



Validation du code OpenFOAM sur des écoulements de type rotors d'hélicoptères

Sébastien Rumeau, Martin Henneton

► To cite this version:

Sébastien Rumeau, Martin Henneton. Validation du code OpenFOAM sur des écoulements de type rotors d'hélicoptères. CFM 2015 - 22ème Congrès Français de Mécanique, Aug 2015, Lyon, France. <hal-03445022>

HAL Id: hal-03445022

<https://hal.science/hal-03445022v1>

Submitted on 23 Nov 2021

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



HAL Authorization

Validation du code OpenFOAM sur des écoulements de type rotors d'hélicoptères.

Sébastien RUMEAU^a, Martin HENNETON^b

a. Elève ingénieur, ENSEIRB-MATMECA/Assystem France, srumeau@assystem.com

b. Ingénieur de recherches, Assystem France, BU Aerospace, mhenneton@assystem.com

Résumé :

Dans le cadre d'un projet interne d'aérodynamique d'Assystem France, les résultats obtenus avec la bibliothèque volumes finis OpenFOAM sont comparés à des données expérimentales. L'accent est mis sur la validation des modèles de turbulence. Plusieurs cas sont investigués, du faiblement subsonique au régime transsonique. Cette étude illustre la capacité d'OpenFOAM à prédire les coefficients aérodynamiques (portance et traînée) de profils NACA ainsi que la physique de la couche limite, à capturer des sillages turbulents et à retranscrire le comportement d'écoulements compressibles.

Abstract :

In the case of an internal aerodynamic project of Assystem France, results obtained with the finite-volumes library OpenFOAM are compared to experimental datas. The aim is to validate several turbulence models. Plenty of cases are investigated from low subsonic to transonic flows. This study illustrates the OpenFOAM's capacity to predict the aerodynamic coefficients (lift and drag) of NACA profiles as well as the physics of the boundary layer, to capture turbulent wakes and to model properly compressible flows.

Mots clefs : aérodynamique externe, OpenFOAM, turbulence, capture de sillage, écoulement transsonique

NB : cette étude est réalisée dans le cadre du Projet de Fin d'Etude (PFE) d'un élève ingénieur qui a débuté le 9 février 2015.

Table des nomenclatures

- c : longueur de corde du profil, [m].
 μ : viscosité dynamique du fluide, [Pa.s].
 ρ : masse volumique du fluide, [kg/m³].
 ρ_0 : masse volumique initiale du fluide, [kg/m³].
 $U = (u, v, w)$: magnitude et composantes de la vitesse, [m/s].
 U_0 : vitesse initiale du fluide, [m/s].
 c_0 : vitesse du son dans l'air, $\sqrt{\frac{\gamma p}{\rho}}$, [m/s].
 γ : rapport des chaleurs spécifiques à pression et à volume constants, [-].
 p : pression du fluide, [Pa].
 p_0 : pression atmosphérique, [Pa].
 x : distance horizontale par rapport au profil, [m].
 y : distance verticale par rapport au profil, [m].
 y_0 : ordonnée sur le profil d'aile, [m].
 τ_w : tenseur des contraintes à la paroi, $\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0}$, [Pa].
 u^* : vitesse à la paroi, $\sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$, [m/s].
 dy : taille de la première maille à la paroi, [m].
 y^+ : nombre adimensionnel représentant la distance à la paroi, $\frac{u^* dy}{\nu}$, [-].
 ν : viscosité cinématique du fluide, [m²/s].
 ν_t : viscosité cinématique turbulente du fluide, [m²/s].
 β : ratio de la viscosité cinématique turbulente et de la viscosité cinématique, $\frac{\nu_t}{\nu}$, [-].
 I : intensité turbulente, [%].
 S : section de référence, [m²].
 C_P : coefficient de pression sur le profil, $\frac{2(p-p_0)}{\rho_0 U_0^2 S}$, [-].
 C_L : coefficient de portance, [-].
 C_D : coefficient de traînée, [-].
 α : angle d'incidence par rapport à l'horizontale, [°].
 Ma : nombre de Mach, $\frac{U_0}{c_0}$, [-].
 Re : nombre de Reynolds, $\frac{U_0 c}{\nu}$, [-].

1 Introduction

L'écoulement généré par le rotor d'un hélicoptère fait apparaître des phénomènes physiques turbulents complexes, qu'il convient de modéliser avec soin afin de réaliser des études avancées en aérodynamique. Citons par exemple les écoulements visqueux et décollés sur la pale reculante, le caractère transsonique sur la pale avançante ou encore l'instationnarité de l'écoulement [7]. Les outils numériques doivent être validés au regard de ces difficultés. Dans ce cadre, la NASA met à disposition de la communauté scientifique un large panel de cas de validation de modèles de turbulence. Dans cette étude, quatre cas sont comparés aux données expérimentales [15, 22, 1, 10, 2] et numériques de la NASA (solveur CFL3D [16]). Ces cas ont déjà permis la validation de nombreux solveurs d'aérodynamique tels que STAR-CCM+, elsA, Fluent... Néanmoins, il apparaît qu'aucune validation d'OpenFOAM n'a été faite sur ces exemples. Dans un premier temps, le sillage turbulent engendré par l'écoulement incompressible autour d'un profil est modélisé et l'accent est mis sur la validation des profils de vitesse. Une seconde étape se concentre sur l'étude de la zone de recirculation se développant sur l'extrados d'un NACA 4412. Ensuite, une étude de l'influence de l'angle d'incidence sur les coefficients aérodynamiques d'un profil symétrique permet de comparer la valeur de l'angle de décrochage à celle expérimentale. Pour finir, des calculs d'écoulements subsoniques et transsoniques valident les algorithmes compressibles d'OpenFOAM.

2 Cas n°1 : modélisation de sillage turbulent

L'objectif est de modéliser le sillage engendré par l'écoulement autour d'un profil d'aile non symétrique d'incidence nulle et de valider plusieurs modèles de turbulence tels qu'un modèle à une équation (Spalart-Allmaras [21]) et deux modèles à deux équations ($k - \epsilon$ [9] et $k - \omega$ SST [13]). Le profil a une longueur de corde c égale à 1 m. Les différentes valeurs expérimentales présentes dans ce rapport sont tirées des travaux de Nakayama [15]. Le but est de modéliser le sillage turbulent derrière le profil, de comparer les résultats aux données expérimentales et aux résultats numériques de la NASA. Ces résultats sont obtenus grâce au solveur CLF3D. Les simulations sont réalisées à un nombre de Mach égal à 0,088, un nombre de Reynolds de 1,2 million (calculé par rapport à la longueur de la corde c) et une température de 300 K. Dans la partie 2.1, les maillages et choix numériques sont détaillés. Les conditions aux limites appliquées aux domaines de calculs sont présentées dans le paragraphe 2.2 et les résultats des simulations sont analysés dans la partie 2.3.

2.1 Maillages et choix numériques

Cinq maillages structurés sont testés avec des valeurs de y^+ comprises entre 2,56 et 0,159. Rappelons que y^+ représente le quotient $u^* dy$ sur ν où u^* est la vitesse à la paroi, dy représente la taille de la première maille et ν la viscosité cinématique du fluide. La figure 1 présente le maillage autour du profil ainsi que le tracé de la viscosité cinématique turbulente ν_t . Notons que le maillage est plus raffiné dans le sillage du profil, ce qui permet de bien le capturer. Sur cette figure sont indiquées les deux zones (représentées par les traits verticaux de couleur blanche) où les vitesses sont extraites et comparées aux données expérimentales et CFD de la NASA.

