

## ETUDE DE L'INFLUENCE DE L'ANGLE D'INCIDENCE SUR L'ÉCOULEMENT AUTOUR DU PROFIL NACA0012

DELLALI Rayane<sup>1</sup>, KADJA Mahfoud<sup>2</sup>, BEN CHEIKH EL HOCINE Abdel MADJID<sup>3</sup>, SABBOUA Omar<sup>4</sup>

<sup>1,2,3,4</sup> Laboratoire d'Energétique Appliquée et de Pollution, Département de Génie Mécanique, Université Constantine 1, Constantine 25000, Algérie.  
Auteur correspondant, E-mail: rayane25-dellali@hotmail.fr

### RÉSUMÉ

Dans ce travail, nous avons présenté une étude numérique de l'influence de l'angle d'incidence sur l'écoulement autour du profil NACA0012 pour différents régimes de l'écoulement (subsonique, transsonique et supersonique). Les équations régissant (les équations de mouvements et l'équation de continuité), ont été discrétisées par la méthode des volumes finis et résolues en utilisant le code CFD fluent version 6.3. Les champs dynamiques ont été déterminés.

**Mots Clés:** Profil NACA0012, écoulements subsoniques, transsoniques, supersoniques, volumes finis, angle d'incidence.

---

### NOMENCLATURE

#### Symboles :

$g$  Accélération de pesanteur ( $m.s^{-2}$ )  
 $Re$  Nombre de Reynolds  
 $t$  Temps [s]  
 $P$  pression [ $N.m^{-2}$ ]  
 $T$  Température [ $^{\circ}K$ ]  
 $X, Y$  Coordonnées cartésiennes (m)

#### Lettres grecques :

$\rho$  masse volumique,  $kg.m^{-3}$   
 $\alpha$  Diffusivité thermique ( $m^2.s^{-1}$ )  
 $\beta$  Coefficient d'expansion thermique à pression  
 $\nu_t$  Viscosité cinématique turbulente du fluide ( $m^2.s^{-1}$ )  
 $\varepsilon$  Taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente  
 $S$  : la source de chaleur

---

## 1. INTRODUCTION

L'aérodynamique des fluides compressibles est l'une des branches de la dynamique des fluides qui porte sur l'étude et l'analyse des effets des écoulements d'air sur les corps solides qu'ils entourent. La dynamique des fluides dans ce domaine vise à optimiser les conceptions des formes des profils de hautes performances aérodynamiques dans le domaine de l'aéronautique, dans les turbomachines etc.... L'aérodynamique entre en jeu les conditions des fluides (humidité de l'air, pression, température...) et des matériaux qui baignent dans ces fluides.

A cause de son importance dans la pratique, beaucoup de travaux de recherche ont été réalisés pour modéliser l'écoulement autour des profils NACA. Parmi ces recherches, plusieurs expériences ont été réalisées et plusieurs simulations ont été confrontées avec elles dans le but de valider les modèles mathématiques choisis. Parmi ces études on peut citer : les travaux de Pulliam [1], Pulliam & Vastano [2] Pascazio [3] McCroskey & Philippe [4], Hoarau et al. [5], Bouhadji & Braza [6] Berton et al. [7] Bourguet et al., [8], McDevitt [9].

La configuration étudiée dans ce travail est le profil NACA0012. Le champ dynamique a été calculé pour divers types d'écoulements en fonction de l'angle d'incidence, et les résultats des coefficients de portance et de traînée ont été analysés.

## 2. MODELE MATHEMATIQUE

Le profil NACA0012 est présenté sur la Figure 1. Il est placé dans un écoulement d'air, assimilé à un gaz parfait, à caractère bidimensionnel. Les vitesses du flux d'air étudiées donnent trois régimes : subsonique, transsonique et supersonique à l'angle d'attaque variable (-12°, -10°, -8°, 0°, +8°, +10° et +12°).

