

ANALYSE DE L'INTERACTION FLUIDE STRUCTURE D'UN PROFIL AERODYNAMIQUE OSCILLANTE

Farouk ZIANE¹, Abdellah ABDELLAH EL-HADJ¹, Samir DANOUNT¹

¹Laboratoire de Mécanique Physique et Modélisation Mathématique (Imp2m),
Université de Médéa, 26000. Algérie. E-mail : zianefarouk@yahoo.fr

RÉSUMÉ

Dans cet article une simulation numérique de l'interaction fluide structure de l'écoulement autour d'un profil aérodynamique NACA0012 oscillante a été faite par le code de calcul ANSYS (CFX) sous la base de la méthode des éléments finis. L'objectif de cette étude est de bien comprendre le comportement physique de l'écoulement autour d'un profil aérodynamique. Les résultats obtenus sont comparés avec des données expérimentales de Lee et Gerontakos (2004) à base nombre de Reynolds (10^5). L'effet de l'angle d'attaque moyen et une comparaison entre deux modèles de turbulence $k-\varepsilon$ et $k-\omega$ ont été effectués.

Mots clés : Simulation numérique, Interaction fluide structure, Profil aérodynamique, éléments finis, Modèles de turbulence.

NOMENCLATURE

b l'envergure du profil, m	k La fréquence réduite
c la corde du profil, m	ρ masse volumique, kgm^{-3}
CD coefficient de traînée	α angle moyen d'attaque, °
CL coefficient de portance	μ viscosité dynamique, Pa.s
f fréquence, s^{-1}	
U vecteur de vitesse, m/s	
t temps, s	

1. INTRODUCTION

Le battement d'un profil aérodynamique a beaucoup attiré l'attention récemment dans la compréhension de la science fondamentale de vol dans la nature et dans les applications pratiques pour le développement des micro-air-véhicules (MAVs), et pour la production de l'électricité (éoliennes) Dans ce sens, l'étude de l'oscillation d'un profil aérodynamique est un sujet de nombreux travaux expérimentaux et numériques des chercheurs tel que, K.lu, et autre(2013)[1] ont étudié l'effet de l'asymétrie d'un profil aérodynamique NACA0012 battante, et à l'aide d'une simulation numérique en 2D par le modèle de turbulence $k-\omega$ SST ils ont étudié l'effet de plusieurs paramètres opératoires (amplitude de l'oscillation, la fréquence réduite k). Lee et Gerontakos (2004)[2], expérimentalement étudié les caractéristiques de la couche limite instable, et dans leur étude les forces aérodynamiques et le moment d'oscillation sont obtenus à l'aide de la variation des paramètres du mouvement appliqués. Liu Zhen et autre (2008)[3] ont employé un dispositif expérimental (PIV) Particle Image Velocimetry pour l'écoulement d'eau autour d'un profil aérodynamique NACA0012 oscillant, et par simulation numérique ils ont utilisé le modèle de turbulence $k-\varepsilon$ pour étudier l'effet de l'angle d'attaque. Jung et Park(2005)[4], K. Fuchiwaki et Tanaka(2006)[5] expérimentalement ont montré la forte dépendance d'un profil aérodynamique de la formation de tourbillons sur la fréquence réduite k . Shantanu S et autre(2013) [6] expérimentalement étudié les charges instantanées sont mesurées et sont utilisées pour calculer le transfert

d'énergie de l'écoulement à l'aile aérodynamique oscillante.. Shengyi Wang et autre(2010) [7] numériquement et sous la base de deux travaux expérimentaux [2,8] ont comparé entre deux modèles de turbulence K- ω standard et k- ω SST à base nombre de Reynolds d'un profil aérodynamique NACA0012 battante avec différentes fréquences de l'oscillation. G.Martinat et autre(2008) [9] ont étudié l'effet des modèles de turbulence d'un écoulement autour d'un profil naca00012 oscillante à un nombre de Reynolds 10^5 et 10^6 et ont fait une comparaison entre la simulation 2D et 3D.

Dans ce travail nous avons étudié à l'aide d'une simulation numérique l'écoulement autour d'un profil aérodynamique oscillante, et nous avons commencé par une validation avec les résultats de Lee et Gerontakos [2]. L'effet de l'angle d'attaque moyen et une comparaison entre deux modèles de turbulence k- ε et k- ω ont été effectués.

