

Visa du chef department l'institut des  
Sciences et Technologies

Signature: .....

Date: .....

## **Simulation numérique de l'écoulement sur un profil d'aile avec des tubercules**

Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme  
de Master académique  
en «**Installations Energétiques**»

Encadreur: DR.BAGHDAD.M, MCB

Signature: .....

Date: .....

*Examineur:* MADHKOUR

Signature: .....

Date: .....

Réalisé par :

Étudiant : abdelkader NEHMAR

Signature: .....

Date: .....

*Members du jury*

*MARGHACH.S.D MAA President*

*Dr .MAGHDAD.M MCB Encadreur*

*Dr. MADHKOUR MCA Examineur*



Visa du chef department l'institut des  
Sciences et Technologies

Signature: .....

Date: .....

## **Simulation numérique de l'écoulement sur un profil d'aile avec des tubercules**

Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme  
de Master académique  
en «**Installations Energétiques**»

Encadreur: DR.BAGHDAD.M, MCB

Signature: .....

Date: .....

*Examineur:* MADHKOUR

Signature: .....

Date: .....

Réalisé par :

Étudiante : abdelkader NEHMAR

Signature: .....

Date: .....

*Members du jury*

*MARGHACH.S.D MAA President*

*Dr .MAGHDAD.M MCB Encadreur*

*Dr. MADHKOUR MCA Examineur*

## Remerciements

La réalisation de ce projet été rendue possible grâce au soutien de Plusieurs personnes que je tiens à remercier.

Tout d'abord, je voudrais exprimer ma reconnaissance à Mon Monsieur. Mon encadreur **Dr.M.BAGHDAD**, pour la confiance qu'il m'a témoignée tout au long de mon Travail. Sa très grande disponibilité et son esprit critique ont grandement facilité la Réalisation de ce projet. Je tiens également à remercier Monsieur **MADHKOUR**, Pour ses conseils qui ont été très appréciés.

Sans oublier Mon ami, chers **BOUHANI, BACHA**  
Finalement je remercie ma famille et tout qui participe dans cette mémoire.

## Dédicaces

*A mes parents pour leur soutien ET leur affection;  
a mes frères ET mes sœurs;  
a mes Amis.*

*Abdelkader NEHMAR*

## Résumé

Ce travail présente une analyse numérique des caractéristiques d'une aile NACA0021 modifiée en incorporant des tubercules sinusoïdaux au bord d'attaque Pour  $Re = 225000$ . Les équations de turbulences ont fermé par le modèles k- $\epsilon$  dans Le code de calcul commercial Fluent. La CFD tridimensionnelle sur le profil Aéronautique modifié a été effectuée avec sur une large d'angles d'attaque. En plus Des coefficients de levage et de poussée, des visualisations de l'écoulement proche De la paroi et l'évacuation des tourbillons pendant les oscillations sont présentées pour illustrer les caractéristiques d'écoulement instables sur la performance. Les Résultats montrent une amélioration de la production de poussée par rapport à des ailes classiques.

## ملخص

المعدل من خلال دمج الدرنات الجيبية في الحافة الأمامية. عن NACA0021 يقدم هذا العمل تحليلا عدديا لخصائص الجناح في شفرة الحساب التجاري بطلاقة. وقد تم تنفيذ العقود مقابل k- $\epsilon$  التي تغلقها نماذج من الاضطرابات. معادلات ري = 225000 الفروقات ثلاثية الأبعاد على ملف الطيران المعدل مع مجموعة واسعة من زوايا الهجوم. وبالإضافة إلى ذلك، يتم عرض معاملات رفع ومعامل الدفع، تصورات للتدفق القريب للجدار ودوامة الإجلاء خلال التذبذبات لتوضيح خصائص الأداء غير المستقرة للأداء. وتظهر النتائج تحسنا في إنتاج التوجه فيما يتعلق أجنحة التقليدية.

## Abstract

of turbulences closed by the k- $\epsilon$  models in the Fluent commercial calculation code. The three-dimensional CFD on the modified aeronautical profile was carried out with a wide range of angles of attack. In addition, lift and thrust coefficients, visualizations of the near-flow of the wall and vortex evacuation during oscillations are presented to illustrate the unstable performance characteristics of the performance. The results show an improvement in production of thrust with respect to conventional wings.

## Nomenclature

### Notations latines

$(x,y)$	Coordonnées cartésiennes.
$J$	Jacobien.
$C$	Corde du profil.
$C_p$	Coefficient de pression.
$C_f$	Coefficient de frottement.
$C_x$	Coefficient de traînée.
$C_z$	Coefficient de portance.
$U, V$	Composantes de la vitesse dans le plan $(x, y)$ .
$U^C, V^C$	Composantes de la vitesse dans le plan $(\xi, \eta)$ .
$U_\infty$	La vitesse de l'écoulement à l'infini.
$P$	Pression.
$K$	énergie cinétique de la turbulence.

### Notation Grecque

$\varepsilon$	Taux de dissipation de la turbulence.
$\nu_t$	viscosité cinématique turbulente.
$\rho$	Masse volumique.
$\alpha$	Angle d'incidence.
$\sigma_k; \sigma_\varepsilon$	Nombres de Prandtl turbulents associés à $k$ et $\varepsilon$ respectivement

## List des figures

Figure 1.1: Deux Modèles d'ailerons étudié par Milkosovic et al. 2004 dans ces expériences avec un profil NACA0020 et par une échelle réelle.....	2
Figure 1.2 : Les modèles d'ailes utilisés par Milkosovic et al. 2007.....	3
Figure 1.3 : la longueur d'onde et l'amplitude Pour les ailes testées.....	4
Figure 1.4 : Géométries d'ailes étudiée par Zverkov et al. 2013 : (a) aile classique ; (b) aile ondulée ; Corde d'aile $c = 195$ mm ; longueur de l'aile $L = 700$ mm et rapport $\lambda/c = 3$ .....	7
Figure 1.5. La géométrie de l'aile conique testée par Bolzon et al, 2013.....	8
Figure 1.6. Modèles d'ailes testées par Custodio et al, 2015.....	9
Figure 1.7. Ligne de courant de la simulation numérique de Swanson et Isaak 2011 pour $Re=183000$ ; a. $\alpha=0^\circ$ , b. $\alpha=4^\circ$ , c. $\alpha=8^\circ$ .....	11
Figure 2.1. Paramètres géométriques du profil aérodynamique.....	18
Figure 2.2. Définitions de géométrie d'aile finie.....	18
Figure 2.3. Distribution de pression autour d'un profil aérodynamique; a. Petit angle d'attaque, b. Grand angle d'attaque.....	19
Figure 2.4. Dispositifs pour la réduction de la traction.....	22
Figure 2.5. Volets de bord de fuite.....	23
Figure 2.6. Volets d'avant-garde et dispositifs de contrôle de couche limite (adapté de la référence 1).....	24
Figure 5.3. Quatre configurations de levage actionnées (adaptées de la référence 1).....	25
Figure 3.1. géométrie des ailes testés : a. aile lisse ; b. aile à tubercule.....	27
Figure 3.2. Description de la géométrie des ailes.....	27
Figure. 3.3. Domaine du calcul.....	31
Figure 3.4. Maillage généré par Gambit en deux blocs.....	31
Figure 3.5. Facteurs de sous relaxation et types de discrétisation utilisés.....	32



Figure 4.1. Sensibilité de $C_D$ et $C_L$ aux maillages.....	34
Figure 4.2. Comparaison des performances ( $C_D$ et $C_L$ ) aux mesures expérimentales de Bolzan et al, 2016 : a. aile lisse, b. aile avec des tubercules.....	35
Figure 4.3. Lignes de courants colorés par la vitesse de l'écoulement: a. $\alpha=0^\circ$ , b. $10^\circ$ , c. $20^\circ$ .....	36
Figure 4.4. Contours de température à mi-hauteur de l'aile ( $z = 0.165\text{m}$ ): a. $\alpha = 0^\circ$ , b. $10^\circ$ , c. $20^\circ$ .....	37

## Sommaire

Chapitre 1 Revue Bibliographie.....	1
1.1 Introduction.....	1
1.2 Travaux expérimentaux.....	2
1.3 Travaux numériques.....	11
1.4 Objectif de travail.....	14
Chapitre 2 Généralité sur les ailes.....	17
2.1 Introduction.....	17
2.2 Conception d'une aile.....	17
2.3. Forces aérodynamiques actionnés sur une aile.....	19
2.4 Lames d'aile et plaques d'extrémité.....	21
2.5. Dispositifs de haute portance.....	22
2.5.1 Volets arrière.....	22
2.5.2. Volets d'avant-garde et lamelle.....	23
2.5.3. Propulsion électrique et poussée vectorisée.....	24
Chapitre 3 Mise en Equation.....	26
3.1 Introduction.....	26
3.2. Description de problème.....	26
3.3 Equations de base.....	28
3.3.1 Équation de continuité.....	28
3.3.2 Équations de Navier-Stokes.....	28
3.4 Modèle k- $\epsilon$ Standard.....	28
3.5. Domaine du calcul et maillage.....	30
3.6 Conditions aux Limites.....	31
3.7 Résolution numérique.....	32
Chapitre 4 Résultats et discussion.....	33
4.1 Introduction.....	33
4.2 Etude de maillage.....	33
4.3 Validation.....	34
4.4 Lignes de courants.....	35
4.5 Contours de vitesse.....	36
Conclusion.....	38
Référence.....	39

# Chapitre 1

## Revue Bibliographique

### 1.1 Introduction

Les dispositifs de contrôle d'écoulement d'air ont provoqué des changements importants dans la conception aéronautique et, par conséquent, dans les performances de l'avion du dernier siècle. Dans ce contexte, le contrôle du flux peut être compris comme une stratégie de mécanisme ou un processus par lequel le comportement de flux naturel change pour atteindre les exigences de conception. Un bon exemple de la pertinence du contrôle de flux, du point de vue technologique, est l'application des dispositifs de levage au début des années 1920. La conception de l'avion suppose une augmentation requise du poids maximal au décollage, ce qui entraîne une augmentation de la surface de l'aile pour assurer un soulèvement suffisant lors du décollage et de l'atterrissage. D'autre part, l'exigence de vitesse est basée sur l'idée d'avoir moins de surface d'aile, pourvu que la vitesse soit suffisamment élevée pour fournir la portance nécessaire.

