

Comparaison de différentes approches de turbulence : Application à un profil NACA 0012

Comparison of different turbulence approaches: Application to a NACA 0012 profile

Soufiane Elouardi¹, Bouchaib Radi², Rabii El Maani³

¹M2S2I, Université Hassan II, ENSET de Mohammedia, Maroc. so.elouardi@uhp.ac.ma

²LIM2I, Université Hassan 1ère, Faculté des Sciences et Technologies de SETTAT, Maroc, bouchaib.radi@yahoo.fr

³Université Moulay Slimane, ENSA Khouribga, Maroc., elmaani.rabi3@gmail.com

RÉSUMÉ. Une analyse comparative entre les capacités des modèles RANS et DES à prédire la distribution des écoulements et des turbulences a été menée afin d'élaborer des lignes directrices pour la simulation transitoire de profil aérodynamique NACA 0012. L'objectif de la présente revue est de mettre en évidence les différences fondamentales entre les modèles de turbulence basés sur l'approche Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) et DES autour d'une aile d'avion 2D de type NACA 0012, afin de comparer ces deux approches et de fournir des perspectives d'avenir. Après la comparaison du temps de calcul relatif, le modèle DES s'est avéré être une méthode réalisable pour simuler efficacement et avec précision l'écoulement turbulent instable en 2D du profil aérodynamique NACA 0012. L'accord encourageant obtenu suggère que le statut largement reconnu du DES en tant qu'approche d'avenir proche pour une application aérodynamique est justifié.

ABSTRACT. A comparative analysis between the capacities of the RANS and DES models to predict the distribution of flows and turbulence was carried out in order to develop guidelines for the transient simulation of NACA 0012 airfoil. The objective of this review is to highlight the fundamental differences between the turbulence models based on the Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) and DES approach around a 2D aircraft wing of the NACA 0012 type, in order to compare these two approaches and to provide future prospects. After the comparison of the relative computation time, the DES model proved to be a feasible method to efficiently and accurately simulate the unstable 2D turbulent flow of the NACA 0012 airfoil. The encouraging agreement obtained suggests that the widely-acknowledged status of DES as a near-future approach for aerodynamic application is justified.

MOTS-CLÉS. Aérodynamique, NACA 0012, RANS, CFD, DES, Turbulence.

KEYWORDS. Aerodynamics, NACA 0012, RANS, CFD, DES, Turbulence.

Introduction

L'évolution rapide de la dynamique des fluides numérique (CFD) a été motivée par le besoin de méthodes plus rapides et plus précises pour les calculs de champs d'écoulement autour de configurations d'intérêt technique. Au cours de la dernière décennie, la CFD a été la méthode de choix dans la conception de nombreux composants et procédés aérospatiaux, automobiles et industriels dans lesquels les flux de fluides jouent un rôle majeur [ELO 19].

Dans la dynamique des fluides, il existe de nombreux progiciels CFD commerciaux disponibles pour la modélisation de l'écoulement dans ou autour des objets. Les simulations informatiques montrent des caractéristiques et des détails difficiles, coûteux ou impossibles à mesurer ou à visualiser expérimentalement. Lors de la simulation de l'écoulement sur des profils aérodynamiques, la transition d'un écoulement laminaire à un écoulement turbulent joue un rôle important dans la détermination des caractéristiques d'écoulement et dans la quantification des performances du profil aérodynamique telles que la portance et la traînée. Par conséquent, la modélisation appropriée de la transition, y compris à la fois le début et l'étendue de la transition, conduira certainement à une prédiction de traînée plus précise. La première étape de la modélisation d'un problème implique la création de la géométrie et des maillages avec un préprocesseur. La majorité du temps passé sur un projet CFD dans l'industrie est gé-

néralement consacrée à la génération réussie d'un maillage pour la géométrie du domaine qui permet un compromis entre la précision souhaitée et le coût de la solution. Après la création de la grille, un solveur est capable de résoudre les équations régissant le problème. Les étapes procédurales de base pour la résolution du problème sont les suivantes. Tout d'abord, les objectifs de modélisation doivent être définis et la géométrie et la grille du modèle sont créées. Ensuite, le solveur et les modèles physiques sont intensifiés afin de calculer et surveiller la solution. Ensuite, les résultats sont examinés et enregistrés et, si nécessaire, nous envisageons des révisions des paramètres du modèle numérique ou physique.

