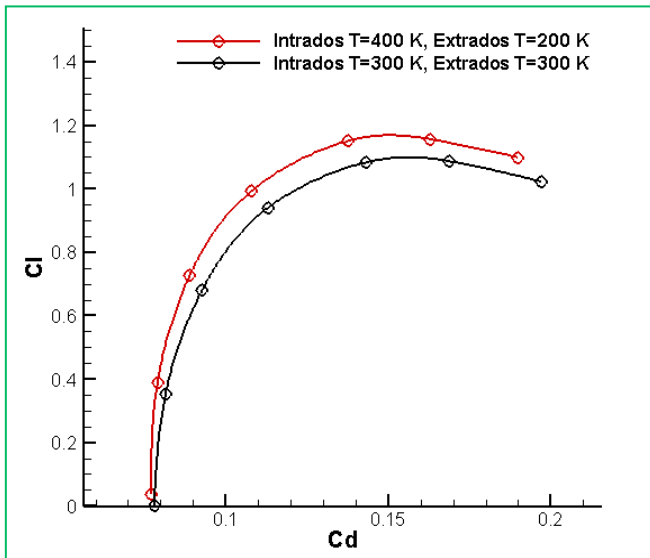
Les caractéristiques aérodynamiques du profil avec et sans effet thermique sont distinguées comme on le remarque dans la figure IV.6c. Un certain décalage entre la polaire aérodynamique du profil avec l'effet thermique par rapport à celle du profil sans effet thermique, une sensible augmentation des coefficients de portance (C_l) en tout angle d'attaque du profil avec effet thermique par rapport à ceux du profil sans effet thermique (figure IV.6a), la différence de température permet aussi de retarder le décrochage et d'augmenter le $C_{l_{max}}$ qui est de l'ordre de 1.156 ($\alpha=15^\circ$) pour le profil avec effet thermique contre 1.0867 ($\alpha=12^\circ$) pour le profil sans effet thermique soit $\approx 7\%$ de gain en portance. On constate aussi une diminution du coefficient de traînée (C_d) (figure IV.6b) ce qui induit une amélioration de la finesse aérodynamique ($f=L/D=C_l/C_d$) (figure IV.6d), on voit qu'un angle d'attaque de 12° ou il y a la plus grande différence de finesse soit $\approx 11\%$ de gain en performance aérodynamique, dont on peut déduire une nette amélioration du travail fournie par l'air au profil avec l'effet thermique.



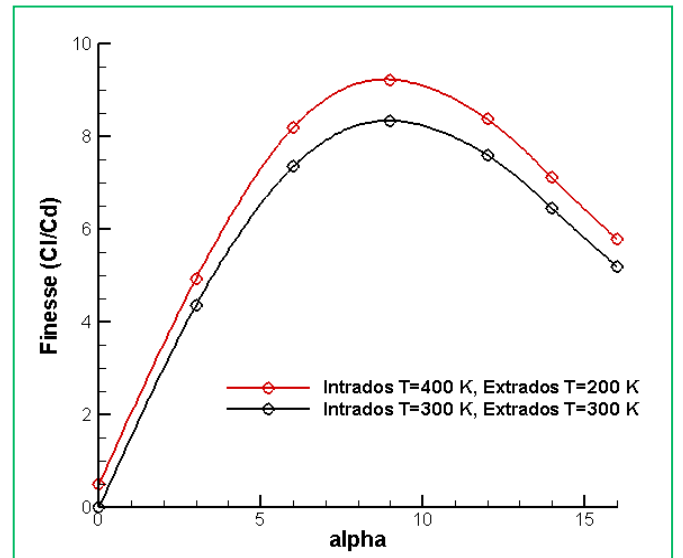
(a) Coefficient de portance en fonction de α .



(b) Coefficient de traînée en fonction de α .



(c) La polaire.



(d) La finesse en fonction de α .

Figure IV.6 : Caractéristiques aérodynamiques du profil NACA0012 avec et sans effet thermique en $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$.

2. Validation avec l'expérience :

L'expérience de Kim et al [22], qui s'est intéressée à un micro rotor bipale rectangulaire de profil NACA0012, de corde $C=0.0381$ cm et d'allongement $AR=2$ au Mach $M=0.018$ et au nombre de Reynolds $Re=1.67 \times 10^4$. Deux essais ont été faits dans cette expérience, la température ambiante étant fixe le long des essais $T=297$ K :

- La température de l'extrados $T_e=360$ K et celle de l'intrados $T_i=290$ K.
- La température de l'extrados $T_e=290$ K et celle de l'intrados $T_i=360$ K.

On constate que les résultats obtenus sont à 6% près avec l'expérience de Kim et al [22] d'après les figures ci-dessus (figure IV.7).

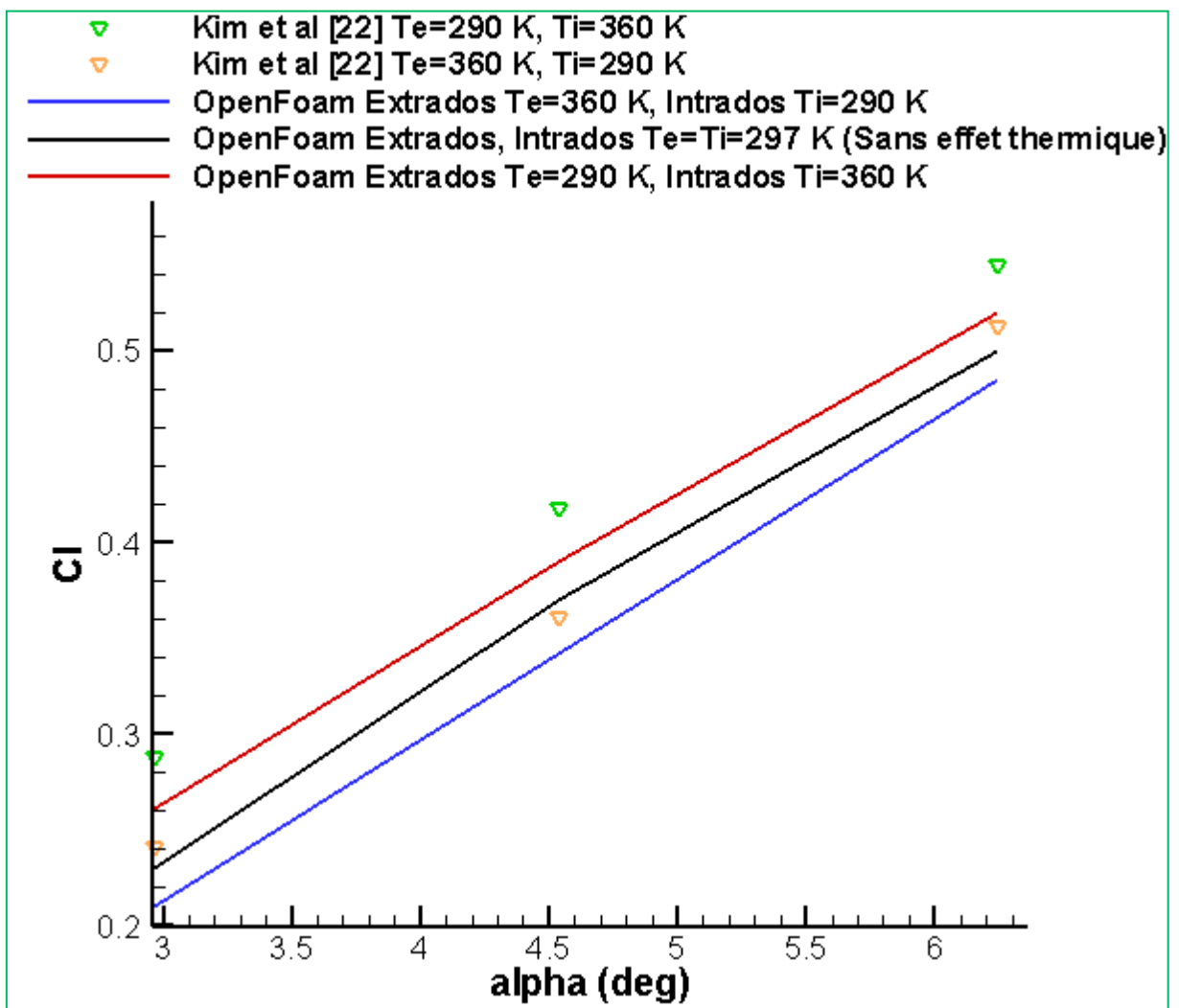


Figure IV.7 : Comparaison des coefficients de portance et l'expérience de Kim et al [22] en $M=0.018$ et $Re=1.67 \times 10^4$.

3. Simulation de l'aile en 3D :

La simulation d'un profil d'aile en 3D nous permet de valider si la solution de notre problématique est réellement faisable ?

Nous savons qu'en grande envergure (ex : avion de ligne), on peut faire la simulation en 2D et se contenter des résultats obtenus, car la majorité de l'écoulement est en 2D, dans notre cas on doit faire la simulation de l'aile en 3D pour confirmer nos résultats en 2D.

La simulation en 3D étant plus lente et plus difficile, il existe une commande d'OpenFOAM (decomposeParDict) qui permet de faire des calculs parallèles en décomposant le fichier en des sous fichiers et ainsi le temps de calcul diminuera. Il existe aussi des astuces nécessaires pour faciliter le calcul, telle que mettre les patches face et arrière (front et back) en symetryPlane pour calculer que la moitié latérale du maillage et faire la projection pour l'autre moitié.

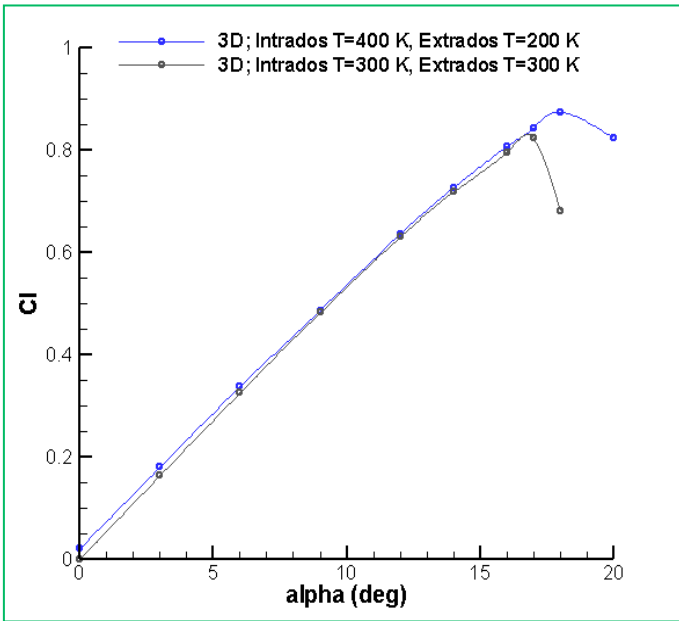
Nous avons simulé l'écoulement autour d'une aile rectangulaire 3D ayant comme géométrie de base le profil symétrique NACA0012 d'allongement $AR=2$ (envergure $b=0.076$ m) et de corde $C=0.038$ m à $Mach=0.045$ et à une pression de 101325 Pa (1 atm). Le premier calcul est consacré au cas « sans effet thermique », la température est partout = 300 K. Tandis que le deuxième calcul est réservé au cas « avec effet thermique » dans lequel $\Delta T=200$ K entre l'intrados et l'extrados ($T_i=400$ K et $T_e=200$ K).

a) Résultats et discussions :

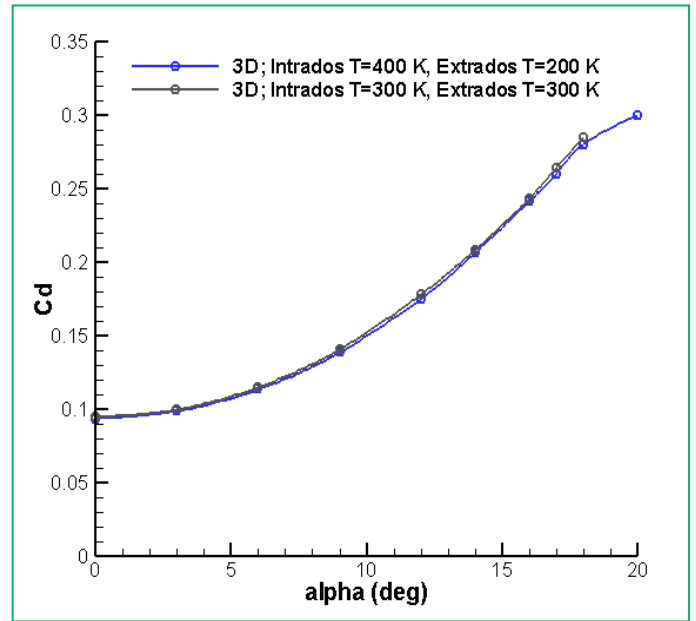
L'écoulement d'air autour du profil dans le cas avec effet thermique est similaire à l'écoulement d'air autour du profil en 2D (figure IV.8), les lignes de courant des particules étant accélérées à l'extrados et décélérées à l'intrados, c'est-à-dire malgré l'angle d'attaque nul, la différence de température ($T_i=400$ K et $T_e=200$ K) crée aussi une dépression sur le profil donc une portance.

On remarque bien qu'une différence entre les coefficients aérodynamiques de l'aile avec effet thermique et l'aile sans effet thermique existe. La Figure IV.9a montre aussi le retard du décrochage de l'aile avec un gradient de température positif entre l'intrados ($T_i=400$ K) et l'extrados ($T_e=200$ K) jusqu'à $\alpha=18^\circ$ contre $\alpha=17^\circ$ pour l'aile sans effet thermique ($T_i=T_e=300$ K) ainsi que l'augmentation de $C_{l_{max}}$ de l'ordre de 0.823 pour l'aile sans effet thermique et de 0.8732 pour l'aile avec l'effet thermique, soit 6% de gain en portance .

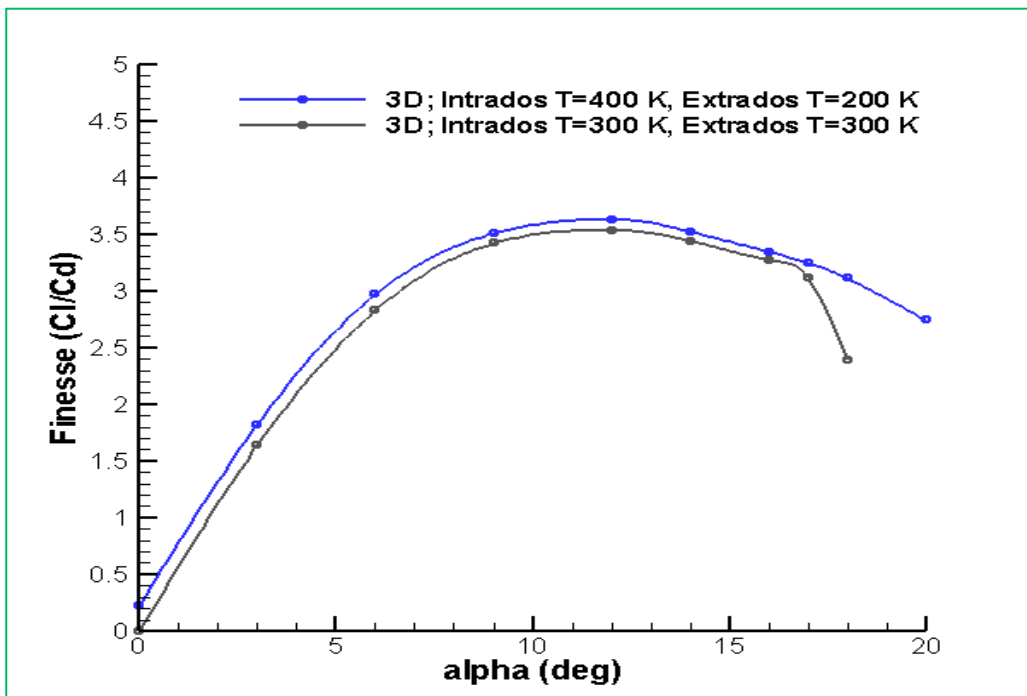
Par contre le coefficient de traînée est légèrement diminué par rapport aux calculs sans effet thermique (figure IV.9b), ce qui induit une augmentation de finesse ($f=L/D$) assez considérable (figure IV.9c) ; en $\alpha=12^\circ$ est l'angle où l'écart de finesse est le plus grand, 3.63 pour l'aile avec l'effet thermique et 3.533 pour l'aile sans effet thermique, soit 2.7% en gain de performance aérodynamique.



(a) Coefficient de portance en fonction de α .



(b) Coefficient de traînée en fonction de α .



(c) Finesse en fonction de α .

Figure IV.8 : Caractéristiques aérodynamiques du profil NACA0012 en 3D avec et sans effet thermique en $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$.