De plus en plus, les phénomènes naturels sont considérés comme une source d'inspiration pour l'amélioration des dispositifs mécaniques et le développement des nouvelles technologies. Le but ultime est d'imiter les performances des systèmes vivants où la performance de l'organisme dépasse les technologies actuelles. Les baleines à bosse atteignent une taille et un poids massifs, mais elles peuvent maintenir une grande maniabilité et peuvent changer de direction très rapidement lorsqu'elles se déplacent à des vitesses élevées. Cette performance est attribuée à la présence de tubercules sur leurs nageoires, ce qui a inspiré l'incorporation de structures ou de protubérances de type Tuberculeux aux aérodomes et aux hélices des turbomachines et même des pales de Turbines éoliennes. Les faibles performances des ailes actuelles a conduit les scientifiques à mettre au point de nouvelles formes améliorées de forme et de performance. Ce chapitre se

Concentre sur des études antérieures expérimentales et numériques sur l'amélioration de la performance associée aux profils d'aile. En plus de comparer les performances des modèles avec et sans tubercules, l'effet de la variation de l'amplitude et de la longueur d'onde du tubercule. En outre, Les avantages potentiels des tubercules sont considérés en relation avec les effets de pointe d'aile ainsi que le nombre de Reynolds.

## 1.2 Travaux expérimentaux

Plusieurs géométries de profils sont testé expérimentalement les effets des tubercules sur les performances des ailes depuis la proposition de l'idée par Fish et Battle 1995 lors de l'observation des ailettes des baleines à bosse qui ont de grands tubercules ou des protubérances le long de son bord d'attaque. En 2004, [1], ont été montrés les effets des tubercules sur un aileron de baleine à une échelle réelle. Les essais sont réalisés dans soufflerie a un nombre de Reynolds  $(5.05 \div 5.20) \times 10^5$  et un angle d'incidence de  $-2 \div 20^\circ$ . Les mesures montrent que l'ajout de tubercules sur le bord d'attaque retarde l'angle de décrochage d'environ 40% et en augmentant l'élévation et en diminuant la traînée.

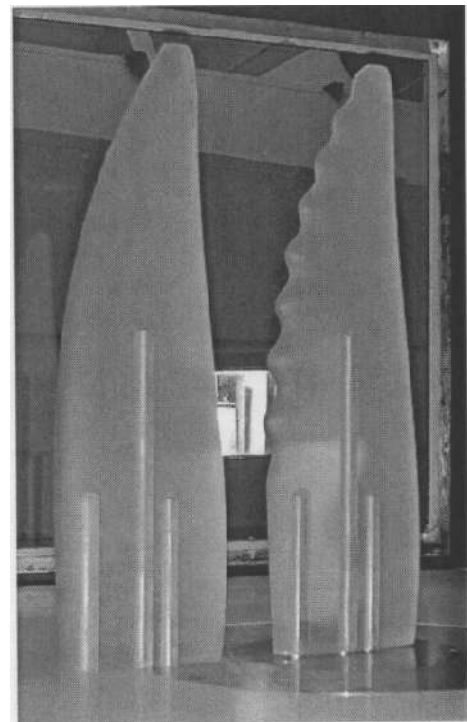


Figure 1.1: Deux Modèles d'ailerons étudié par Milkosovic et al. 2004 dans ces expériences avec un profil NACA0020 et par une échelle réelle.

[2], ont démontré que la forme sinusoïdale sur une section de profil aérodynamique NACA 63-021 ont diminué l'élévation maximale, mais ont prolongé l'angle de décrochage de près de 9 degrés. Les amplitudes sinusoïdes plus grande ont créé des caractéristiques de décrochage plus douces en maintenant un écoulement fixé aux pics bien que l'écoulement est séparé dans les creux. [3] Ont été testés les performances des tubercules sur deux

modèles d'ailes. Une paire d'ailes de section profilée constante et une paire de profil variable (Figure 1.2). Les tests ont été effectués à un régime turbulent de nombre de Reynolds égal 274000-277000 et un nombre de Mach d'ordre 0.13 dans une soufflerie ouverte. Les effets de tubercules étaient différents entre les modèles. Des pertes dans les coefficients de portance et l'augmentation de la traînée pour le modèle à section profilée constante été remarqué.

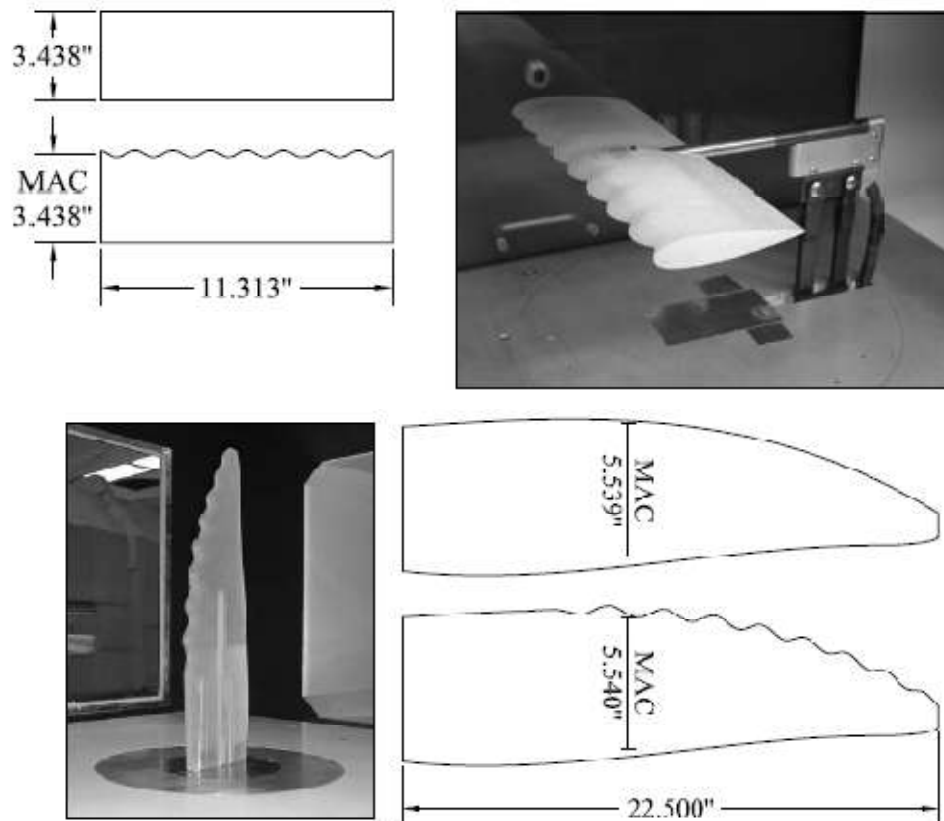


Figure 1.2 : Les modèles d'ailes utilisés par Milkosovic et al. (2007)

Les effets des protubérances sinusoïdales sur le bord d'attaque des ailettes NACA 63<sub>4</sub>-021 ont été examinés expérimentalement par [4]. Une série d'essais dans un tunnel d'eau sur des ailes à des amplitudes variant de 2,5 à 12% avec des longueurs d'ondes

Comprises entre 25 et 50%. Les coefficients de portance, de traînée et de moment de tangage ont été calculés à partir des données de charge mesurées. Ils ont remarqué que : les tubercules provoquent une réduction du coefficient de portance aux angles d'attaque au-dessous de l'angle de décrochage d'une aile lisse. Dans le post-régime, les ailes avec des protubérances avaient des coefficients de portance plus élevés, jusqu'à 50%. Pour les amplitudes la plus grande, le  $C_L$  était presque constant pour la gamme de  $10 \div 26^\circ$ . Les ailes

avec des tubercules présentent des coefficients de traînée plus importants dans le haut régime ; Cependant, la traînée était presque indépendante de la géométrie dans le régime moyenne. Pour les ailes testées, la longueur d'onde et l'amplitude ont joué un rôle mineur sur les coefficients de force et de moment.