Les équations de Navier–Stokes à la moyenne de Reynolds (RANS) sont des équations de mouvement de fluide à moyenne de temps. Ces équations RANS sont principalement utilisées pour décrire les écoulements turbulents. L'idée de Osborne Reynolds est décomposée une quantité instantanée en ses quantités moyennées dans le temps et fluctuantes. Ces équations peuvent être utilisées avec des approximations basées sur la connaissance des propriétés de la turbulence en écoulement pour donner des solutions approximées moyennées temporelles aux équations de Navier-Stokes [ELM 18].

Cet article vise à analyser les interactions aérodynamiques d'une aile bidimensionnelle NACA 0012 à des vitesses transsoniques et des nombres de Reynolds très élevés afin de valider des simulations numériques d'écoulements. La base de données des résultats de cette aile a été utilisée pour la comparaison et l'évaluation de deux approches principales dans la modélisation de la turbulence : RANS et DES, afin de montrer le comportement de l'écoulement de fluide aérodynamique dans ces conditions et d'établir une méthode de résolution vérifiée.

1. Approches de modélisation de la turbulence

1.1. Approche de la simulation RANS

En général, les modèles de turbulence tentent de modifier les équations instationnaires originales de Navier-Stokes en introduisant des quantités moyennes et fluctuantes pour produire des équations de Navier-Stokes moyennes de Reynolds (RANS). Les modèles de turbulence basés sur les équations RANS sont appelés modèles de turbulence statistiques en raison de la procédure de moyenne statistique utilisée pour obtenir les équations. Pour un fluide newtonien stationnaire et incompressible, ces équations peuvent être écrites en notation Einstein en coordonnées cartésiennes comme suit :

$$\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = \rho \bar{f}_i + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[-\bar{p} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u'_i u'_j} \right] \quad [1]$$

Le côté gauche de cette équation représente le changement de la quantité de mouvement moyenne de l'élément fluide en raison de l'instabilité du débit moyen et de la convection par le débit moyen. Ce changement est contrebalancé par la force corporelle moyenne, la contrainte isotrope due au champ de pression moyen, les contraintes visqueuses et la contrainte apparente.

$(-\rho \overline{u'_i u'_j})$ en raison du champ de vitesse fluctuant, généralement appelé contrainte de Reynolds. Ce terme de contrainte non linéaire de Reynolds nécessite une modélisation supplémentaire pour résoudre l'équation de RANS en vue de sa résolution et a conduit à la création de nombreux modèles de turbulence différents.

Les équations de continuité et de quantité de mouvement moyennes de Reynolds pour l'écoulement incompressible sont les suivantes :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad [2]$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad [3]$$

où la contrainte de Reynolds τ_{ij} est :

$$\tau_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j} \quad [4]$$

L'objectif de l'approche RANS est de mettre en place des modèles de fermeture afin d'obtenir un système d'équations pouvant être résolu. Ces relations de fermeture correspondent à différents degrés de modélisation : les modèles du premier ordre, les modèles du second ordre et des modèles intermédiaires appelés modèles algébriques.

1.2. Approche de la simulation DES

L'approche DES est classé comme une méthode hybride non zonale, ce qui signifie que les fonctionnalités RANS sont gérées par le même ensemble d'équations de modèle et de champ d'écoulement. La formulation originale a été introduite en 1997 et implique une simple modification de l'échelle de longueur de distance mur-normale du modèle Spalart-Allmaras [SPA 97]. L'idée originale de la DES est de dériver un modèle hybride RANS/LES à partir du modèle RANS développé par Spalart et Allmaras pour la viscosité turbulente $\tilde{\nu}$. Pour permettre à ce modèle de glisser vers un comportement LES, Spalart redéfinit l'échelle de longueur d (représentant la distance à la paroi) qui intervient notamment dans le terme de destruction $-(c_{\omega 1} f_{\omega} - \frac{c_{b1}}{\kappa^2} f_{t2}) \bar{\rho} \frac{\tilde{\nu}^2}{d^2}$. En effet, si le modèle résout une partie de la turbulence alors le tenseur ne représente plus que la partie non résolue du tenseur de Reynolds τ_{ij}^{RANS} . Par conséquent, pour respecter cette inégalité, la viscosité turbulente calculée doit diminuer. Ceci s'obtient en augmentant la destruction de $\tilde{\nu}$ par diminution de l'échelle de longueur d .