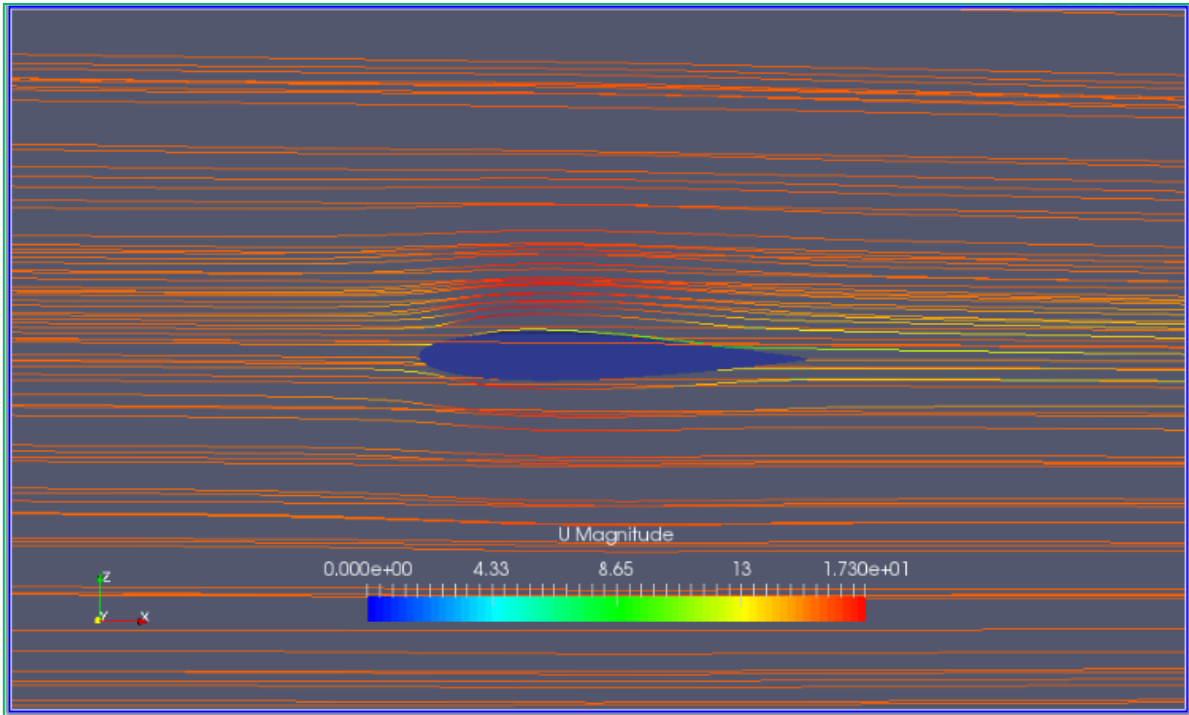
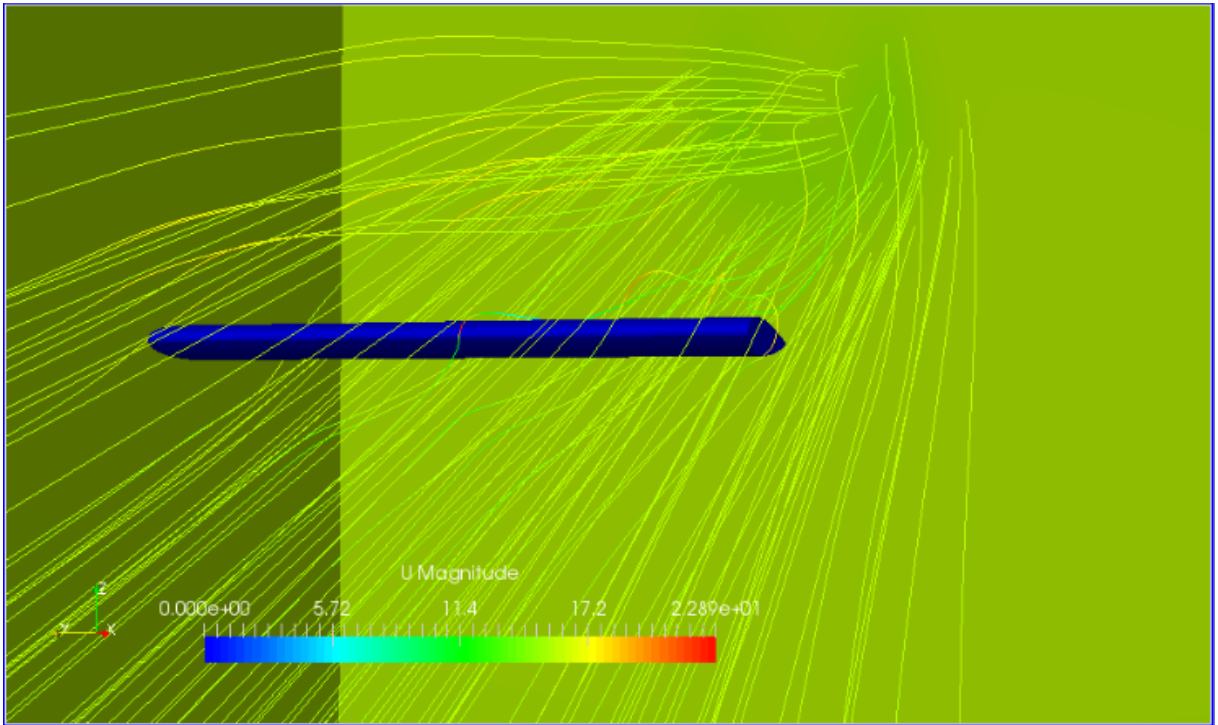


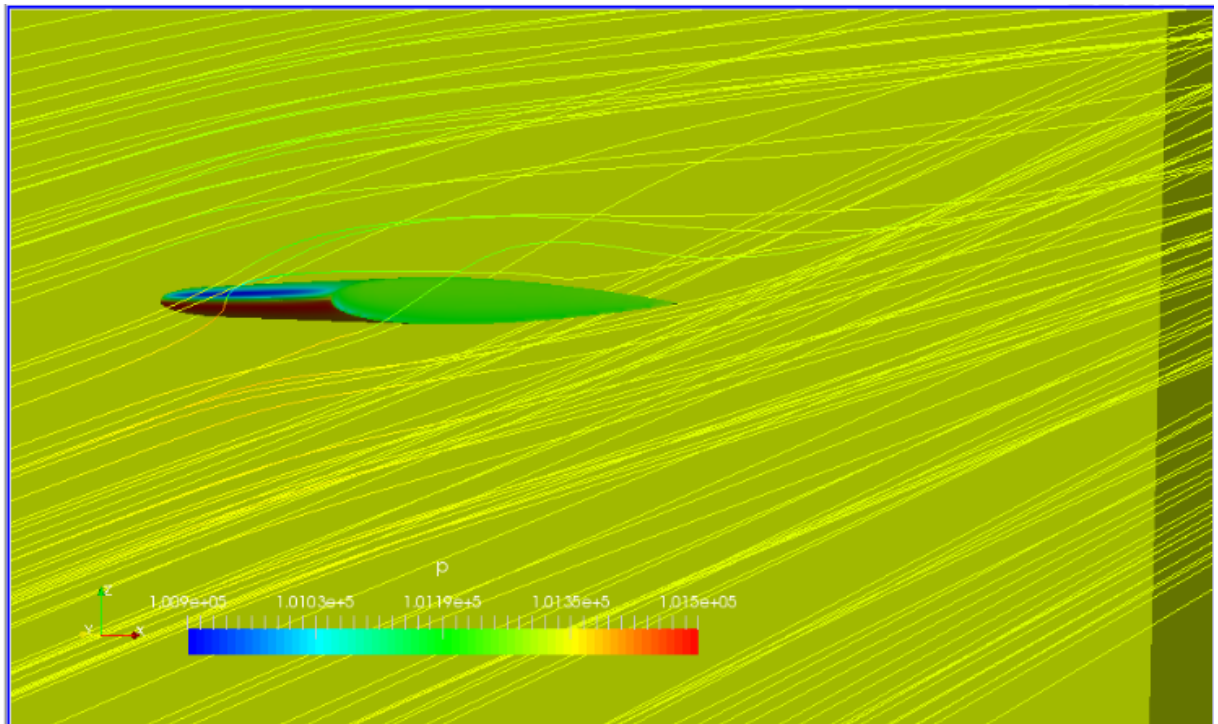
Figure IV.9 : Profil de vitesse (ligne de courant) autour du NACA0012 en 3D avec effet thermique en $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$.

Cependant les performances aérodynamiques de l'aile en 3D par rapport à celles du profil en 2D ont diminué, les coefficients de portance diminuent et les coefficients de traînée augmentent. La perte de portance est de l'ordre de 30% ($C_{l_{max2D}} = 1.156$ contre $C_{l_{max3D}} = 0.873$), mais l'angle de décrochage est plus retardé par rapport au profil 2D.

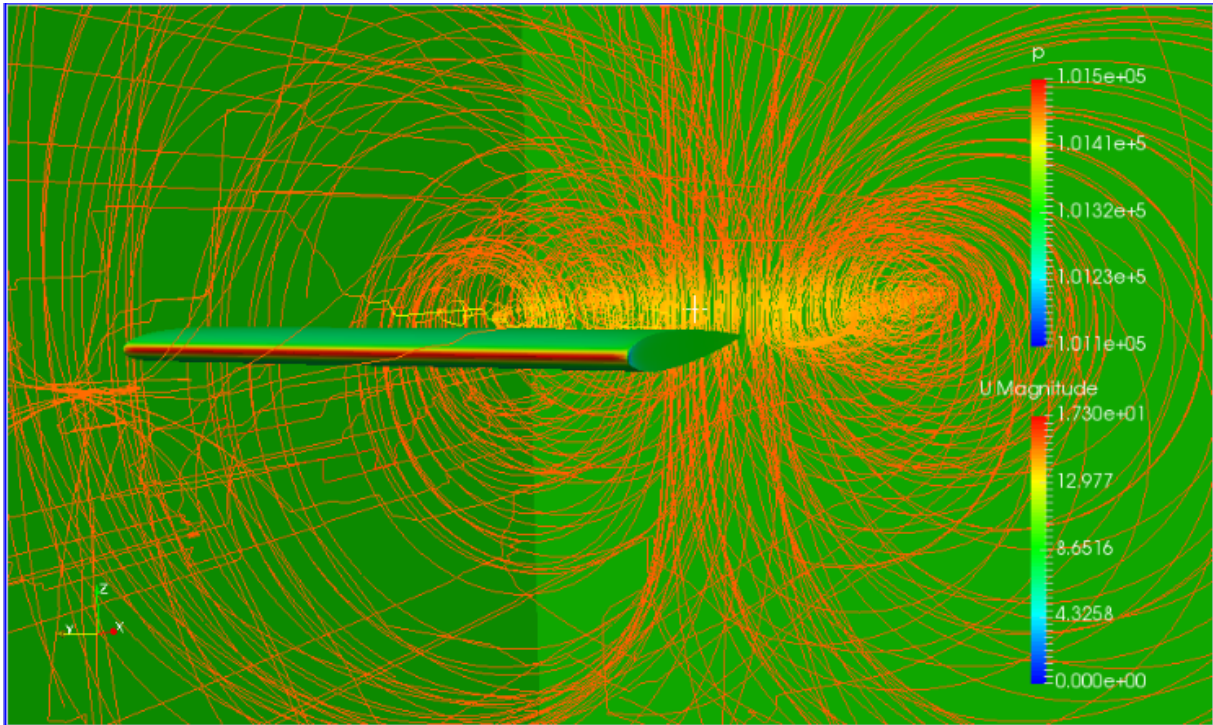
La perte de performances aérodynamiques est due aux effets 3D, qui se traduisent par des pertes d'énergie dans les extrémités de l'aile sous forme de tourbillons marginaux, qui sont le résultat de la différence de pression entre l'intrados et l'extrados, les filets d'air ont tendance à augmenter depuis l'intrados vers l'extrados, la figure IV.10 montre les lignes de courant aux bords de l'aile qui tourbillonnent ainsi qu'une chute de pression au voisinage des extrémités.



(a) Champs de vitesse et tourbillons.



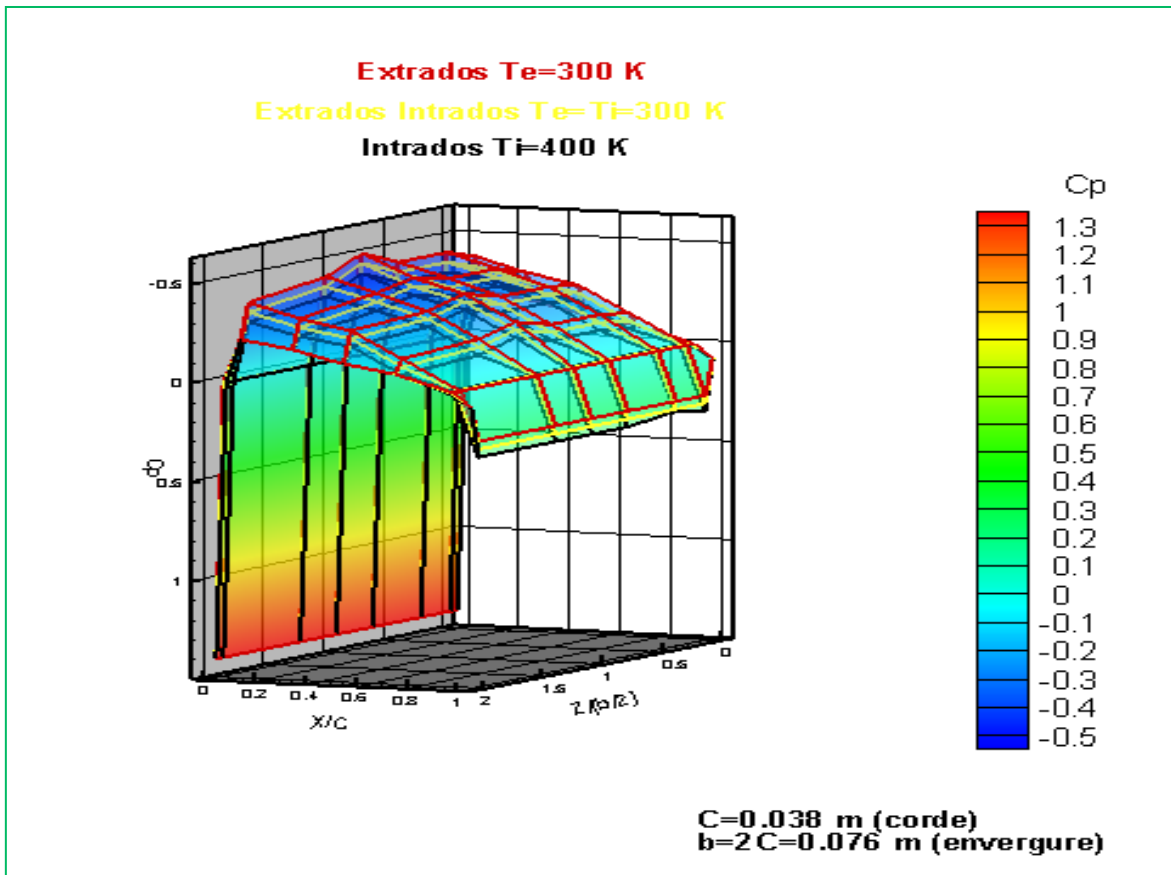
(b) Champs de pression.



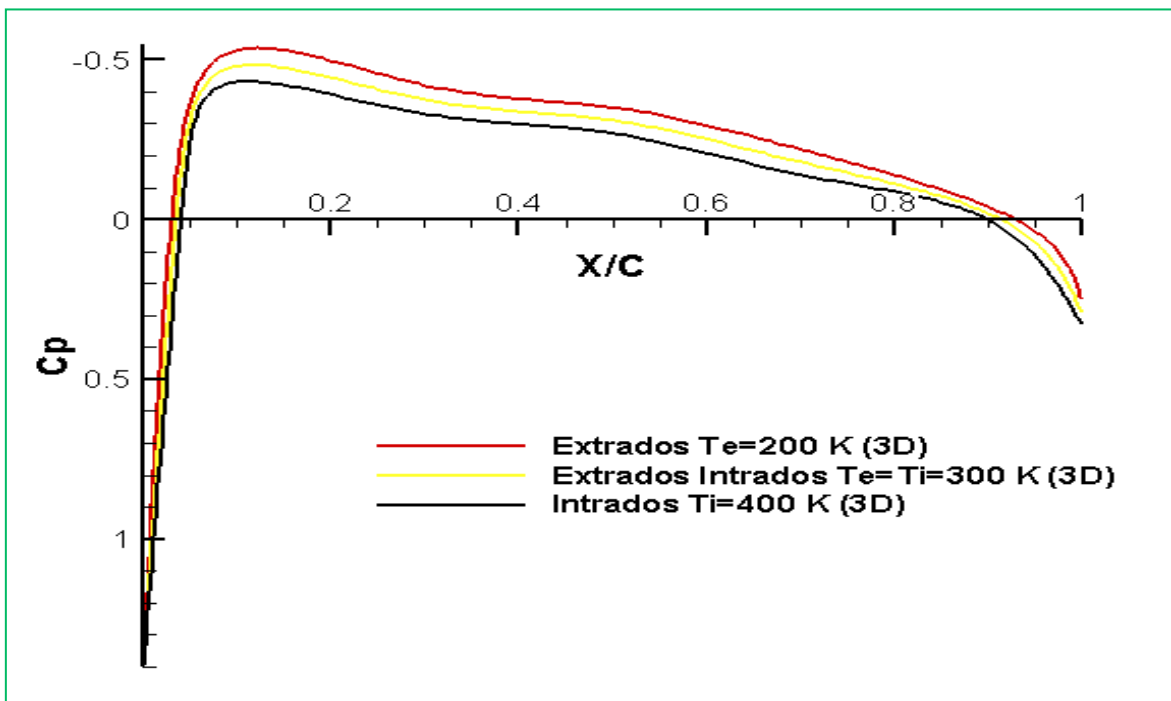
(c) verticité.

Figure IV.10 : Champ de pression, champ de vitesse et la verticité de l'aile 3D de profil NACA0012 en $\alpha=18^\circ$ avec effet thermique en $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$.

