

## CHAPITRE II : ÉTUDE BIBLIOGRAPHIQUE SUR LES PROFILS AÉRODYNAMIQUES

---

---

### II.1 INTRODUCTION

L'aérodynamique des profils d'aile est une science très récente dans le domaine de la mécanique, puisque les premiers travaux des recherches numériques et expérimentaux remontent au vingt unième siècle. [4]

### II.2 HISTORIQUE

Les premiers travaux scientifiques sur les profils aérodynamiques ont commencé à la fin du 19e siècle, basés sur la supposition qu'une forme incurvée, plus proche de la forme d'une aile d'oiseau, serait plus efficace. Les premiers développements étaient expérimentaux et basés sur la méthode des essais successifs, [H. PHILLIPS] (1884) brevète une série de profils basés sur des observations réalisées dans une soufflerie alimentée naturellement. À la même époque [O.LILIENTHAIL] travaille sur des formes d'aile basées sur ses observations des oiseaux. Il formalise ses recherches dans son ouvrage "Le vol de l'oiseau, bases de l'art du vol" paru en 1889, dans lequel apparaissent les premiers graphiques de polaires [8].

L'aérodynamique des profils d'ailes a été étudiée par [Kutta] (1902) squelettes et [Joukowski] (1905) sur des profils présentant de l'épaisseur. Ces profils étaient obtenus par la transformation conforme d'un cercle en un contour fermé avec un arrondi à l'avant et une pointe à l'arrière. La théorie de Joukovski en mouvement plan, dite théorie de l'aile d'envergure infinie, marque le début de l'aérodynamique moderne. A la même époque, les travaux des pionniers de l'aviation, des frères Wright qui se sont basés sur l'analyse de la stabilité de l'avion faite par [Lanchester] en (1894), permettent de faire voler un avion en 1903 et ont réussi à faire décoller pour la première fois un avion propulsé par leurs propres moyens, Avant même, que l'on ne connaisse les équations de la portance et de la traînée, personne ne se doutait de l'extraordinaire degré de développement qu'allait atteindre ce mode de locomotion . Bien que

l'appareil ne se soit élevé que de quelques mètres et n'ait parcouru qu'une distance inférieure à **36m**, cet événement historique allait marquer le début d'une période très féconde en perfectionnements techniques qui donnèrent naissance à des avions tels les chasseurs hautement supersoniques et les avions de transport capables de traverser l'Atlantique à des vitesses supérieures à la vitesse du son, comme le Concorde. Parallèlement, les études expérimentales prennent un nouvel essor par l'essai en souffleries de maquettes faites en Angleterre par Wenham et Philips. Un pas nouveau fut franchi par Prandtl qui édifia la théorie de l'aile d'envergure limitée (**1917-1918**) qui fut présentée par une formule mathématique laborieuse qui honore de nos jours le domaine de l'aérodynamique [4].

Cette théorie donne un nouvel essor à l'aérodynamique. Pendant vingt ans, les théories de Joukowski et de Prandtl furent les points de départ de nombreux travaux théoriques et expérimentaux, et nous permettent dans ce contexte de décrire les propriétés aérodynamiques de l'aile de distribution elliptique et de distribution de forme arbitraire. Cette distribution représente l'aile avec une traînée minimale, alors il est convenable de présenter cette distribution de circulation en termes de séries infinies. Ce premier terme décrit une distribution elliptique, ce qui fait que les propriétés aérodynamiques des ailes de forme planes arbitraires ne diffèrent pas radicalement de celles des ailes elliptiques [4].

Plusieurs chercheurs célèbres ont contribué à l'établissement de toutes les notions d'aérodynamique :

**Bernoulli (1700-1782)**, auteur du théorème qui régit l'écoulement des fluides incompressibles, Euler (**1707-1783**) avec ses travaux de l'hydrodynamique, Laplace (**1749-1829**), qui a donné la formule exacte de la propagation du son dans l'air, **Mach (1838-1916)**, qui a découvert les ondes de choc dans le domaine supersonique, Navier Stokes, qui a généralisé les lois qui gouvernent le mouvement d'un fluide visqueux, Prandtl (**1875-1953**), qui a établi le concept de la couche limite et la théorie de l'aile d'envergure finie, **[Reynolds] (1842-1912)**, qui a trouvé une des lois fondamentales de la similitude en dynamique des fluides, **[Von Karman] (1881-1963)**, qui a développé le concept de la couche limite, **Ackeret**, qui a développé la première théorie de l'écoulement supersonique autour d'une aile en **1925**, enfin **[Busemann]** qui, en **1935**, a pu améliorer les résultats en utilisant une méthode encore plus perfectionnée. C'est au cours de la seconde guerre mondiale qu'on a entrepris les premières études sur le régime transsonique, par la

suite on a mis sur pied un vaste programme de recherche sur l'aérodynamique des avions (subsonique/supersonique, civils/militaires), des hélicoptères et des véhicules spéciaux [4].

### II.3 QUELQUES TRAVEAUX SUR LES PROFILS AERODYNAMIQUES

C. SARRAF ET AL (2010) [9] ont intéressé aux effets de l'épaisseur sur les performances de profils NACA symétriques et sur les couches limites. Leur étude a permis de mettre l'influence de l'épaisseur relative sur les caractéristiques globales de l'écoulement à savoir, la diminution de la portance et l'augmentation de la traînée. Pour cela ils ont utilisé des différents types NACA symétrique, NACA0015, NACA0025 et NACA0035.

Les résultats obtenus ont montré que le coefficient de portance diminue avec l'augmentation de l'épaisseur relative et que le décrochage est perçu à  $\alpha=21^\circ$ ,  $\alpha=35^\circ$ ,  $\alpha=40^\circ$  pour NACA0015, NACA0025 et NACA0035 respectivement d'une part. D'autre part l'analyse des profils de vitesse à  $\alpha=10^\circ$ ,  $Re=5.105$  a permis de montrer que le décollement de la couche limite turbulente est bien perçu au voisinage de bord de fuite sur les profils NACA0015, NACA0025 par contre sur NACA0035 le décollement est observé entre  $x/c=0.8$  et  $x/c=0.9$ .