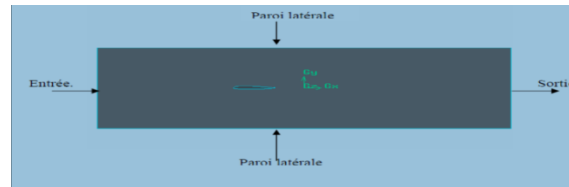


FIG. 1 : configuration étudiée

En adoptant ces hypothèses simplificatrices, les équations régissant peuvent être écrites comme suit :

- Equation de continuité :  $\frac{\partial U}{\partial X} + \frac{\partial V}{\partial Y} = 0$

Equations de quantité de mouvement :

$$\frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial U}{\partial X} + V \frac{\partial U}{\partial Y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial X} + \frac{\partial}{\partial X} (v + v_t) \left( 2 \frac{\partial U}{\partial X} \right) + \frac{\partial}{\partial Y} (v + v_t) \left( \frac{\partial U}{\partial Y} + \frac{\partial V}{\partial X} \right)$$

$$\frac{\partial V}{\partial t} + U \frac{\partial V}{\partial X} + V \frac{\partial V}{\partial Y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial Y} + \frac{\partial}{\partial X} (v + v_t) \left( 2 \frac{\partial V}{\partial Y} \right) + \frac{\partial}{\partial Y} (v + v_t) \left( \frac{\partial U}{\partial Y} + \frac{\partial V}{\partial X} \right) + g\beta(T - T_m)$$

Equation de l'énergie cinétique turbulente:  $\frac{\partial K}{\partial t} + U \frac{\partial K}{\partial X} + V \frac{\partial K}{\partial Y} = \frac{\partial}{\partial X} \left( v + \frac{v_t}{\sigma_K} \right) \frac{\partial K}{\partial X} + \frac{\partial}{\partial Y} \left( v + \frac{v_t}{\sigma_K} \right) \frac{\partial K}{\partial Y} + P_K + G_K - \varepsilon$

Equation du taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + U \frac{\partial \varepsilon}{\partial X} + V \frac{\partial \varepsilon}{\partial Y} = \frac{\partial}{\partial X} \left( v + \frac{v_t}{\sigma_{\varepsilon K}} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial X} + \frac{\partial}{\partial Y} \left( v + \frac{v_t}{\sigma_{\varepsilon K}} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial Y} + C_1 \frac{\varepsilon}{k} P_K + C_2 \frac{\varepsilon^2}{k} - R_{\varepsilon}$$

## 3. MÉTHODE DE RÉOLUTION :

En analyse numérique, la méthode des volumes finis, comme la méthode des différences finies et celle des éléments finis, est utilisée pour résoudre numériquement des équations aux dérivées partielles dans un domaine maillé. Contrairement à la méthode des différences finies qui met en jeu des approximations des dérivées, les méthodes des volumes finis et des éléments finis exploitent des approximations d'intégrales. Toutefois, la méthode des volumes finis se base directement sur la forme dite forte de l'équation à résoudre, alors que la méthode des éléments finis se fonde sur une formulation variationnelle de l'équation (on parle aussi de formulation faible). L'équation aux dérivées partielles est résolue de manière approchée à l'aide d'un maillage

constitué de volumes finis qui sont des petits volumes disjoints en 3D, des surfaces en 2D, des segments en 1D, dont la réunion constitue le domaine d'étude. Les volumes finis peuvent être construits autour de points d'un maillage initial, mais ce n'est pas une nécessité.

#### 4. RESULTATS ET DISCUSSION

##### 4.1 Régime subsonique

Variation de CL et CD en fonction de l'angle d'incidence

$\alpha$	CD	CL
-12	-1,2761292	-1,6789686
-10	-1,054016	-1,0141893
-8	-0,43525645	-1,43016339
0	0,021048952	0,07452489
+8	1,2188221	1,22516383
+10	1,30997578	1,31655589
+12	1,6694018	1,2345327

TABLEAU 1 : Evolution des coefficients de portance et de trainée en fonction de l'angle d'incidence

La figure 2 montre une dépendance linéaire du coefficient de portance CL en fonction de l'angle d'incidence  $\alpha$  pour  $\alpha \in [0,8]$  et  $\alpha \in [-8,0]$ . On peut remarquer aussi le décrochage du profil pour une incidence d'environ 12 degrés et -12 degrés. Ce dernier est causé par le décollement de l'écoulement au niveau du bord de fuite ce qui provoque une diminution de la portance lorsque  $\alpha$  atteint ces valeurs.