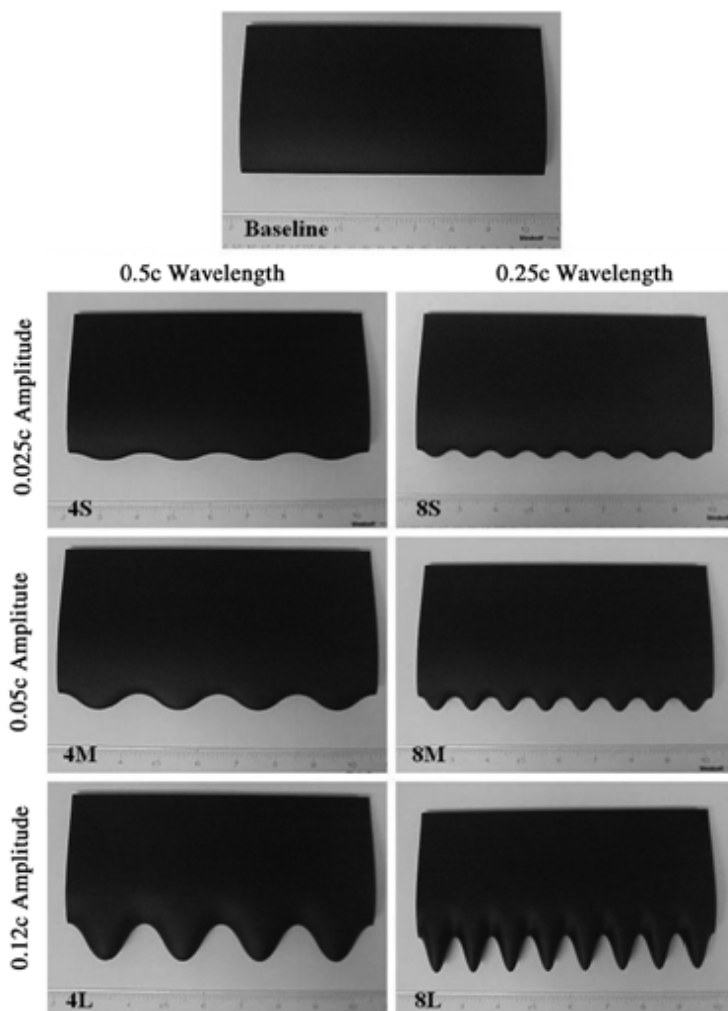


Figure 1.3 : la longueur d'onde et l'amplitude Pour les ailes testées

Les résultats d'une étude expérimentale sur les caractéristiques d'écoulement et de bruit des profils avec des tubercules ont été présentés par.[5] Il ont été constaté que la plus grande amplitude et les plus faibles longueur d'onde sont les configurations les plus efficaces pour éliminer le bruit tonal. Des cas restants, la réduction de la longueur d'onde semble augmenter la fréquence à laquelle le bruit sonore est détecté. Les mesures de portance et de traînée indiquent que la configuration du tubercule avec la plus petite

longueur d'onde est également la plus efficace en termes de performance aérodynamique.[6] ont étudié expérimentalement la portance et la traînée ainsi que la détermination du début de la cavitation sur les gouvernails avec des tubercules de profil NACA 0016 pour des nombres de Reynolds faibles et modérés dans l'eau. Les résultats montrent que les tubercules peuvent modifier l'emplacement du début de la cavitation, diminuer la portance et augmenter la traînée pour les angles d'attaque entre 15 et 22°, pour les angles supérieurs à 22°, les gouvernails avec tubercules génèrent plus de portance que les gouvernails lisses. La comparaison entre les gouvernails lisse et tuberculeux conduit à l'existence d'un nombre Reynolds critique au-delà de laquelle les tubercules n'ont pas d'effet significatif sur les performances hydrodynamiques. [7] ont comparé les performances de deux ailes de section bidimensionnelle NACA 65-021 et NACA 0021. Ils ont constaté que, pour les deux profils, la réduction de l'amplitude du tubercule entraîne un coefficient de portance maximal plus élevé et un angle d'arrêt plus élevé. Cependant, dans le régime modéré, la performance avec des tubercules à grande échelle est plus favorable. La réduction de la longueur d'onde conduit à des améliorations dans tous les aspects de la performance de la portance, y compris  $C_L$  maximal, l'angle de décrochage et les caractéristiques des postes. Néanmoins, il existe un certain point où une réduction supplémentaire de la longueur d'onde a un impact négatif sur la performance. Les résultats indiquent que l'influence des tubercules varie en fonction du profil d'aérodrome. Pour un profil NACA 65-021, l'épaisseur maximale située à 50% de la corde, les tubercules ont un effet négligeable sur les performances de la portance dans le faible régime et sont bénéfiques dans le haut régime. D'autre part, pour le NACA 0021, qui a une épaisseur maximale de 30%, une augmentation des performances de portance dans le faible régime.[8] (2012) ont étudié l'effet de la forme des tubercules dans le bord d'attaque sur la performance du profil aérodynamique NACA0012. Trois formes différentes et trois rapports d'aspect (1, 2, 3) ont été testés. L'expérience a été effectuée dans une soufflerie à basse vitesse. Les résultats de performance montrent que lorsque le rapport d'aspect (AR) est égal à 1, le phénomène de retard de décrochage est très clair. La performance de l'aile avec des tubercules n'a pas d'augmentation significative de la portance, mais la traînée a été réduite. L'effet le plus important pour la performance a eu lieu pour la feuille avec l'amplitude la plus longue. Les résultats de la simulation CFD par Star-CCM+ étaient

Également conformes aux expériences. Les caractéristiques aérodynamiques des ailes avec un bord d'attaque sinusoïdales ont été étudiées à travers une série de tests de soufflerie et comparées aux résultats d'un modèle de base par [9]. Les effets du rapport d'aspect, de la géométrie et des nombres de Reynolds sur les forces agissant sur l'aile étaient d'intérêt principal. L'amplitude était de 6 et 12% et les longueurs d'onde étaient de 25 et 50% de la longueur moyenne des cordes. Les résultats dépendent fortement du rapport d'aspect. Pour les ailes avec un rapport d'aspect de 1,5, les modèles sinusoïdaux présentaient un décrochage beaucoup plus lisse que le modèle de base et il était possible d'obtenir des gains de coefficient de portance de l'ordre de 45%. Une réduction significative du bruit a été obtenue par [10], en utilisant des tubercules sinusoïdaux sur le bord d'attaque d'un profil aérodynamique NACA 0021 pour un nombre de Reynolds égal à  $1.2 \times 10^5$ . Le bruit global à large bande est réduit pour une gamme considérable de fréquences entourant le pic de bruit tonal. La longueur d'onde et l'amplitude de tubercule modifient la stabilité de la couche limite, influant sur la fréquence des fluctuations de vitesse dans la couche de cisaillement près du bord de fuite. Cela affecte la cohérence de la génération de vortex en aval du bord de fuite, ce qui entraîne une diminution de la génération de bruit de bord de fuite. Les résultats ont également révélé que la plus petite longueur d'onde et la plus grande d'amplitude ont le plus faible bruit associé à la tonalité et à la large bande. La structure de la couche limite sur les ailes classiques et ondulées à des angles d'attaque presque critiques au nombre de Reynolds égal  $1.4 \times 10^5$  est étudiée à l'aide de la visualisation du film huile par [11]. Une couche limite avec une structure spécifique se manifeste à former sur l'aile avec la surface ondulée. Cette couche limite est plus stable à la séparation de la surface de l'aile. En conséquence,

L'aile avec une surface ondulée a un angle d'attaque critique plus important et un coefficient de portance maximal plus élevé.



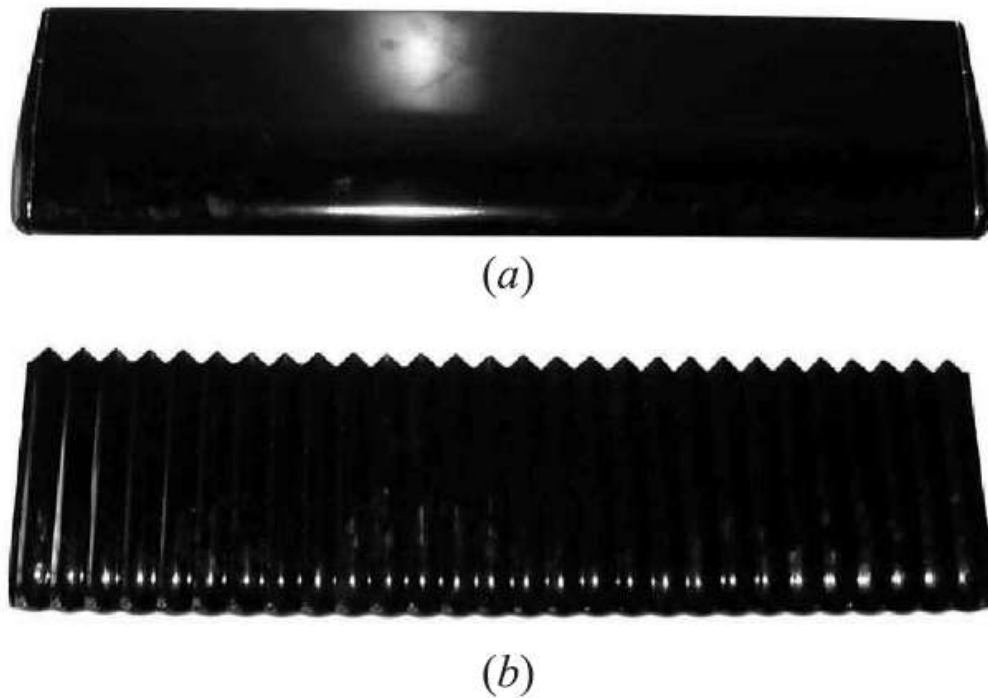


Figure 1.4 : Géométries d'ailes étudiées par Zverkov et al. 2013 : (a) aile classique ; (b) aile ondulée ; Corde d'aile  $c = 195$  mm ; longueur de l'aile  $L = 700$  mm et rapport  $\lambda/c = 3,5$

[12] ont étudié les effets des tubercules sur les ailes coniques avec des angles d'attaque faibles. Ils ont constaté, grâce à la visualisation des écoulements, que les tubercules agissaient comme des générateurs de vortex. Les mesures de forces obtenues à un nombre de Reynolds  $2.2 \times 10^5$  montrent que pour les angles d'attaque allant de  $1^\circ$  à  $8^\circ$ , les tubercules réduisent la portance et la traînée de 4 à 6% et de 7 à 9,5% respectivement.