Ils ont remarqué que les profils de 15 et 25% d'épaisseur relative ont un comportement linéaire aux faibles incidences ce qui n'est plus le cas du profil le plus épais.

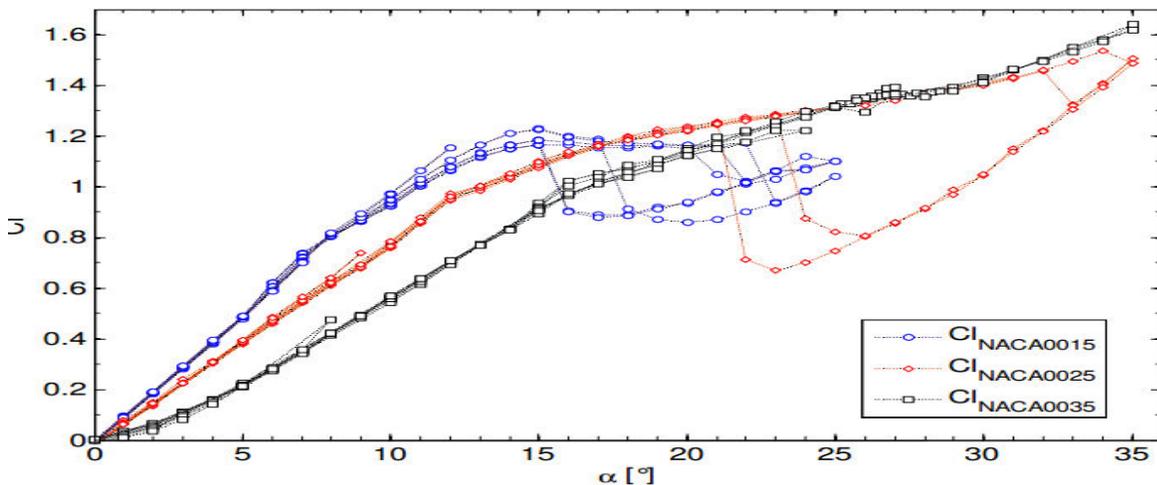
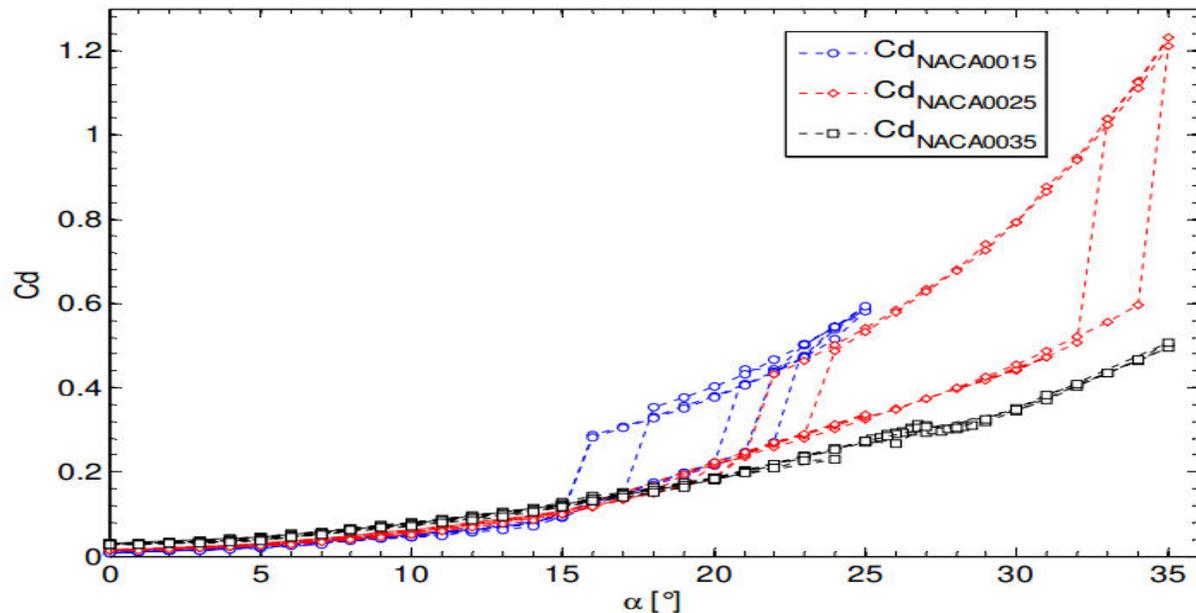