Pour une incidence nulle on remarque que la portance est presque nulle, ceci étant dû au fait que le profil est symétrique.

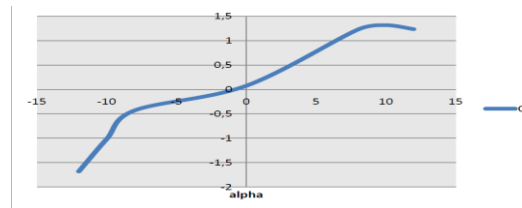


Fig. 2 Evolution du coefficient de trainée en fonction de l'angle d'incidence

La figure 3 montre que le coefficient de trainée CD augmente linéairement en fonction de  $\alpha$  pour  $-8 \leq \alpha \leq 0$  et  $0 \leq \alpha \leq 8$ . La trainée chute brutalement pour  $\alpha = -12^\circ$  correspondant au décrochage du profil. Pour  $\alpha > 8$  la trainée augmente avec l'augmentation de l'angle d'incidence  $\alpha$  jusqu'au décrochage qui a lieu lorsque  $\alpha = +12^\circ$ .

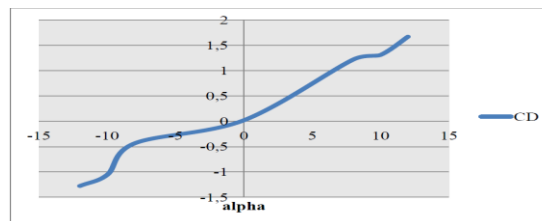


Fig. 3: Evolution de coefficient de trainée en fonction de l'angle d'incidence

La Fig. 4 représente la polaire d'un profil d'aile (CL en fonction de CD).

On remarque la dépendance linéaire du coefficient de portance en fonction du coefficient de trainée ainsi que le décrochage du profil pour une incidence d'environ 12 degrés d'où une chute considérable de la portance avec une augmentation de la trainée en fonction d'alpha. Pour cette valeur de  $\alpha$  le profil décroche et la couche limite laminaire devient turbulente.

Le profil étant symétrique, son coefficient de portance est nul pour un coefficient de trainée nulle.

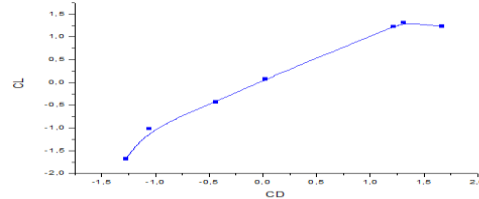


Fig. 4 : Polaire du profil d'aile NACA 0012.

**Contours de la pression :**

La figure 5 représente les contours de pression pour les angles d'incidences  $\alpha = -12^\circ$  et  $+12^\circ$ .

On observe que la pression est maximale au voisinage du bord d'attaque. La pression qui s'exerce sur l'extrados et l'intrados sont identiques pour une incidence nulle vu le profil symétrique. La zone de dépression sur l'extrados augmente avec l'angle d'attaque, ce qui se traduit par une augmentation de la portance jusqu'à l'apparition du décrochage, au-delà duquel elle chute brusquement, correspondant à un décollement des filets d'air sur l'extrados. Ce résultat est consistant avec celui du champ de vitesse ; toute l'énergie cinétique a été transformée en énergie de pression.

On observe aussi que le sillage augmente avec l'angle d'attaque, ce qui induit une trainée plus grande c'est-à-dire que les pertes en termes d'énergie augmentent avec l'angle d'attaque.