2. FORMULATIONS MATHÉMATIQUES DU PROBLÈME

Les phénomènes d'écoulement et de transport sont régis par les principes de base de conservation tel que la conservation de masse, mouvement et de l'énergie. Tous ces principes de conservation sont résolus selon le modèle de fluide qui donne un ensemble d'équations aux dérivées partielles.

2.1 Principe de conservation de la masse et équation de continuité :

Le principe de conservation de la masse indique que le taux d'augmentation de la masse dans un élément fluide est égal au taux net de flux de masse dans un élément fluide. L'application de ce principe physique à un résultat du modèle de fluide dans une équation différentielle appelés équation de continuité. L'équation de continuité pour un fluide compressible peut être écrite comme suit :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} = 0 \quad (2)$$

Où; ρ , U_i représentent la densité et la vitesse du fluide respectivement.

2.2 Équation de mouvement :

Deuxième loi de Newton indique que le taux de changement de quantité de mouvement d'une particule de fluide est égal à la somme des forces agissant sur une particule. Les forces agissant sur le corps sont une combinaison des deux forces de surface et du corps. Lorsque cette loi est appliquée pour fluide newtonien (contrainte visqueuse est proportionnelle aux taux de déformation) équations résultantes sont appelés équations de Navier Stokes.

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial \rho u u}{\partial x} + \frac{\partial \rho u v}{\partial y} + \frac{\partial \rho u w}{\partial z} = \rho g_x - \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \frac{\partial \rho v u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v v}{\partial y} + \frac{\partial \rho v w}{\partial z} = \rho g_y - \frac{\partial P}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_e \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu_e \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \frac{\partial \rho w u}{\partial x} + \frac{\partial \rho w v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w w}{\partial z} = \rho g_z - \frac{\partial P}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{\partial w}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_e \frac{\partial w}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu_e \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (5)$$

Où u, v, w représentent les composantes cartésiennes du vitesse, μ la viscosité dynamique du fluide.

3. DESCRIPTION DU PROBLÈME

Généralement pour étudier le problème d'oscillation d'un profil aérodynamique(NACA0012) immergé dans un écoulement d'un fluide, il faut placer le profil à un large angle d'attaque (α), et est forcé de subir une faible amplitude d'oscillation ($\Delta\alpha$) et une fréquence d'oscillation (f). La fréquence réduite ($k = \frac{\pi f c}{U_\infty}$) est utilisée pour

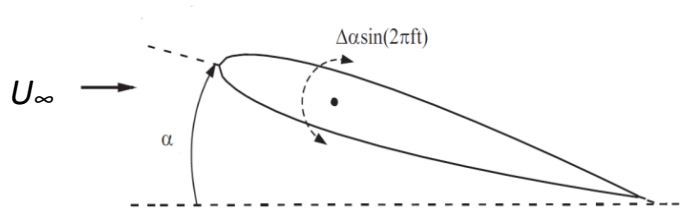


Figure 1. Illustration d'oscillation d'un profil aérodynamique NACA0012.

normaliser la fréquence d'oscillation, avec U_∞ la vitesse d'écoulement à l'entrée, et c le corde du profil. Dans ce cas le profil est oscillé autour d'un pivot fixe à l'aide d'une équation de mouvement sinusoïdale $\alpha(t) = \alpha + \Delta\alpha \sin(2\pi ft)$. Comme montre dans la figure 1 :

4. MODELISATION NUMERIQUE

4.1 Maillage et condition aux limites :

Notre problème 2D a été modélisé par le code commercial ANSYS CFX. La qualité de maillage a une grande importance sur les résultats obtenus par un calcul numérique, Pour cela nous divisons notre domaine en deux parties pour avoir un maillage structuré, partie et très raffiné en proche du profil et le maillage mobile (déformable) et dans l'autre partie (loin du profil) maillage fixe. Ce maillage est caractérisé par le nombre de division (201×100) total nœud 40400 et nombre des éléments 20000.