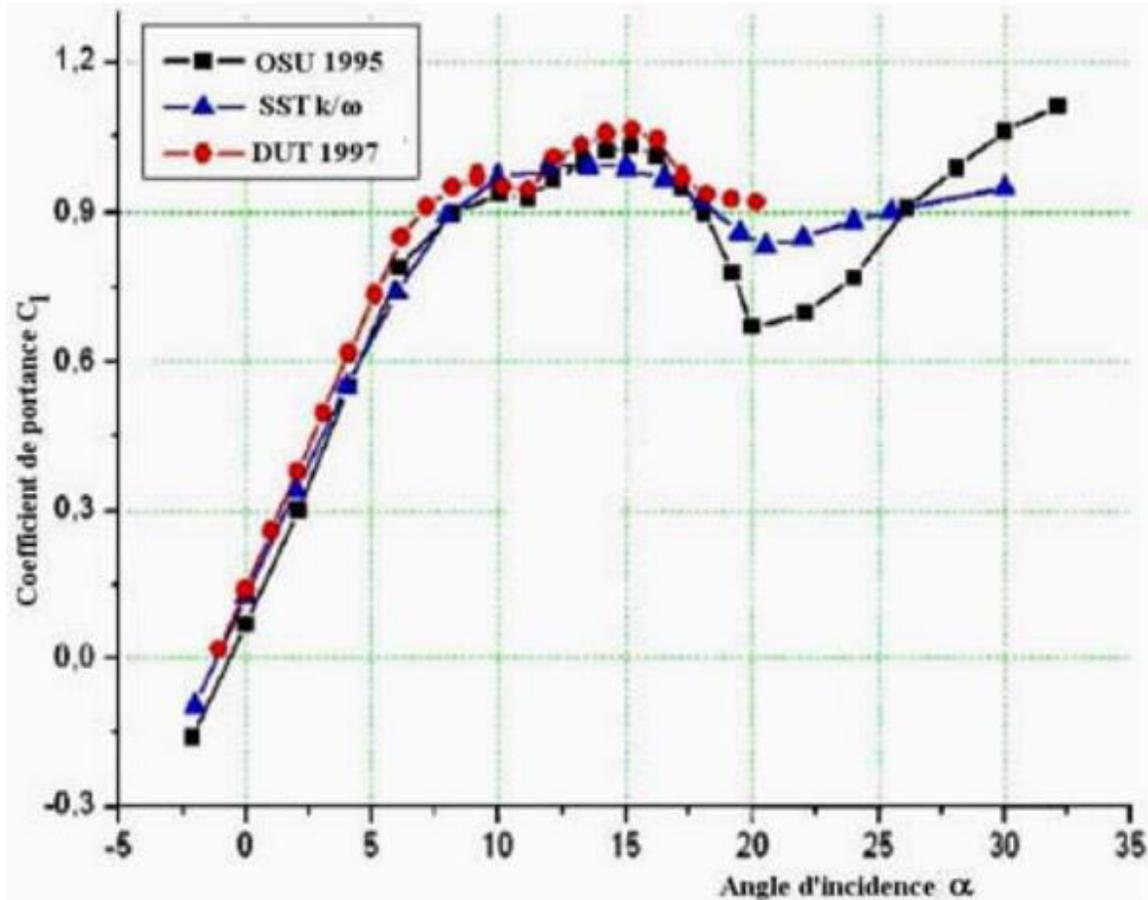
FIGURE II.1: COEFFICIENTS DE PORTANCE POUR LES 3 PROFILS NACA0015, NACA 0025 ET NACA0035 [9]

Les coefficients de traînée présentés sur la (**figure II.2**) montrent que, pour les incidences les plus faibles, la traînée du profil varie comme son épaisseur relative. Cet effet relève à la fois d'une augmentation de la traînée de pression et d'une augmentation de la surface mouillée du profil pour lequel les survitesses augmentent avec l'épaisseur.



**FIGURE II.2: COEFFICIENTS DE TRAÎNÉE POUR LES 3 PROFILS NACA0015, NACA0025 ET NACA0035 [9]**

**A.BEKHTI ET AL (2010) [10]**, Leur travail consiste à simuler l'écoulement de l'air autour d'un profil d'aile pour prédire le phénomène de décrochage dynamique. L'objectif de cette étude est de bien comprendre le comportement physique de l'écoulement autour des pales et donc à travers un rotor d'éolienne. Les simulations sont basées sur la résolution des équations moyennées de Navier-Stokes (Modèles RANS ou Reynolds Averaged Navier Stokes) formulées en ALE (ArbitraryLagrangian-Eulerien) pour le mouvement du maillage. Les résultats obtenus sont comparés avec des données expérimentales, ils ont confirmé l'efficacité du modèle de turbulence SST  $k - \omega$ . Pour le profil en oscillations forcées autour d'un axe de rotation, différentes valeurs de l'amplitude maximale d'oscillation, de l'angle d'incidence moyen et de la fréquence réduite sont considérées. Les résultats obtenus mettent en évidence le cycle d'hystérésis du décrochage dynamique et montrent l'influence des différents paramètres qui caractérisent le mouvement oscillatoire sur la variation des charges aérodynamiques sur le profil.



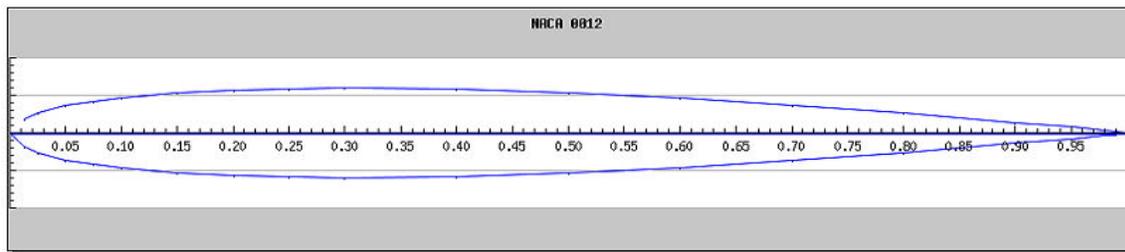
**FIGURE II.3 : VARIATION DU COEFFICIENT DE PORTANCE AVEC L'ANGLE D'INCIDENCE [10]**

La figure (II.3) montre l'existence d'un premier décrochage (léger) à environ  $\alpha = 10^\circ$ , suivi d'un second décrochage (profond) à environ  $\alpha = 15^\circ$  d'incidence où le coefficient de portance diminue brusquement.

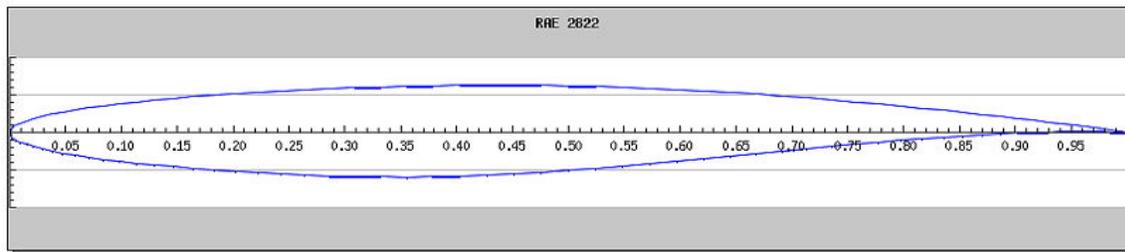
Cette étude a permis de bien comprendre le phénomène de décrochage et ses conséquences, de prédire son apparence et d'identifier les étapes de processus physique.