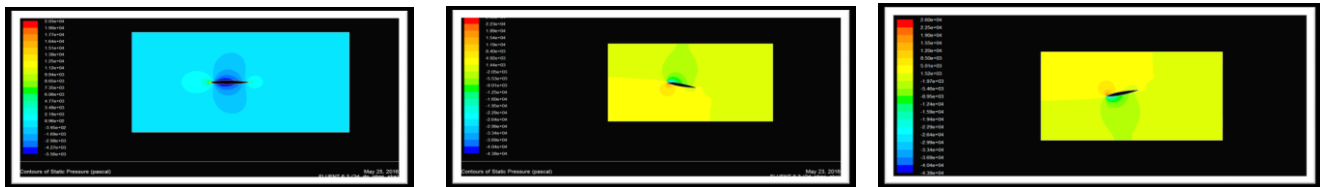


Fig. 5 : contours de pression à  $M = 0.5$  et  $\alpha = 0^\circ, -12^\circ, +12^\circ$

**3.2 Régime transsonique**

L'écoulement transsonique a été étudié pour une vitesse de 391m/s (nombre de mach 1.15) et un angle d'attaque variable :  $-12^\circ, -10^\circ, -8^\circ, 0^\circ, +8^\circ, +10^\circ$  et  $+12^\circ$ .

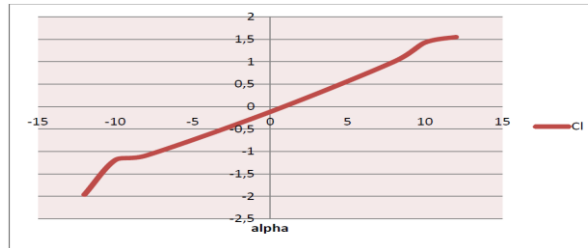
$\alpha$	CD	CL
-12	-1,526516	-1,9596829
-10	-1,4166442	-1,1884155
-8	-0,0161104	-1,0879057
0	0,29649199	0,11694607
+8	1,0462388	1,0005495
+10	1,2028281	1,425341
+12	1,9766772	1,5494031

TABLEAU 2 : CD et CL en fonction de  $\alpha$  pour le régime transsonique

A cause de la symétrie du profil NACA0012 la variation du coefficient de portance CL en fonction de l'angle d'incidence  $\alpha$  reste linéaire sur l'intervalle  $\alpha \in [-8^\circ, +8^\circ]$  (voir tableau 2 et Fig.6), Le comportement est par

contre différent pour l'angle d'incidence  $\alpha < -8^\circ$  et  $\alpha > 8^\circ$ . Pour cet écoulement transsonique la portance augmente en fonction de  $\alpha$ , car la vitesse à l'extrados diminue lorsque  $\alpha$  augmente. En conséquence la pression diminue et la portance augmente.

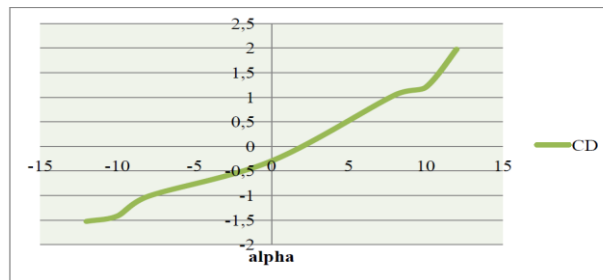
Pour le cas des écoulements transsoniques avec choc, la pression après un choc est plus grande à cause de la décélération du fluide, ce qui diminue la portance.



**Fig. 6:** Evolution de coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence

La Fig. 7 montre l'évolution de coefficient de trainée  $C_D$  en fonction de l'angle d'incidence.