La figure IV.11 (a) montre en effet, la progression des coefficients de pression tout au long de l'aile en angle d'attaque 0° dont on peut y déduire une certaine perte de pression aux bords de l'aile là où la différence de pression entre l'extrados et l'intrados est de l'ordre de 0 pour tous les cas, ce qui déduit la chute de portance et la création de la zone de recirculation entre les deux surfaces qui se traduit par des sillages tourbillonnaires, par contre les coefficients progressent tout au long de l'aile jusqu'au milieu de l'aile où le C_p est max. Cependant l'effet thermique crée une différence de C_p comme en 2D, la figure IV.11 (b) représente le coefficient de pression au milieu de l'aile ($Z=0.038$ m), loin des bords, on remarque que le résultat obtenu pour le cas 3D est similaire à celui déjà trouvé pour le cas 2D. la figure IV.11 (c) montre la verticité de l'aile 3D qui confirme l'apparition des tourbillons marginaux sur les deux extrémités de l'aile

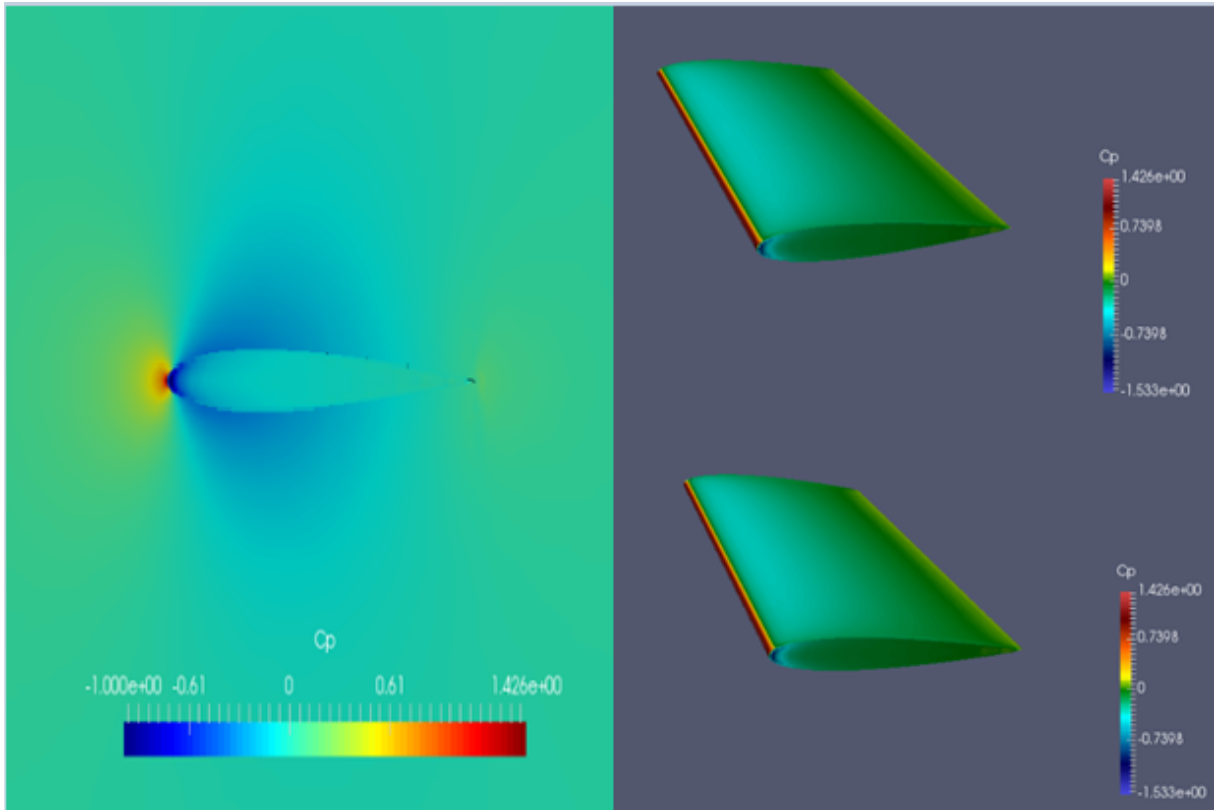


(a) C_p tout au long de l'aile avec et sans effet thermique en 3D.

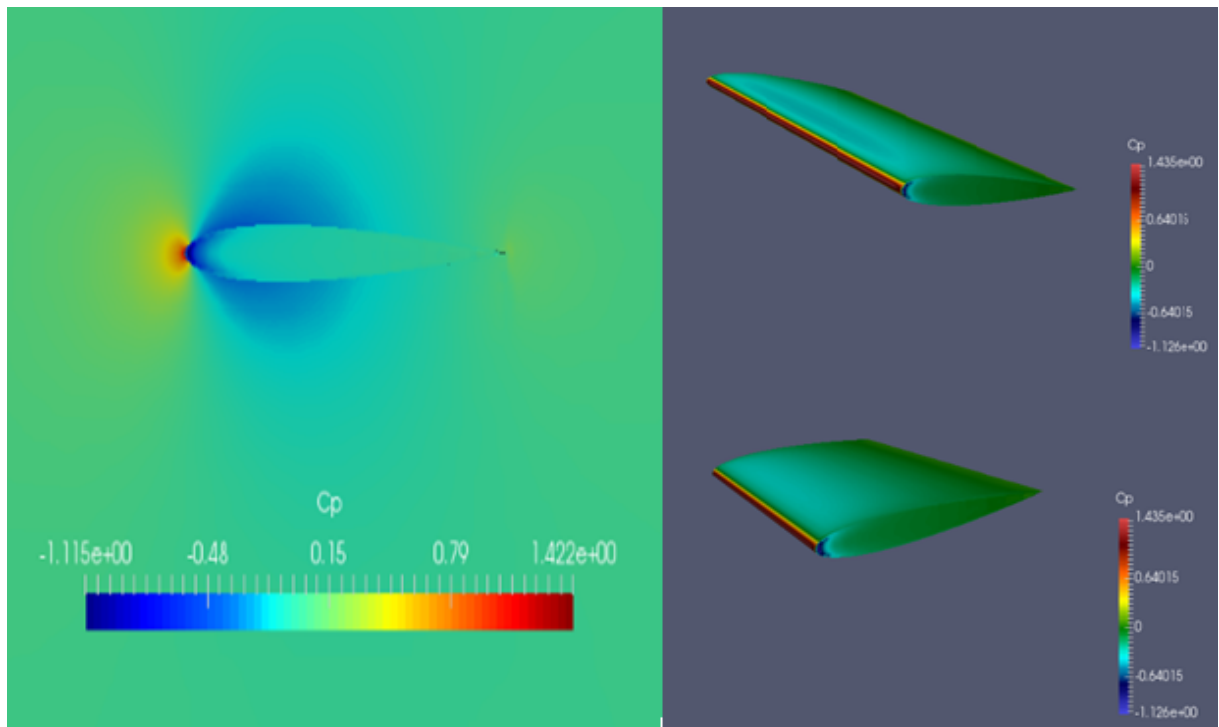


(b) C_p au milieu de l'aile à $Z=0.038$ m avec et sans effet thermique en 3D.

Figure IV.11 : Les coefficients de pression tout au long de l'aile de profil NACA0012 avec et sans effet thermique en 3D à $\alpha=0^\circ$, $Mach=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$.



(a) Cp 3D sans effet thermique sur extrados (haut) et intrados (bas).



(b) Cp 3D avec effet thermique sur extrados (haut) et intrados (bas).

Figure IV.12 : Différence des coefficients de pression sur l'extrados et l'intrados et sur le plan $Z=0.038$ (milieu de l'aile) sans et avec effet thermique pour $\alpha=0^\circ$, $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$.

CONCLUSION

Dans notre étude, des calculs avec et sans effet thermique ont été effectués pour simuler des écoulements subsoniques à faible vitesse autour des ailes et des profils d'ailes équipant les micro-drones fonctionnant à bas nombre de Reynolds. En bidimensionnel (2D) et en tridimensionnel (3D), le profil NACA0012 est choisi vu la disponibilité des résultats expérimentaux. Cette étude révèle et met en évidence beaucoup d'aspects pratiques très importants qui peuvent être résumés dans ce qui suit :

La création du gradient de température positif entre l'intrados et l'extrados (l'intrados chauffé et l'extrados refroidi) améliore les performances aérodynamiques et permet d'augmenter la plage de fonctionnement des micro-drones et d'élargir leurs domaines d'application.

Les résultats obtenus en 3D confirment l'hypothèse de la création du gradient de température pour l'augmentation des performances aérodynamiques, mais le gain en énergie est moindre par rapport aux résultats du cas 2D.

Cependant, dans le cas pratique, comme perspective de développement et avec l'intégration des dispositifs nécessaires au réchauffement / refroidissement (la tuyauterie et la mécanique du système) de l'aile, qui peuvent néanmoins diminuer le rendement aérodynamique des micro-drones restent à étudier / simuler et à tester .

Références :

- [1] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Micro-drone>.
- [2] T.J., Mueller, and J.D., DeLaurier, On overview of micro air vehicle aerodynamics, fixed and flapping aerodynamics for micro air vehicle applications, *Progress in Aeronautics and Astronautics (Mueller, T.J. Editor)*, 195, AIAA, Reston, VA, 2001.
- [3] C.P., Ellington, and J.R., Usherwood, Lift and drag characteristics of rotary and flapping wings, *Progress in Aeronautics and Astronautics (Mueller, T.J. Editor)*, Chapter 12, Vol.195, pp.231-248, AIAA, 2001.
- [4] G.E., Torres, and T.J., Mueller, Micro aerial vehicle development: design, components and flight- testing, *AUVSI 2000*, July 11-13, Orlando, FL.
- [5] B., Stanford, M., Sytsma, R., Albertani, D., Viieru, W., Shyy, and P., Ifju, Static aeroelastic model validation of membrane micro air vehicle wings, *AIAA Journal*, .45, pp. 2828-2837, 2007.
- [6] T.J., Mueller, and T.F, Burns, Experimental studies of the Eppler-61 airfoil at low Reynolds numbers, *AIAA paper 82-0345*, 1982.
- [7] T.J., Mueller, and S.M., Batill, Experimental studies of separation on a two-dimensional airfoil at low Reynolds numbers, *AIAA Journal*, 20(4), pp. 457-463, 1982.
- [8] M.M., O'Meara, and T.J., Mueller, Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers, *AIAA Journal*, 25(8), pp. 1033-1041, 1987.
- [9] G.E., Bartlett, and R.J., Vidal, Experimental investigation of influence of edge shape on the aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wings at low speeds, *Journal of the Aeronautical Sciences*, 22(8), pp. 517-533, 1995.
- [10] G.E., Torres, and T.J., Mueller, Micro aerial vehicle développement : design, components and flight- testing, *AUVSI 2000*, July 11-13, Orlando, FL.
- [11] T.J., Mueller, and J.D., DeLaurier, Aerodynamics of small vehicles, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 35, pp. 89-111, 2003.
- [12] A.M., DeLuca, and M.F., Reeder, Experimental investigation into the aerodynamic properties of a flexible and rigid wing micro air vehicle, *24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, 28 June-1 July 2004, Portland, Oregon.
- [13] S.S.J., Yuan, and D.J., Olinger, Lift distributions on low aspect ratio wings at low Reynolds number for micro air vehicle Applications, *22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit*, 16-19 August 2004, Providence, Rhode Island.

- [14] E.J., Schroeder, and J.D., Baeder, Using computational fluid dynamics for micro air vehicle airfoil validation and prediction, *23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference* 6-9 June 2005, Toronto, Ontario Canada.
- [15] W., Null, and S., Shkarayev, Effect of camber on the aerodynamics of adaptive wing micro air vehicles, *Journal of Aircraft*, 42(6), pp. 1537-1542, 2005.
- [16] P., Cosyn, and J., Vierendeels, Numerical investigation of low aspect ratio wings at low Reynolds Numbers, *Journal of Aircraft*, 43(3), pp. 713-722, 2006.
- [17] Y., Elimelech, R., Arieli, and G., Iosilevskii, Flow over NACA-009 and Eppler-61 airfoils at Reynolds numbers 5000 to 60000, *AIAA Journal*, 45(10), pp. 2414-2421, 2007.
- [18] J.-M., Moschetta, and C., Thipyopas, Aerodynamic performance of a biplane micro air vehicle, *Journal of Aircraft*, 44(1), pp. 291-299, 2007.
- [19] C., Thipyopas, and J.-M., Moschetta, From development of micro air vehicle testing research to the prototype of TYTO: low speed biplane MAV, *26th Applied Aerodynamics Conference*, 18-21 August 2008, Honolulu, Hawaii.
- [20] R., Albertani, B., Stanford, R., DeLoach, J.P., Hubner, and P., Ifju, Wind-tunnel testing and modeling of a micro air vehicle with flexible wings, *Journal of Aircraft*, 45(3), pp. 1025-1032, 2008.
- [21] K., Yonemoto, K., Takato, H., Ochi, and S., Fujie, Kutta condition violation in two-dimensional NACA-0012 airfoil at low Reynolds numbers, *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 18-21 August 2008, Honolulu, Hawaii.
- [22] J., Kim, Z., Rusak, and N., Koratkar, Small-scale airfoil aerodynamic efficiency improvement by surface temperature and heat transfer, *AIAA Journal*, 41(11), pp. 2015-2113, 2003.
- [23] Bekka, N., Bessair'h R, Sellam M, 2009. Numerical study of heat transfer around the small scale air foil using various turbulence models *Numerical Heat Transfer Part A Applications* 56, 946-969.
- [24] http://ufrmeca.univ-lyon1.fr/~buffat/COURS/AERO_HTML/node23.html
- [25] J. Cousteix, *Turbulence et couche limite*, CEPADUES EDITIONS, 1989
- [26] W.M., Rohsenow, J.P. Hartnett, and E.N. Ganic, *Handbook of heat transfer fundamentals* McGraw-Hill, 1985.
- [27] *Mécanique des Fluides Numérique (j 1050-6-7)* par David Frédéric FLETCHER, Ed. Techniques Ingénieur.

Table des matières

Dédicaces

Remerciements

Résumé

ملخص

Table des matières

Liste des figures

Nomenclature

INTRODUCTION GENERALE	1
Chapitre I : Recherche Bibliographique	3
I.1 Introduction :	3
I.2 Les micro-drones MAV :	3
I.3 Historique :	4
I.4 Méthodes de vol et applications :	5
I.5 Synthèse bibliographique :	5
Chapitre II : Formulation Mathématique	10
II.1 Introduction :	10
II.2 Définition d'un milieu continu :	10
II.3 Définition du fluide :	10
II.4 Equations de Navier-Stokes instantanées :	11
II.5 Modélisation des écoulements turbulents :	12
1. Equations moyennées (Reynolds Averaged Navier Stokes) :	13
2. Principaux modèles de turbulence utilisés en CFD :	13
Chapitre III : Résolution Numérique	15
III.1 Introduction :	15
III.2 Le choix de l'outil de simulation :	15
III.3 Présentation de l'outil de simulation OpenFOAM :	16
1. Historique :	16
2. Domaines d'applications :	16
3. Quelques définitions :	16
4. Les fonctionnalités d'OpenFOAM :	17
5. Les avantages et les inconvénients d'OpenFOAM :	17

6.	La logique d'OpenFOAM :	19
7.	Les fichiers d'OpenFOAM :	22
III.4	La simulation et la modélisation :	23
1.	La démarche méthodologique :	24
2.	Travail demandé et position du problème :	26
Chapitre IV : résultats et discussions.....		32
IV.1	Introduction :	32
IV.2.	Effet du raffinement du maillage avec snappyHexMesh :	32
IV.3.	Etude de l'effet thermique :	33
1.	Profil 2D :	33
2.	Validation avec l'expérience :	40
3.	Simulation de l'aile en 3D :	41
CONCLUSION		48

Références bibliographiques

Annexes



Dédicace

Je dédie ce travail,

A mes chers parents, de m'avoir toujours soutenu, qui ont cru en moi et m'ont encouragé et aidé à aller au bout de mes perspectives qu'Allah les garde et les protège.

A mes chères sœurs : MIRYAM, MOUNA, NASSIMA, SAKINA, YASMINA, ANISSA et leur petite famille.

A mon frère : MALIK.

A ma tante FATMA EZZOÛRA et ma cousine HADIA.

A la mémoire de mes défunts grands- parents.

Mon binôme MOHAMED et sa famille.

Tous mes amis (es) pour notre amitié et tous les bons moments que nous avons vécu ensemble, pour votre présence et vos bons conseils.

MEHDI

Dédicace

Je dédie ce travail principalement à mes chers parents qui m'ont soutenue, encouragé et surtout épaulé durant toute cette année sans eux je n'aurais pas pu réussir qu'Allah les garde et les protège.

Je remercie mes frères, AYMEN, YOUNES, et ma sœur, MANEL pour leur encouragements et patience.

A mes tantes Tlídja, Samira et Khadija.

A mes meilleurs camarades, BELKACEM, HOUCIN, LAMINE, NASSIM, WAFI, HAMZA, MOHAMED et ABDALLAH

Pour la bonne humeur que vous m'apportiez et la motivation.

Mes chères Kenza, Romiassa, Siwar et Klaudia

A la mémoire de mes défunts grand-père et cousin Abdou.

A mon binôme MEHDI et sa famille.

Toute ma famille et tous mes amis avec qui j'ai partagé des bons comme de difficiles moments.