CHERRAD ADEL-EDDINE ET AL (2012) [11] ont présenté une simulation numérique d'un écoulement transsonique autour d'un obstacle, et ils ont utilisé les méthodes des volumes finis pour résoudre numériquement des équations aux dérivées partielles. Pour cela ils utilisent deux types de profils NACA0012 et RAE2822 qui sont placés dans un écoulement d'air, assimilé à un gaz parfait, à caractère bidimensionnel et transsonique. Les formes des profils étudiés ont été représentées sur la Figure IV.1 la simulation a été faite à l'aide du code Fluent version 6.3.26. Le choix du solveur adéquat et recommandé aux écoulements transsoniques est « CoupledImplicit ».

Il présente les résultats obtenus pour deux types d'aile à partir des différents paramètres physiques et aérodynamiques.



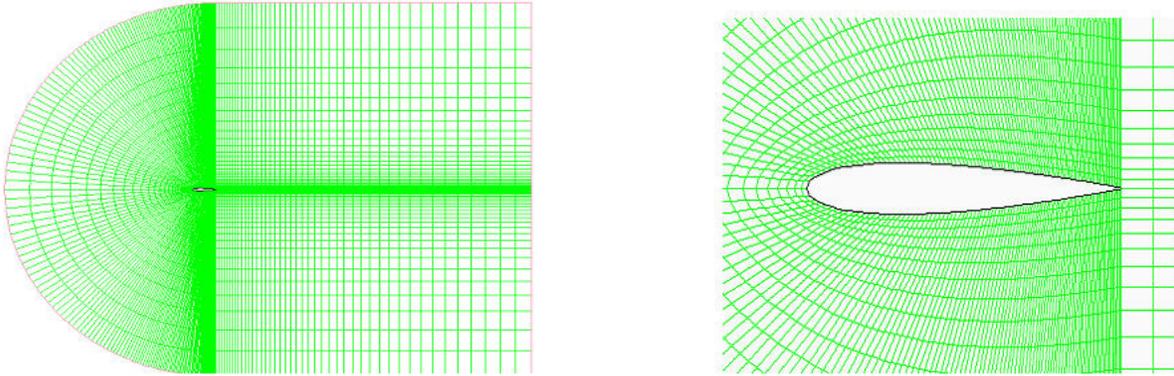
(a) Type NACA0012



(b) Type RAE2822

**FIGURE II.4 : TYPES D'UN PROFIL AÉRODYNAMIQUE NACA0012, RAE2822.**

Les conditions aux limites introduite dans cette étude sont  $T=300\text{ K}$  ;  $P=101325\text{ Pa}$



**FIGURE II.5: LES CONDITIONS AUX LIMITES.**

**Condition a l'infini amont**

$$q_{\infty} \begin{Bmatrix} u \\ v \end{Bmatrix}, \quad u = q_{\infty} \cdot \cos \alpha = \frac{\partial \Phi_{\infty}}{\partial x}$$

$$v = q_{\infty} \cdot \sin \alpha = \frac{\partial \Phi_{\infty}}{\partial y}$$

$$\Rightarrow \Phi_{\infty} = x q_{\infty} \cos \alpha + y q_{\infty} \sin \alpha$$

**Condition au bord de fuite**

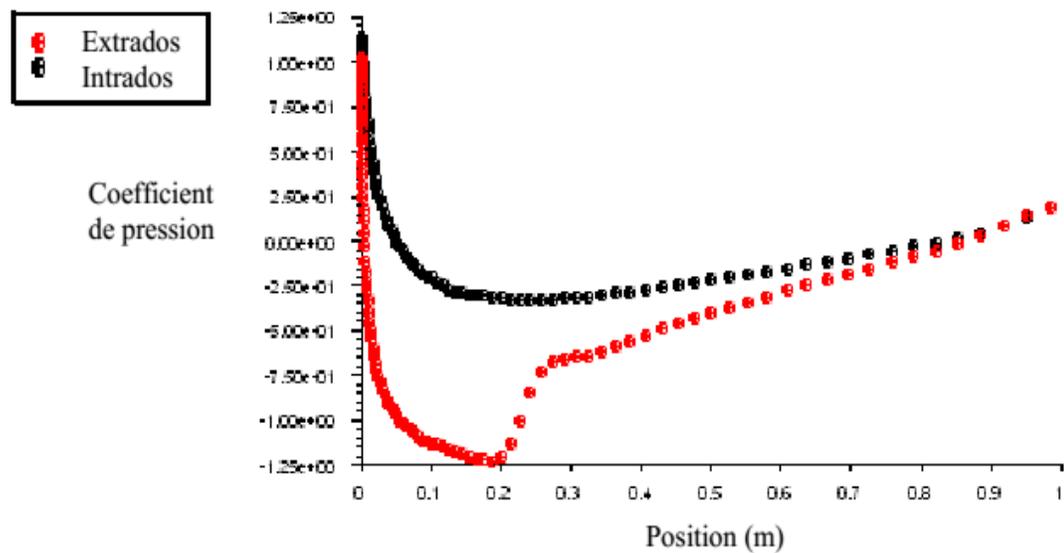
$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial x} = 0 \\ \frac{\partial v}{\partial x} = 0 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \Phi_{,xx} = 0 \\ \Phi_{,xy} = 0 \end{cases}$$