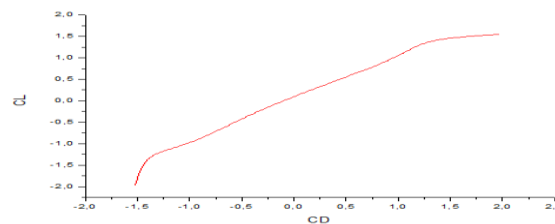
Le coefficient de trainée augmente avec l'augmentation de l'angle d'incidence  $\alpha$ . L'augmentation s'effectue avec différents taux au fil du changement des valeurs d'alpha.



**Fig. 7:** Evolution du coefficient de trainée en fonction de l'angle d'incidence

La Fig. 8 représente la polaire d'un profil d'aile en régime transsonique.

On remarque que l'évolution du coefficient de portance en fonction du coefficient de trainée reste plus ou moins linéaire. La portance augmente car la vitesse à l'extrados diminue. La viscosité a un effet beaucoup moins important pour le coefficient de la portance que pour le coefficient de la trainée. Ceci implique que la composante dans la direction horizontale de la contrainte pariétale (frottement) provoquée par la viscosité du fluide (couche limite) est beaucoup plus grande que la composante dans la direction verticale.



**Fig. 8 :** la polaire d'un profil d'aile NACA 0012

**Contours de pression :**

La fig. 9 représente les contours de pression pour les angles d'incidences  $\alpha = -12^\circ, 0^\circ$  et  $+12^\circ$ . On remarque dans les résultats une légère chute de pression autour des profils, qui est dû au frottement du fluide avec ces derniers. La présence de dépressions notée au passage du fluide s'explique par le rétrécissement de la section de passage où le principe de conservation de la masse (équation de continuité) impose une accélération du fluide. Cette accélération est notée de part et d'autre du bord d'attaque et particulièrement sur la partie extrados du profil grâce au fort gradient de pression.

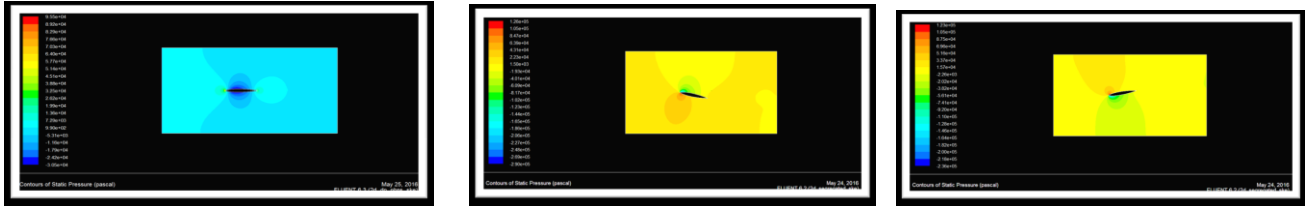


Fig. 9 : Contours de pression à  $M = 1.15$  et  $\alpha = 0^\circ, -12^\circ, +12^\circ$

### 4.3 Régime supersonique

L'écoulement supersonique a été étudié pour une vitesse de 1020m/s (nombre de Mach 3) et un angle d'attaque variable et égal à  $:-12^\circ, -10^\circ, -8^\circ, 0^\circ, +8^\circ, +10^\circ$  et  $+12^\circ$ . Les valeurs de  $C_D$  et  $C_L$  en fonction de l'angle d'incidence sont données dans le tableau 3.

$\alpha$	$C_D$	$C_L$
-12	-1,3822709	-1,8479967
-10	-0,9839600	-1,6563361
-8	-0,6194687	-1,0814496
0	0,1479466	0,9453941
+8	0,6396352	1,2614332
+10	0,9988204	1,6717891
+12	1,4062412	1,7622614

TABLEAU 3. Evolution du coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence

La figure 10 montre que la courbe de portance est d'abord croissante puis constante. Le coefficient de portance  $C_L$  atteint un maximum égal à 1,762 pour un angle d'attaque  $\alpha = 12^\circ$ . Pour des valeurs  $\alpha$  supérieures à 12, le  $C_L$  décroît puisque les filets d'air n'épousent plus le contour du profil : on dit que pour  $\alpha = 12^\circ$ , le profil où l'aile décroche. L'angle  $\alpha = 12^\circ$  est alors appelé angle de décrochage ou angle critique et  $C_L = 1.762$  est appelé  $C_L$  de décrochage ou  $C_L$  maximum. Pour le point d'origine de la courbe, correspondant à  $\alpha = 0$ , on a un  $C_L$  égal à 0,95 et  $\alpha = 0$  n'est plus appelé l'angle de portance nulle comme dans le cas des vitesses subsoniques pour un profil biconvexe symétrique tel que le profil NACA0012.