La nouvelle échelle de longueur \tilde{d} est définie comme :

$$\tilde{d} = \min(d, C_{DES} \Delta) \quad [5]$$

Avec

$$C_{DES} = 0,65 \quad \text{et} \quad \Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$$

La valeur de la constante C_{DES} a été déterminée sur le cas de la décroissance d'une turbulence isotrope. Les difficultés liées à l'utilisation des modèles de LES standard, en particulier dans les régions proches des murs, ont conduit à la mise au point de modèles hybrides qui tentent de combiner les meilleurs aspects des méthodologies RANS et LES dans une stratégie de solution unique. Un exemple de technique hybride est l'approche de simulation tourbillonnaire détachée (DES) Spalart et al [SPA 97].

Ce modèle tente de traiter les zones proches des parois d'une manière semblable à RANS et de traiter le reste du flux d'une manière semblable à la LES [HEN 21].

Cette fonction de distance modifiée fait que le modèle se comporte comme un modèle RANS dans les régions proches des murs et à la manière de Smagorinsky [SMA 63], loin des murs. Ceci est généralement justifié par des arguments selon lesquels la dépendance du modèle à l'échelle est rendue locale

plutôt que globale, et que l'analyse dimensionnelle confirme cette affirmation. L'approche DES peut être utilisée avec tout modèle de turbulence ayant une échelle de longueur de turbulence correctement définie (distance dans le modèle d'AS) et constitue un modèle suffisamment localisé. Le modèle Baldwin-Barth, bien que très similaire au modèle SA, n'est probablement pas candidat pour une utilisation avec le DES. La version standard de ce modèle contient plusieurs fonctions d'amortissement de type Van Driest qui rendent la fonction de distance plus globale.

2. Simulation numérique

2.1. Mise en situation

Le prédécesseur de la NASA était le NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Cet organisme a étudié différentes familles de profils répondant à diverses applications. Parmi ces dernières, il faut distinguer la famille de profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres et les profils laminaires. Les paramètres dans le code numérique peuvent être saisis dans les équations pour générer précisément la section de l'aile et de calculer ses propriétés. Toutes les dimensions en % sont entendues en % de longueur de corde, la droite reliant le bord d'attaque et le bord de fuite, sauf précision contraire.

Le centre de recherche de la NACA à Langley commence à travailler sur des séries de profils à partir du début des années 1920 et réalise des programmes d'essais en soufflerie à partir de 1927. En 1933, un catalogue de 78 profils est publié et introduit les profils caractérisés par une série de 4 chiffres décrivant leur forme géométrique. Le profil aérodynamique NACA 0012 est symétrique, le 00 indiquant qu'il n'a pas de cambrure et le nombre 12 indique que l'aile a une épaisseur maximale correspondant à 12% de la longueur de la corde de l'aile. Ces profils sont dits non porteurs, c'est-à-dire que pour une incidence nulle leur coefficient de portance est nul. Dans cette section, nous allons vous montrer comment simuler un profil aérodynamique NACA 0012 sous un angle d'attaque de 10° placé dans une soufflerie (figure 1).

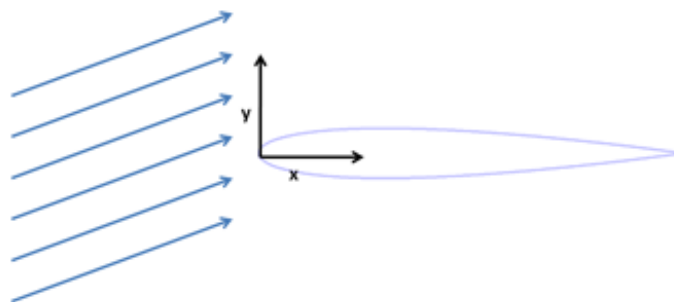


FIGURE 1. – Spécification du problème.