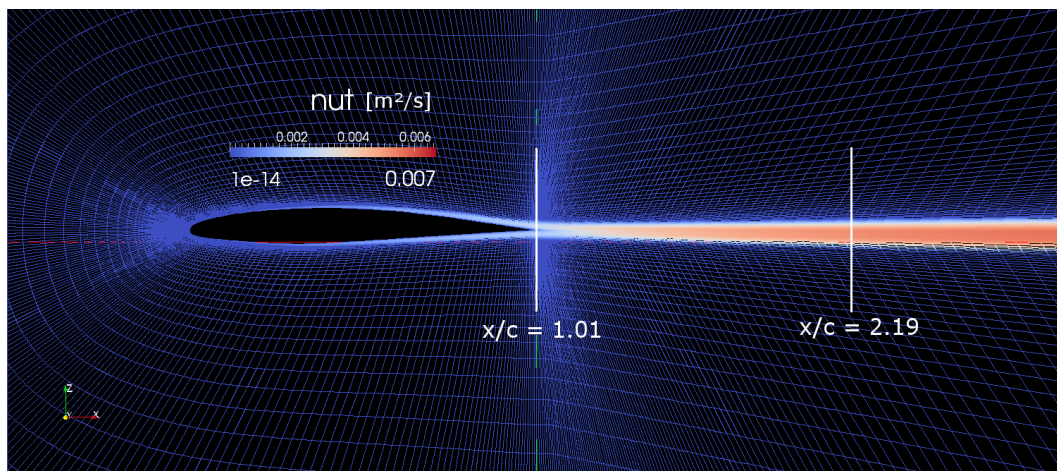


FIGURE 1 – Maillage utilisé et tracé de ν_t dans le sillage du profil.

Le tableau 1 présente le nombre d'éléments qui discrétise le profil (colonne 4) et le sillage (colonne 3). Les valeurs des différents y^+ sont également indiquées dans la seconde colonne.

	y^+	Nombre d'éléments dans le sillage	Nombre d'éléments sur le profil
Maillage 1	2,563	20	64
Maillage 2	1,154	40	128
Maillage 3	0,602	80	256
Maillage 4	0,261	160	512
Maillage 5	0,159	320	1024

TABLE 1 – Description des maillages utilisés pour le cas de validation n°1.

Pour comparer les modèles de turbulence, une méthode d'intégration RANS¹ de type SIMPLE² [17] est utilisée. Les effets instationnaires éventuellement présents dans le sillage sont analysés au moyen de la méthode d'intégration PIMPLE, qui est la combinaison entre un algorithme de type PISO [8] et SIMPLE puis comparés aux calculs stationnaires. Un algorithme d'intégration en temps de type *Euler implicit* à l'ordre 1 est utilisé. Un schéma de discrétisation spatiale d'ordre 2 de type décentré amont est choisi afin de réaliser les bilans de flux aux interfaces du maillage. Le paramètre β représente le rapport entre la viscosité cinématique turbulente ν_t et la viscosité cinématique ν et est initialisé à 5 dans ce cas³. L'intensité turbulente I est égale 0,2 %, dans le même ordre de grandeur que celle utilisée par la NASA [1].

2.2 Conditions aux limites

Des conditions de type Riemann sont appliquées sur les bords extérieurs du domaine, c'est-à-dire une condition *inlet* (vitesse U fixée, zéro gradient en pression p) sur le bord gauche du maillage et une condition de type *outlet* (zéro gradient pour U et pression p égale à la pression atmosphérique p_0) pour le bord droit. Une condition de non réflexion (vitesse nulle, $\partial p / \partial \mathbf{n} = 0$ où \mathbf{n} est la normale au profil) est appliquée sur le profil.

2.3 Analyse des résultats

Dans un premier temps, les valeurs du quotient entre la magnitude de la vitesse U et la vitesse initiale du fluide U_0 sont extraites immédiatement derrière le profil en x/c égal à 1,01 et plus loin dans le sillage en x/c égal à 2,19, où x représente la distance horizontale par rapport au profil. Les figures 2 (a) et 2 (b) représentent respectivement le tracé de y/c en fonction de U/U_0 aux deux abscisses précédemment explicitées. Ici y représente la distance verticale par rapport au profil. Sur ces figures, les modèles de turbulence cités précédemment sont comparés aux données disponibles.

La figure 2 (a) montre que les résultats obtenus avec OpenFOAM concordent avec les résultats expérimentaux et numériques. Immédiatement derrière le profil, le tracé de la vitesse normalisée garde son caractère symétrique quel que soit le modèle de turbulence employé, en adéquation avec les données expérimentales. Les modèles qui approchent le mieux les résultats expérimentaux et numériques de la NASA sont Spalart-Allmaras (rouge) et $k - \omega$ SST (vert). L'écart en valeur absolue entre ces derniers et ceux obtenus par CFD pour ces modèles est inférieur à 1 %. Un calcul URANS⁴ est réalisé avec le modèle $k - \omega$ SST (jaune). Les résultats sont comparés une fois que les résidus des variables conservatives (U , p , les grandeurs turbulentes k , ϵ , ω et ν_t) ont décru. Les courbes en stationnaire (vert) et instationnaire (jaune, valeurs moyennées du calcul URANS) sont identiques. Il apparaît ainsi que le sillage est stationnaire immédiatement derrière le profil.

La figure 2 (b) permet de voir que la vitesse minimale obtenue par la NASA est décalée par rapport à la valeur expérimentale de 81 %. Les valeurs d'OpenFOAM concordent avec les valeurs de la NASA avec un écart très faible pour certains modèles de turbulence. Spalart-Allmaras et $k - \omega$ SST donnent les meilleurs résultats plus loin dans le sillage. Les résultats des calculs URANS sont identiques à ceux obtenus en stationnaire. De ce fait, le sillage derrière le profil est stationnaire.

1. Reynolds Average Navier-Stokes

2. Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations.