MOHAMED

Remerciements

On tient tout d'abord à remercier le bon « Dieu azzawadjal » pour la force et le courage qu'il nous a accordé pour achever notre travail.

Et avec notre profond respect un grand merci à nos encadrateurs en particulier

*Mr. **BEKKA Nadir** pour sa patience, et surtout pour sa confiance, ses remarques et ses conseils, sa disponibilité et sa bienveillance.*

On remercie aussi nos camarades de classe pour l'entre aide et les encouragements.

*Une reconnaissance au professeur **REZZOUG Tahar** pour ses idées et ses conseils qui nous a apporté durant notre recherche.*

On remercie aussi tous les enseignants de l'institut qui nous ont aidé durant notre cursus.

Résumé

Au cours de ces dernières années, il y a eu des attentions pour développer des micro-drones MAV (Micro-Air –Véhicules) en raison de leurs nombreux domaines d'applications et aussi vu leur faible coût de production par rapport aux drones. Mais le grand problème de ce type d'avions est la limitation de la plage de fonctionnement, à cause de leur faible rapport **Portance/Traînée** (finesse) liés à la géométrie et aux dimensions particulières de ce type d'avions, qui favorisent l'apparition d'un écoulement tridimensionnel. L'objectif de cette étude est d'améliorer les performances et les caractéristiques aérodynamiques en faisant une simulation numérique par le logiciel **OpenFOAM**, dans un plan bidimensionnel (2D) et tridimensionnel (3D) d'un profil d'aile **NACA0012**, en utilisant le modèle de turbulence de **RANS k- ω SST** et le solveur compressible **rhoSimpleFoam** et en introduisant l'effet thermique par génération d'un gradient de température entre les deux surfaces, supérieure et inférieure de l'aile. La simulation numérique et l'expérience montrent que l'activation de l'écart thermique par refroidissement de l'extrados et l'échauffement de l'intrados du profil d'aile ou de l'aile conduit à l'augmentation de la plage de fonctionnement, surtout pour des angles d'attaques élevés au voisinage de l'angle de décollement.

Mots clefs : Micro-drone, OpenFOAM, simulation numérique, effet thermique, 2D, 3D.

Abstract

In recent years, there have been attentions to develop MAV (Micro Air -Vehicles) because of their many application areas and also for their low production cost compared to drones. But the great problem of this type of aircraft is the limitation of the operating margin because of their low ratio **Lift / Drag** related to the geometry and the specific dimensions of this type of aircraft that favor the appearance of a three-dimensional flow. The objective of this study is to improve the aerodynamic performances and the characteristics by a numerical simulation by using the OpenFOAM software in a two-dimensional plane (2D) and in three dimensional (3D) of an airfoil **NACA0012** based on the **RANS k- ω SST** turbulence model and the **rhoSimpleFoam** solver for turbulent compressible flow and by introducing the thermal effect obtained by generating a temperature gradient between the upper and lower surfaces of the wing. The numerical simulation and the experiment show that the activation of the temperature gradient by cooling the upper side and by heating the lower side of the airfoil or wing leads to an increase of the range of operation, especially for high angles of attack near the separation angle.

Keywords: Micro Air –Vehicle, OpenFOAM, numerical simulation, thermal effect, 2D, 3D.

ملخص

في السنوات الأخيرة، كان هناك الاهتمام بتطوير الصغرى الطائرات بدون طيار بسبب العديد من مجالات التطبيقات وشهد أيضا بانخفاض تكلفة الإنتاج مقارنة بطائرات بدون طيار. ولكن مشكلة كبيرة لهذا النوع من الطائرات هو الحد هامش العملية بسبب انخفاض نسبة الرفع / عطل (الجودة) تتعلق بالهندسة وأبعاد محددة لهذا النوع من الطائرات التي تحبذ ظهور التدفق ثلاثي الأبعاد. والهدف من هذه الدراسة تحسين الأداء والخصائص الدينامية الهوائية بمحاكاة رقمية بالبرنامج في طائرة ثنائية الأبعاد والثلاثية الأبعاد الجناح NACA0012 باستخدام نموذج الشخصية الاضطراب

.RANS K- ω SST

قابل للضغط إدخال التأثير الحراري عن طريق توليد التدرج لدرجات الحرارة بين السطوح اثنين العلوي والسفلي المحاكاة العددية والتحقق التجريبي وتبين أن تفعيل الفرق في درجة الحرارة عن طريق التبريد الجانب الشفط والضغط من جانب التدفئة من الجنيح أو الجناح يؤدي إلى زيادة نطاق العملية، وخاصة بالنسبة للزوايا عالية من الهجوم بالقرب من زواوية قشر

Liste des figures

Figure I. 1 : Micro-drones à voilure fixe.....	4
Figure I. 2 : Micro-drone à voilure tournante.....	4
Figure I. 3 : Micro-drones à voilure vibrante.....	4
Figure I. 4 : Nombre de Reynolds pour différents types d'objets volant.....	5
Figure I.5 : C_L en fonction d'angles d'attaque sur une plaque plane rectangulaire $Re = 1 \times 10^5$ (à gauche) déférente forme d'aile en fonction allongements (à droite).....	6
Figure I.6 : Le dispositif expérimental de l'expérience de Kim [22].....	8
Figure I.7 : Micro-drone avec des ailes flexibles.....	9
FigureIII.1 : Equations de Navier-Stockes discrétisées sur OpenFoam.....	18
Figure III.2 : Structure basique d'un dossier de sur OpenFOAM.....	19
Figure III.3 : Exemple d'un dossier temporelle « 0 ».....	20
Figure III.4 : Exemple d'un dossier « constant ».....	21
Figure III.5 : Exemple d'un dossier « système ».....	21
FigureIII.6 : Entête du fichier blockMeshDict.....	22
FigureIII.7 : Ligne d'ouverture d'un fichier sur OpenFOAM.....	23
FigureIII.8 :Exemple d'un corps de fichier blockMeshDict associé à un programme en C++.....	23
FigureIII.9 : Ligne de fermeture d'un fichier sur OpenFOAM.....	23
FigureIII.10 : Profil d'aile NACA0012.....	28
FigureIII.11 : La console Terminal.	28
FigureIII.12 : Schéma explicatif du fichier .STL.....	28
Figure III.13 : Modèle 3D généré par l'octave.....	29
Figure III.14 : Maillage du domaine en 2D.....	31
FigureIII.15 : Maillage du domaine en 3D et sa projection sur le plan « z o x ».....	31

FigureIV.1 : Champ de Température chauffé à l'intrados et refroidi à l'extrados.....	33
FigureIV.2 : Profil de vitesse autour de NACA0012 avec et sans effet thermique en angle d'attaque nul ($\alpha=0^\circ$), $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$	34
FigureIV.3 : Répartition de pression autour de NACA0012 avec et sans effet thermique en angle d'attaque nul ($\alpha=0^\circ$), $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$	35
FigureIV.4 : Le coefficient de pression C_p le long du profil NACA0012, avec et sans effet thermique, $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$	36
FigureIV.5 : Profil de vitesse autour du profil en angle d'attaque $\alpha=15^\circ$	37
FigureIV.6 : Caractéristiques aérodynamique du profil NACA0012 avec et sans effet thermique en $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$	39
FigureIV.7 : Comparaison des coefficients de portance et l'expérience de Kim et al [22] en $M=0.018$ et $Re=1.67 \times 10^4$	40
FigureIV.8 :Caractéristiques aérodynamique du profil NACA0012 en 3D avec et sans effet thermique en $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$	42
FigureIV.9 : Profil de vitesse (ligne de courant) autour du NACA0012 en 3D avec effet thermique en $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$	43
FigureIV.10 : Champ de pression et de vitesse de l'aile 3D de profil NACA0012 en $\alpha=18^\circ$ avec effet thermique en $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$	45
Figure IV.11 : Les coefficients de pression tout au long de l'aile de profil NACA0012 avec et sans effet thermique en 3D à $\alpha=0^\circ$, $Mach=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$	46
FigureIV.12 : Différence des coefficients de pression sur l'extrados et l'intrados et sur le plan $Z=0.038$ (milieu de l'aile) sans et avec effet thermique pour $\alpha=0^\circ$, $M=0.045$ et $Re=3.8 \times 10^4$	47

Nomenclature

AR allongement ($AR=b^2/S$)

b	envergure de l'aile [m]
c	vitesse du son [m/s]
C	la corde de profil d'aile [m]
C_D	coefficient de traînée $C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S}$
C_f	coefficient de traînée $C_f = \frac{\tau_p}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}$
C_L	coefficient de portance $C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S}$
C_p	coefficient de pression $C_p = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}$
Cp	chaleur spécifique du gaz parfait a pression constante [J/Kg.K]
Cv	chaleur spécifique du gaz parfait a volume constant [J/kg.K]
D	force de trainée [N]
e	énergie interne [J/Kg]
E	énergie spécifique totale par unité de masse [J/kg]
J	la matrice jacobéenne
h	enthalpie [J/kg]
K	conductivité thermique [w/m.K]
k_t	energie cinétique turbulente [J/kg]
L	force de portance [N]
M_∞	nombre de Mach a l'infini amont $M_\infty = \frac{U_\infty}{c}$
P	pression statique [P_a]
P_r	nombre de Prandtl laminaire
P_{rt}	nombre de Prandtl turbulent
q_j	flux de chaleur [w/m^2]
R	constante universelle des gaz parfaits [J/kg.K.mol]
R	constante des gaz parfaits [J/kg.K] ; (r=cp-cv)
Re	nombre de Reynolds $Re = \frac{\rho UL}{\mu}$
S	Surface de référence de l'aile [m ²]

t	temps [s]
T	température [K]
u	vitesse[m/s]
u_τ	vitesse de frottement [m/s]
x	abscisse dans le plan physique (x,z)
y	la direction selon l'envergure de l'aile
y^+	ordonnée de paroi réduit $y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu}$
z	ordonnée dans le plan physique (x ,z)
α	angle d'attaque
ε	taux de dissipation de l'énergie turbulente K [m ² /s ³]
Φ	variable générique
γ	rapport des chaleurs spécifiques [$\gamma = \frac{c_p}{c_v}$]
Γ_t	diffusivité turbulente [Kg/m.s]
μ	viscosité dynamique [kg/m.s]
ν	viscosité cinématique ($\nu = \mu/\rho$) [m ² /s]
ρ	masse volumique [kg/m ³]
τ	tenseur des contraintes [Pa]
ω	taux de dissipation spécifique de l'énergie turbulente k_t [s ⁻¹]

Notations

()'	fluctuation
() ⁺	relatif à l'adimensionnement en variables de paroi
$\overline{(\)}$	moyenne d'ensemble
() _∞	relatif aux grandeurs à l'infini

ANNEXES

ANNEXE 1 : NACA2STL.m

```
NACA2STL.m x
#!/usr/bin/octave -qf
% ----- START OF INPUT PARAMETER REGION ----- %
% Foil geometry
c = 1; % Geometric chord length
s = 2; % Span (along y-axis)
alpha = 0; % Angle of attack (in radians)
NACA = [0 0 1 2]; % NACA 4-digit designation as a row vector;
% Surface resolution parameters
Ni = 1000; % Number of interpolation points along the foil
% ----- END OF INPUT PARAMETER REGION ----- %
% ----- LICENCE ----- %
% Copyrighted 2011, 2012 by Håkon Strandenes, hakostra@stud.ntnu.no
% This program is free software: you can redistribute it and/or modify
% it under the terms of the GNU General Public License as published by
% the Free Software Foundation, either version 3 of the License, or
% (at your option) any later version.
% This program is distributed in the hope that it will be useful,
% but WITHOUT ANY WARRANTY; without even the implied warranty of
% MERCHANTABILITY or FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE. See the
% GNU General Public License for more details.
% You should have received a copy of the GNU General Public License
% along with this program. If not, see <http://www.gnu.org/licenses/>.
% ----- %
% Create a vector with x-coordinates, camber and thickness
beta=linspace(0,pi,Ni);
x = c*(0.5*(1-cos(beta)));
z_c = zeros(size(x));
z_t = zeros(size(x));
theta = zeros(size(x));
% Values of m, p and t
m = NACA(1)/100;
p = NACA(2)/10;
t = (NACA(3)*10 + NACA(4))/100;
% Calculate thickness
% The upper expression will give the airfoil a finite thickness at the trailing
% edge, witch might cause trouble. The lower expression is corrected to give
% zero thickness at the trailing edge, but the foil is strictly speaking no
% longer a proper NACA airfoil.
% See http://turbmodels.larc.nasa.gov/naca4412sep_val.html
% http://en.wikipedia.org/wiki/NACA_airfoil
%z_t = (t*c/0.2) * (0.2969.*(x/c).^0.5 - 0.1260.*(x/c) - 0.3516.*(x/c).^2 + 0.2843.*(x/c).^3 - 0.1015.*(x/c).^4);
z_t = (t*c/0.2) * (0.2969.*(x/c).^0.5 - 0.1260.*(x/c) - 0.3516.*(x/c).^2 + 0.2843.*(x/c).^3 - 0.1036.*(x/c).^4);
% Calculate camber
if (p > 0)
% Calculate camber
z_c = z_c + (m.*x/p^2) .* (2*p - x/c) .* (x < p*c);
z_c = z_c + (m.*(c-x)/(1-p)^2) .* (1 + x/c - 2*p) .* (x >= p*c);
% Calculate theta-value
theta = theta + atan( (m/p^2) * (2*p - 2*x/c) ) .* (x < p*c);
theta = theta + atan( (m/(1-p)^2) * (-2*x/c + 2*p) ) .* (x >= p*c);
end
```



```

end

% Calculate coordinates of upper surface
Xu = x - z_t.*sin(theta);
Zu = z_c + z_t.*cos(theta);

% Calculate coordinates of lower surface
Xl = x + z_t.*sin(theta);
Zl = z_c - z_t.*cos(theta);

% Rotate foil to specified angle of attack
upper = [cos(alpha), sin(alpha); -sin(alpha), cos(alpha)] * [Xu ; Zu];
lower = [cos(alpha), sin(alpha); -sin(alpha), cos(alpha)] * [Xl ; Zl];

% Merge upper surface (NB: Assume that the trailing edge is sharp)
% (see comments w.r.t. thickness calculation above)
X_e = [ upper(1,:) upper(1,Nl) ];
Z_e = [ upper(2,:) upper(2,Nl) ];

% Merge lower surface (NB: Assume that the trailing edge is sharp)
% (see comments w.r.t. thickness calculation above)
X_i = [ lower(1,:) lower(1,Nl) ];
Z_i = [ lower(2,:) lower(2,Nl) ];

N = length(Xu);

% Triangulate the end surface
tri = [1, 2, N];
for i=2:Nl-1
    tri = [tri; i, i+1, N-i+2];
end

for i=Nl+1:N-1
    tri = [tri; i, i+1, N-i+2];
end

% Make it 3D
X_e = [X_e X_e];
Z_e = [Z_e Z_e];

% Make it 3D
X_i = [X_i X_i];
Z_i = [Z_i Z_i];

V = [(s/2)*ones(1,N) -(s/2)*ones(1,N)];

% Triangulate the second end surface
tri = [tri; tri(:,2)+N, tri(:,1)+N, tri(:,3)+N];

% Triangulate the top and bottom
for i=1:N-1
    tri = [tri; i, N+i, i+1];
end
tri = [tri; N, 2*N, 1];
for i=N+1:(2*N-1)
    tri = [tri; i, i+1, i-N+1];
end
tri = [tri; 2*N, N+1, 1];

% Open file
fo = fopen('extrados.stl', 'w');
ffo = fopen('intrados.stl', 'w');

```

ANNEXE 2 :blockMeshDict 2D

```
blockMeshDict x
-----* C++ *-----
\ \ \ \ \ F i e l d       | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
 \ \ \ \ \ O p e r a t i o n | Version: 2.1.0
  \ \ \ \ \ A n d           | Web: www.OpenFOAM.org
   \ \ \ \ \ M a n i p u l a t i o n |
-----*-----

FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  object       blockMeshDict;
}

// ***** //

convertToMeters 0.038;

vertices
(
  (-6 -0.05 -6)
  (16 -0.05 -6)
  (16 -0.05 6)
  (-6 -0.05 6)
  (-6 -0.15 -6)
  (16 -0.15 -6)
  (16 -0.15 6)
  (-6 -0.15 6)
);

blocks
(
  hex (0 1 2 3 4 5 6 7) (220 120 1) simpleGrading (1 1 1)
);

edges
(
);

boundary
(
  topAndBottom
  {
    type patch;
    faces
    (
      (2 3 7 6)
      (0 1 5 4)
    );
  }

  inlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (3 0 4 7)
    );
  }

  outlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (1 2 6 5)
    );
  }

  front
  {
    type empty;
    faces
    (
      (4 5 6 7)
    );
  }

  back
  {
    type empty;
    faces
    (
      (0 3 2 1)
    );
  }
);

mergePatchPairs
(
);

// ***** //
```