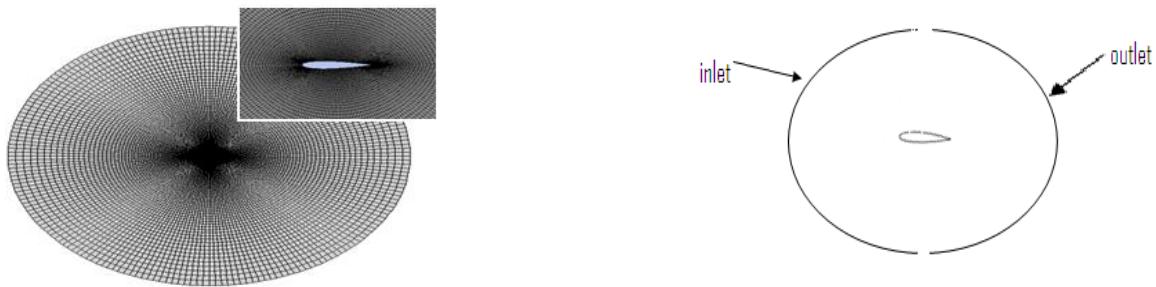


Figure 2. Illustration du domaine de calcul

Nous avons choisi le domaine fluide circulaire (cercle) avec vitesse d'entrée (velocity inlet) comme condition aux limites et pas de gradient de pression pour la sortie (pressure outlet), et paroi (wall) pour les surfaces du profil aérodynamique.

5. VALIDATIONS ET RESULTATS

Dans ce cas on a validé les résultats expérimentaux de Lee and Gerontakos (2004), le profil aérodynamique est NACA0012 a une corde $c=0.15\text{m}$ et l'envergure $b=0.375\text{m}$. Ce profil est oscillé avec une équation sinusoïdale : $\alpha(t) = 10^\circ + 15^\circ \sin(2\pi ft)$ avec la fréquence réduite $k=0.05$ et le nombre de Reynolds $Re=1.35 \times 10^5$ et la vitesse de l'écoulement $U_\infty=14\text{m/s}$. L'axe de rotation est fixé à 0.25 de la corde. Concernant présente études les modèles de turbulence utiliser $k-\omega$ et $k-\epsilon$ standard. L'intensité de turbulence est de 0.08%.

5.1 Comparaison entre le modèle de turbulence $k-\omega$ et $k-\epsilon$ standard :

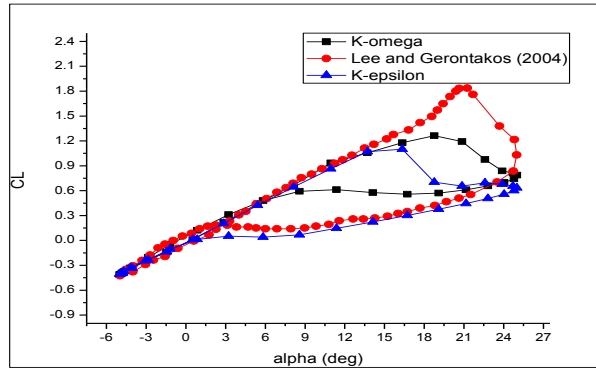


Figure 3. Coefficient de Portance CL en fonction de l'angle d'attaque α

Les coefficients des forces aérodynamiques ont calculé numériquement représentent dans la figure 3, coefficient de portance CL en fonction de l'angle d'attaque α , et par les modèle de turbulence standard k- ω et k- ϵ ils ont comparé avec les résultats expérimentaux de Lee et Gerontakos (2004). On peut voir que, dans la plage des faibles et moyens angles d'attaque $-5^{\circ} < \alpha < 25^{\circ}$, Les résultats pour le coefficient du force aérodynamique CL sont en bon accord avec les données expérimentales, mais on remarque pour des valeurs de l'angle d'attaque entre 20° et 25° ($20^{\circ} < \alpha < 25^{\circ}$) les résultats numériques ont une grand différence avec les résultats expérimentaux. D'après la figure 3 le modèles k- ω donne un bon résultat par apport le modèle k- ϵ .

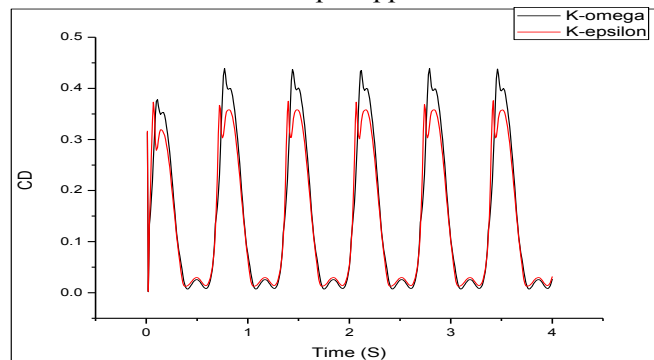


Figure 4. coefficient de traînée CD

La figure 4 montre l'histoire du coefficient traînée pour les six courses (période) presque identiques, et nous remarquons le coefficient de traînée pendant une course complète un motif symétrique entre la course ascendante et descendante.