3. www.support.esi-cfd.com/esi-users/turb_parameters

4. Unsteady RANS

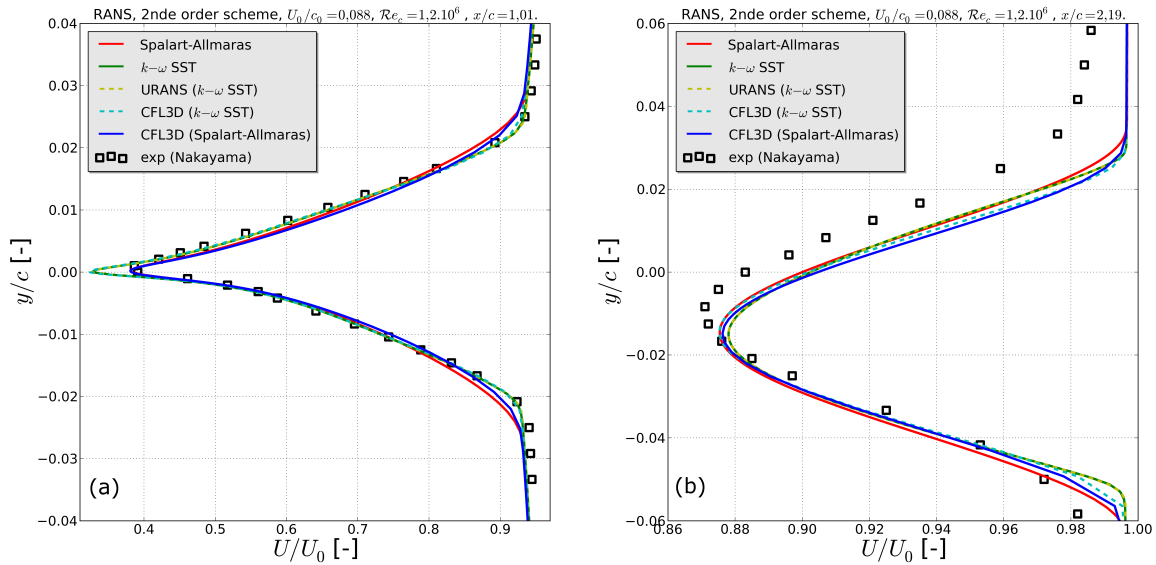


FIGURE 2 – Tracés de y/c en fonction de U/U_0 obtenus sous OpenFOAM, CFL3D et expérimentalement pour différents modèles de turbulence en $x/c = 1,01$ (a) et $x/c = 2,19$ (b).

Pour valider OpenFOAM, les coefficients de traînée C_D et de portance C_L sont comparés à ceux obtenus par la NASA au moyen de CFL3D. Le tableau 2 contient les valeurs des coefficients aérodynamiques obtenues avec OpenFoam pour différents maillages et différents modèles de turbulence ainsi que l'écart entre ces valeurs et celles de la NASA. Notons que les valeurs de CFL3D ne sont disponibles que pour le maillage où le y^+ est égal à 0,261 et sont néanmoins comparées à l'ensemble des résultats d'OpenFOAM. Les couleurs présentes dans le tableau permettent de classer les résultats en 3 catégories : en vert pour un écart compris inférieur à 5 % pour le C_D et inférieur à 2 % pour le C_L , en orange un écart entre 5 et 20 % pour la traînée et entre 2 et 4 % pour la portance et enfin en rouge un écart au dessus de 20 % pour le C_D et au dessus de 4 % pour le C_L . Pour Spalart-Allmaras, il apparaît que l'écart diminue sur les coefficients de portance et de traînée lorsque y^+ décroît. Les écarts au niveau du C_L sont toujours inférieurs à 1 % quelque soit le maillage employé. Le modèle $k-\omega$ SST donne les meilleurs résultats pour les coefficients aérodynamiques. En effet, pour les maillages avec des y^+ égaux à 0,261 et 0,159 l'écart entre le coefficient de portance calculé et celui obtenu sous CFL3D est très faible (proche de 1 %). Il y a également un écart relativement faible pour le C_L . Ce modèle permet d'obtenir de bons résultats pour les deux coefficients. Les résultats obtenus en instationnaire montrent que les valeurs de ces coefficients restent inchangées par rapport aux résultats en stationnaire.

En conclusion, les résultats montrent que le sillage se développant derrière le profil est stationnaire. Le modèle $k-\omega$ SST permet d'obtenir de bons résultats sur les coefficients aérodynamiques ainsi que pour les profils de vitesse dans le sillage. Spalart-Allmaras permet également d'obtenir des résultats satisfaisants au niveau du sillage derrière le profil ainsi que pour le coefficient de portance C_L , quelque soit le maillage. Cependant, l'écart au niveau du coefficient de traînée demeure supérieur à 6,9%. Une analyse similaire effectuée au moyen du modèle $k-\epsilon$ n'a pas permis de retrouver l'ordre de grandeur des résultats attendus et n'est en conséquence pas présentée ici. Ces résultats attestent de la capacité d'OpenFOAM à modéliser des écoulements de fluides incompressibles ainsi qu'à capturer avec soin des sillages turbulents. Cette validation est un premier pas démontrant que la bibliothèque OpenFOAM est utilisable pour des applications de type acoustique/vibration [3] où les effets de sillage doivent être correctement modélisés.

Modèles de turbulence	y^+	C_D	C_{DCFL3D}	Écart $C_D(\%)$	C_L	C_{LCFL3D}	Écart $C_L(\%)$
Spalart-Allmaras	2,563	0,0139	0,01011	37	0,1577	0,1589	0,7
	1,154	0,0146		13	0,1594		0,3
	0,602	0,01083		7,1	0,1588		0,06
	0,261	0,01082		7	0,1584		0,3
	0,159	0,01081		6,9	0,1582		0,6
$k - \omega$ SST	2,563	0,0109	0,01011	7,8	0,1512	0,1574	3,9
	1,154	0,00884		13	0,1720		9,3
	0,602	0,00818		19	0,1547		1,7
	0,261	0,0102		0,9	0,1552		1,4
URANS	0,261	0,0102	0,01011	0,9	0,1552	0,1574	1,4
	0,159	0,0100		1,1	0,1528		2,9

TABLE 2 – Comparaison des coefficients de traînée et de portance obtenus avec OpenFOAM aux résultats de CFL3D pour différents maillages et modèles de turbulence (cas de validation n°1).

3 Cas n°2 : analyse de la zone de recirculation sur un profil NACA 4412

L'objectif ici est de modéliser la zone de recirculation du fluide se développant sur l'extrados d'un profil NACA 4412 soumis à une incidence égale à $13,87^\circ$. En effet, pour une incidence de cet ordre de grandeur, une zone de faible pression se développe créant ainsi une zone de recirculation du fluide [12]. Les différentes valeurs présentes dans cet abstract sont tirées des travaux expérimentaux de Wadcock [22]. La validation de ce cas se fait en comparant aux données expérimentales et numériques les vitesses horizontales et verticales ainsi que le coefficient de pression C_p . Les vitesses sont extraites selon des droites normales au profil. A partir des résultats obtenus pour le cas de validation précédent, les modèles de turbulence Spalart-Allmaras et $k - \omega$ SST sont utilisés. En effet, d'après le cas précédent, ils donnent de bons résultats pour les coefficients aérodynamiques ainsi que pour la modélisation le sillage turbulent. Les simulations sont réalisées avec un nombre de Mach égal à 0,09, un nombre de Reynolds de 1,52 million (calculé par rapport à la longueur de la corde c) et à une température de 297,8 K. Les résultats de la NASA sont obtenus avec une intensité turbulente de 0,086 % alors que les simulations sous OpenFOAM sont faites avec une intensité turbulente de 0,2 %. Comme pour le cas précédent, plusieurs maillages sont testés mais seuls les meilleurs résultats obtenus sur le plus fin (y^+ égal à 1,28) sont présentés. Les schémas numériques et les conditions aux limites sont identiques à ceux employés dans le paragraphe 2.