La visualisation de l'écoulement a montré que les tubercules réduisent la résistance du vortex à l'extrémité de l'aile, ce qui réduit potentiellement la résistance induite. Les résultats ont montré que l'ajout de tubercules sur une aile conique et épaisse a entraîné une réduction de la portance pour tous les angles d'attaque considérés et une réduction de la traînée à faible angle d'attaque. [13] ont examiné l'effet des tubercules sinusoïdaux dans une cascade de compresseur linéaire avec une hauteur de pale de 0,15 m et une corde moyenne de 0,06 m, sur un profil aérodynamique NACA 65-209 et un nombre de Reynolds  $1.3 \times 10^5$ . Les mesures sont obtenues par des sondes à cinq orifices au niveau du plan de sortie de cascade. Les résultats indiquent que la performance de la cascade s'est considérablement améliorée en raison de l'effet des tubercules en termes de retard de l'angle de décrochage. La déviation de l'écoulement est également plus élevée pour toutes

les pales avec des tubercules à l'angle d'incidence le plus élevé. Sur la base de ces paramètres, ils ont constaté que, à des angles d'incidence plus élevés, l'amélioration est la plus élevée pour les pales avec une amplitude et une longueur d'onde plus petites.

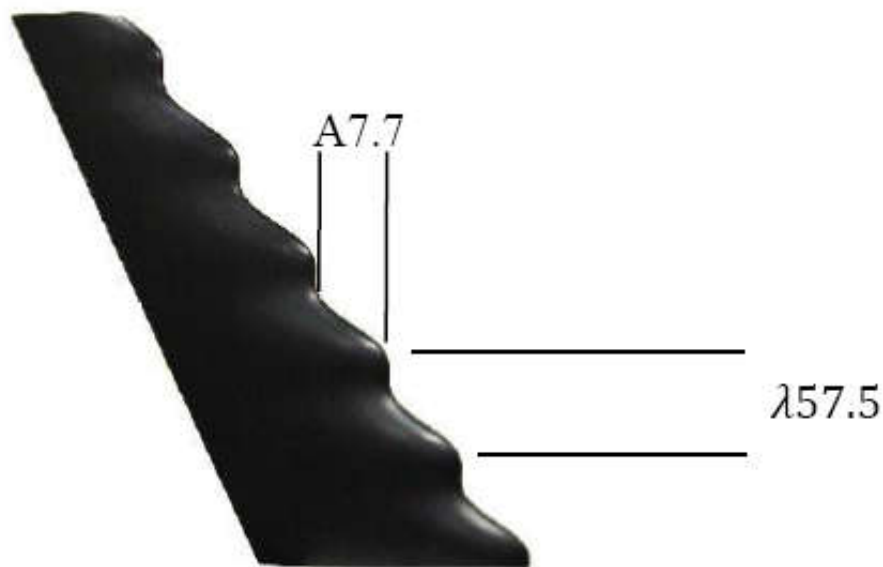


Figure 1.5. La géométrie de l'aile conique testée par Bolzon et al. (2013)

Une série d'expériences dans un tunnel d'eau ont été menées par [14] pour déterminer l'effet de bord d'attaque sinusoïdale, sept modèles rectangulaires étaient constitués, deux ailes bordées de balayage et de deux ailes avec une forme de plan ressemblant à des aubes à baleine. Tous les modèles avaient un profil NACA 63<sub>4</sub>-021 avec des amplitudes  $\lambda/c$  égal 0,025 à 0,12. Les modèles ont été examinés à des nombres de Reynolds jusqu'à  $4.5 \times 10^5$  et des angles d'attaque jusqu'à  $30^\circ$ . Les coefficients de la portance et de la traînée étaient presque indépendants des nombres de Reynolds supérieurs à  $3.6 \times 10^5$ . Les modèles spécifiques de plan rectangulaire avaient des coefficients de portance plus sensibles par rapport au modèle de base. Cependant, à l'exception de la forme plane qui ressemblait à la flipper à baleine à bosse, le rapport  $C_L/C_D$  de tous les modèles modifiés de pointe était comparable ou inférieur au modèle de référence équivalent.

Le modèle de flipper avait un coefficient de traînée légèrement plus petit que son homologue de base de 17 à 21 degrés. La traînée de tous les autres modèles examinés était égale ou supérieure à la ligne de base correspondante pour l'ensemble de la zone d'angle d'attaque examinée. La présence de protubérances de pointe a réduit l'efficacité de portée des ailes de plan rectangulaire par rapport à la ligne de base, et le paramètre principal affectant l'efficacité de la portée était l'amplitude de la protubérance.



Figure 1.6. modèles d'ailes testées par Custodio et al. (2015)

Le contrôle de la séparation du flux sur les hydrofoils avec des tubercules a été mené expérimentalement sous un nombre très faible de Reynolds de  $1,4 \times 10^4$  par [15]. Deux amplitudes et deux longueurs d'onde sont considérées. Les résultats sont présentés par la projection de lumière pour contrôler le comportement des flux. Les principaux résultats obtenus sont résumés comme suit: à très faible nombre de Reynolds, le flux se sépare facilement sur l'hydrofoil de base, et un bi-vortex est formé sur chaque tubercule pour l'hydrofoil à tubercules. Pour les hydrofoils avec tubercules, la performance globale et la séparation du flux dépend d' $A/\lambda$ .

Le tableau suivant regroupe les principaux travaux en expérimentales de la littérature d'un ordre chronologique avec les paramètres de la géométrie et le régime d'écoulement

Tableau 1.1: Principaux travaux en expérimentales sur l'écoulement Autour des ailes avec des tubercules.

Auteurs	Année	Profil	A/c	$\lambda/c$	Nombre de Rey.	Angle d'attaque
Miklosovic et al.	2004	NACA 0020	/	/	$5.05 \times 10^5$ – $5.20 \times 10^5$	$-2 \div 20^\circ$
Miklosovic et al.	2007	NACA 0020	0.04	/	274,000– 277,000	$-2 \div 20^\circ$
Johari et al.	2007	NACA 634-021	0.025, 0.05, 0.12	0.25, 0.5	$1.83 \times 10^5$	$-6 \div 30^\circ$
Hansen et al.	2010	NACA 0021	0.03–0.11	0.11–0.43	$1.2 \times 10^5$	$0 \div 20^\circ$
Weber et al.	2010	NACA 0016	0.0625–0.14	0.26–0.44	/	/
Hansen et al.	2011	NACA 0021 NACA65-021	0.028–0.114	0.1–0.43	$1.2 \times 10^5$	$0 \div 25^\circ$
Guerreiro et Sousa	2012	NASA LS(1)– 0417	0.06, 0.12	0.25, 0.5	$1.4 \times 10^5$ $0.7 \times 10^5$	$0 \div 30^\circ$
Hansen et al.	2012	NACA 0021	0.03–0.11	0.11–0.43	$1.2 \times 10^5$	$1 \div 8^\circ$
Chen et al.	2013	flat-plate e=3 mm	2.5, 5, 12	0.16, 0.21, 0.31	$2.7 \times 10^5$	/
Sudhakar et Karthikeyan	2013	NACA 4415	0.1	0.25	$1.2 \times 10^5$	$6^\circ$
Zverkov et al.	2013	Z 15-25	0.01	0.12	$1.2 \times 10^5$ $1.4 \times 10^5$	$-20 \div 20^\circ$
Bolzon et al.	2014	NACA 0021	0.0233	0.174	$2.2 \times 10^5$	$-2 \div 10^\circ$
Keerthi et al.	2014	NACA65209	0.033, 0.067	0.083, 0.0125	/	$-5, -3, 1, 5,$ $9, 13, 17^\circ$
Custodio et al.	2015	NACA63 <sub>4</sub> -021	0.025, 0.05, 0.12	0.25, 0.5	$9 \times 10^4 \div 4.5$ $\times 10^5$	$0 \div 30^\circ$
Wei et al.	2015	NACA63 <sub>4</sub> -021	0.025, 0.05, 0.12	0.25, 0.5	$1.4 \times 10^4$	0, 10, 15, $20^\circ$
Wei et al.	2015	SD7032	0.12	0.5	$1.4 \times 10^4$	$15^\circ$
Bolzon et al. (1, 2, 3)	2016	NACA 0021	A=10.5	$\lambda=60$	$2.25 \times 10^5$	/
Keerthi et al.	2016	NACA 65209	0.033, 0.066	0.125, 0.166	$1.3 \times 10^5$	$-5 \div 20^\circ$
Wei et al.	2016	NACA63 <sub>4</sub> -021	0.12	0.25	/	0, 10, 15, $20^\circ$
Qiao et Tong	2016	NACA 0012	0.025, 0.05, 0.1	0.1, 0.2, 0.4	$2 \div 8 \times 10^5$	0, 5, 10, $15^\circ$
Peristy et al.	2016	NACA 0018	0.03, 0.04, 0.05, 0.06	0.11, 0.13, 0.18, 0.21	$7.5 \times 10^4$ , $1.5 \times 10^5$ , $3 \times 10^5$	$0 \div 30^\circ$

### 1.3 Travaux numériques

Les résultats expérimentaux restent toujours incomplets et insuffisants pour bien expliquer les phénomènes des écoulements complexes, et on choisit dans la plupart du temps les méthodes numériques pour développer ces problèmes et tirer les cas optimal. Semblable à tous les sujets, les effets des tubercules aux bords d'attaque des ailes fait une grande tension pour les chercheurs de la CFD.