ANNEXE 3 :blockMeshDict 3D

```
blockMeshDict x
/*-----* C++ *-----*/
\ \ \ \ \ Field | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\ \ \ \ \ Operation | Version: 2.1.0
\ \ \ \ \ And | Web: www.OpenFOAM.org
\ \ \ \ \ Manipulation |
/*-----*/
FoamFile
{
  version 2.0;
  format ascii;
  class dictionary;
  object blockMeshDict;
}

// ***** //

convertToMeters 0.038;

vertices
(
  (-6 6 -6)
  (12 6 -6)
  (12 6 6)
  (-6 6 6)
  (-6 -6 -6)
  (12 -6 -6)
  (12 -6 6)
  (-6 -6 6)
);

blocks
(
  hex (0 1 2 3 4 5 6 7) (120 80 80) simpleGrading (1 1 1)
);

edges
(
);

boundary
(
  topAndBottom
  {
    type patch;
    faces
    (
      (2 3 7 6)
      (0 1 5 4)
    );
  }

  inlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (3 0 4 7)
    );
  }

  outlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (1 2 6 5)
    );
  }

  front
  {
    type symmetryPlane;
    faces
    (
      (4 5 6 7)
    );
  }

  back
  {
    type symmetryPlane;
    faces
    (
      (0 3 2 1)
    );
  }
);

mergePatchPairs
(
);

// ***** //
```

ANNEXE 4 :snappyHexMeshDict

```
snappyHexMeshDict x
geometry
{
    extrados.stl
    {
        type triSurfaceMesh;
        name extrados;
    }
    intrados.stl
    {
        type triSurfaceMesh;
        name intrados;
    }

    refinementBox
    {
        type searchableBox;
        min (-0.1 -0.15 -0.12);
        max ( 0.2  0  0.12);
    }
};

// Settings for the castellatedMesh generation.
castellatedMeshControls
{
    // Refinement parameters
    // ~~~~~

    // If local number of cells is >= maxLocalCells on any processor
    // switches from from refinement followed by balancing
    // (current method) to (weighted) balancing before refinement.
    maxLocalCells 1000000;

    // Overall cell limit (approximately). Refinement will stop immediately
    // upon reaching this number so a refinement level might not complete.
    // Note that this is the number of cells before removing the part which
    // is not 'visible' from the keepPoint. The final number of cells might
    // actually be a lot less.
    maxGlobalCells 1000000;

    // The surface refinement loop might spend lots of iterations refining just
    // a few cells. This setting will cause refinement to stop if <=
    // minimumRefine are selected for refinement. Note: it will at least do one
    // iteration (unless the number of cells to refine is 0)
    minRefinementCells 1;

    // Number of buffer layers between different levels.
    // 1 means normal 2:1 refinement restriction, larger means slower
    // refinement.
    nCellsBetweenLevels 15;

    // Explicit feature edge refinement
    // ~~~~~

    // Specifies a level for any cell intersected by its edges.
    // This is a featureEdgeMesh, read from constant/triSurface for now.
    features
    (
        {
            file "extrados.eMesh";
            level 3;
        }
        {
            file "intrados.eMesh";
            level 3;
        }
    )
};
```

```

// Specifies two levels for every surface. The first is the minimum level,
// every cell intersecting a surface gets refined up to the minimum level.
// The second level is the maximum level. Cells that 'see' multiple
// intersections where the intersections make an
// angle > resolveFeatureAngle get refined up to the maximum level.

refinementSurfaces
{
  extrados
  {
    // Surface-wise min and max refinement level
    level (3 3);
  }
  intrados
  {
    // Surface-wise min and max refinement level
    level (3 3);
  }
}

// Resolve sharp angles on fridges
resolveFeatureAngle 90;

// Region-wise refinement
// -----

// Specifies refinement level for cells in relation to a surface. One of
// three modes
// - distance. 'levels' specifies per distance to the surface the
// wanted refinement level. The distances need to be specified in
// descending order.
// - inside. 'levels' is only one entry and only the level is used. All
// cells inside the surface get refined up to the level. The surface
// needs to be closed for this to be possible.
// - outside. Same but cells outside.

```

```

layers
{
  "extrados.*"
  {
    nSurfaceLayers 6;
  }
  "intrados.*"
  {
    nSurfaceLayers 6;
  }
}

// Expansion factor for layer mesh
expansionRatio 2;

// - Wanted thickness of final added cell layer. If multiple layers
// is the
// thickness of the layer furthest away from the wall.
// Relative to undistorted size of cell outside layer.
// is the thickness of the layer furthest away from the wall.
// See relativeSizes parameter.
finalLayerThickness 0.6;

// - Minimum thickness of cell layer. If for any reason layer
// cannot be above minThickness do not add layer.
// Relative to undistorted size of cell outside layer.
// See relativeSizes parameter.
minThickness 0.1;

// - If points get not extruded do nGrow layers of connected faces that are
// also not grown. This helps convergence of the layer addition process
// close to features.
// Note: changed(corrected) w.r.t 17x! (didn't do anything in 17x)
nGrow 0;

meshQualityControls
{
  // - Maximum non-orthogonality allowed. Set to 180 to disable.
  maxNonOrtho 45;

  // - Max skewness allowed. Set to <0 to disable.
  maxBoundarySkewness 2;
  maxInternalSkewness 2;

  // - Max concaveness allowed. Is angle (in degrees) below which concavity
  // is allowed. 0 is straight face, <0 would be convex face.
  // Set to 180 to disable.
  maxConcave 80;

  // - Minimum pyramid volume. Is absolute volume of cell pyramid.
  // Set to a sensible fraction of the smallest cell volume expected.
  // Set to very negative number (e.g. -1E30) to disable.
  minVol 1e-13;

  // - Minimum quality of the tet formed by the face-centre
  // and variable base point minimum decomposition triangles and
  // the cell centre. Set to very negative number (e.g. -1E30) to
  // disable.
  // <0 = inside out tet,
  // 0 = flat tet
  // 1 = regular tet
  minTetQuality 1e-30;

  // - Minimum face area. Set to <0 to disable.
  minArea -1;

  // - Minimum face twist. Set to <-1 to disable. dot product of face normal
  // and face centre triangles normal
  minTwist 0.05;
}

```

ANNEXE 5 :surfaceFeatureExtractDict

```
surfaceFeatureExtractDict x
//
extrados.stl
{
  // How to obtain raw features (extractFromFile || extractFromSurface)
  extractionMethod  extractFromSurface;

  extractFromSurfaceCoeffs
  {
    // Mark edges whose adjacent surface normals are at an angle less
    // than includedAngle as features
    // - 0 : selects no edges
    // - 180: selects all edges
    includedAngle  180;
  }

  // Write options

  // Write features to obj format for postprocessing
  writeObj          yes;
}
intrados.stl
{
  // How to obtain raw features (extractFromFile || extractFromSurface)
  extractionMethod  extractFromSurface;

  extractFromSurfaceCoeffs
  {
    // Mark edges whose adjacent surface normals are at an angle less
    // than includedAngle as features
    // - 0 : selects no edges
    // - 180: selects all edges
    includedAngle  180;
  }
}
```





République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université SAAD DAHLEB de Blida
Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales



Soutenance du mémoire pour l'obtention du diplôme de
Master EN Aéronautique
Option: Propulsion Avion

***Etude de l'effet thermique sur les performances
aérodynamiques des micro-drones pour une
configuration tridimensionnelle***

Présenté par :

Mr . MEHENNI Mehdi Abderaouf
Mr .Maouchi Mohamed

Dirigé par :

Mr . BEKKA Nadir.

Assisté par:

Mr. Neche Ahmed
Mr.Renane Rachid

Devant le Jury :

Président de jury : Mr. Elhertsi Abdellah

Examineur : Mr. Kebbab Hakim
Mr. Allouche Rachid

29 Octobre 2016

Plan de travail

● Introduction

Introduction , Problématique, Hypothèses, Objectifs, Méthodologie

● Fondements théoriques

Généralités sur les micro-drones, Mise en équations

● Mise en oeuvre

Choix de l'outil, présentation de l'outil, Démarche de resolution, Résultats

● Conclusion



INTRODUCTION

Introduction

Introduction

Problématique

Hypothèses

Objectifs

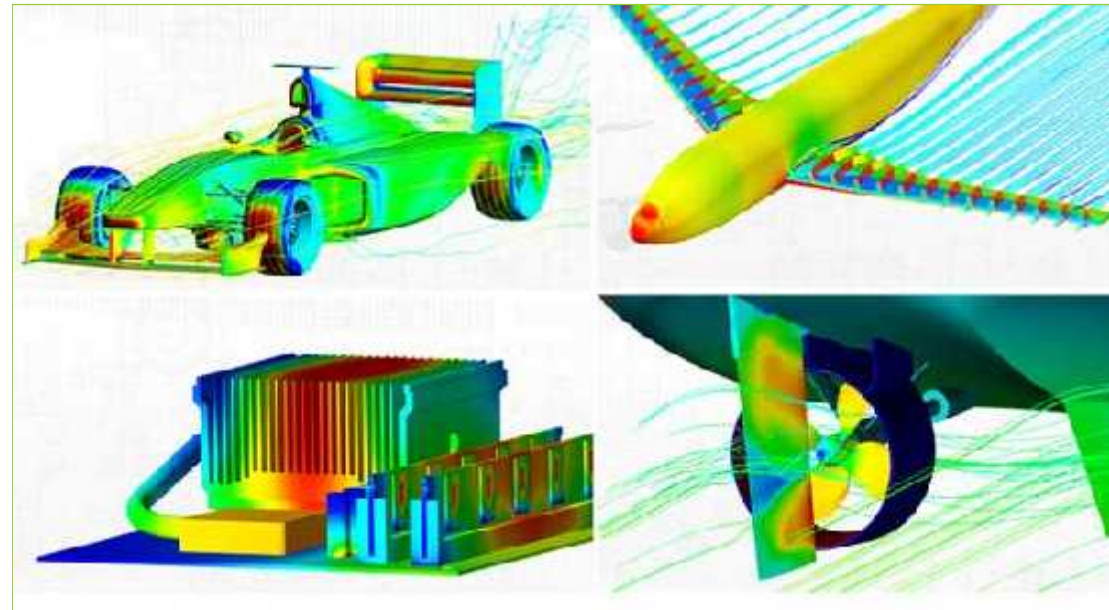
Méthodologie

L'aérodynamique est un domaine d'actualité et toujours en évolution continue. La physique des écoulements à bas nombre de Reynolds est l'un des domaines de ce dernier étant en perpétuelle développement, l'étudier demande beaucoup de maîtrise mathématique et de savoir physique ainsi que le savoir numérique, majoritairement l'expérience coûte cher donc on utilise des codes de calculs numériques qui nous donnent une approximation et une image assez réelle des résultats souhaités.

La stabilité et la fiabilité des résultats obtenus par ces codes reposent sur le bon choix des méthodes numériques et des approches mathématiques utilisées, car chaque phénomène ou chaque cas physique a son propre approche que se soit le choix de schéma numérique, la méthodes de discrétisation, et de bien choisir les conditions initiales et aux limites.

Et d'une autre part, il faut bien choisir le code de calcul. même si la structure des codes est presque la

même (Prétraitement, solveur, Post-traitement) mais chaque code a ces avantages et ces inconvénients, les codes les plus connus sont *ANSYS Fluent*, *XFLR*, *CFX*, *COSMOS* et *OpenFOAM*. Ce dernier est un code open source, c'est-à-dire on peut effectuer et lui apporter des modifications dans ces propre solveurs.



Introduction

Introduction

Problématique

Hypothèses

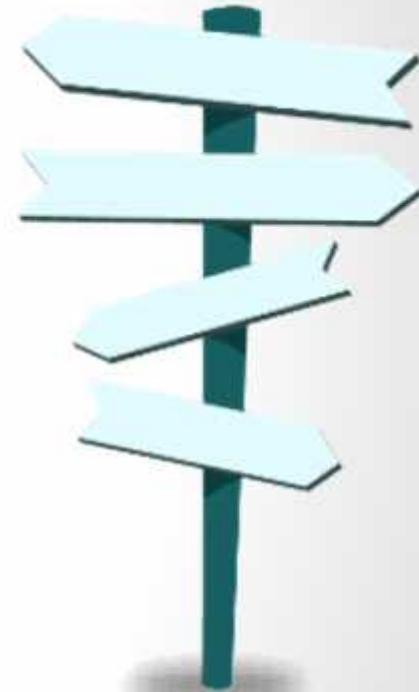
Objectifs

Méthodologie

Au cours des ces dernières années, il y a eu des efforts concertés pour développer des micro-drones **MAV (Micro-Air-Vehicles)** . Sachant que ce type d'avions souffre beaucoup de la limitation de la marge de fonctionnement à cause de leur faible rapport **portance/trainée (finesse)** .

Face à cette situation, la problématique suivante se pose :

- Quelle est l'influence de la géométrie des micro-drones sur leur fonctionnement, leur stabilité et leur finesse ?
- Quelle sont les solutions proposées ? Et comment peut-on les appliquer?
- Est-ce que une configuration bidimensionnelle(**2D**) est suffisante ou il faut une configuration tridimensionnelle(**3D**) ?
- Comment peut-on simuler *les performances aérodynamiques des micro-drones avec des codes de calculs ? Et quelle sont les critères suivis pour choisir le bon code ?*
- *Est-ce que la simulation numérique est suffisante ou il faut une expérience pour la valider?*



Introduction

Introductions

Problématique

Hypothèses

Objectifs

Méthodologie

A travers la problématique de notre travail dérivent ces hypothèses :

- Pour les profils d'ailes et les ailes à petite échelle et à bas nombre de Reynolds équipant les micro drones, un écart thermique entre l'intrados et l'extrados de l'aile peut créer une portance même pour un profil symétrique à un angle d'attaque nul et peut retarder le phénomène de décrochage.
- De plus, ce gradient de température diminue la traînée et augmente la finesse.



Introduction

Introduction

Problématique

Hypothèses

Objectifs

Méthodologie

L'objectif de ce mémoire est :

- Comprendre les phénomènes physiques qui caractérisent ce type d'avions d'une façon générale.
- Développer des technologies visant à améliorer les performances aérodynamiques d'un micro-drone principalement sa finesse (L/D) afin de le rendre davantage efficace, contrôlable et stable en vol
- *Faire une comparaison entre les résultats obtenus par le code de calcul et les résultats expérimentaux.*



Introduction

Introduction

Problématique

Hypothèses

Objectifs

Méthodologie

Pour répondre aux objectifs fixés, nous avons organisé notre travail selon trois étapes principales :

1

Extraire la géométrie de notre aile en **3D** à partir d'un programme MATLAB dont on va créer un premier maillage optimisé et raffiné en **2D**, ensuite en **3D** à partir des commandes d'OpenFOAM, blockMesh et snappyHexMesh

Choisir la méthode numérique pour la discrétisation des équations gouvernant notre phénomène physique. En suite , déterminer le solveur ainsi que le modèle de turbulence que nous allons utiliser pour résoudre notre problème.

2

3

Une première campagne de calcul et de validation est consacrée au cas **2D** sans et avec effet thermique. Ensuite, le calcul sera étendu au cas **3D** d'une aile rectangulaire de faible allongement et ayant comme géométrie de base le profil **NACA0012**.



FONDEMENTS THÉORIQUES

Fondements théoriques

Généralités sur les micro-drones

Synthèse bibliographique

Mise en équations

Auparavant, les chercheurs ont donné beaucoup d'importance aux écoulements à hauts nombres de Reynolds $R \geq 5 \cdot 10^5$, La prédominance de ces recherches (écoulement autour d'un profil d'aile) a été motivée par leurs applications dans le domaine commercial et militaire.

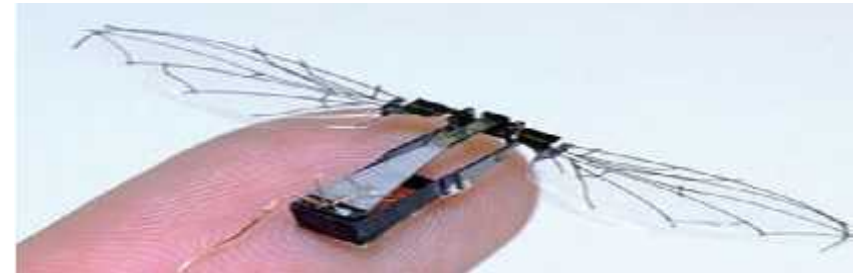
En effet, de nos jours les études aérodynamiques, numériques ou expérimentales, ont porté intérêt vers les véhicules volants à bas nombres de Reynolds. tels que, les planeurs, les éoliennes, les drones et les micro-drones **MAV (Micro-Air-Vehicles)**.



Les micro-drones MAV :

Un micro-drone est un drone de taille réduite. Les micro-drones représentent la **3^{ème}** génération de drones. On les nomme parfois **MAV (Micro air vehicle)** présente les caractéristiques suivantes : une masse inférieure à **5 kg** et une envergure inférieure à **0,7 m**

Les micro-drones, peuvent être classés en trois catégories principales selon leur mode de sustentation : **voilure fixe**, **voilure tournante** et **voilure battante** ou **vibrante**.



Fondements théoriques

Généralités sur les micro-drones

Mise en équations

Méthodes de vol et applications :

Selon la taille du micro-drone, qui est petite, ce sont généralement des véhicules à rotors (ou voilure tournante) qui utilisent des ailes fixes et des hélices. Pour les micro-drones plus petits, volant à un nombre de Reynolds plus faible, la mécanique du vol des insectes devient intéressante.

Les bénéfices potentiels des micro-drones sont extrêmement prometteurs. Leurs applications possibles comprennent notamment la détection de drogues ou de poisons, la recherche et le sauvetage dans des bâtiments en feu ou après des catastrophes naturelles. D'autres applications militaires sont la reconnaissance et la surveillance.



Fondements théoriques

Généralités sur les micro-drones

Mise en équations

La simulation numérique d'un problème de mécanique des fluides, en particulier le domaine lié à l'aérodynamique externe passe forcément par la formulation mathématique puis par la résolution numérique des équations gouvernant le problème physique. On considère notre écoulement ,un écoulement visqueux gouverné par le système d'équations de **Navier-Stokes**. Ces dernières sont uniquement celles qui expriment la variation de la quantité de mouvement auxquelles on y ajoute les équations de conservation de la masse et de l'énergie.