2.2. Maillage

Le premier pas de la chaîne de la simulation numérique du problème est le développement et l'adaptation du maillage autour du profil. Un maillage de bonne qualité est indispensable pendant la procédure

du calcul pour que les résultats soient acceptables et utilisables pour pouvoir recueillir des conclusions. Pour cette simulation, nous avons élaboré un maillage structuré qui est représenté dans la figure 2. Le nombre d'éléments était supérieur à 40 000 cellules pour les calculs CFD. Pour le domaine de flux à profil aérodynamique, cette méthodologie génère un maillage de haute qualité, mais peut prendre beaucoup de temps et ne s'applique pas aux géométries complexes. Un des maillages populaires pour simuler une surface portante dans un flux est un maillage en C, et c'est ce que nous allons utiliser.

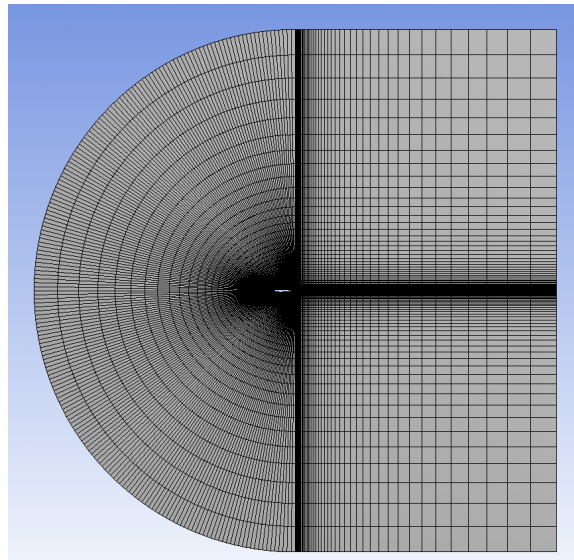


FIGURE 2. – Maillage du domaine.

2.3. Conditions aux limites

Une des choses simples auxquelles nous pouvons penser avant de configurer la simulation est de commencer à planifier les conditions aux limites de la configuration.

À l'entrée du système, nous définirons la vitesse comme entrante avec un angle d'attaque de 10° (comme indiqué dans le problème) et avec une vitesse magnitude totale de 1. Nous définirons également la pression manométrique à l'entrée de 0. Pour ce qui est de la sortie, la seule chose que nous pouvons supposer est que la pression manométrique est 0. En ce qui concerne la surface portante elle-même, nous la traiterons comme un mur. Ensemble, ces conditions aux limites forment la figure 3.

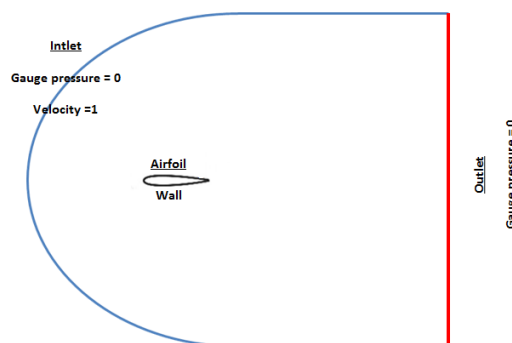


FIGURE 3. – Les conditions aux limites.

2.4. Validation

Dans la simulation d'écoulement aérodynamique, la validation d'un objet nous aide à atteindre la cohérence et la répétabilité dans la mise en œuvre et l'utilisation des modèles. La validation du modèle aérodynamique vise à comparer les résultats de la simulation CFD avec des données expérimentales afin de déterminer la capacité d'un modèle à reproduire la physique, nous avons choisi le cas particulier de la NACA 0012 essentiellement incompressible. Nous comparons donc les résultats de notre simulation numérique précisent avec les résultats expérimentaux sur une configuration générique telle que l'aile bi-dimensionnelle NACA 0012 qui présente une base de données pour ces tests [GRE 70].