Sur la figure 3 (a), 15 iso-surfaces des vitesses horizontales normalisées par rapport à la vitesse initiale du fluide sont tracées sous ParaView⁵. Les lignes noires symbolisent les lignes de courant autour du profil et mettent en évidence la zone de recirculation se développant sur l'extrados. La figure 3 (b) est extraite du site de la NASA⁶ et présente les mêmes résultats obtenus avec CFL3D. Comme nous pouvons le constater, l'accord semble bon entre OpenFOAM et le code NASA sur la position de la zone de recirculation ainsi que sur les vitesses.

5. développé par le Sandia National Laboratories (www.paraview.org).

6. www.turbmodels.larc.nasa.gov/naca4412sep_val_sst.html

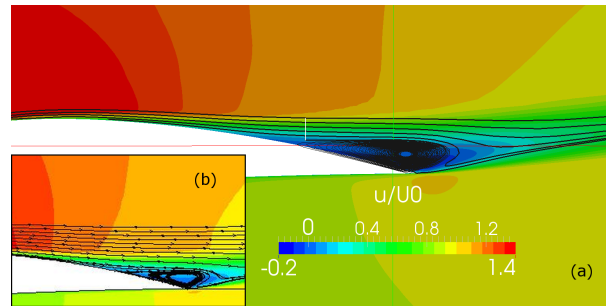


FIGURE 3 – Lignes de courant autour du profil NACA 4412 mettant en évidence la zone de recirculation, 15 iso-surfaces de la composante horizontale de la vitesse sont représentées avec (a) OpenFOAM et (b) CFL3D. Le modèle $k - \omega$ SST est utilisé pour les deux simulations.

Le coefficient de pression sur le profil NACA 4412 est ensuite extrait. Les résultats des différentes simulations sont tracés sur la figure 4. Cette figure compare les résultats obtenus avec OpenFOAM à ceux de la NASA avec CFL3D, le modèle analytique Xfoil [14], ainsi qu'aux données expérimentales. Il est également représenté sur cette figure le profil NACA 4412 avec la position de la zone de recirculation (rouge). Sont également tracées les droites normales au profil à partir desquelles les valeurs des vitesses sont extraites. Un calcul URANS est présenté pour le modèle de turbulence $k - \omega$ SST. Il n'y a pas de différence notable entre un calcul RANS et un calcul URANS, que cela soit au niveau de l'intrados ou de l'extrados. Les valeurs numériques de la NASA, de Xfoil et d'OpenFOAM présentent toutes un décalage au niveau du coefficient de pression entre x/c égal à 0,9 et 1 par rapport aux données expérimentales. Aucune explication ne permet de justifier ce décalage. Les résultats obtenus avec OpenFOAM approchent mieux les données expérimentales au niveau de l'intrados par rapport à Xfoil et CFL3D. Néanmoins, un écart de 10 % subsiste sur l'extrados. L'écart entre les modèles Spalart-Allmaras et $k - \omega$ SST est faible (inférieur à 5 %). Cependant, $k - \omega$ SST prédit la bonne valeur du coefficient de pression sur l'extrados au point d'arrêt en x/c égal à 0 (cf zoom sur la figure 4) contrairement aux données CFL3D qui la surestiment de 11 %.

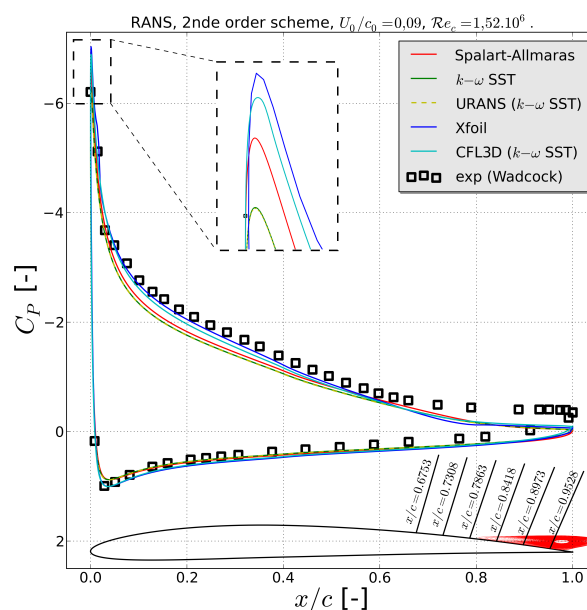


FIGURE 4 – Tracés des coefficients de pression obtenus par simulations numériques sous OpenFOAM, CFL3D, expérimentalement et par méthode analytique. Sont également représentés le profil NACA (épaisseur multipliée par 5 afin de faciliter la lisibilité), la zone de recirculation ainsi que les différentes droites d'extraction des profils de vitesse. Un zoom du minimum du C_p est par ailleurs encadré.

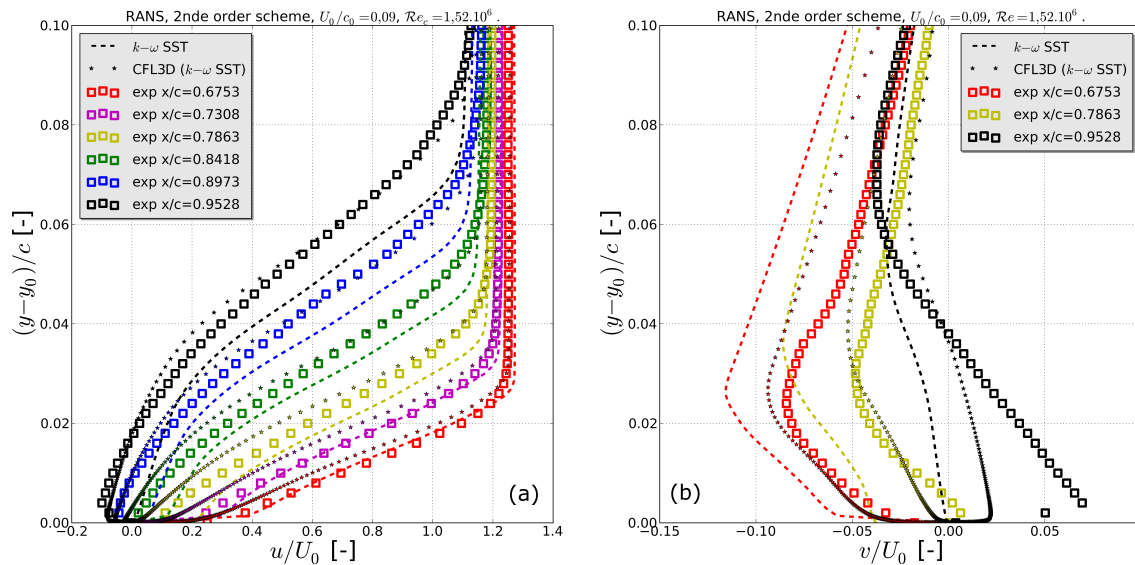


FIGURE 5 – Tracés de $(y - y_0)/c$ en fonction de (a) u/U_0 et (b) v/U_0 , selon les différentes droites d'extraction, obtenus par simulations numériques sous OpenFOAM, CFL3D et expérimentalement pour différents modèles de turbulence.