La valeur faible d'allongement favorise l'apparition d'un écoulement tridimensionnel qui génère des turbulence marginaux qui influe sur la stabilité des calcule et la convergence de la solution. Donc on introduit des modèles de turbulence dans notre calcul pour le stabiliser.

On a utilisé le modèle de turbulence **RANS** de type **K-w SST** car il est le plus fiable en qualité de calcul de turbulence près et loin des parois.

MISE EN ŒUVRE

Mise en œuvre

Choix de l'outil

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

Plusieurs problèmes d'aérodynamiques sont gouvernés par des équations complexes et difficiles à résoudre. Pour cela la simulation numérique intervient fortement pour faciliter leurs résolutions en remplaçant les essais expérimentaux en soufflerie.

The logo for OpenFOAM, featuring the word "Open" in a black sans-serif font, a blue downward-pointing triangle, and the word "FOAM" in a black sans-serif font.

Le choix a été fixé sur l'utilisation d'un outil de simulation numérique libre et totalement ouvert, **OpenFOAM**. Ce dernier est intéressant à plusieurs égards, c'est une bibliothèque écrite dans un langage de programmation objet (**C++**).

La validation du code a été réalisée par de nombreux travaux de thèse dans différents domaines de la mécanique des fluides numériques tels que les méthodes numériques, les écoulements diphasiques, ou encore les simulations d'écoulements turbulents et laminaires.

Mise en œuvre

Choix de l'outil

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

En premier lieu, il peut être utile de bien préciser la définition de l'outil *OpenFOAM*. Voici donc une partie qui s'appuie sur les différentes caractéristiques de cet outil .

Domaines d'applications :

OpenFOAM, comme tout logiciel de CFD, est utilisé dans plusieurs domaines de la recherche scientifique, telle que la médecine, l'architecture, l'aéronautique, la construction d'automobiles, ou encore dans la finance. Beaucoup d'entreprises ont choisi ce logiciel à cause de sa souplesse et son adaptation facile.

Les fonctionnalités d'OpenFOAM :

Le logiciel est considéré comme une boîte à outils **CFD**, avec 200 programmes totalement accessibles.

- ❖ **Mailler** : *OpenFOAM* permet de faire des maillages entièrement structurés par l'utilitaire « **blockMesh** », ou de type non structuré par « **snappyHexMesh** » qui est un outil qui permet, à partir d'une simple géométrie 3D, de mailler le domaine qui l'entoure en quelques opérations seulement . Il permet aussi de travailler à partir de maillages faits depuis d'autres logiciels comme **Gambit**.
- ❖ **Faire de la CFD** : *OpenFOAM* est donc capable de résoudre les équations de la mécanique des fluides via des solveurs basés sur la méthode des volumes finis, pour des écoulements stationnaires, instationnaires, compressibles, incompressibles, transfert thermique, combustion, multi-phasique, ... etc.

Mise en œuvre

Introduction

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

- ❖ **Post-traiter** : pour le post traitement, OpenFOAM utilise des fonctions en forme de programme qui permettent de calculer à partir des résultats obtenus les différents paramètres comme les coefficients de pression, de portance et de trainée.

Les avantages d'OpenFOAM:

Les points forts d'un logiciel open source sont très loin de ce que beaucoup de gens pensent. La communauté des développeurs est très active, et l'utilisateur n'a pas besoin d'attendre pour recevoir les nouveautés d'**OpenFOAM**, sans parler de l'aide qu'on peut avoir sur n'importe quel sujet à n'importe quel moment.

- ❖ **La gratuité** : Le principal avantage d'*OpenFOAM* est bien entendu sa gratuité, qui n'est pas négligeable devant le coût excessif des licences des logiciels de la *CFD*.
- ❖ **La puissance** : *OpenFOAM* est également un outil puissant qui contient des algorithmes intelligents permettant de réduire le temps de calcul en fonctionnant sous forme de pas de temps dans lequel chaque grandeur a un nombre propre d'itérations.

Mise en œuvre

Introduction

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

- ❖ **Accès aux sources** : L'utilisateur à l'avantage de modifier ou créer ses propres programmes qui conviennent au cas étudié.
- ❖ **Facilité de programmer des équations** : Par exemple l'équation de *Navier-Stokes* peut s'écrire sous la forme :

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla \cdot \phi U - \nabla \cdot \mu \nabla U = - \nabla p$$

Alors que, le schéma équivalent de l'équation dans la logique d'*OpenFOAM* est :

```
solve
(
  fvm::ddt(rho, U)
+ fvm::div(phi, U)
- fvm::laplacian(mu, U)
=
- fvc::grad(p)
);
```


Mise en œuvre

Introduction

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

Les inconvénients d'OpenFOAM :

Malgré la grande revendication et l'accroissement de la communauté des développeurs, *OpenFOAM* n'a pas plu aux utilisateurs débutants.

- ❖ **La complexité** : Le principal défaut d'*OpenFOAM* est sans aucun doute sa grande complexité qui peut repousser aux premiers abords les personnes inexpérimentées et nécessite un temps pour la prise en main. En plus de sa *OpenFOAM* ne bénéficie pas d'une interface graphique.
- ❖ **Le système d'exploitation** : Malgré que pour un programmeur expert cela peut être un avantage, *OpenFOAM* étant sous Linux, il peut être long pour un débutant de prendre en main ce système d'exploitation.

Les solveurs :

La notion de solveur est fondamentale en ce qui concerne *OpenFOAM*, la première chose à se demander est celle du solveur à utiliser. Il n'y a pas besoin de choisir les équations à résoudre, comme pour Fluent, mais uniquement celui de choisir le bon solveur. On trouve dans l'UserGuide d'*OpenFOAM* tous les solveurs qui peuvent être pour les problèmes de la *CFD*.

Mise en œuvre

Introduction

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

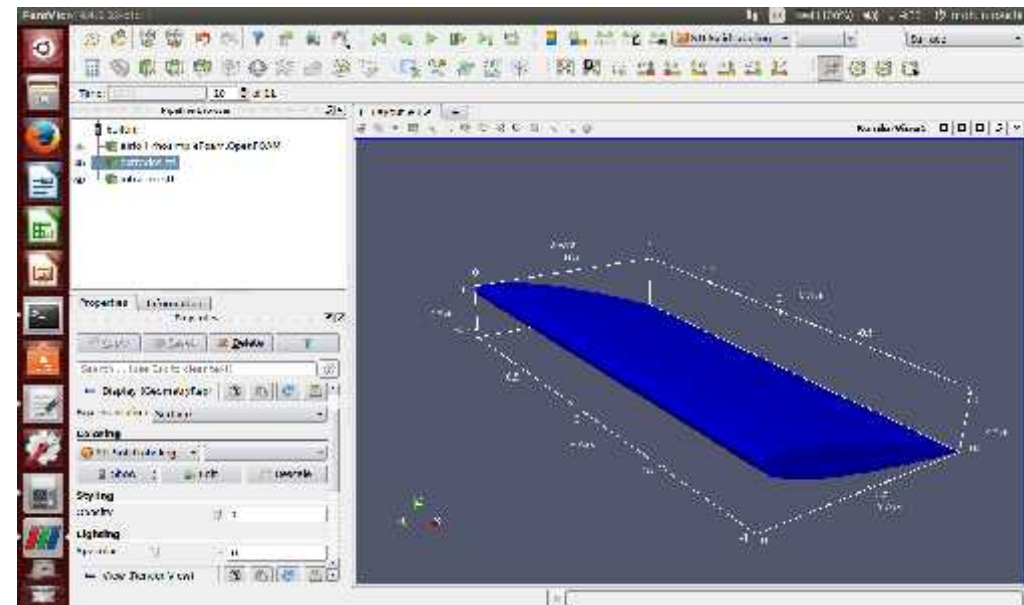
La démarche de résolution :

On a vu au par avant que le problème réside dans la limitation de la plage de fonctionnement des MAV, pour résoudre ce problème ,il faut diminuer et augmenter la pression, respectivement sur l'extrados et l'intrados de profil d'aile ou de l'aile. Comme la pression est proportionnelle à la température via l'équation d'état des gaz parfaits, l'idée de base est d'introduire l'effet thermique par diminution et augmentation de la température respectivement, sur l'extrados et l'intrados : refroidissement et réchauffement.

La géométrie à mettre en œuvre :

Dans cette présente étude, on s'intéresse seulement aux profils symétriques dont la ligne moyenne se confond avec la corde du profil et pour ça on a choisi le profil symétrique **NACA0012** d'un MAV de 3,81 cm de corde et d'allongement AR=2.

Afin, d'avoir la géométrie du profile d'aile ou de l'aile on a utilisé MATLAB, un fichier octave a été généré pour qu'on puisse créer un fichier **.stl** qui constitue l'aile de type **NACA0012**.



Mise en œuvre

Introduction

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

Le type d'écoulement mis en jeu :

Dans cette étude, l'écoulement est physiquement considéré comme incompressible permanent. Cependant, la faible valeur d'allongement favorise un écoulement tridimensionnel, et la technique basée sur la génération d'un écart thermique entre l'intrados et l'extrados conduit vers une variation de la masse volumique, donc l'écoulement n'est plus incompressible.

Le choix d'un solveur compressible est indispensable car il permet de coupler la température à la pression. L'introduction des modèles de turbulence malgré la prédominance du caractère laminaire (faibles nombres de Reynolds) permet de résoudre les problèmes de divergence qui peuvent avoir lieu pour les angles d'attaques élevés.

C'est pourquoi on a utilisé le solveur **rhoSimpleFoam** développé spécialement pour un cas compressible et stationnaire.

Mise en œuvre

Introduction

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

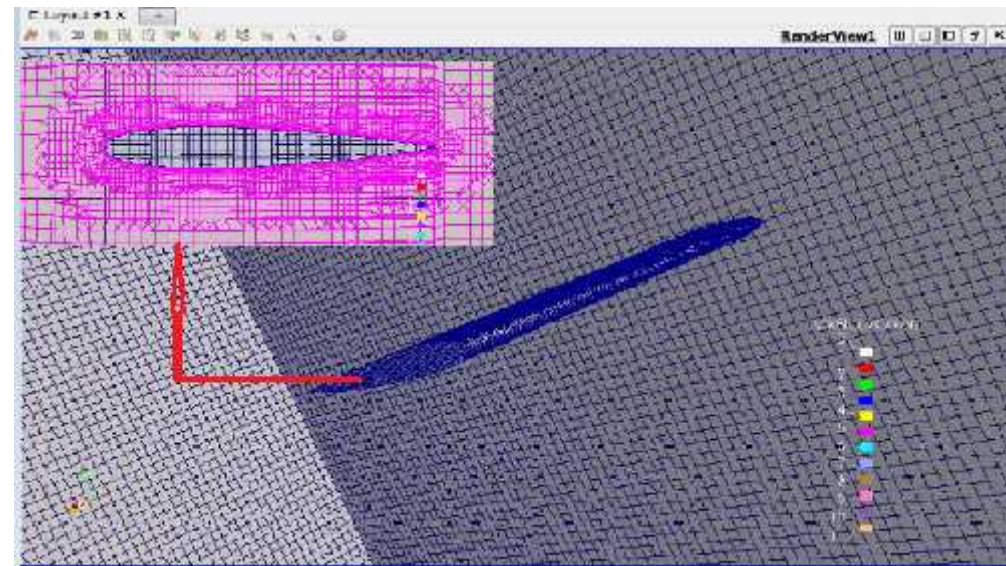
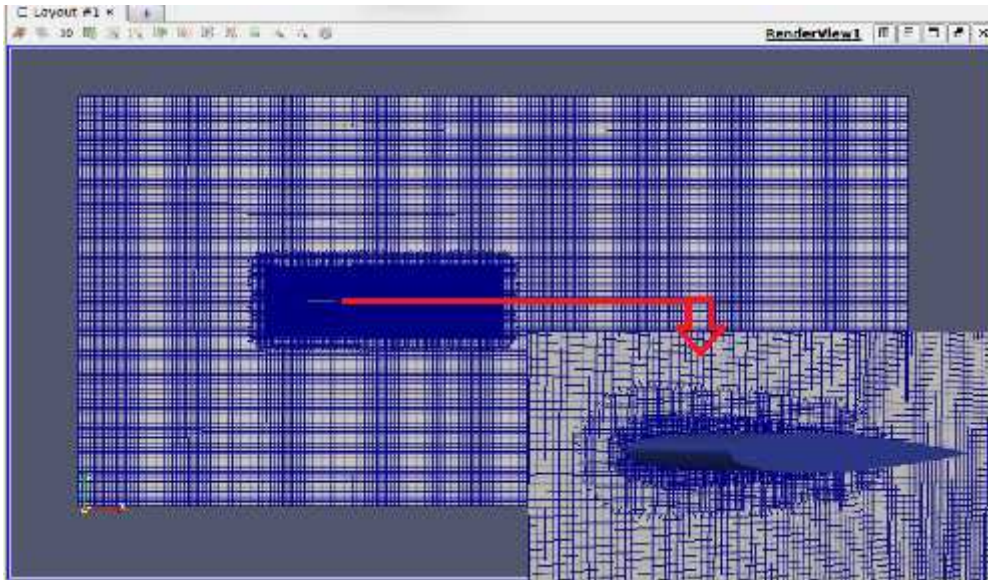
Résultat

Création de maillage primaire par blockMeshDict :

blockMeshDict est une commande essentielle pour la création de maillages pour le domaine à étudier que ce soit en 2D ou 3D, contenant les points de frontières du domaine et les liaisons entre tous points en créant ainsi les limites du domaine.

Raffinement par snappyHexMeshDict :

La commande snappyHexMesh permet d'insérer notre géométrie dans le maillage primaire via la commande surfaceFeatureExtract et ainsi raffiner notre maillage aux alentours de la géométrie.



Mise en œuvre

Introduction

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

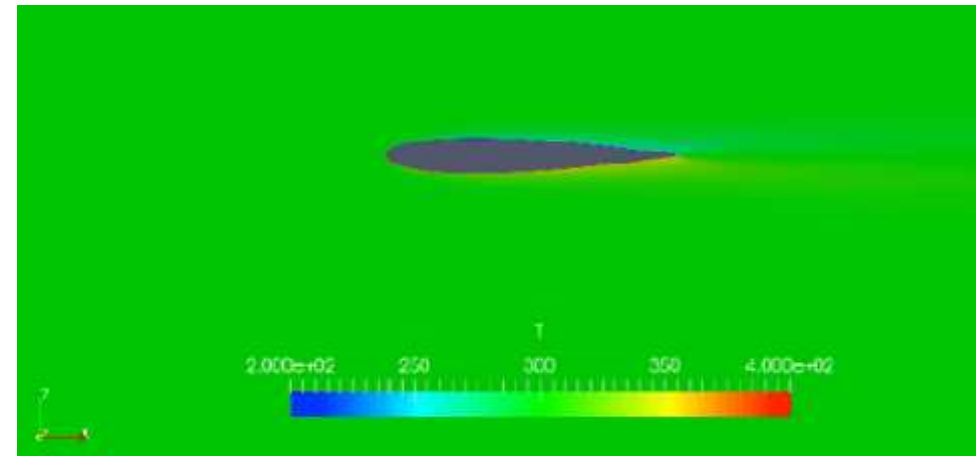
Afin de mettre en évidence l'impact de l'effet thermique sur le champ d'écoulement, Deux calculs ont été effectués avec et sans effet thermique pour le cas 2D, et deux autres pour le cas 3D.

Le profil 2D :

On a simulé l'écoulement d'air 2D autour du profil d'aile NACA0012, le nombre de Mach est de $M=0.045$ d'environ 15,62 m/s , une pression de 101325 Pa et une température externe de 300 K° en deux calculs:

- ❖ le premier sans effet thermique, notre profil d'ail 2D est avec une température égale a la température ambiante de 300K°

- ❖ le deuxième avec un effet thermique, l'intrados chauffé a $T_i=400K^\circ$ et l'extrados refroidi jusqu'à $T_e=200K^\circ$ sachant que la température ambiante est toujours de 300K° .