**Condition sur la paroi du profil**

$$v = 0, u = q \cos \alpha$$

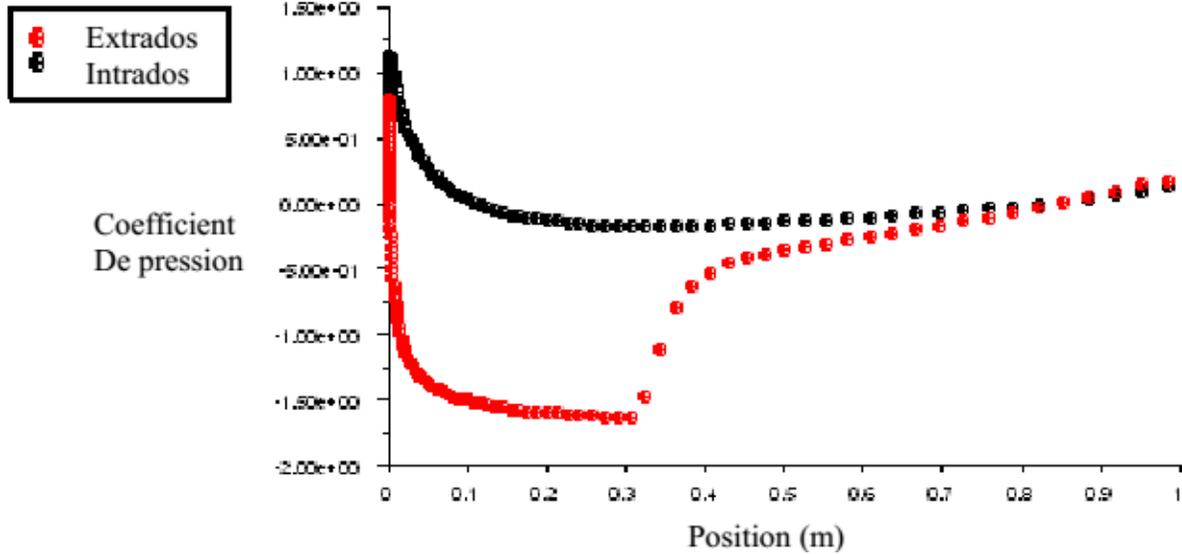
La réalisation d'un maillage, pour les deux types est basée sur l'utilisation du pré processeur 'GAMBIT' ; la génération de leurs maillages avec ce dernier passe impérativement par les étapes de conception suivantes :

- 1- Dessin de la géométrie 2D.
- 2- Génération du maillage de la surface.
- 3- Définir les conditions aux limites sur les surfaces.
- 4- Exportation de la géométrie pour traitement par code 'Fluent'.



a : Variation du coefficient de pression

**FIGURE II.6 : CARACTERISTIQUES DE L'ECOULEMENT TRANSSONIQUE AUTOUR DU PROFIL NCA0012 POUR  $M=0.7$  ET  $\alpha = 2^\circ$**



### b : Variation du coefficient de pression

**FIGURE II.7 : CARACTERISTIQUES DE L'ÉCOULEMENT TRANSSONIQUE AUTOUR DU PROFIL NCA0012 POUR  $M=0.7$  ET  $\alpha = 4^\circ$ .**

Il est clair, que pour l'angle d'incidence nul, il remarque une parfaite symétrie des contours du nombre de Mach et de la pression. Cette symétrie est traduite par la coïncidence parfaite des coefficients de pression de l'intrados et de l'extrados. Il dit pour ce cas que la dépression se localise au voisinage de l'épaisseur maximale du profil (0.1 -0.2) et cela sur aussi bien sur l'intrados que sur l'extrados. L'influence de l'angle d'incidence est bien marquée sur les (Figure II6 et Figure II. 7).

En effet, la variation de cet angle induit une dissymétrie de l'écoulement qui s'accroît avec l'accroissement de l'angle d'incidence. Cette augmentation affecte aussi la position et l'épaisseur de l'onde de choc. L'augmentation de l'angle d'incidence pousse cette onde vers le bord de fuite et allonge son épaisseur. On observe aussi sur la (Figure II.6 et Figure II.7) l'onde de choc qui se localise au point d'abscisse  $x = 0.2$  pour  $\alpha = 2^\circ$  se déplace au point d'abscisse 0.3 pour  $\alpha = 4^\circ$  alors que son épaisseur passe d'environ de 0.08 à 0.105.

la symétrie de l'écoulement transsonique est préservée, la position de l'onde de choc, pour  $\alpha = 0^\circ$ , est repoussée vers le bord de fuite ; elle a passé de la position située au point d'abscisse 0.45 à la position d'abscisse 0.93. D'autre part, il not que la valeur du coefficient de pression qui atteint son minimum au point d'abscisse  $x=0.45$  et cela pour le Nombre de Mach égale à 0.8. L'augmentation du Nombre de Mach de 0.7 à 0.8 fait décroître le coefficient de pression de -0.6 à -0.75.

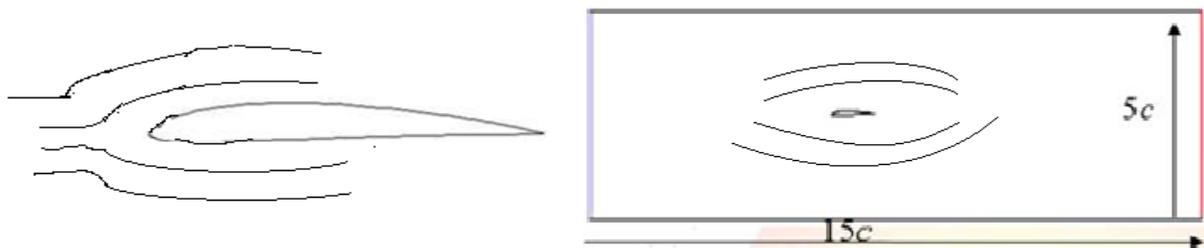
**C.HAFIEN ET AL(2013) [12]** ont présenté une simulation numérique d'un écoulement autour d'un profil d'aile muni d'un volet poreux. Ils ont fait une configuration et modélisation numérique:

Le contrôle passif de l'écoulement 2D laminaire par un volet poreux sur l'extrados d'un profil d'aile a été simulé numériquement par le code Fluent.

Il s'agit d'un profil de type NACA 4415 de corde  $c$  équipé d'un volet poreux perméable placé en différentes positions sur l'extrados et braqué à différents angles. L'incidence du profil est fixée à  $15^\circ$ , la position du volet varie entre  $0,5c$  et  $0,75c$  et son angle de braquage est compris entre  $30^\circ$  et  $65^\circ$ . Sa porosité varie entre  $10^{-6}$  et  $10^{-12}$ .

L'influence des différentes caractéristiques du volet poreux sur les performances du profil est étudiée pour un nombre de Reynolds  $3,33 \cdot 10^5$ . Ils ont montré que pour une certaine combinaison entre les caractéristiques du volet d'extrados, les coefficients de portance et de traînée ainsi que la finesse sont améliorés de façon significative dans le bon sens.