Les valeurs des profils des vitesses sont extraites selon 6 droites normales au profil. Elles sont indiquées sur la figure 4. Les profils des vitesses, respectivement horizontaux et verticaux, sont représentés sur les figures 5 (a) et 5 (b) et sont comparés aux données existantes. Notons qu'avec OpenFOAM, plus x/c se rapproche de la zone de recirculation, plus l'écart entre les résultats numériques et expérimentaux est important quel que soit le modèle de turbulence utilisé. De manière générale, Spalart-Allmaras donne des résultats qui ne permettent pas de retrouver l'ordre de grandeur des données expérimentales (non présenté ici) à l'image des résultats sous CFL3D. En x/c égal à 0,6753, le modèle $k - \omega$ SST approche mieux les résultats expérimentaux que CFL3D. Ce même modèle donne des résultats avec le même écart que CFL3D par rapport aux données expérimentales pour x/c égal à 0,7863 avec $(y - y_0)/c$ compris entre 0,01 et 0,03. Au-delà de cette valeur, les résultats de CFL3D approchent mieux les données expérimentales. Pour x/c égal à 0,9528, l'écart entre $k - \omega$ SST et l'expérimental est de 50 % au maximum et 30 % au minimum. Cela atteste que, suffisamment loin de la zone de recirculation, les résultats obtenus sous OpenFOAM sont très proches de ceux expérimentaux avec un écart de l'ordre du pourcent. Cependant, proche de cette zone, l'écart est plus important. Sur la figure 5 (b), qui présente le tracé des vitesses verticales le long des droites d'extraction, il apparaît que les résultats d'OpenFOAM avec le modèle $k - \omega$ SST sont éloignés de ceux expérimentaux notamment en x/c égal à 0,6753 et 0,7863. En revanche, proche de la zone de recirculation, les résultats obtenus pour $(y - y_0)/c$ compris entre 0,055 et 0,10 approchent mieux les résultats expérimentaux que ceux de CFL3D.

Au niveau des coefficients aérodynamiques, les modèles Spalart-Allmaras et $k - \omega$ SST approchent les valeurs numériques de la NASA avec des écarts inférieurs à 10 % pour les maillages possédant un y^+ inférieur à 2. Pour la traînée, un écart minimum de 3,5 % est obtenu tandis que pour la portance il est de 1,2 %. Ces résultats confirment la validité de ces modèles de turbulence pour modéliser le champ de pression sur l'aile.

Le solveur OpenFOAM permet d'approcher les résultats expérimentaux avec un écart important pour x/c proche de la zone de recirculation. Les valeurs de la composante de la vitesse horizontale se rapprochent de celles obtenues expérimentalement. Pour la composante de vitesse verticale, l'écart est très important. L'utilisation d'une méthode de modélisation non statistique des équations de Navier-Stokes telle que la simulation des grandes échelles pourrait permettre d'affiner la comparaison aux données expérimentales.

4 Cas n°3 : étude de l'angle d'incidence sur l'écoulement généré par un profil symétrique

L'étude se focalise sur le coefficient de pression C_P ainsi que les coefficients aérodynamiques C_D et C_L d'un profil NACA 0012 soumis à différents angles d'incidence α . Dans ce cas, la capacité d'OpenFOAM à simuler des phénomènes de décollement de couche limite et ainsi prévoir la valeur de l'angle de décrochage de la portance est étudiée. Les résultats expérimentaux de ce cas de validation sont extraits des travaux de Abbott *et al.* [1] et de Ladson [10]. Dans cette partie, deux modèles de turbulence sont comparés aux résultats expérimentaux des auteurs cités précédemment et numériques de la NASA. Ces modèles sont Spalart-Allmaras et $k - \omega$ SST pour les mêmes raisons que le cas précédent. Les simulations sont réalisées avec un nombre de Mach de 0,15, un nombre de Reynolds de 6 millions (calculé par rapport à la longueur de la corde c) et une température de 300 K. L'ensemble des maillages de la NASA sont testés mais seuls les résultats obtenus avec le maillage le plus fin, dont le y^+ est égal à 1,09, sont présentés. Comme pour les cas précédents, des conditions de Riemann sont appliquées aux bords du domaine de calcul. Les équations RANS de la mécanique des fluides sont résolues au moyen des mêmes schémas numériques (algorithme SIMPLE) que précédemment.

L'une des principales difficultés rencontrées ici consiste à correctement modéliser, à partir d'écoulements 2D, des phénomènes qui sont essentiellement 3D pour des angles d'incidence élevés⁷. De plus, un problème provient des maillages mis à disposition par la NASA au niveau du sillage qui rendent les calculs à incidence nulle difficiles à faire converger.

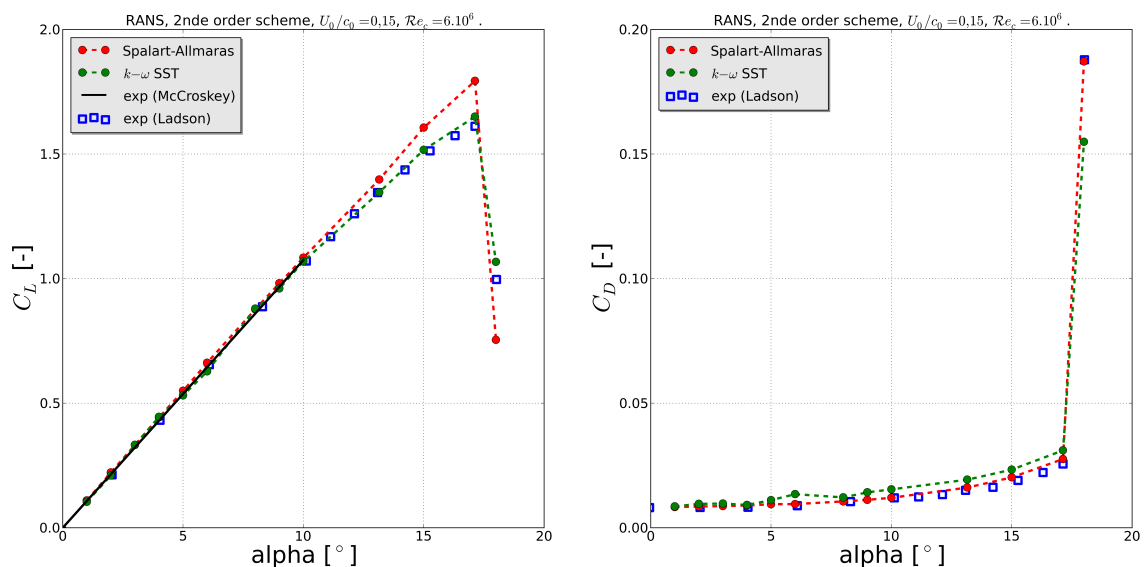


FIGURE 6 – Tracés des coefficients de portance (a) et de traînée (b) en fonction de l'angle d'incidence sous OpenFOAM pour différents modèles de turbulence et expérimentalement.

La figure 6 (a) présente les tracés des coefficients de portance en fonction de l'angle d'incidence pour les deux modèles de turbulence et les données expérimentales. Cette figure illustre la bonne capacité du solveur à prédire les valeurs du coefficient de portance pour des angles d'incidence compris entre 0 et 17°. L'écart entre les données expérimentales (McCroskey et Ladson) et le modèle Spalart-Allmaras augmente pour des angles supérieurs à 10° contrairement à $k - \omega$ SST. Au-delà, des calculs de type RANS permettent d'observer la chute de la portance sous réserve d'utiliser le maillage le plus grossier proposé par la NASA. Le modèle $k - \omega$ SST surestime de 6,7 % la valeur de la portance tandis que Spalart-Allmaras la sous-estime d'environ 25 %. Sur la figure 6 (b) sont tracées les différentes valeurs du coefficient de traînée en fonction de l'angle d'incidence.