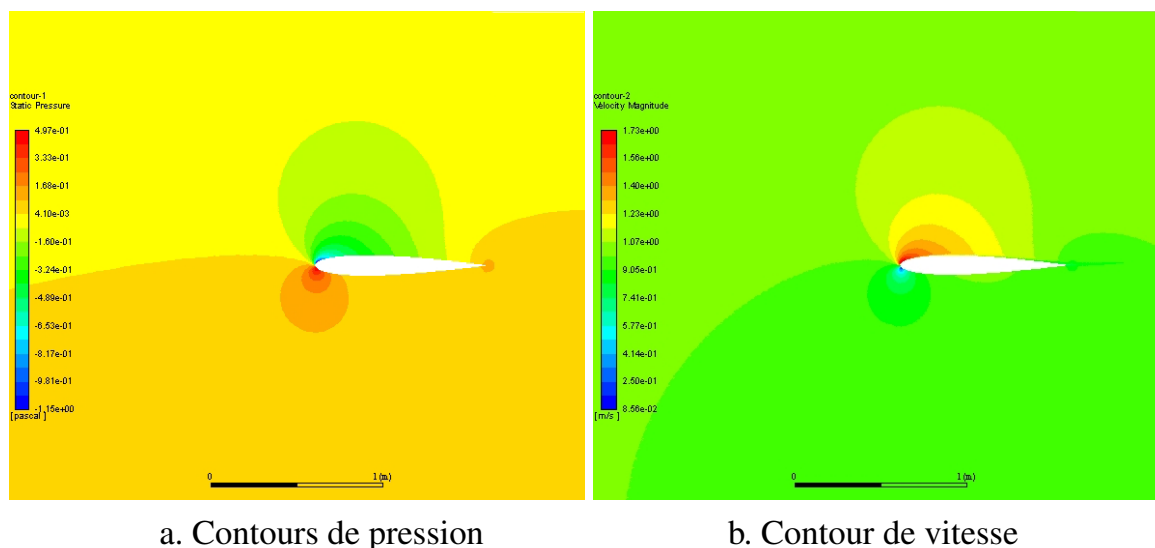


FIGURE 4. – Contours de pression et de vitesse autour de l'aile NACA 0012.

Pour la validation, nous avons effectué une simulation aérodynamique avec le logiciel ANSYS/Fluent sur l'aile NACA 0012, un nombre de Mach de 0,15 et un nombre de Reynolds de $6 \cdot 10^6$. Nous comparons les résultats de l'analyse aérodynamique trouvée par notre code avec la base des données expérimentales de Gregory et O'Reilly composé du coefficient de pression C_p [GRE 73].

D'après les chiffres qui représentent la variation du champ de pression obtenus à partir du code de calcul ANSYS/Fluent, il apparaît clairement qu'il existe une zone de dépression sur le profil d'extrados avec une augmentation nette de la pression près du bord d'attaque.