L'influence des ondulations au du bord d'attaque d'une aile infinie est étudiée numériquement au faible nombre de Reynolds par [16], Une simulation numérique directe est effectuée sur un profil d'aile NACA0020 avec et sans présence de l'ondulation.[17] ont confirmé numériquement les conclusions des travaux antérieurs et mettent en lumière les raisons de l'amélioration des performances des ailes à tubercules. La forme de vortex observé dans les résultats présentée par Swanson et Isaak n'a pas été rapportée dans des études expérimentales dues à la faible résolution de la visualisation du flux par les moyennes des expériences. Les vortex dans le sens d'horloges et dans le sens inverse formés à chaque tubercule pour un angle d'attaque plus de  $4^\circ$ .

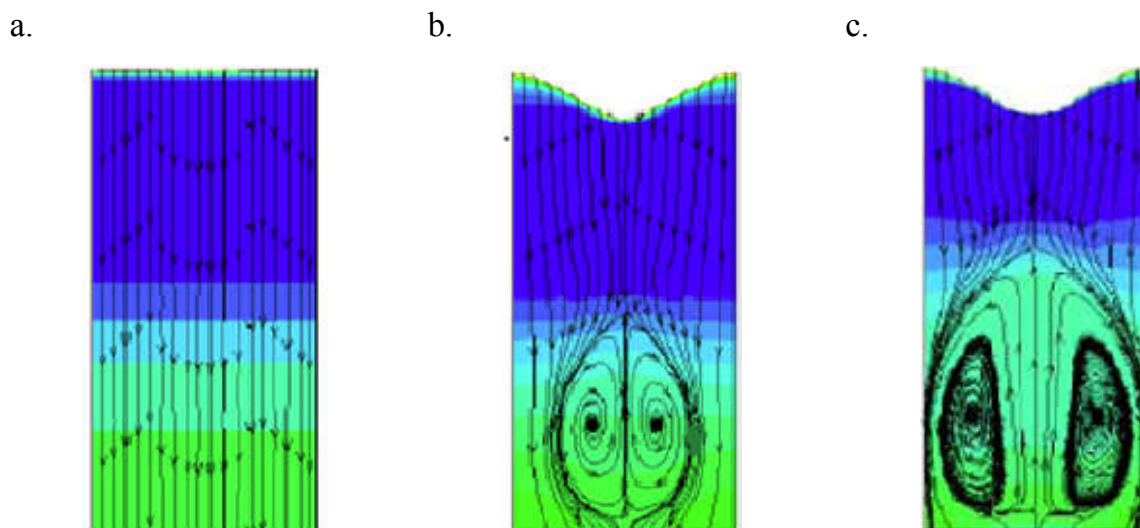


Figure 1.7. Ligne de courant de la simulation numérique de Swanson et Isaak (2011) pour  $Re=183000$ ; a.  $\alpha=0^\circ$ , b.  $\alpha=4^\circ$ , c.  $\alpha=8^\circ$ .

Les caractéristiques aérodynamiques d'une pale d'éoliennes profilé S809 avec un bord d'attaque sinusoïdal ont été étudiées numériquement par [18] en utilisant le code commercial Fluent. La vitesse de rotation varie de 7 à 25 m/s pour avoir un écoulement

turbulent utilisant le modèle Spalart-Allmaras. Les résultats montrent que, comparativement à une pale lisse, la nouvelle forme présente une excellente amélioration du couple au l'arbre de rotation pour les grandes vitesses du vent. Les vortex dégagent par des tubercules, qui génèrent un pic beaucoup plus élevé de la pression d'aspiration que celle du bord droit. Les résultats numériques montrent également que la forme ondulée est défavorable pour une pale d'éolienne dans les conditions de la vitesse nominale du vent. Dans ces conditions, une séparation précoce des couches limites résultant des perturbations géométriques des tubercules de pointe entraînera inévitablement une réduction visuelle du couple de l'arbre. Base de la méthode RANS, [19] et [20] et [21]. ont étudié la performance hydrodynamique du profil NACA0020 aérodynamique tridimensionnel à tubercule. L'écoulement est turbulent avec un modèle  $k-\varepsilon$ . Ils sont balayé un maximum d'angle d'inclinaison de profil. Les résultats montrent une augmentation de 11,92% pour  $C_L$  par rapport au profil lisse. Des tubercules sphériques sur un profil NACA0012 a été simulé par [22] et [23]. Les tubercules à un diamètre de 5–10% de l'accord d'aile écarté par une distance de 20% de la corde.

Le modèle de turbulence  $k-\omega$  a été utilisé pour une large gamme d'angle d'attaque ( $\alpha = 0^\circ-25^\circ$ ) et le numéro de Reynolds ( $Re = 6.5 \times 10^4 - 1 \times 10^6$ ). Les tubercules sphériques sont supérieurs à ceux des tubercules ondulés dans de nombreux aspects d'être plus faciles à fabriquer, plus légers et plus susceptibles de contrôler. Les résultats ont démontré que la présence de tubercules améliore la performance du profil aérodynamique en retardant ou même en empêchant le décalage dans la gamme de conditions de fonctionnement étudiée ( $\alpha$  et  $Re$ ). Une étude numérique a été réalisée avec code source par [24], en utilisant la méthode RANS avec un modèle de fermeture  $k-\varepsilon$ . Ils ont évalué les performances de portance et de traînée des profils NACA0015 et NACA4415 de bord d'attaque en forme de sinusoïdale. La géométrie du bord d'attaque a directement impacté sur les champs de vitesse et de vorticité aérodynamique.

Des simulations LES sont présentées par [25] Pour l'écoulement sur une aile NACA 0021 avec des ondulations sinusoïdales. Le nombre de Reynolds est égal à 120 000, et l'angle d'attaque est fixé à 20. On considère une amplitude de 1,5% de et une longueur d'onde de 21% de l'accord. Pour ce cas, une augmentation de 36% de la portance moyenne et une diminution de 25% de la traînée moyenne. La nature des fluctuations turbulentes joue également un rôle dans la promotion de l'attachement, car les tourbillons en épingle à cheveux augmentent le flux en continu derrière l'accord maxima, retardant ainsi la

séparation. Le champ d'écoulement autour des ailes avec différentes dispositions de tubercules est également capturé et étudié de manière approfondie par [26]. Lorsque l'angle d'attaque est maintenu à zéro, les tubercules ont un effet négligeable. Alors que les résultats numériques confirment que les protubérances sur le bord d'attaque des ailes peuvent en effet améliorer les performances à des angles d'attaque non nulles.

Les caractéristiques hydrodynamiques de profil NACA 634-021 ont été étudiées numériquement a été étudié par [27], [28], [29], [30], [31] et [32]. Différents codes de calcul sont utilisés (Fluent, CFX et code source) avec les modèles de turbulences Spalart-Allmaras,  $k-\omega$  SST et IDDES ont été appliqués pour la simulation numérique. La physique des flux derrière le profil ont été analysés en détail, ce qui a conduit aux conclusions suivantes : dans la zone de décrochage, en raison de la non-équilibre du champ de pression et de vitesse, le flux est converti par voie transversale et divergente dans les sections de l'autel voisines sur le côté d'aspiration du profil à tubercule et le phénomène dit «bi-période». Dans la région post-décrochage, le flux de sortie détaché sur l'aile lisse a été effectivement affaibli par les vortex supérieurs générés par les tubercules en raison du transport de quantité de mouvement renforcé efficacement aux sections de pointe et de résistance, ce qui a entraîné des performances améliorées du profil aérodynamique.

Une simulation numérique par LES sur les caractéristiques d'écoulement d'un profil NACA0021 avec un bord d'attaque ondulé sinusoïdal a été réalisée par [33], le nombre de Reynolds est  $2 \times 10^5$  et l'angle d'attaque  $20^\circ$ . On constate que la répartition des LSB et leur influence sur les forces aérodynamiques dépend fortement de la taille du domaine de la simulation, c'est-à-dire du nombre d'ondes de WLE utilisé. La création d'une paire de tourbillons en rotation à contre-rotation à partir du WLE et leur évolution en tant qu'interface / tampon entre les LSB et les couches de cisaillement séparément séparées sont discutées en détail. Les résultats de simulation actuels confirment qu'une augmentation de l'élévation et une diminution de la traînée sont obtenues en utilisant les WLE par rapport au cas du bord supérieur droit (SLE), comme cela a été observé dans les expériences précédentes. En outre, les cas de WLE présentent un niveau considérablement réduit de fluctuations instables dans les forces aérodynamiques à la fréquence de l'évacuation périodique du vortex. Les caractéristiques aérodynamiques bénéfiques des cas WLE sont attribuées aux trois événements majeurs suivants observés dans les simulations actuelles: (i) l'apparition d'une grande zone de basse pression près du bord d'attaque créée par les LSB;

(ii) le rattrapage du débit derrière les LSB entraînant une diminution du volume du réveil arrière; Et, (iii) la détérioration de l'évacuation du vortex de Von-Kármán (périodique) en raison de la dégradation des structures cohérentes d'escalier.