Dans la configuration, ils ont placé un profil d'aile de type NACA 4415, de corde  $c=1\text{m}$  dans une veine d'essai de longueur  $15c$  et de hauteur  $5c$  comme le montre la figure (Figure II.7).



**FIGURE II.8: SCHEMA DU PROFIL NACA4415 DANS LA VEINE D'ESSAI. [12]**

Ils ont étudié le contrôle de l'écoulement par un volet perméable fixé sur l'extrados du profil dont l'angle d'incidence égale à  $\alpha = 15^\circ$ .

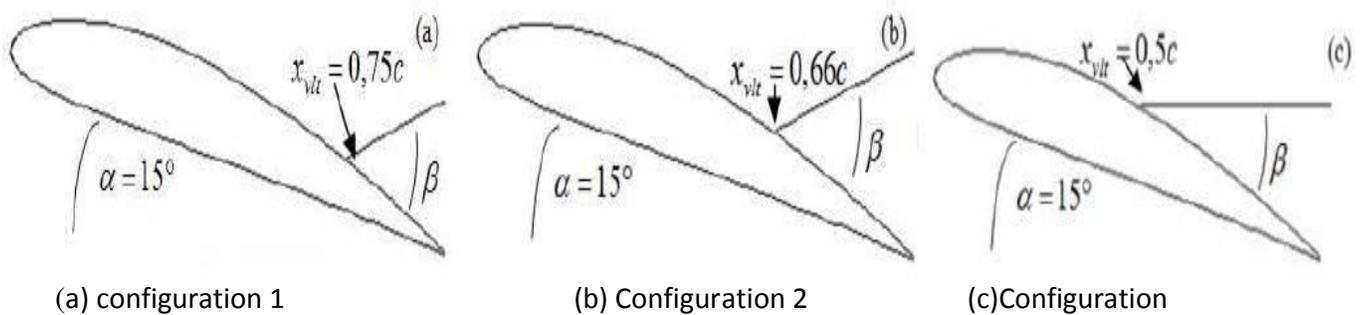
Dans leur cas ils ont varié l'angle de braquage du volet pour différentes positions sur l'extrados du profil. [12]

Les trois positions étudiées sont décrites sur la (Figure II.9) :

Position 1 : position du volet  $X_{vlt} = 0,75c$  et angle de braquage  $35^\circ \leq \alpha \leq 65^\circ$

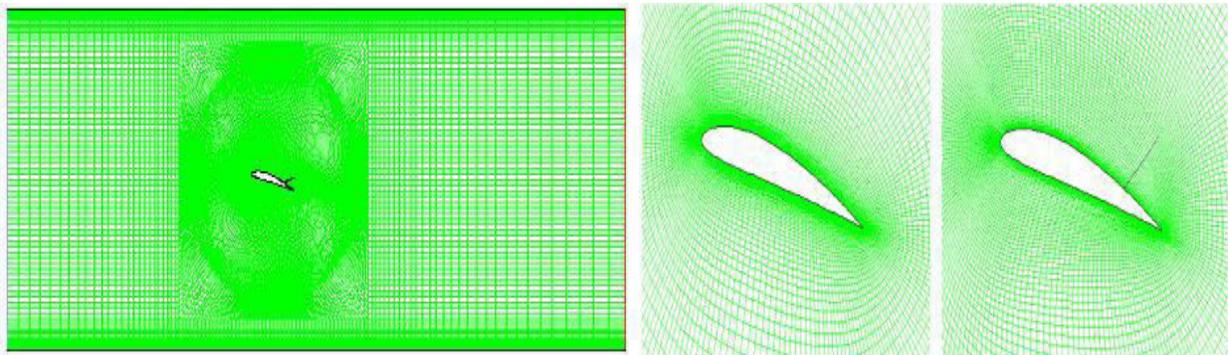
Position 2 :  $X_{vlt} = 0,66c$  et  $35^\circ \leq \alpha \leq 65^\circ$

Position 3 :  $X_{vlt} = 0,5c$  et  $25^\circ \leq \alpha \leq 45^\circ$



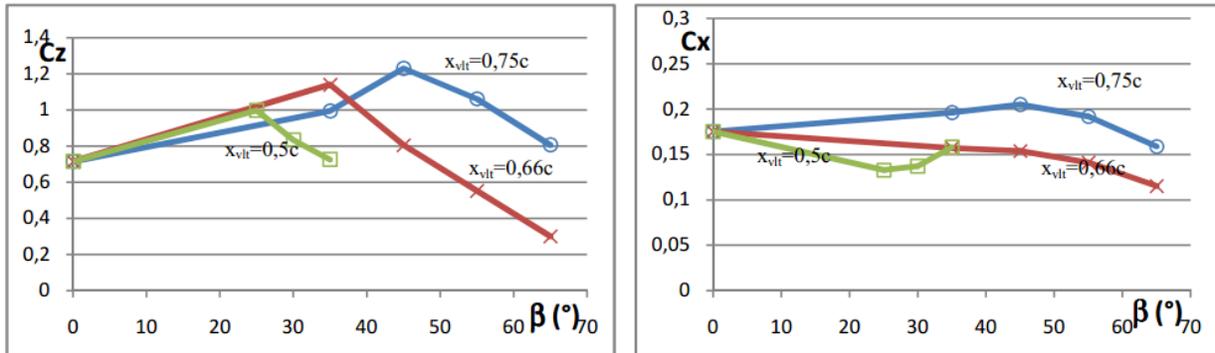
**FIGURE II.9 : LES CONFIGURATIONS ETUDIEES. [12]**

Le problème de 2D a été simulé par le code commercial Fluent. Ils ont utilisé le modèle laminaire avec les différentes configurations pour chercher l'effet de la position, l'angle de braquage et surtout la porosité du volet sur les forces aérodynamiques.