7. www.tubmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html

Ici le modèle Spalart-Allmaras semble donner de meilleurs résultats. Le modèle à deux équations $k - \omega$ SST surestime les valeurs du coefficient de traînée pour des angles d'incidences supérieurs à 6° . Ce résultat peut paraître surprenant étant donné que ce modèle utilise un traitement à la paroi censé améliorer la prédiction des coefficients aérodynamiques. Pour un angle d'incidence de 18° , les modèles $k - \omega$ SST et Spalart-Allmaras sous-estiment la valeur de la traînée respectivement de 18 % et d'environ 1 %.

Les coefficients de pression sont ensuite comparés sur la figure 7 pour différents modèles de turbulence aux résultats expérimentaux de Gregory *et al.* [5]. Seuls les résultats expérimentaux de l'extrados sont présentés ici. Le solveur OpenFOAM approche les données expérimentales avec un écart faible. La différence entre les deux modèles de turbulence est de l'ordre du pourcent. Au niveau du point d'arrêt, Spalart-Allmaras approche les résultats avec un écart de 5 % tandis que pour $k - \omega$ SST celui-ci est de 10 %. Ces résultats sont en adéquation avec ceux obtenus pour le NACA 4412.

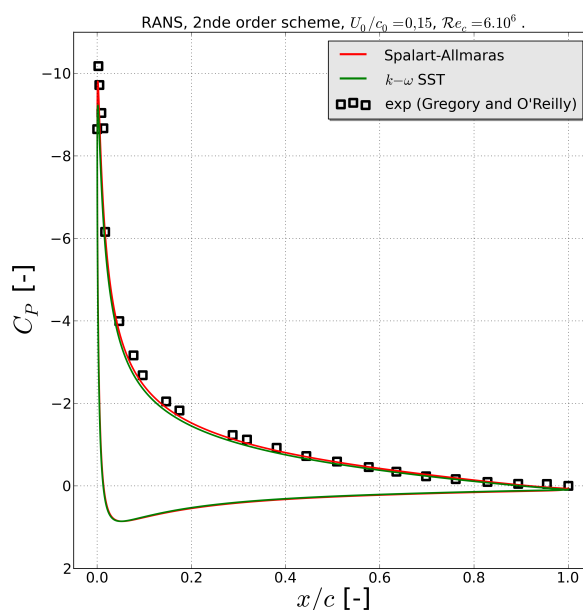


FIGURE 7 – Tracés des coefficients de pression obtenus par simulations numériques sous OpenFOAM et expérimentalement pour différents modèles de turbulence à un angle d'incidence de 15° .

Les calculs présentés montrent la capacité d'OpenFOAM à correctement prédire les valeurs des coefficients aérodynamiques à des angles inférieurs à 17° . Au-delà, la valeur du décrochage de la portance est observée mais nécessitera d'être confirmée au moyen de calculs URANS coûteux en temps de restitution sur le maillage le plus fin.

5 Cas n°4 : NACA 0012 en subsonique et transsonique

5.1 Validation des méthodes d'intégration compressibles sur un cas 1D

Afin d'identifier les schémas numériques permettant d'intégrer les équations de Navier-Stokes compressibles, une étude est réalisée sur le cas 1D du tube à choc de Sod [20]. Celui-ci consiste à résoudre le problème de Riemann avec des états différents à gauche et à droite du domaine. L'air est considéré comme un gaz parfait (γ égal à 1,4). Une surpression dans le domaine fait apparaître des ondes de raréfaction, des discontinuités de contact et des ondes de choc.

Sur la figure 8 sont tracées les pressions normalisées par rapport à la pression initiale en fonction de l'abscisse au temps t égal à 0,2 s pour deux méthodes d'intégration. Seuls les résultats optimaux sont présentés sur cette figure. Pour la méthode d'intégration URANS sonicFoam (bleu) [6], les meilleurs résultats sont obtenus avec des schémas d'intégration du terme temporel et des flux à l'ordre 2. En effet, les résultats obtenus avec un schéma d'intégration du terme temporel de type *Euler* (ordre 1) sont plus éloignés que ceux obtenus avec un schéma du type *backward Euler*. Pour la méthode d'intégration URANS rhoCentralFoam (vert), des schémas d'intégration du terme temporel et de la divergence respectivement à l'ordre 1 et 2 permettent d'approcher la solution exacte (rouge) avec un écart faible. Les schémas de type limiteur de flux *van Leer* et *van Albada* (résultats non présentés sur la figure) surestiment la position du choc contrairement aux schémas *Minmod* [4]. Avec sonicFoam, le choc droit en x égal à 0,85 est mieux capturé qu'avec rhoCentralFoam.

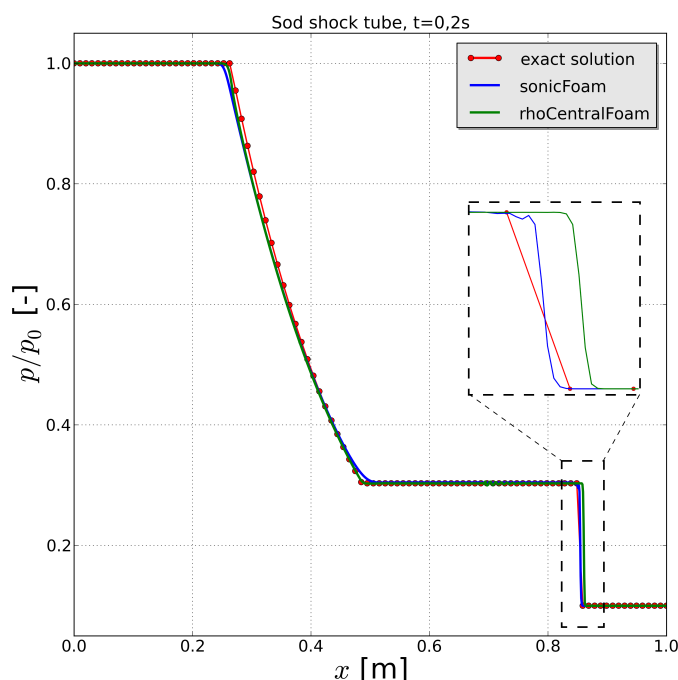


FIGURE 8 – Tracés de la pression normalisée par rapport à la pression initiale en fonction de l'abscisse du domaine avec les méthodes d'intégration rhoCentralFoam, sonicFoam et la solution exacte à $t = 0,2$ s. Un zoom du deuxième choc est encadré.

Le tube à choc de Sod permet de valider les deux méthodes d'intégration rhoCentralFoam et sonicFoam. En effet, les résultats obtenus approchent avec un écart faible la solution exacte. Néanmoins, rhoCentralFoam donne des résultats avec un temps de restitution inférieur de 34 % par rapport à sonicFoam.