Le pic maximal du coefficients CL et CD pour le modèle k- ω est supérieur par apport le modèle k- ϵ , pour le modèle k- ω le coefficient de portance (figure 3) varie entre -0.4 et 1.26, et pour le modèle k- ϵ entre -0.4 et 1.15. Le coefficient de traînée varie entre 0 et 0.44 pour le modèle k- ω et pour k- ϵ entre 0 et 0.34.

Le pic maximale de coefficient de portance et de traînée est obtenue après le profil atteint sa vitesse de translation maximale est commencé tangage vers le bas, Donc les pics de coefficient de portance et de traînée sont générés principalement par la rotation rapide du mécanisme.

Figure 5 représente une comparaison entre les deux modèles de turbulence pour la formation des tourbillons et les lignes de courant pour les différents angles d'attaque, en remarque il y'a une différence remarquable entre les deux modèle, par exemple la formation du premier tourbillon est apparue pour à un angle d'attaque 19.968° ascendante pour le modèle k- ϵ mais pour le modèle k- ω il a commencé de former à $\alpha = 22^{\circ}$ ascendante du bord d'attaque, et en même temps la formation de deuxième tourbillon est généré pour le modèle k- ϵ ($\alpha = 22^{\circ}$ ascendante) et reste former jusqu'à l'angle $\alpha = 17.562^{\circ}$ descendante, par contre dans le modèle k- ϵ les deux tourbillons sont apparue dans deux position l'ange d'attaque ($\alpha = 24^{\circ}$ ascendante et descendante). Et en remarque que les tailles des tourbillons pour le modèle k- ϵ est plus grand par apport le modèle k- ϵ .

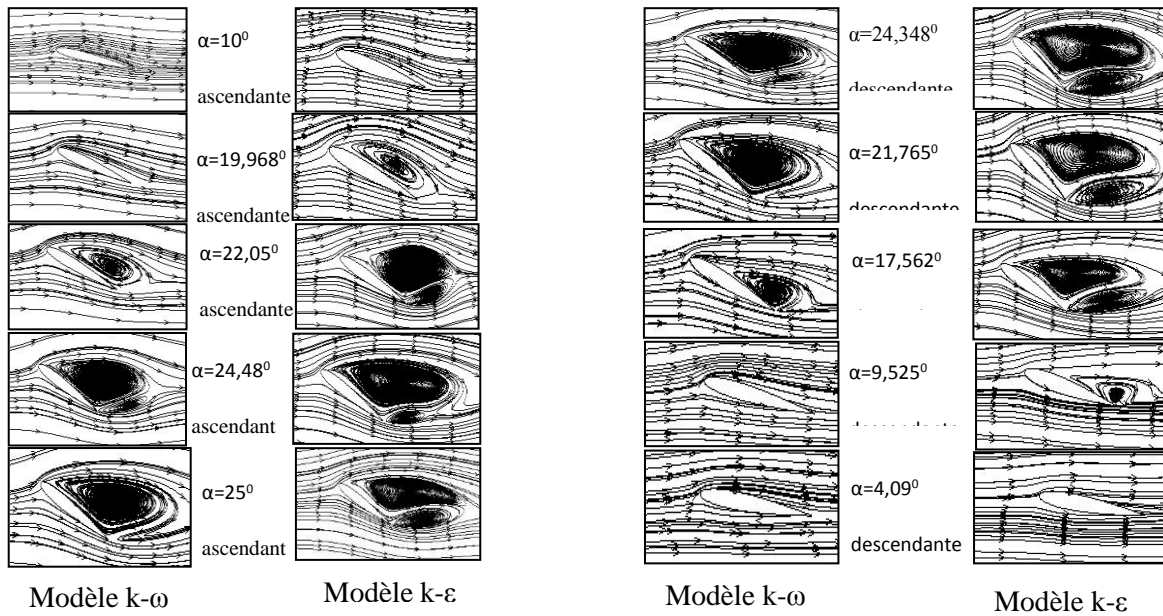
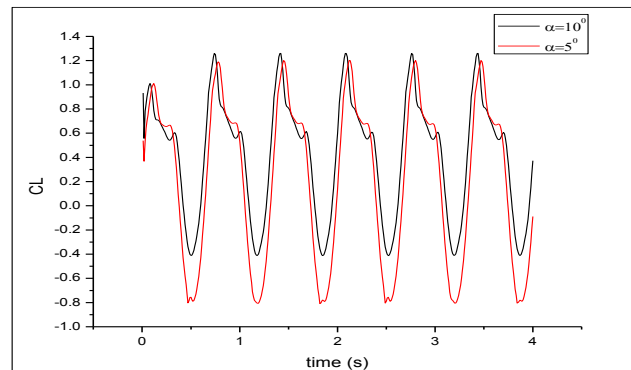