**FIGURE II.10 : MAILLAGE DU DOMAINE DE TRAVAIL. [12]**

Voici quelques résultats obtenus



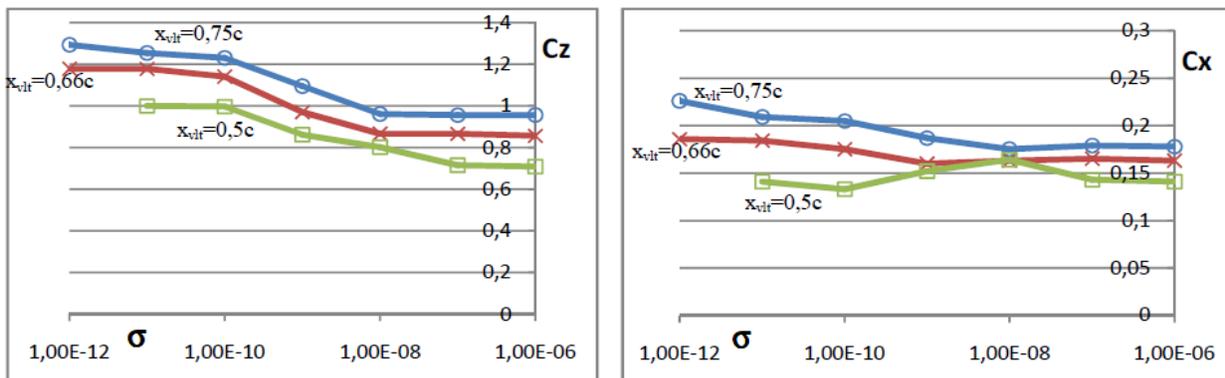
**FIGURE II. 11 : VARIATION DES COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES EN FONCTION DE  $\beta = 10^{-10} M^2$ . [12]**

Les courbes  $C_z$  présentent la même évolution linéaire : une croissance pour atteindre une valeur maximale suivie d'une décroissance.

Les courbes  $C_x$  présentent une faible variation par rapport au cas sans contrôle.

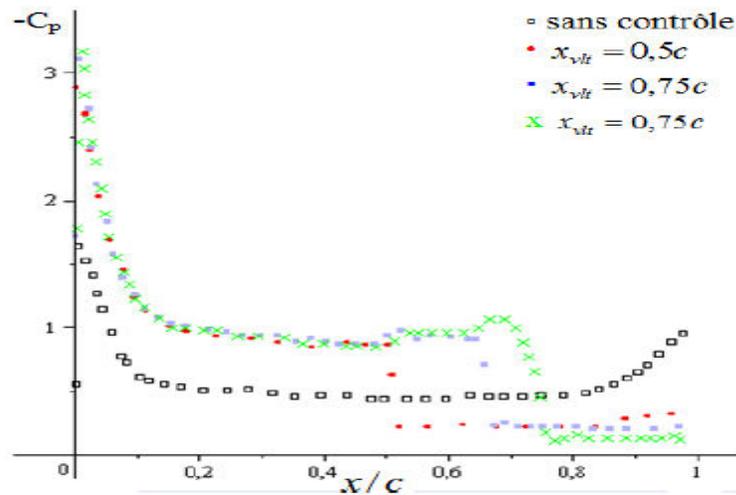
Les figures (II.12) représentent respectivement les courbes  $C_z$  et  $C_x$  en fonction de la perméabilité, ce dernier étant gradué en échelle logarithmique.

Il en ressort que  $C_z$  augmente à mesure que la perméabilité diminue. Cette augmentation atteint 30% à  $10^{-12}$  dans les trois cas[12].



**FIGURE II.12 : VARIATION DES COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES EN FONCTION DE LOG ( $\delta$ ) AVEC :  $=45^\circ$  POUR LA POSITION 1,  $=35^\circ$  POUR LA POSITION 2 ET  $=25^\circ$  POUR LA POSITION 3.**

Dans le cas sans contrôle il y a présence d'un grand tourbillon sur l'extrados du profil dans la zone de bord de fuite et un autre petit tourbillon en aval de bord de fuite. Le grand tourbillon explique l'existence d'une zone de dépression sur l'extrados du profil, et le petit tourbillon indique l'augmentation de pression dans la zone aval de bord de fuite.



**FIGURE II.13 : ÉVOLUTION DU COEFFICIENT DE PRESSION SUR L'EXTRADOS DU PROFIL POUR LES DIFFÉRENTS CAS.**

Ils ont conclu que l'augmentation de  $C_z$  par rapport au cas sans contrôle est assurée dans tous les cas de figure. Le  $C_z$  est d'autant plus important que la position du volet d'extrados s'approche du bord de fuite et que le braquage est important.

La présence du volet entraîne une chute brutale de pression sur l'extrados du profil ce qui induit une amélioration des efforts aérodynamiques dans le bon sens et une augmentation de la finesse.

**NICOLAS MAZELLIER [13]**, Le contrôle actif à l'aide d'actionneurs fluidiques a été appliqué à un profil NACA0015 en vue d'améliorer les performances aérodynamiques à grandes incidences. La résolution des équations de Navier-Stokes moyennées et des équations de fermeture de la turbulence en utilisant le concept de viscosité turbulente, les effets des actionneurs stationnaires et in stationnaires ont été étudiés. Des actionneurs basés sur des jets continus, jets pulsés ou jets synthétiques ont été étudiés. Des gains importants de la portance ont été obtenus (jusqu'à 50%). Les études paramétriques ont permis de sélectionner les caractéristiques donnant les meilleures performances.

### **Étude de l'écoulement avec contrôle**

Il a appliqué le contrôle à l'aide d'un jet continu. En cherchant à déterminer la meilleure position et la meilleure inclinaison pour obtenir l'amélioration maximale de la portance.

Il a choisi d'étudier trois positions du jet 15%, 25% et 50% de la corde, quatre inclinaisons 15°, 30°, 45° et 90° et deux vitesses 60 et 120 m/s.