5.2 Écoulements subsoniques et transsoniques sur un profil NACA 0012

Deux types d'écoulements compressibles sont analysés ici. Un premier à nombre de Mach 0,3 (incidence de $4,04^\circ$, Reynolds égal à 1,86 million) permet de valider OpenFOAM sur des écoulements subsoniques et de comparer différents algorithmes compressibles et incompressibles. Un second cas à Mach 0,829 (incidence de $0,05^\circ$, Reynolds égal à 4,08 millions) se focalise sur l'étude d'un écoulement transsonique et l'interaction entre le choc et la couche limite. Les modèles de turbulence Spalart-Allmaras et $k-\omega$ SST sont utilisés pour cette validation. Cette première comparaison permet d'étudier les éventuels effets de compressibilité. Toutes les simulations dans cette partie sont effectuées à une température de 300 K et à une pression de 101325 Pa.

Les résultats obtenus à Mach 0,3 avec les algorithmes rhoCentralFoam et sonicFoam sont comparés à ceux obtenus avec simpleFoam ainsi qu'aux données expérimentales provenant de l'AGARD 138 [2]. Sur la figure 9 sont présentés les coefficients de pression obtenus numériquement et expérimentalement. Les résultats avec l'algorithme simpleFoam sont obtenus avec l'un des maillages de la NASA dont le y^+ est égal à 0,87. Avec rhoCentralFoam et sonicFoam, un maillage avec un y^+ égal à 2 est employé. En effet, il est nécessaire d'augmenter la taille de la première maille afin d'optimiser le temps de restitution. La méthode simpleFoam (vert) surestime le coefficient de pression sur l'intrados et sur l'extrados. La méthode rhoCentralFoam sous-estime le coefficient de pression sur l'intrados mais donne de bons résultats pour l'extrados. Pour ces deux méthodes, les résultats obtenus avec Spalart-Allmaras (non présentés sur la figure 9) et $k - \omega$ SST sont identiques. Pour sonicFoam, le minimum du C_P est mieux approché avec Spalart-Allmaras. Au niveau du bord de fuite (entre x/c égal à 0,85 et 1), l'écart avec les données expérimentales est plus important que sur le reste du profil. Les différences entre rhoCentralFoam, sonicFoam et simpleFoam laissent imaginer l'existence de phénomènes de compressibilité à un nombre de Mach égal à 0,3. Or ces phénomènes sont censés se développer à des vitesses supérieures [11]. Les écarts observés peuvent en conséquence s'expliquer par les choix numériques ou les maillages utilisés.

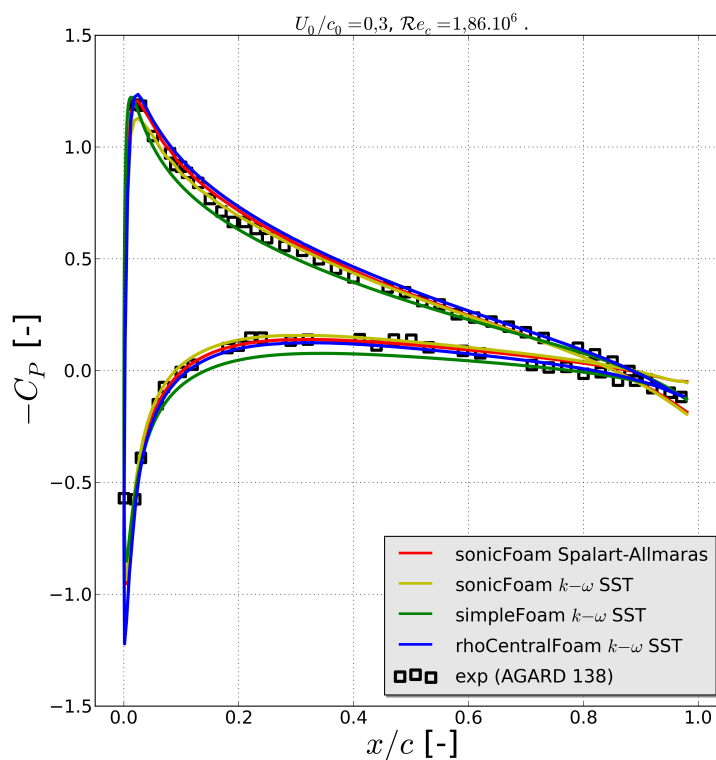


FIGURE 9 – Tracés des coefficients de pression à Mach 0,3 obtenus sous OpenFOAM avec plusieurs solveurs et expérimentalement.

Sur la figure 10 (a), les résultats d'un calcul URANS à Mach 0,829 (algorithme rhoCentralFoam, modèle de turbulence $k - \omega$ SST) sont présentés. Le maillage optimal utilisé (y^+ égal à 2) possède 20 000 quadrangles au total et 300 points discrétisent le profil. Le tracé du nombre de Mach autour du profil est représenté sur cette figure par 15 iso-surfaces. De plus, les deux lignes violettes délimitent les zones subsoniques de celles supersoniques et mettent en évidence l'existence de chocs de compresssion. Cette répartition de la vitesse est caractéristique d'un écoulement transsonique et valide qualitativement la CFD [18]. La figure 10 (b) présente les tracés du coefficient de pression avec rhoCentralFoam pour différentes valeurs de y^+ comprises entre 2 et 31. Deux modèles de turbulence (Spalart-Allmaras et $k - \omega$ SST) sont comparés. Les résultats montrent que pour toutes les valeurs de y^+ utilisées, la convergence sur le choc est obtenue pour x/c compris entre 0 et 0,5.

L'accord est aussi observé sur la position du retour à la pression atmosphérique (C_P égal à 0). La convergence en maillage est ainsi obtenue, même si des oscillations apparaissent pour un y^+ égal à 31. Les deux modèles de turbulence, pour un y^+ égal à 2, donnent des résultats identiques au niveau du coefficient de pression. La comparaison entre les données expérimentales et les calculs CFD met en évidence le bon accord sur la zone de montée en pression du choc (x/c compris entre 0 et 0,4) ainsi que pour celle située derrière le choc (x/c compris entre 0,7 et 1). L'accord sur la zone de détente semble moins bon ; celle expérimentale est davantage étalée par rapport à celle numérique. De plus, la détente s'effectue en x/c égal à 0,5 expérimentalement alors que numériquement elle apparaît en x/c égal à 0,6. Cette figure permet aussi d'analyser les phénomènes liés à la turbulence sur le maillage le plus fin. Ainsi, les courbes cyan (écoulement laminaire), rouge et bleue (écoulements turbulents) présentent des différences au niveau du retour à la pression atmosphérique et montrent que les effets de viscosités derrière le choc permettent de mieux approcher les données expérimentales. En effet, il apparaît que pour un écoulement turbulent, la position du début de la détente est mieux retranscrite. Par ailleurs, la turbulence modifie le comportement du fluide dans la couche limite en mettant davantage en évidence l'apparition du point de séparation.