Mise en œuvre

Introduction

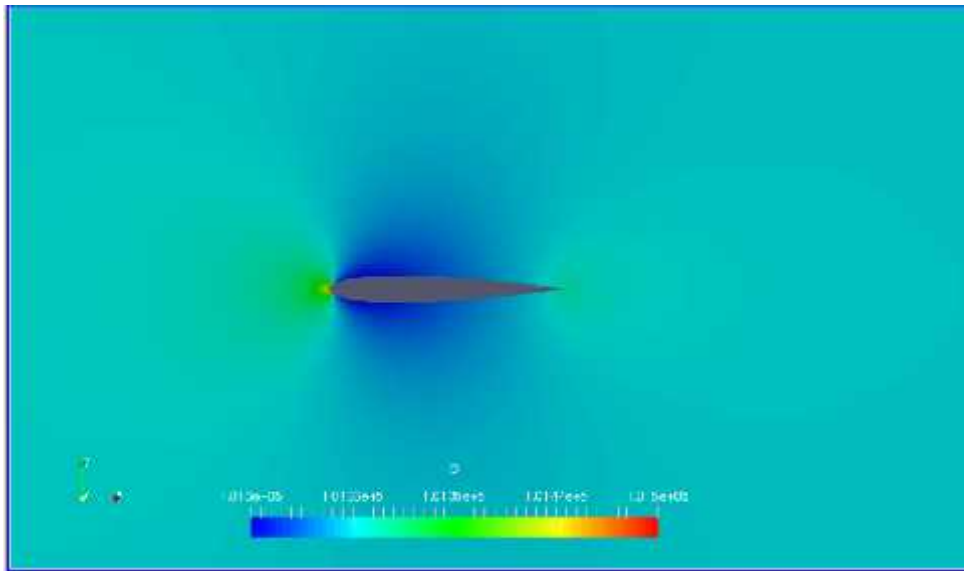
Présentation de l'outil

La démarche de résolution

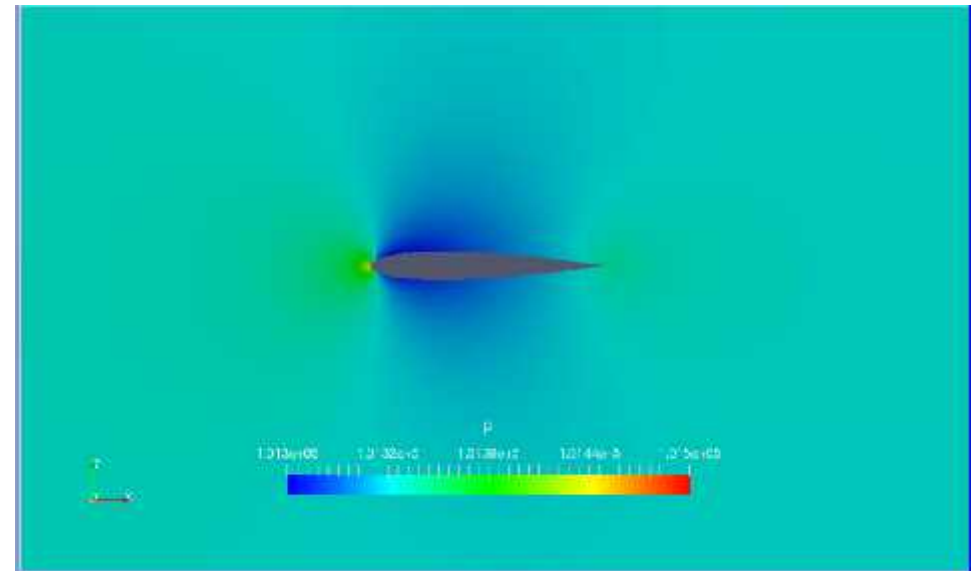
Résultat

Résultats et discussions

La pression



A. Sans effet thermique



B. Avec effet thermique

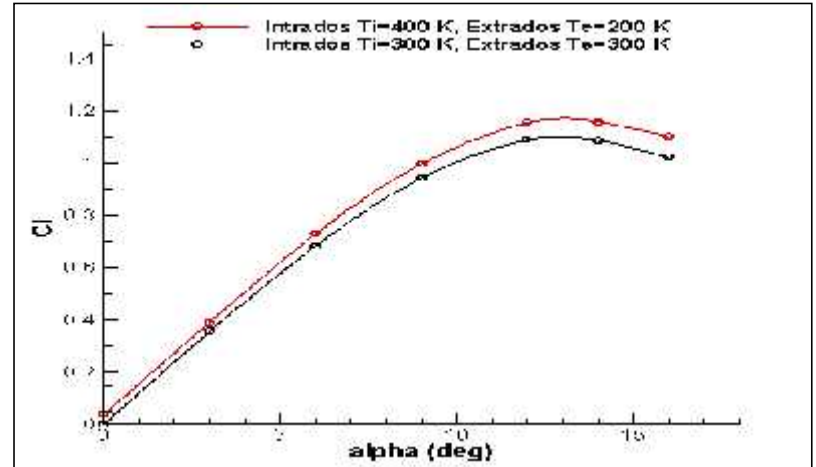
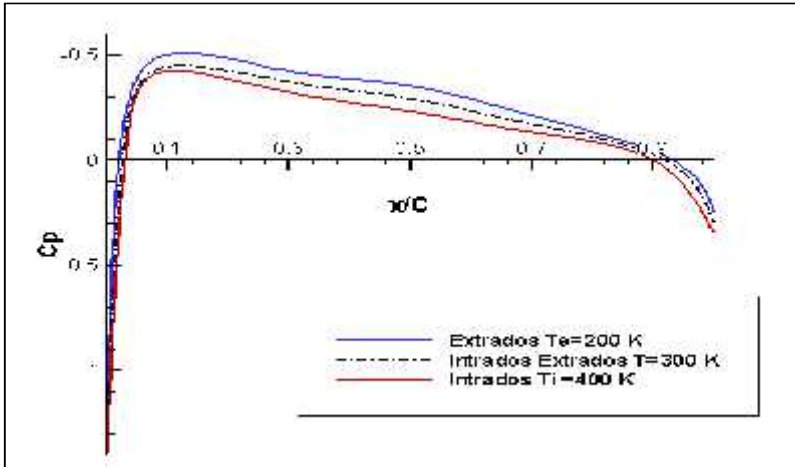
Mise en œuvre

Introduction

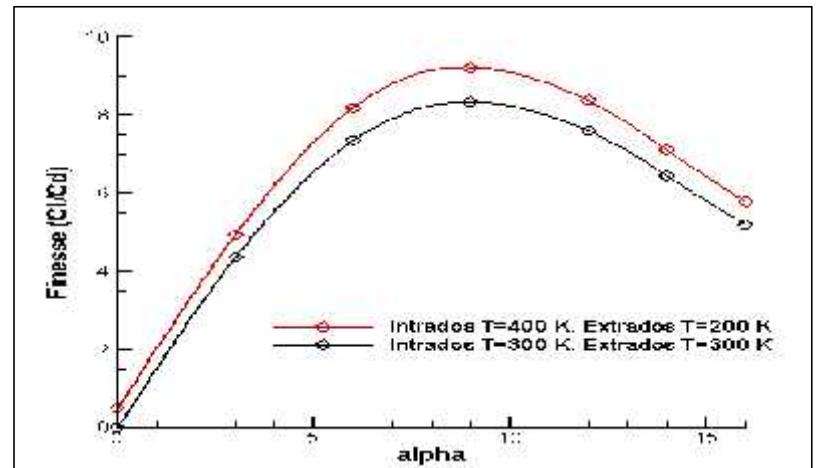
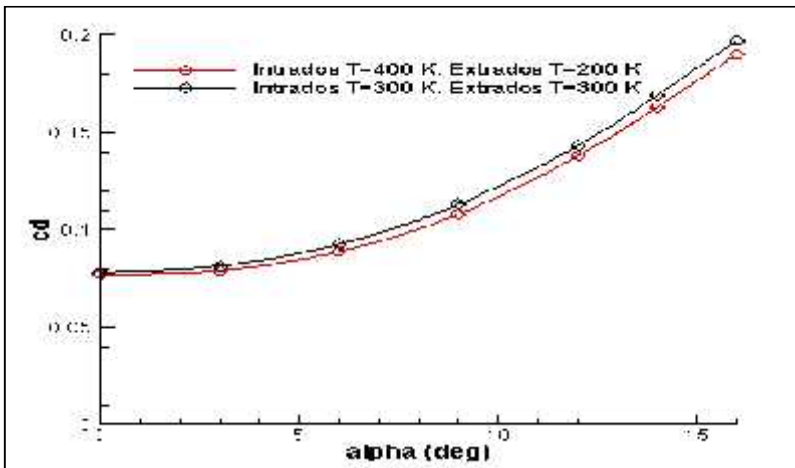
Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat



*Les caractéristiques
aérodynamiques*



Mise en œuvre

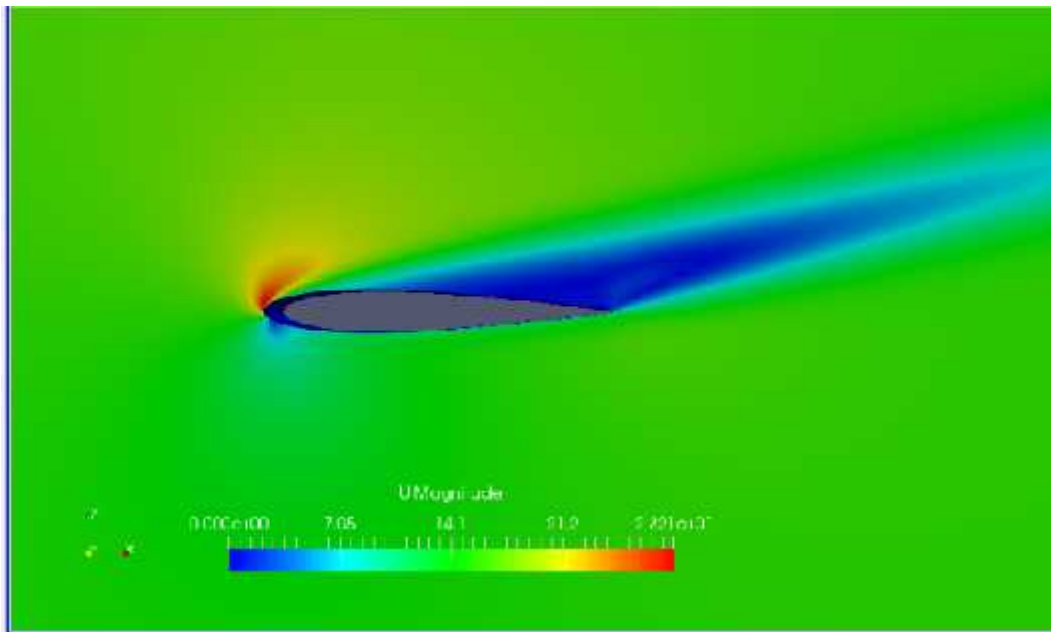
Introduction

Présentation de l'outil

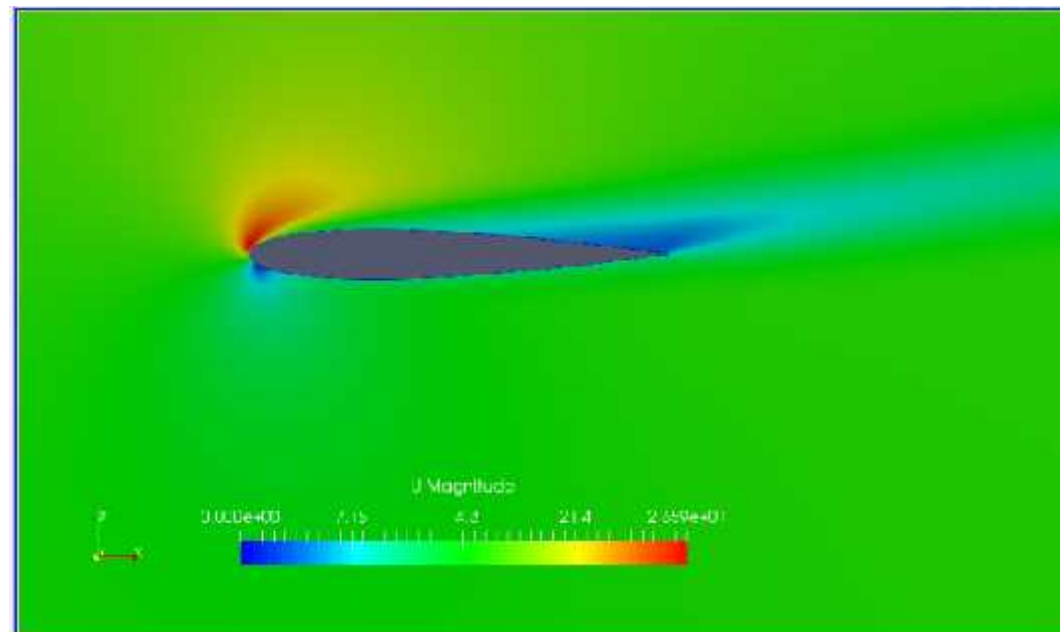
La démarche de résolution

Résultat

Profil de vitesse autour du profil en angle d'attaque $\alpha=15^\circ$



A. Sans effet thermique



B. Avec effet thermique

Mise en œuvre

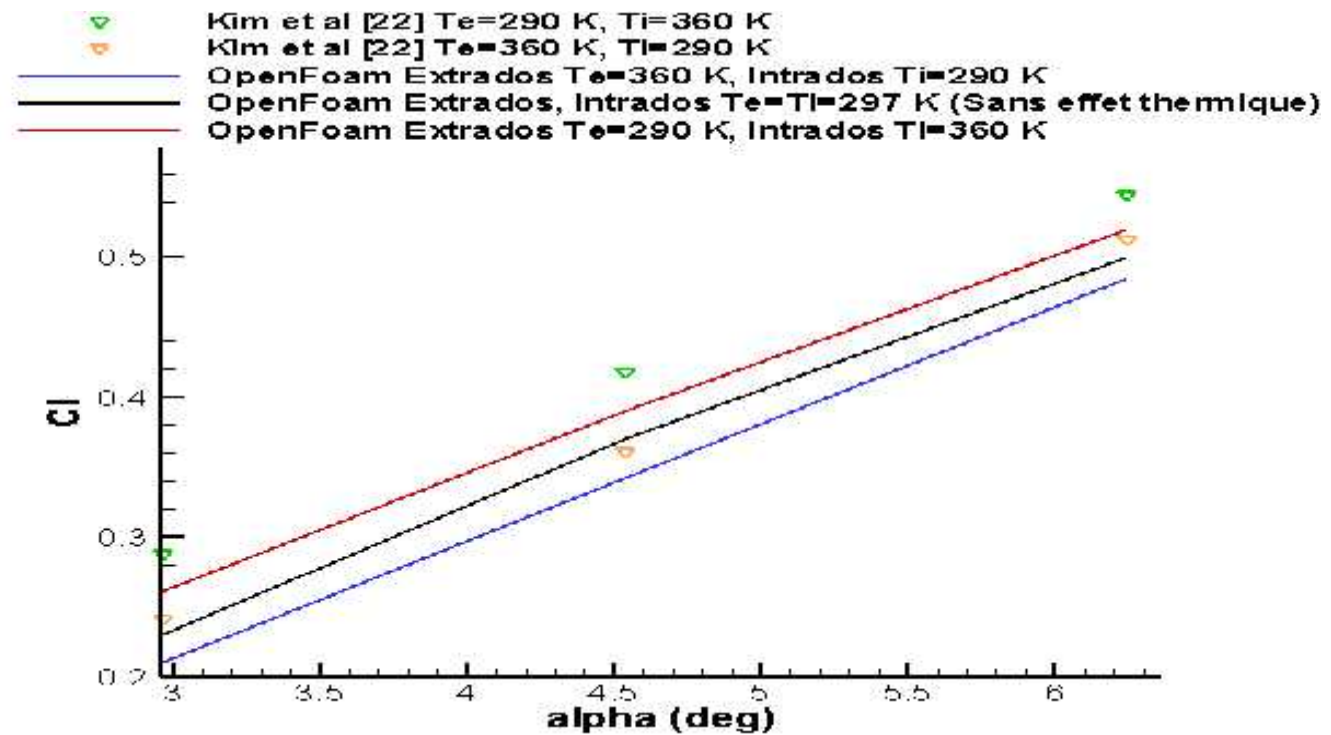
Introduction

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

La validation avec l'expérience de kim et al



La simulation de l'aile en 3D :

On a utilisé les mêmes étapes de calcul que l'on a fait dans le cas 2D. Le calcul 3D est utilisé pour la validation de la solution et est-ce que elle est réellement faisable. Car un calcul 2D est insuffisant due à la géométrie et aux dimensions particulières des MAV.

D'une autre part, la simulation 3D est plus lente et plus difficile, donc on a simplifié le calcul par :

- ❖ L'utilisation de la commande `(decomposeParDict)` qui permet de faire des calculs en parallèles donc le temps de calcul diminuera.
- ❖ On a défini les patches face et arrière (front et back) en `symetryPlane` pour calculer que la moitié latérale du maillage et faire la projection pour l'autre moitié.