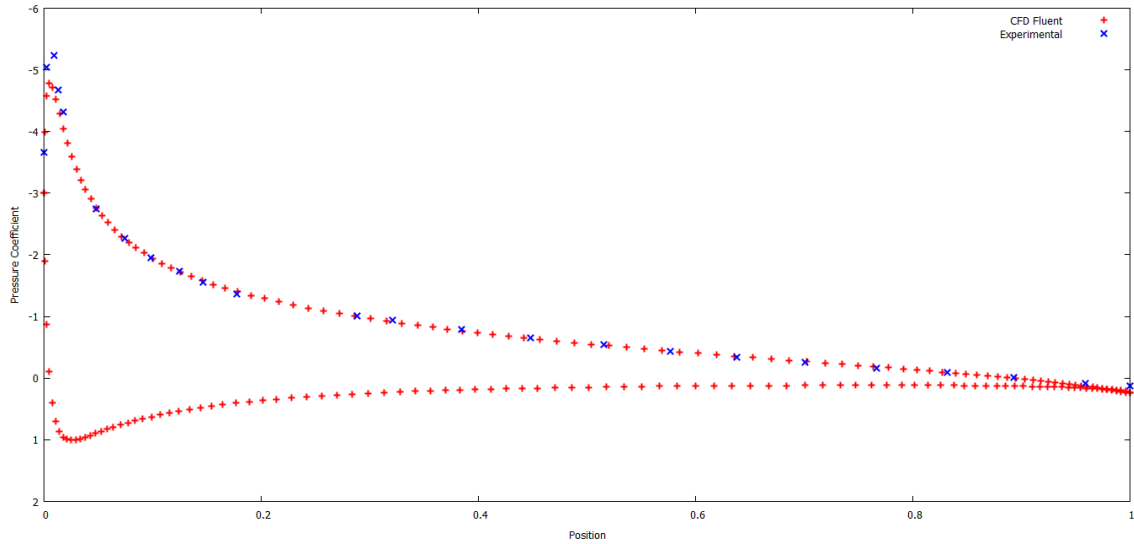


FIGURE 5. – Comparaison du coefficient de pression le long de la surface portante entre les données expérimentales et la simulation CFD.

La figure 5 montre la comparaison faite entre le coefficient de pression développé par la NASA et celui simulé par ANSYS/Fluent.

Dans nos résultats, nous avons simulé le coefficient de pression, qui est un nombre adimensionnel qui décrit la pression relative dans un champ d'écoulement. Il est défini par la formule suivante :

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2} \quad [1]$$

Où p_∞ est la pression statique, ρ_∞ est la densité statique et U_∞ est la vitesse d'écoulement dans l'infini.

Ainsi que le coefficient de portance, reflétant l'évolution de la force de portance de l'aile, et le coefficient de traînée, représentant la résistance de l'aile à l'air. Le graphique affiche le coefficient de pression le long du profil pour comparer les données expérimentales et la simulation CFD d'ANSYS/Fluent. Les données proviennent de Gregory et O'Reilly [GRE 73].

	Valeurs expérimentales	Résultats de Fluent
Coefficient de portance	1,2219	1,0813
Coefficient de traînée	0,0138	0,01597

TABLEAU 2.1. – Comparaison du coefficient de portance et du coefficient de traînée.

Le tableau 1 présente les valeurs des coefficients aérodynamiques (C_l et C_d) trouvés par notre simulation et celles fournies par l'expérience de la NASA, nous illustrons que ces valeurs sont proches des valeurs expérimentales.

2.5. comparaison

Pour faire de la DES, on prend un modèle de turbulence type RANS et on modifie sa formulation de façon à retenir la plus petite valeur entre échelle de longueur turbulente et dimension maximale de la grille de calcul. Ce changement assez simpliste dans la formulation mathématique introduit un changement radical dans l'interprétation du modèle. Dans les zones loin de la paroi solide, la grille de calcul est assez raffinée pour qu'on puisse retenir sa dimension et faire un calcul LES dans les normes. Par contre, dans la zone proche des parois solides, c'est l'échelle de longueur turbulente qui l'emporte et le modèle bascule en modèle de turbulence type RANS. Donc c'est le même modèle qui bascule automatiquement suivant la zone où il est appliqué.