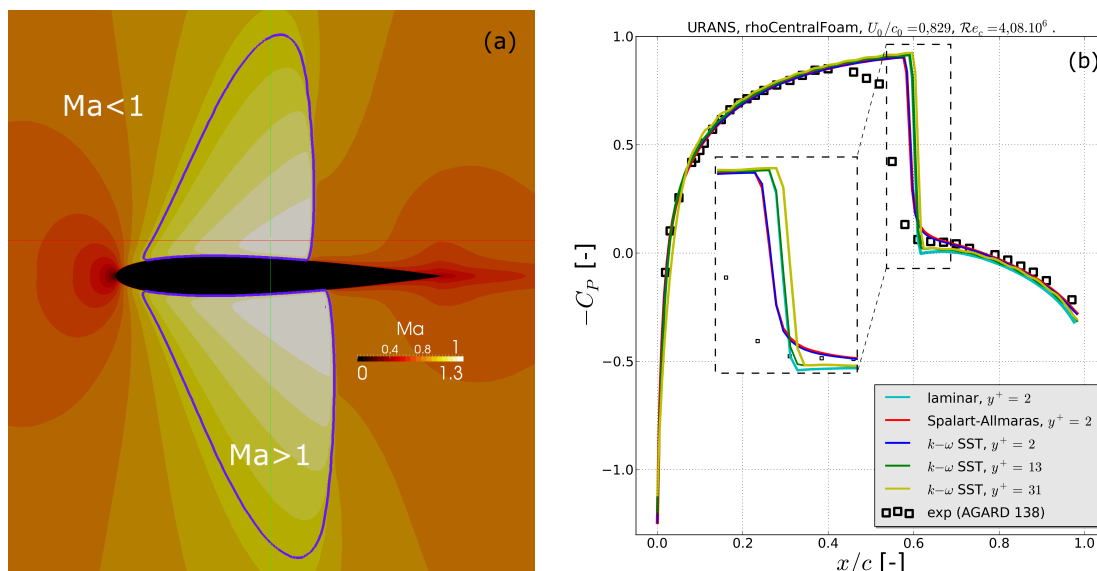


FIGURE 10 – A gauche (figure (a)), tracé du nombre de Mach autour d'un profil NACA 0012. Les lignes violettes délimitent les zones où l'écoulement est localement supersonique. A droite (figure (b)), tracés des coefficients de pression à Mach 0,829 obtenus sous OpenFOAM avec le solveur rhoCentralFoam et pour différents y^+ et expérimentalement. Un zoom du choc est encadré.

Ce cas permet de vérifier la capacité d'OpenFOAM à modéliser des écoulements compressibles. Cette validation est faite sur l'analyse du coefficient de pression C_P . Pour approfondir cette analyse, il serait nécessaire de valider les valeurs des coefficients aérodynamiques C_L et C_D par comparaison à des données expérimentales.

6 Conclusion et ouverture

Dans le cadre de ce travail, quatre types d'écoulements représentatifs de ceux engendrés par la rotation d'une hélice d'hélicoptère sont simulés. Ils mettent en évidence la capacité d'OpenFOAM à modéliser des sillages turbulents, des zones de recirculation ainsi que des écoulements transsoniques. Deux modèles de turbulence sont validés par rapport aux données expérimentales. De manière générale, OpenFOAM permet de retrouver les valeurs des coefficients aérodynamiques pour des écoulements basse vitesse sous réserve d'utiliser des maillages suffisamment raffinés aux parois. Le troisième cas illustre la difficulté d'OpenFOAM à simuler le phénomène de décrochage de couche limite et nécessite davantage d'investigations telles que des simulations de type URANS. Une autre perspective à ce travail sera d'étudier les effets de la simulation des grandes échelles sur la physique de la zone de recirculation du second cas et ainsi y modéliser plus finement le profil des vitesses. Cette étude permet de valider l'utilisation d'OpenFOAM dans le cadre du développement de la transmission de puissance d'un appareil hélicoptère. Par la suite, l'optimisation aérodynamique de cette transmission de puissance est investiguée et nécessitera de recourir à des algorithmes d'optimisation via le couplage entre la plateforme DAKOTA⁸ et le solveur OpenFOAM. Cette partie est traitée dans le cadre du Projet de Fin d'Etude (PFE) et les résultats dans le rapport ingénieur de fin de stage [19].

8. Design Analysis Kit for Optimization and Terascale Applications

Références

- [1] I. H. Abbott and A. E. von Doenhoff. *Theory of Wing Sections*. Dover Publications, 1959.
- [2] AGARD. Experimental Data Base for Computer Program Assessment. Technical Report 138, OTAN, 1979.
- [3] L. Cambrier and J.-P. Veuillot. Status of the elsA CFD Software for Flow Simulation and Multi-disciplinary Applications. *AIAA*, 2008.
- [4] E. Goncalvès. Résolution Numérique des Equations d'Euler Monodimensionnelles. Institut Polytechnique de Grenoble.
- [5] N. Gregory and C. L. O'Reilly. Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Sections, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulation Hoar Frost. Technical report, NASA, 1970.
- [6] N. Guitérrez Marcantoni, J. P. Tamagno, and S. A. Elaskar. High Speed Flow Simulation using OpenFOAM. *Association Argentine de mécanique des fluides numériques*, 2012.
- [7] E. Hoinville. *Etude du Sillage de Rotors d'Hélicoptères en Configuration de Vortex Ring State*. PhD thesis, Université d'Orléans, 2007.
- [8] R. I. Issa. Solution of the Implicitly Discretised Fluid Flow Equation by Operator Splitting. Technical report, Imperial College, London, 1982.
- [9] W. P. Jones and B. E. Launder. The Prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence. *Int. J. of Heat and Mass Transfer*, 1972.
- [10] C. L. Ladson. Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section. *NASA TM 4074*, 1988.
- [11] P.-L. Lions and Masmoudi N. Incompressible Limit for a Viscous Compressible Fluid. *Journal de Mathématiques Pures et Appliquées*, 1998.
- [12] I. Mary and P. Sagaut. Large Eddy Simulation of Flow Around an Airfoil Near Stall. *AIAA Journal*, 2002.
- [13] F. R. Menter. Zonal Two Equation k-omega Turbulence Models for Aerodynamic Flows. *AIAA Paper 93-2906*, 1993.
- [14] T. J. Mueller. An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. *Proceedings of the Conference Notre Dame*, 1989.
- [15] A. Nakayama. Characteristics of the Flow around Conventional and Supercritical Airfoils. *Journal of Fluid Mechanics*, 160 :155–179, 1985.
- [16] M. A. Park, E. M. Lee-Rausch, and Rumsey C. L. FUN3D and CFL3D Computations for the First High Lift Prediction Workshop. *AIAA*, 2011.
- [17] S. V. Patankar and D.B. Spalding. A calculation procedure for heat, mass and momentum transfer in three-dimensional parabolic flows. *Int. J. of Heat and Mass Transfer*, 15 :1787–1806, 1972.
- [18] A. Rizzi. Damped Euler-Equation Method to Compute Transonic Flow Around Wind-Body Combinations. *AIAA Journal*, 1982.
- [19] S. Rumeau. Développement et optimisation de la transmission de puissance d'un hélicoptère par une méthode CFD. Technical report, Enseirb-MATMECA/ASSYSTEM, 2015.
- [20] G. A. Sod. A Survey of Several Finite Difference Methods for Suystems of Nonlinear Hyperbolic Conservation Laws. *J. Comput. Phys.*, 1978.
- [21] P. R. Spalart and S. R. Allmaras. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. *AIAA Paper 92-0439*, 1992.
- [22] A. J. Wadcock. Structure of the Turbulent Separated Flow Around a Stalled Airfoil. *NASA-CR-152263*, 1979.