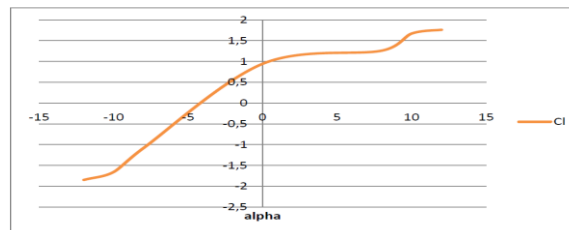


Fig. 10: Evolution du coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence

Le tableau 3 et la figure 11 présentent l'évolution du coefficient de trainée en fonction de l'angle d'incidence. On peut observer l'évolution presque linéaire du coefficient moyen de trainée dans l'intervalle  $[-12^\circ, +12^\circ]$  de  $\alpha$ . Pour un angle  $\alpha$  donné, le coefficient local de trainée est pratiquement le même pour le profil NACA0012 avec une augmentation relativement importante du côté de l'entrée par rapport à la sortie, dû au fait que la couche limite est mince à l'entrée et est épaisse à la sortie.

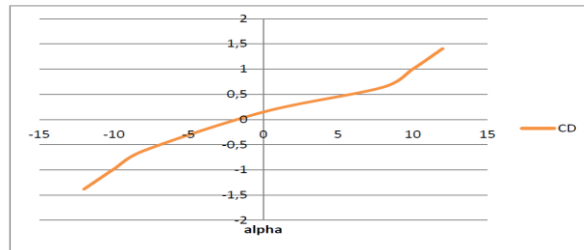


Fig. 11: Evolution du coefficient de trainée en fonction de l'angle d'incidence

La fig. 12 représente la polaire du profil d'aile en régime supersonique. On distingue deux zones sur la courbe représentant la polaire du profil d'aile pour les vitesses supersoniques. A l'intersection des deux zones il y a un point d'inflexion. La variation de  $C_L$  en fonction de  $C_D$  est presque linéaire dans l'intervalle  $[-0.75, 0.75]$  de  $\alpha$ .

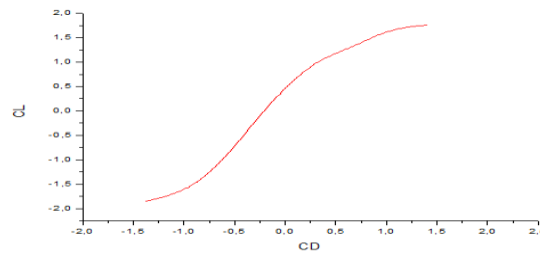


Fig. 12 : la polaire d'un profil d'aile NACA 0012

### Contours de pression :

Les Fig. 13 représente les contours de pression pour les angles d'incidences  $\alpha = -12^\circ, 0^\circ, +12^\circ$ . Au niveau du bord d'attaque du profil la pression est maximale. Ce résultat est consistant avec celui du champ de vitesse ; toute l'énergie cinétique a été transformée en énergie de pression. En avançant de part et d'autre du point d'arrêt le long de la paroi du profil, On remarque une diminution de pression plus importante sur l'extrados que sur l'intrados en consistence avec la forte accélération que subit le fluide. Une augmentation de pression est aussi observée au niveau du bord de fuite bien que moins importante qu'au bord d'attaque, ce qui fait que le gradient de pression est défavorable le long de la deuxième partie du profil. On peut observer clairement que les zones de dépression à l'extrados demeurent plus en plus localisées près du bord d'attaque, et celles de surpression à l'intrados s'élargissent en augmentant l'angle d'attaque.