### **Effet de l'inclinaison du jet**

$\beta^\circ$	sans	15	30	45	90
$C_z$	0.96	1.292	1.475	1.431	1.253

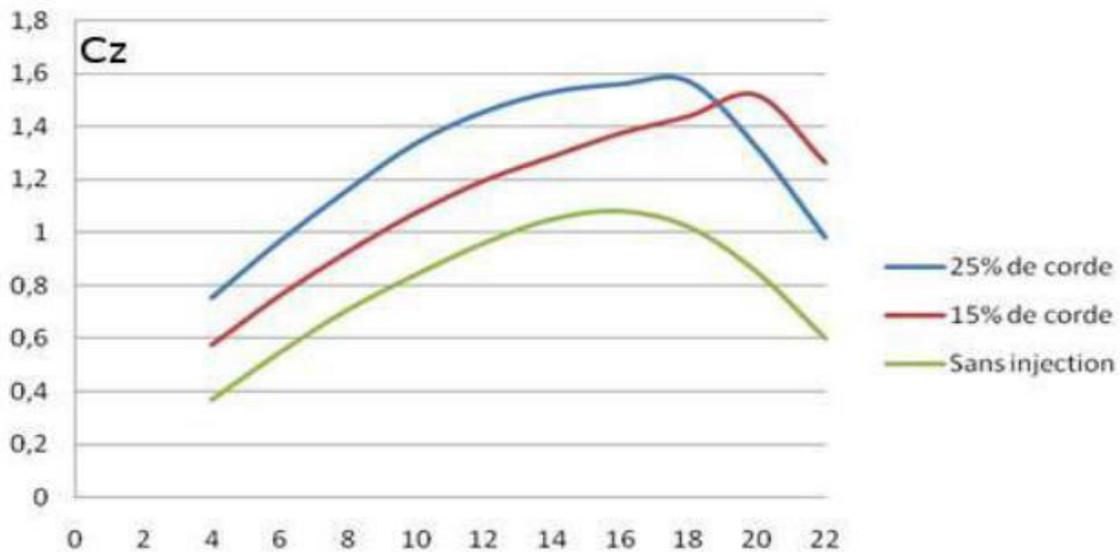
**TABLEAU.II.1: EFFET DE L'INCLINAISON DU JET ( $\beta$ ).**

Le tableau (II.1) donne l'évolution du coefficient de portance en fonction de l'inclinaison du jet. La portance maximale est obtenue avec une inclinaison du jet de 30°.

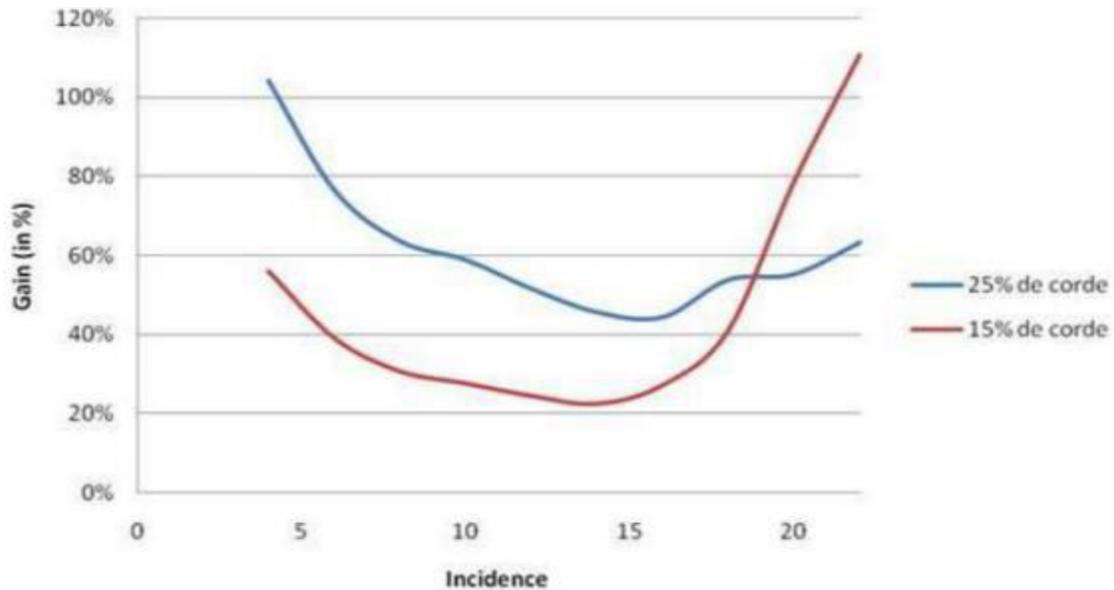
Le tableau (II.2) et la figure (17) donnent l'évolution de la portance en fonction de l'incidence pour les deux positions du jet comparé au cas sans contrôle. L'augmentation de la portance est supérieure quand le jet est positionné à 25% de la corde. L'incidence de décrochage est repoussée dans les deux cas. Elle est cependant supérieure dans le cas où le jet est à 15% de la corde. Elle est de 20° dans ce cas alors qu'elle est de 18° dans le cas où le jet est à 25% de la corde. On constate cependant que le maximum de coefficient de portance est supérieur dans le cas 25%.

$\alpha^\circ$	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22
sans	0.368	0.547	0.709	0.841	0.96	1.05	1.08	1.02	0.85	0.6
25%	0.752	0.966	1.161	1.337	1.456	1.53	1.56	1.57	1.32	0.98
15%	0.574	0.761	0.927	1.074	1.196	1.29	1.37	1.44	1.52	1.26

**TABLEAU II.2: EFFET DE LA POSITION DE LA POSITION DU JET SUR LE COEFFICIENT DE PORTANCE.**



**FIGURE II.14: EFFET DE LA POSITION DU JET SUR LE COEFFICIENT DE PORTANCE [13].**



**FIGURE II.15: GAIN DE PORTANCE PAR RAPPORT AU CAS SANS CONTROLE.**

Cette étude a permis de voir comment se comporte l'écoulement notamment décollé sous l'effet de l'actionnement. Elle a également permis de statuer sur la position et l'inclinaison de l'actionneur qu'il faut choisir pour une meilleure performance. Il en ressort qu'un actionneur positionné à 25% de la corde et incliné de 30° répond parfaitement à cet objectif. Des gains de portance jusqu'à 50% sont possibles [13].

#### II.4 CONCLUSION

Dans ce chapitre nous avons présenté un aperçu historique sur les profils aérodynamiques, ainsi quelques travaux simulés sur les profils aérodynamiques et les résultats obtenus pour chaque travail.