#### **1.4 Objectif de travail**

L'objectif général de ce travail est de développer une compréhension globale de la manière dont les tubercules influencent le flux sur les ailes au régime turbulent. En outre, il est important de mener une étude numérique sur les effets de la modification des paramètres d'amplitude et de longueur d'onde des tubercules que ce qui a été tenté précédemment. À partir des configurations de tubercules testées, l'objectif est d'identifier la combinaison optimale d'amplitude et de longueur d'onde pour un système de tuberculose sinusoïdale. Il est également considéré comme souhaitable de comparer les performances des tubercules pour un profil aérodynamique très utilisé. Cela révélera l'effet des caractéristiques de la couche limite sur la performance du tubercule ainsi que la détermination de l'applicabilité des tubercules à d'autres profilés de profil aérodynamique distincts de ceux de la virgule Baleine à bosse.



Tableau 1.2. Principaux travaux en expérimentales sur l'écoulement  
Autour des ailes avec des tubercules. Avec le modèle de turbulente et le maillage et le code

Auteurs	Année	Profil	A/c	$\lambda/c$	Reynolds	Angle d'attaque	Modèle Turb.	Maillage	code
Favier et al.	2011	NACA0020	0÷0.1	0.25÷2	800	20	/	/	Code source
Swanson et Isaak	2011	NACA 634-021 NACA0020	0, 2.5, 5, 10%	0, 4 et 8	$1.8 \times 10^5$ $6.3 \times 10^5$	0°, 4°, 8°, 12°	!	Structuré	Fluent 12
Zhang et Wu	2011	S809	0.0125-0.0375	0.17-0.42	wind speed 7-10-15-20-25 m/s	/	S-A	Tir	Fluent
Feng et al.	2012	NACA0020	0.0442	1.32	$1.35 \times 10^5$	0÷26°	k-ε RNG	Quad structuré	/
Kim et al.	2012	NACA0020	0.05	0.75, 0.375, 0.25, 0.1875	$10^6$	0÷40°	k-ε real		Fluent
Lohry et al.	2012	NACA0020	0.05	0.4	$5 \times 10^5$	0÷20°	S-A SST	/	Code source
Abdel Gawad	2013	NACA0012	0.05	0.2	$10^6$	0÷20°	k-ε	Tir	/
Câmara et al.	2013	NASA LS(1)-0417	0.12	0.5	$1.6 \times 10^5$	0÷20°	K-ω SST	/	/
Corsini et al.	2013	NACA0015 NACA4415	0.025	0.25	$1.83 \times 10^5$	0÷30°	k-ε	Quad structuré	Code source
Lau et al.	2013	NACA0015			$3.6 \times 10^5$	-1÷4°			
Skillen et al.	2013	NACA0021	0.015	0.21	$1.2 \times 10^5$	20°	LES	/	/
Xingwei et al.	2013	NACA0014	0.05-0.1	0.25-0.5	$10^4$	0÷15°	K-ω SST	Tir+Quad	
Aftab et Ahmed	2014	NACA 4415	spherical tubercles R=0.05	d=0.2	$2.5 \times 10^5$	0÷20°	SA	Tir	Ansys 14.5
Asli et al.	2015	S809	0.025	0.25	$10^6$	0÷20°	DES-SST k-ω	Quad structuré	/
Cai et al.	2015	NACA 634-021	0.025-0.12	0.5	$1.83 \times 10^5$	0÷30°	SA	Quad structuré	Fluent
Joy et al.	2015	NACA 634-021	0.12	0.25-0.5	$1.4 \times 10^4$	0÷15°	K-ω SST	Tri	Fluent
Serson et. Meneghini	2015	NACA0012	0÷0.2	0.25÷1	1000	0÷21°	/	Quad structuré	Spectral/hpElement Method
Cai et al.	2016	NACA 634-021	single leading-edge	0.25	$10^5$	3÷24°	SA	Quad structuré	Fluent

			0.1						
José et Rica	2016	NACA 634-421	spherical tubercles R=0.35÷ 0.55	/	$1.3 \times 10^6$ $6.3 \times 10^6$	0÷20°	K- $\omega$	/	ComsolMultip hysics 5.2
Kobæk et Hansen	2016	S809	0.015	0.125	$10^6$	-2÷24°	K- $\omega$ SST	/	Star CCM+
Rostamzad et al.	2016	NACA0021	0.028	0.1	$0.12 \times 10^6$ $1.5 \times 10^6$	0÷20°	K- $\omega$ SST transitional	Quad structuré	ANSYS CFX 14.5
Zhang et al.	2016	NACA 634-021	0.24	0.25	$2 \times 10^5$	6,12,18,24 et 45°	IDDES	Quad structuré	/
Benaïssa et al.	2017	NACA 634-021	0.12	0.5	$1.4 \times 10^4$	0÷20°	K- $\omega$ SST	Tri	ANSYS 17.0.
Pérez-Torró et Kim	2017	NACA0021	0.03	0.11	$1.2 \times 10^5$	20°	LES	Quad structuré	/
Zhao et al.	2017	NACA 634-021	0.12	0.25	$2 \times 10^5$	0÷60°	IDDES	/	/

# Chapitre 2

## Généralité sur les ailes

### 2.1 Introduction

La fonction principale de l'aile est de générer une force de levage. Cela sera généré par une section transversale d'aile spéciale appelée profil aérodynamique. L'aile est une composante tridimensionnelle et peut avoir une section transversale constante ou non constante à travers l'aile.

### 2.2 Conception d'une aile

Toute section de l'aile coupée par un plan parallèle au plan de l'avion s'appelle un profil aérodynamique. Il ressemble habituellement à une section bombée positive que la partie la plus épaisse se trouve devant le profil aérodynamique. Un corps en forme de profil aérodynamique déplacé dans l'air va varier la pression statique sur la surface supérieure et sur la surface inférieure du profil aérodynamique. Une section typique du profil aérodynamique est illustrée à la figure 2.1, où plusieurs paramètres géométriques sont illustrés. Si la ligne de carrossage moyenne en ligne droite, le profil d'aérodrome est appelé symétrique, sinon on l'appelle profil aérodynamique.

La figure 2.2 illustre une vue d'une plan forme d'ailes avec certaines des dimensions, angles et paramètres importants utilisés pour décrire la forme d'une aile d'avion.  $b$  est mesurée de la pointe de l'aile à la pointe de l'aile. Le symbole  $c$  est utilisé pour la longueur d'accord d'un profil aérodynamique à n'importe quel point le long de la portée de l'aile. L'indice  $r$  indique la longueur de l'accord à la racine de l'aile ou à l'axe central de l'avion. L'indice  $t$  désigne l'accord de pointe d'aile. La barre omnibus désigne une valeur moyenne de la longueur de l'accord pour l'aile entière. Le symbole  $AR$  est utilisé pour un paramètre appelé ratio d'aspect. Le taux d'aspect indique combien il est court et stupide ou long et maigre. Le symbole  $\Lambda$  est utilisé pour l'angle de balayage de l'aile avec l'indice le indiquant le bord d'attaque de l'aile. L'indice 25 désigne la ligne reliant les positions

d'accord de 25% sur chaque profil aérodynamique de l'aile. Le symbole  $\lambda$  est utilisé pour le rapport de conicité de l'aile, ou le ratio de l'accord de pointe à l'accord de racine.