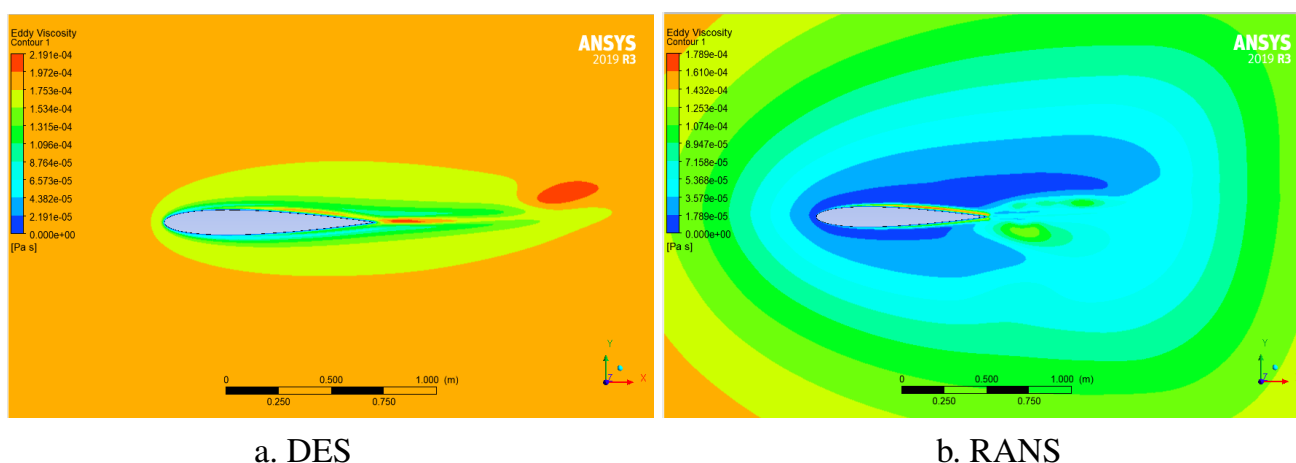


FIGURE 6. – La distribution de la viscosité turbulente avec les deux approches DES et RANS.

la figure 6 illustre la distribution de la viscosité turbulente autour de l'aile NACA0012 réalisée avec les deux approches de la turbulence, l'approche RANS et l'approche DES qui est une approche hybride entre RANS et LES, dans la modélisation réalisée par la méthode DES, il y a plus de tourbillons autour de l'aile surtout sur le bord de fuite de l'aile. Cette distribution montre que l'hybridation de l'approche DES rend la modélisation plus consistante au contraire de l'approche RANS.

3. Conclusion

Dans cet article, ANSYS/FLUENT a été utilisé dans un projet d'établi pour calculer l'écoulement transsonique compressible sur un profil aérodynamique NACA0012. Le solveur basé sur la densité implicite avec direction de solution a été utilisé et les résultats calculés ont été comparés aux données expérimentales publiées et un bon accord a été obtenu. Une comparaison de cas a été réalisée au sein de CFD Post pour comparer les champs de pression à Mach 0,5 et Mach 0,7.

Les méthodes hybrides, comme le DES (Detached Eddy Simulation), permettent de combiner une résolution de type LES loin des parois et une modélisation RANS dans la couche limite. Cette méthode permet donc une bonne résolution de la turbulence et de ses effets avec des géométries complexes sans la nécessité d'une discrétisation excessivement fine à la paroi.

Bibliographie

- ELOUARDI S., EL MAANI R., RADI B., *Maillage Dynamique pour Ecoulement Transitoire autour d'un Profil NACA 0012*. ISTE OpenScience, Incert Fiabilité Des Systèmes Multiphysiques (3), Issue 1 2019.
- EL MAANI R., ELOUARDI S., RADI B., et al. *Study of the turbulence models over an aircraft wing* ISTE OpenScience, Incert Fiabilité Des Systèmes Multiphysiques, vol. 2, no 2, p. 1-11. 2018.
- SPALART PR., JOU WH., ALLMARAS SR., *Comments on the feasibility of LES for wings, and on hybrid RANS/LES approach*. Ruston, Louisiana, USA : Proc. 1st AFOSR international conference on DNS/LES. Greyden Press, 1997.
- HAASE W., AUPOIX B., BUNGE U., SCHWAMBORN D. *FLOMANIA-a European initiative on flow physics modelling : results of the European-Union funded project, 2002-2004.*, volume 94 Springer Science & Business Media, 2006.
- TRAVIN A., SHUR M., STRELETS M., S D. *Physical and numerical upgrades in the detached-eddy simulation of complex turbulent flows.*, Advances in LES of complex flows. Springer, Dordrecht, p. 239-254, 2002.
- GREGORY N., O'REILLY C. L., *characteristics of NACA0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost*. London : HM Stationery Office, 6(3), 329-338, 1973.
- GREGORY N., *Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA Aerofoil Section, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulating Hoar Frost*. London : HM Stationery Office, 6(3), NP L, R. & M., 1970.
- HENTER F., HUPPE A., MATYUSHENKO A., et al. *An overview of hybrid RANS-LES models developed for industrial CFD*. Applied Sciences, vol. 11, no 6, p. 2459, 2021,.