Mise en œuvre

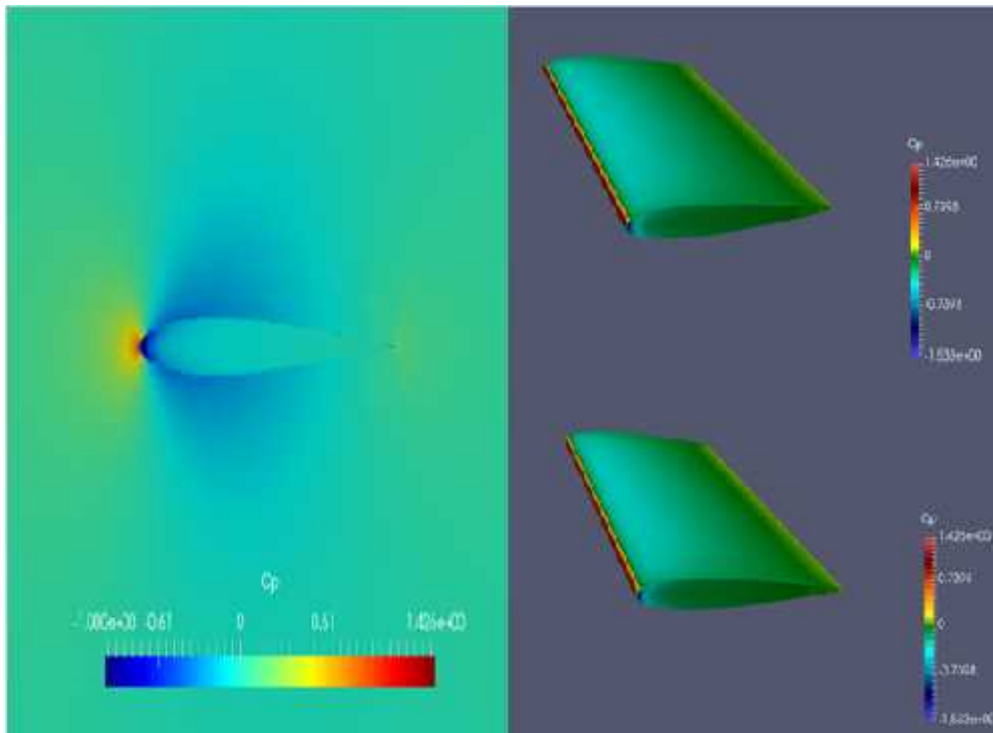
Introduction

Présentation de l'outil

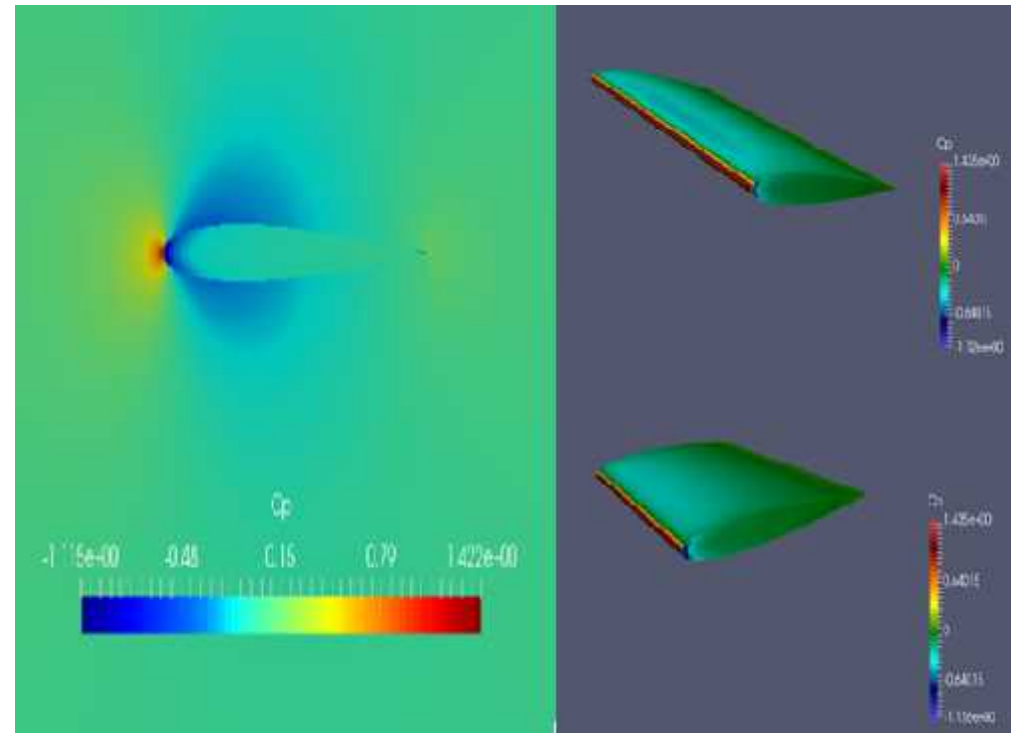
La démarche de résolution

Résultat

Différence des coefficients de pression sur l'extrados et l'intrados et sur le plan $Z=0.038$ (milieu de l'aile) sans et avec effet thermique pour $\alpha=0^\circ$



A. Sans effet thermique



B. avec effet thermique

Mise en œuvre

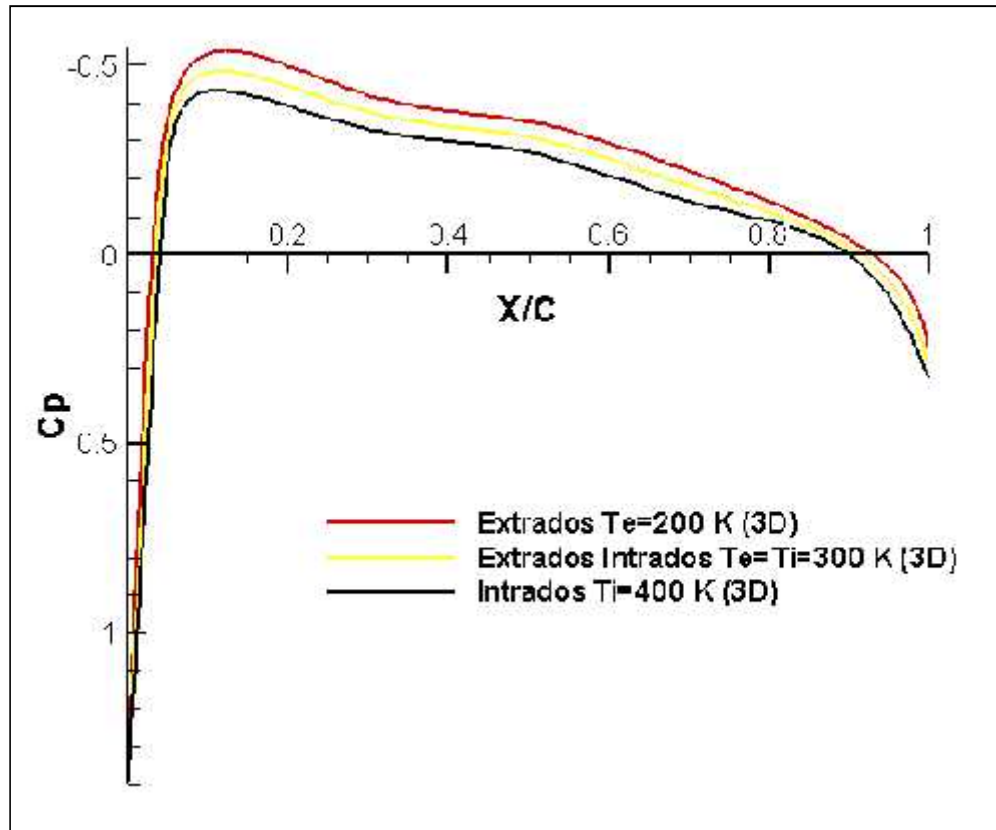
Introduction

Présentation de l'outil

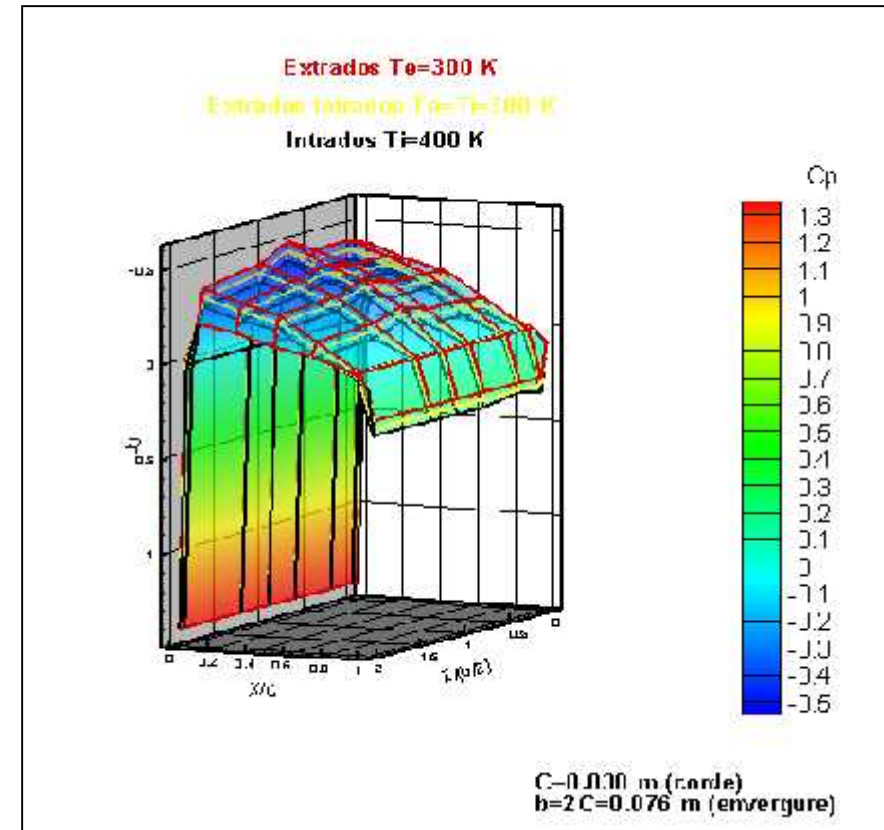
La démarche de résolution

Résultat

Les coefficients de pression tout au long de l'aile de profil NACA0012 avec et sans effet thermique en 3D à $\alpha=0^\circ$



A. C_p au milieu de l'aile à $Z=0.038$ m



B. C_p tout au long de l'aile

Mise en œuvre

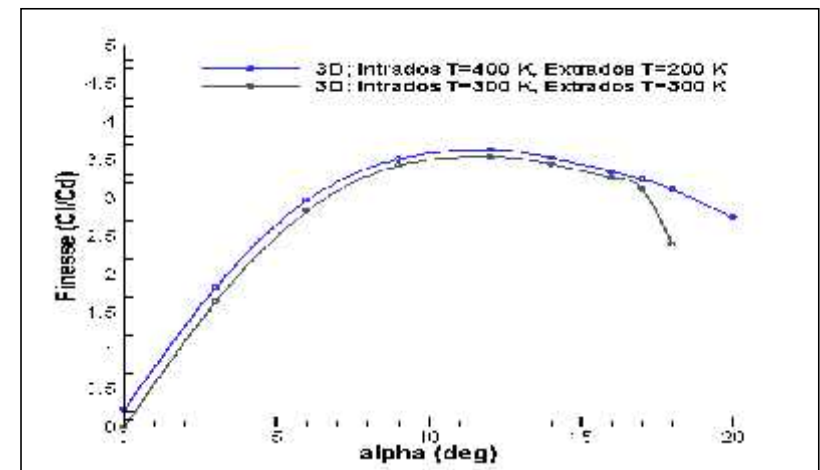
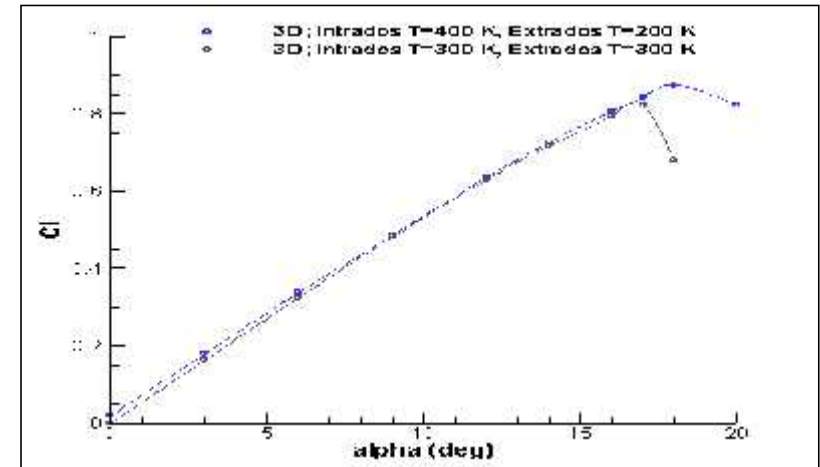
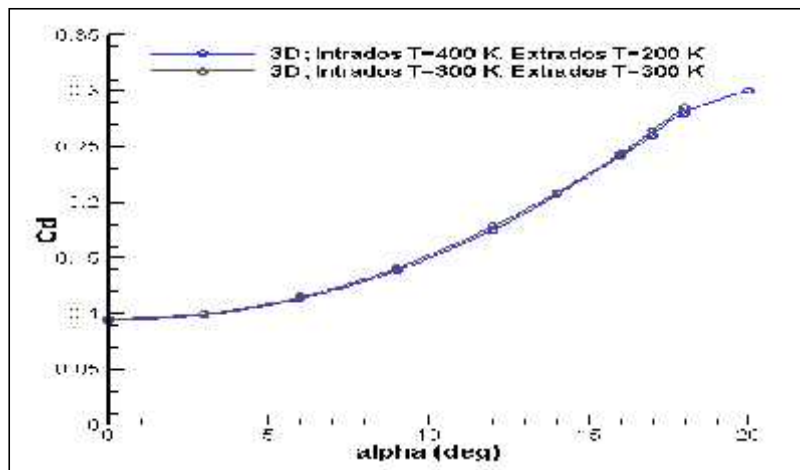
Introduction

Présentation de l'outil

La démarche de résolution

Résultat

Les caractéristiques aérodynamiques



Mise en œuvre

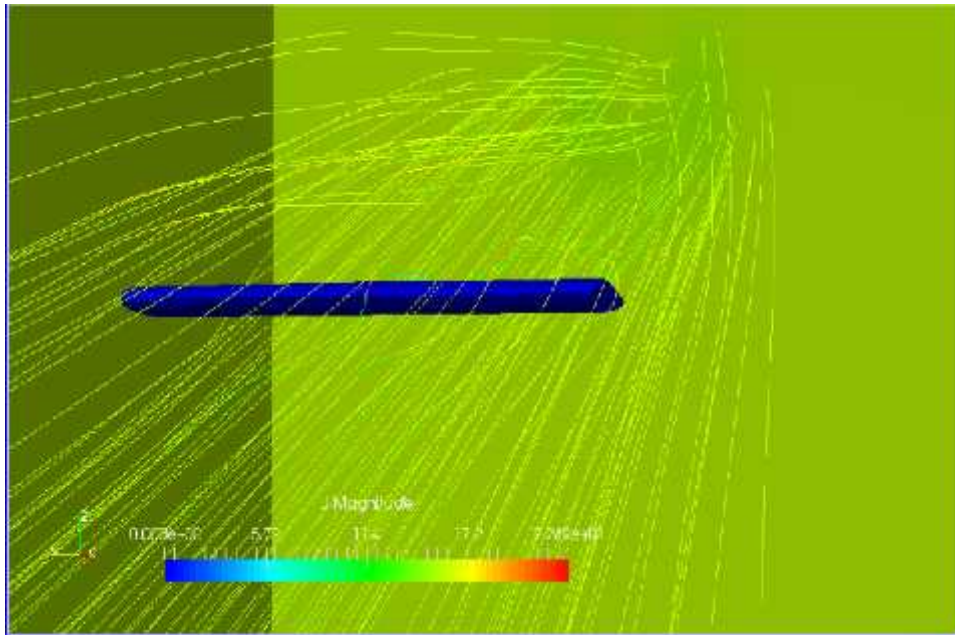
Introduction

Présentation de l'outil

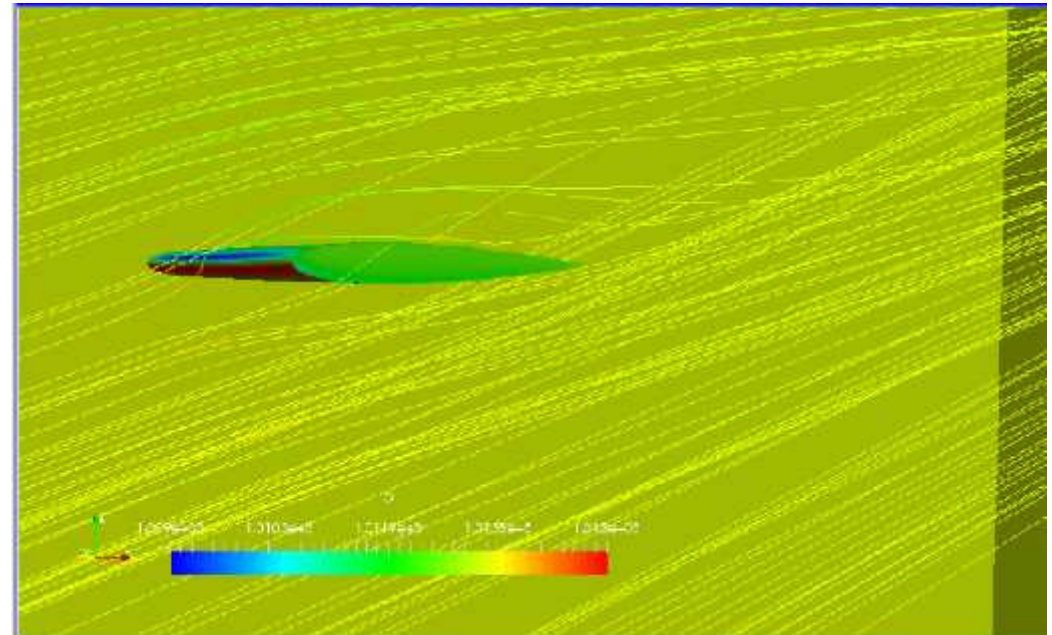
La démarche de résolution

Résultat

Champ de pression et de vitesse de l'aile 3D de profil NACA0012 en $\alpha=18^\circ$



A. champ de vitesse



B. champ de pression

CONCLUSION

Conclusion

En fonction des résultats obtenus on conclut :

- La création du gradient de température entre les deux surfaces de l'aile améliore les performances aérodynamiques et permet d'augmenter la plage de fonctionnement aussi bien en 2D qu'en 3D.
- Cependant, dans le cas pratique, avec les dispositifs nécessaires pour le réchauffement et le refroidissement de l'aile qui peuvent diminuer le rendement aérodynamique des micro-drones restent un autre problème à simuler et à tester.



Merci pour votre attention !