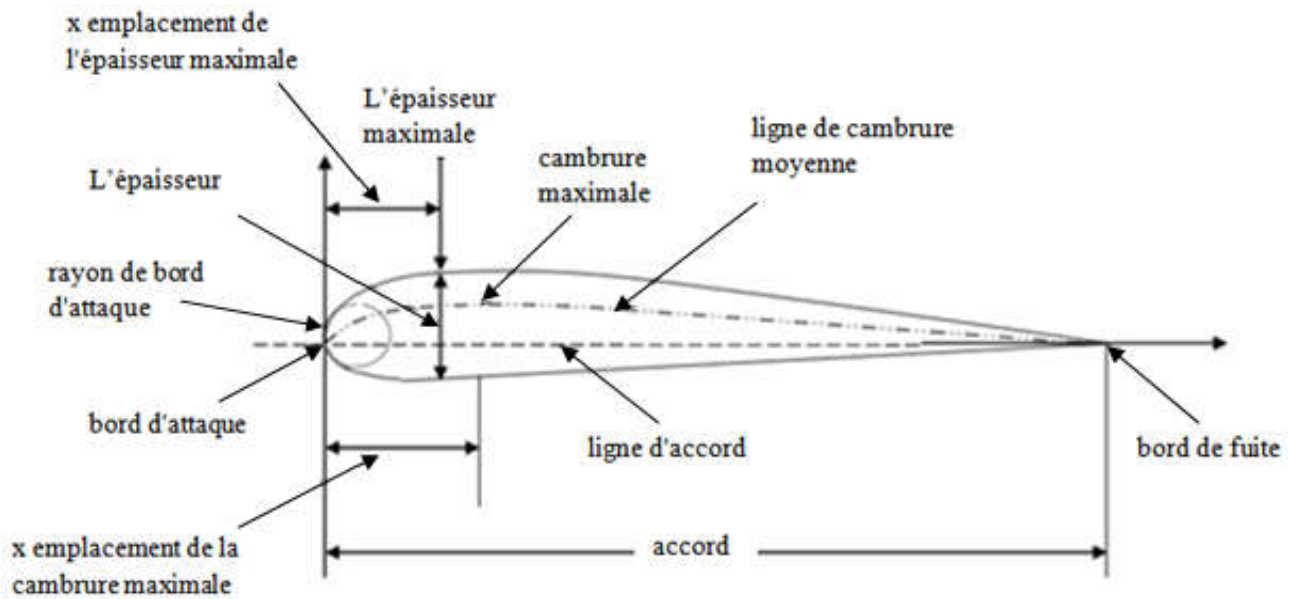


Figure 2.1. Paramètres géométriques du profil aérodynamique

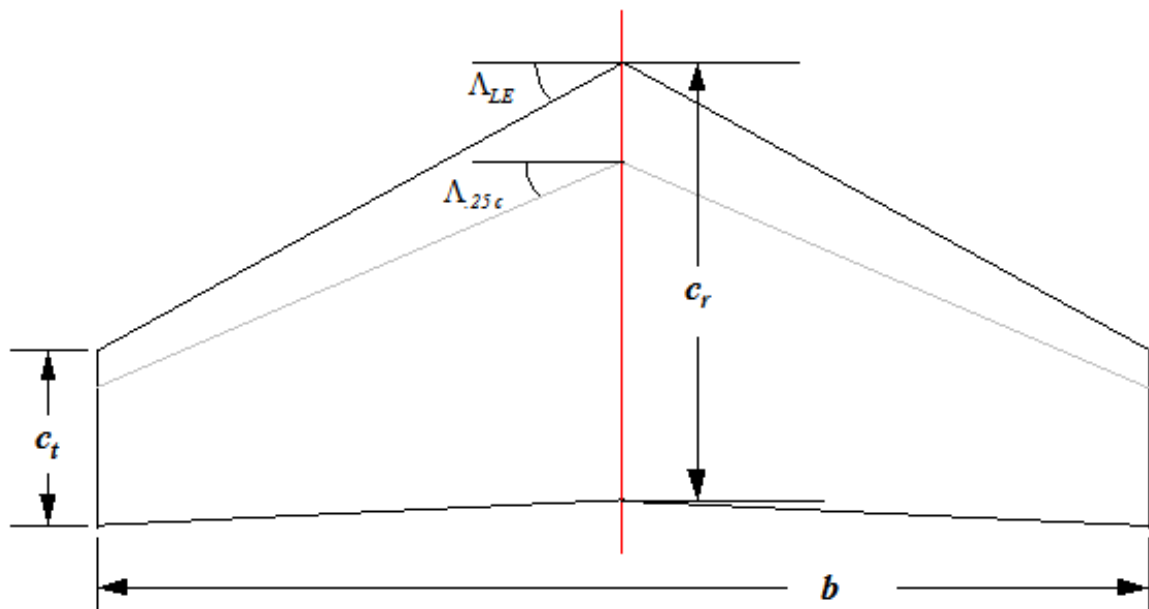


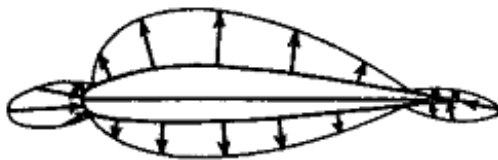
Figure 2.2. Définitions de géométrie d'aile finie

### 2.3. Forces aérodynamiques actionnés sur une aile

Dans un profilé horizontalement bombé, la pression statique de la surface supérieure est inférieure à la pression ambiante, tandis que la pression statique de la surface inférieure est supérieure à la pression ambiante. Ceci est dû à la vitesse élevée à la surface supérieure et à une vitesse inférieure à la surface inférieure de l'aile. Au fur et à mesure que l'angle d'attaque de l'aile augmente, la différence de pression entre les surfaces supérieure et inférieure sera plus élevée.

L'emplacement de la force résultante hors de l'intégration s'appelle centre de pression. L'emplacement de ce centre dépend de la vitesse de l'avion et l'angle d'attaque du profil aérodynamique. À mesure que la vitesse de l'avion augmente, le centre de pression se déplace vers l'arrière. À des vitesses inférieures, l'emplacement du centre de pression est proche du bord d'attaque et à des vitesses plus élevées, il se déplace vers le bord de fuite. Il existe un emplacement sur le profil aérodynamique qui présente des caractéristiques importantes dans la stabilité et le contrôle de l'avion.

*a.*



*b.*

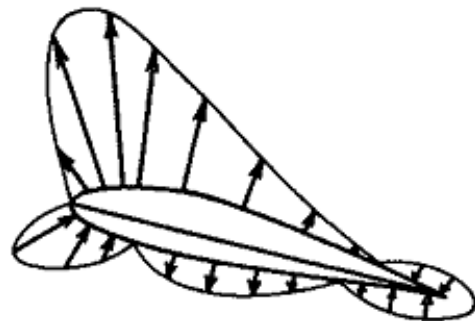


Figure 2.3. Distribution de pression autour d'un profil aérodynamique; *a.* Petit angle d'attaque, *b.* Grand angle d'attaque.

Quatre forces principales agissent sur un avion en vol : poussée, frottement, soulevé et poids. On n'est concerné que par portance et traînée. La principale contribution à l'élévation et à la traînée, provient de l'aile qui a une certaine forme de profil aérodynamique ou une section de profil aérodynamique. Les formes des aéroplanes sont conçues pour fournir des valeurs de levage élevées à faible traînée pour des conditions de vol données.

Les forces aérodynamiques résultent de la distribution de la pression sur la surface. La façon d'évaluer les forces aérodynamiques est de mesurer la répartition de la pression de surface et de l'intégrer à la surface de l'aérodrome. La pression agit normalement à la surface, de sorte que la courbure doit être connue à l'emplacement de mesure. La force totale exercée par la distribution de pression sur l'aile est:

$$\vec{F} = \int -(P * \vec{n}) dA$$

(2.1)

Nous prenons que le vent se déplace dans la direction x. Avec cela, nous pouvons décomposer la force résultante en composants horizontaux et verticaux pour récupérer les forces aérodynamiques de levage et de traînée:

$$L = F_y = \int -P(\cos(\alpha + \phi)) dA \quad (2.2)$$

$$D = F_x = \int -P(\sin(\alpha + \phi)) dA \quad (2.3)$$

Pour gérer différentes conditions de vent, les représentations non dimensionnelles (sans unité) sont utilisées en fonction du coefficient de pression:

$$C_{P_x} = \frac{P_x - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_{air} U_\infty^2} = \frac{P_x - P_\infty}{q_\infty}$$

(2.4)

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_{air} U_\infty^2 \quad (2.5)$$

$C_p$  est la différence entre la pression statique locale et la pression statique à flux libre, par la pression dynamique de flux libre. On trace généralement  $C_p = f(x/c)$ .

L'élévation est généralement exprimée en termes de «coefficient de soulèvement». Il s'agit d'un paramètre non dimensionnel, similaire au facteur de frottement dans le laboratoire 2.

Le "coefficient de levage" est défini comme suit:

$$c_l = \frac{l}{1/2 \rho U^2 c} \quad (2.6)$$

Lorsque  $L$  est la force d'élévation totale,  $\rho$  est la densité,  $U$  est la vitesse libre,  $c$  la longueur de l'accord.

En plus de la force de portance qui est souvent la raison pour laquelle on utilise un profil aérodynamique, on doit inquiéter de la force de traînée. La traînée sur un profil aérodynamique peut être décomposée en deux sources principales: cisaillement et pression visqueux. La traînée visqueuse provient du frottement fluide entre le fluide et les surfaces en raison de l'effet de la viscosité. Cette friction est associée au développement de couches limites, et dépend du nombre de Reynolds. La traction ou la pression entraînent des résultats de la différence de pression entre les zones orientées vers l'avant et vers l'arrière du profil aérodynamique. Cette traînée est responsable de l'augmentation significative de la traînée autour de l'étalement lorsque le flux se sépare du profil aérodynamique, ce qui entraîne une répartition de pression déséquilibrée.

Similaire au coefficient de portance, la traînée peut être exprimé en termes de coefficient de traînée par:

$$C_D = \frac{D}{1/2\rho U^2 c_s} \quad (2.7)$$

#### **2.4 Lames d'aile et plaques d'extrémité**

Une variété de dispositifs a été utilisée sur les ailes pour réduire la traînée. La figure 2.4 montre trois de ces dispositifs. Sur les trois, l'aile est la plus efficace et la plus utilisée. En outre, les avions à réaction qui transportent des réservoirs de carburant ou des missiles air-air sur leurs extrémités d'aile présentent une faible réduction de la résistance à la traction induite lorsque de tels magasins d'ailes sont en place. Tous ces dispositifs inhibent la formation des tourbillons d'aile et réduisent ainsi la chute de charge et la traînée induite. La figure 2.4 (b) montre une aile sur la pointe de l'aile d'un McDonnell-Douglas C-17.