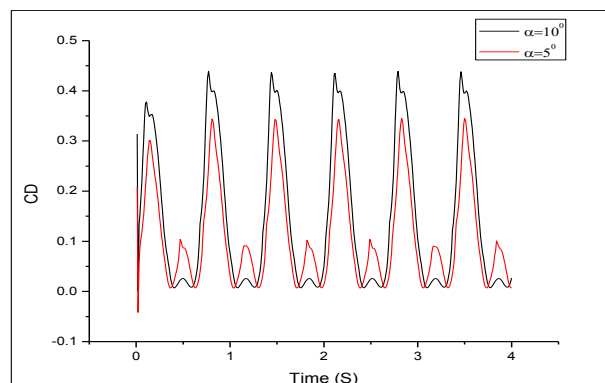
Figure 5. Lignes de courant et formation des tourbillons pour le modèle k- ω et le modèle k- ϵ

5.2 Influence de l'angle d'attaque moyen :

Les coefficients des forces en fonction de temps sont comparés à différents angles d'attaque moyen dans la figure qui montre que lorsque l'angle d'attaque moyen α augmente, les valeurs moyennes du coefficient de traînée C_D et de portance C_L augmentent. On peut remarquer des instabilités de l'écoulement lorsque l'angle d'attaque moyen augmente. Comme on peut le voir, la variation de l'angle d'attaque moyen n'a aucune influence sur la période des coefficients des forces.



(a)



(b)

Figure5. Influence de l'angle d'attaque $\alpha=5^0, 10^0$. (a) coefficient de portance CL,
(b) coefficient de traînée CD.

6. CONCLUSIONS

Cette étude nous a permis de bien comprendre le phénomène de l'interaction fluide structure pour un écoulement autour d'un profil aérodynamique NACA0012 oscillante et ses conséquence. Les résultats ont obtenu sont en bon accord avec les données expérimentales de Lee et Gerontakos (2004). Nous avons montré que l'instabilité de l'écoulement est plus importante aux grandes incidences. D'après la comparaison entre les résultats des modèles de turbulence k- ω et k- ϵ , le modèle k- ω donne un bon accord par apport le modèle k- ϵ .

REFERENCES

- [1] K.lu, Y.H.Xie, D.Zhang, J.B.Lan (2013). Numerical investigations into the asymmetric effects on the aerodynamic response of a pitching airfoil. *Journal of Fluids and Structures* 39(2013)76-86.
- [2] Lee, T. Gerontakos, P (2004). Investigation of flow over an oscillating airfoil. *journal of fluid mechanics* 512, 313-341.
- [3] Liu.Zhen, Hyun.Beom-soo, Kim.Moo-rong, Jin.Ji-yuan (2008). Experimental and Numerical Study For Hydrodynamic Characteristics Of An Oscillating Hydrofoil. *Journal of Hydrodynamics* 2008, 20(3):280-287.
- [4] Jung, Y.W., Park, S.O., (2005). Vortex-shedding characteristics in the wake of an oscillating airfoil at low Reynolds number. *Journal of Fluids and Structures* 20, 451-464.
- [5] Fuchiwaki, M., Tanaka, K (2006). Vortex structure and scale on an unsteady airfoil. *JSME International Journal* 49, 1056-1063.
- [6] Shantanu S .Bhat, Raghuraman N. Govardhan (2013). Stall flutter of NACA0012 airfoil at low Reynolds numbers. *Journal of Fluids an Structures* 41(2013)166-174.
- [7] Shengyi Wang, Derek B, Ingham., Lin Ma., Mohamed Pourkashanian., Zhi Tao (2010). Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils. *Computers and fluids* 39(2010) 1529-1541.
- [8] Wernert, P, Geissler W, Raffel M, Kompenhans J. Experimental and numerical investigations of dynamic stall on a pitching airfoil. *AIAA J* 1996; 34(5):982-9.
- [9] G. Martinat, M.Braza, Y.Hoarau, G.Harran (2008). Turbulence modeling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil at 10^5 and 10^6 Reynolds numbers. *Journal of Fluids and Structures* 24(2008)1294-1303.