Fig. 13: Contours de pression à  $M = 3$  et  $\alpha = 0^\circ, -12^\circ, +12^\circ$

## 6. CONCLUSION

Le présent travail, a porté sur l'étude du comportement de l'écoulement pour différents régimes de l'écoulement (subsonique, transsonique et supersonique) autour du profil d'aile NACA0012. Ce profil étant symétrique.

La méthode des volumes finis a été utilisée pour résoudre numériquement les équations aux dérivées partielles régissant l'écoulement : les équations de Reynolds et les équations du modèle de turbulence k- $\epsilon$  utilisé pour cette étude.

L'outil de simulation numérique **Fluent** a été utilisé dans les calculs avec le mailleur **Gambit**.

Les résultats obtenus mettent en évidence les caractéristiques suivantes :

- ✓ Un angle d'incidence nul donne une portance presque nulle pour des vitesses subsoniques mais qui a une valeur considérable dans le cas des vitesses supersoniques.
- ✓ Un point d'arrêt existe au niveau du bord d'attaque où la pression est maximale et la vitesse est nulle. Un autre point d'arrêt au bord de fuite où la pression est légèrement affaiblie par le frottement dans les couches limites le long de l'intrados et l'extrados du profil.
- ✓ Une perte de charge considérable entre l'entrée et la sortie causée par le cisaillement entre le fluide et les parois.
- ✓ L'évolution du frottement qui donne naissance à la trainée est telle qu'il y a une augmentation relativement importante du côté de l'entrée par rapport à la sortie, due au fait que la couche limite est mince à l'entrée et est épaisse à la sortie.

## 5. RÉFÉRENCES

- [1] Pulliam, T.H. 1989 Low Reynolds number numerical solutions of chaotic flows. AIAA Paper 0123.
- [2] Pulliam, T.H. & Vastano, J.A. 1993 Transition to chaos in an open unforced 2d flow. J. Comp. Phys. 105(1), 133–149. 12, 13, 163
- [3] Pascazio, M. 1995 Contribution expérimentale et numérique à l'étude de la couche limite se développant sur un profil d'aile en oscillation : phénomènes de transition et de décollement en écoulement in stationnaire. Thèse de Doctorat, Université de la Méditerranée (Aix-Marseille II).
- [4] McCroskey, W.J. & Philippe, J.Sz. 1975 Unsteady viscous flow on oscillating airfoils. AIAA J. 13, 71–79.
- [5] Hoarau, Y., Braza, M., Ventikos, Y., Faghani, D. & Tzabiras, G. 2003 Organized modes and the threedimensional transition to turbulence in the incompressible flow around a naca0012 wing. J. Fluid Mech. 496, 63–72. 12, 13, 14, 15, 38, 41, 163, 164, 223
- [6] Bouhadji, A. & Braza, M. 2003a Organised modes and shock-vortex interaction in unsteady viscous transonic flows around an aerofoil, part i : Mach number effect. Comp. Flui. 32(9), 1233–1260.
- [7] Berton, E., Benyahia, A., Favier, D. & Maresca, C. 2002b Flow field visualizations around oscillating airfoils. In 11th International Symposium, Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 8-11 juillet 2002, Lisbonne, Portugal.
- [8] Bourguet, R., Braza, M. & Dervieux, A. 2007a Reduced-order modeling for unsteady transonic flows around an airfoil. Phys. Fluids 19, 111704.
- [9] J.B. Mc Devitt et A.F. Okuno. Static and dynamic pressure measurements on a NACA0012 airfoil at ames high reynolds number facility . Technical report, NASA, technical paper 2485, 1985.
- [10] Fluent 6.0 Documentation. User's Guide. Tutorial Guide. Fluent, inc 2001.
- [11] Gambit 2.0 Documentation. User's Guide. Modeling Guide. Tutorial Guide. Fluent, inc2001.