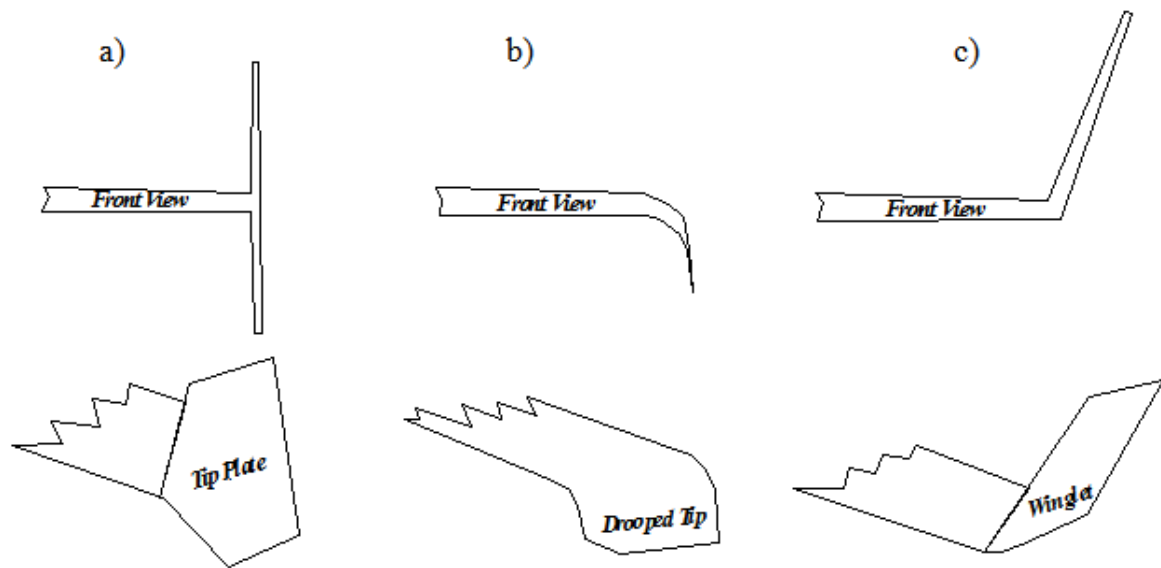


Figure 2.4. Dispositifs pour la réduction de la traction

## 2.5. Dispositifs de haute portance

Des ailettes relativement minces avec une faible épaisseur donnent généralement une faible traînée à des vitesses élevées. Malheureusement, ces ailes présentent également des valeurs relativement faibles de coefficient de levage maximal. La plupart des avions sont équipés de dispositifs qui peuvent être utilisés pour augmenter l'élévation au besoin, au détriment d'une traînée supplémentaire. Ces dispositifs sont de plusieurs types.

### 2.5.1 Volets arrière

Les surfaces mobiles sur la partie arrière de l'aile qui peuvent être déviées vers le bas pour augmenter le carrossage de l'aile sont appelées volets de fuite. La figure 2.5 montre quatre types de volets différents. Le volet plat change de carrossage pour augmenter l'élévation, mais son effet est limité par une séparation de flux supplémentaire qui se produit lorsqu'il est dévié. La séparation supplémentaire se produit parce que la surface supérieure du volet dévié présente un gradient de pression défavorable plus fort. Le volet divisé ne dévie que le dessous du bord de fuite, de sorte que, tout en créant une grande traction de pression, il évite le fort gradient de pression défavorable sur sa surface supérieure et maintient ainsi le



flux attaché légèrement plus longtemps. Cela donne au rabat fendu une élévation légèrement supérieure.

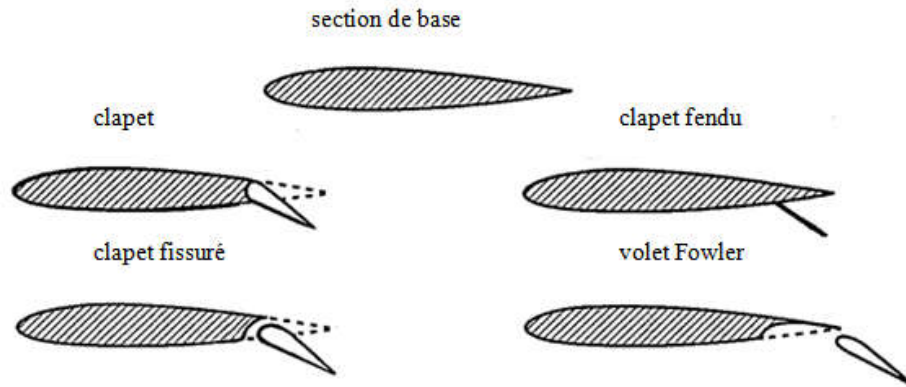


Figure 2.5. volets de bord de fuite

Les pattes fendues ont un espace ou une fente dans celles-ci pour permettre à l'air qui se déplace rapidement de la surface inférieure de s'écouler sur la surface supérieure. L'air à plus haute énergie de la fente confère à la couche limite plus d'énergie pour lutter contre le gradient de pression défavorable et la séparation des retards. Un clapet à fente unique crée la fente en s'éloignant légèrement de l'aile quand elle est déviée. Des volets double et triple sont également utilisés. Chaque fente admette plus d'air à haute énergie sur la surface supérieure pour prolonger davantage la séparation et augmenter l'élévation. Le volet Fowler se déplace vers l'arrière pour augmenter la surface de l'aile avant de dévier vers le bas pour augmenter la cambrure. Les volets Fowler ont généralement une ou plusieurs fentes pour augmenter leur efficacité.

### 2.5.2. Volets d'avant-garde et lamelle

La figure 2.6 montre plusieurs dispositifs qui sont utilisés sur les ailes pour augmenter l'élévation. Les volets latéraux de bord dégagent pour augmenter le carrossage des ailes et déplacer le point de pression minimale plus loin en arrière sur la surface supérieure du profil aérodynamique à des angles d'attaque élevés. Le mouvement arrière du point de pression minimale étend la région du gradient de pression favorable et la séparation des retards. Une fente fixe peut être utilisée pour admettre de l'air à plus grande vitesse sur la surface de l'aile supérieure pour rallumer la couche limite et la séparation du retard. Une

Latte est un volet de pointe qui, lorsqu'il est prolongé, ouvre également une fente. Les trois dispositifs de pointe retardent l'arrêt et étendent la courbe de levage à des angles d'attaque plus élevés et des coefficients de levage maximum plus élevés. Étant donné que l'angle d'attaque est défini à l'aide de la ligne d'accord du profil aérodynamique, sans dispositif de levage élevé, l'extension d'un périphérique de pointe peut effectivement diminuer le coefficient d'élévation à un angle d'attaque particulier. Certaines lattes augmentent la zone de levage lorsqu'elles sont déployées, de sorte qu'elles augmentent la pente de la courbe d'élévation comme les volets Fowler. La figure 4.17 illustre les courbes de coefficient d'élévation pour une aile avec et sans une fente, une latte ou un volet de pointe typique. La grandeur de l'augmentation du coefficient de levage maximal et de l'angle d'attaque de l'arrêt est différente pour chaque type d'appareil de pointe.

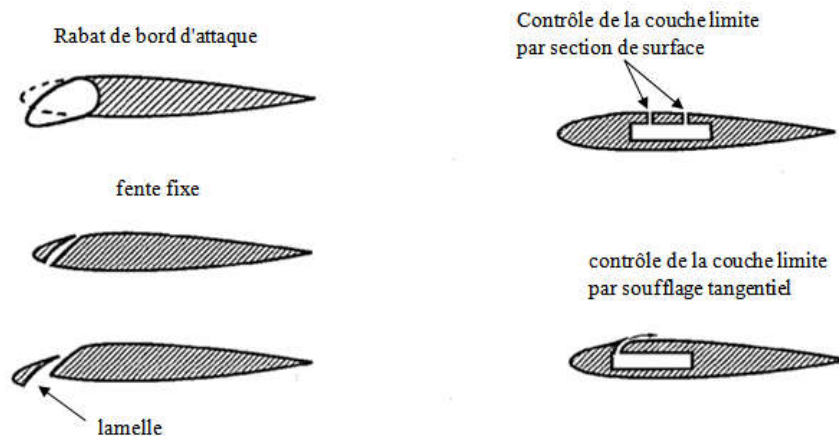
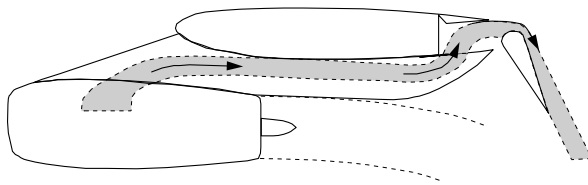


Figure 2.6. Volets d'avant-garde et dispositifs de contrôle de couche limite (adapté de la référence 1)

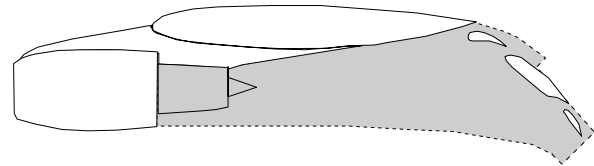
### 2.5.3. Propulsion électrique et poussée vectorisée

Un volet soufflé à l'intérieur ou un volet de jet a saigné l'air dirigé sur son bord d'attaque et sa surface supérieure par l'arrière de l'aile. L'air à grande vitesse ralentit la séparation et augmente l'élévation. La figure 5.3 (a) montre une configuration typique du clapet soufflé à l'intérieur. L'échappement du moteur peut également être utilisé pour augmenter ou aider l'ascenseur. La figure 5.3 montre trois façons de procéder. L'échappement peut être dirigé vers le bord d'attaque d'un volet comme sur le McDonnell-Douglas C-17, ou sur la surface supérieure de l'aile et du volet, comme sur le Boeing YC-14. Dans les deux cas, le flux d'air considérablement augmenté sur le volet augmente l'élévation. La buse du moteur peut également être mobile pour redéfinir ou vectoriser l'échappement du moteur vers le bas. Cela réoriente le vecteur de poussée du moteur de sorte qu'il comporte un composant dans

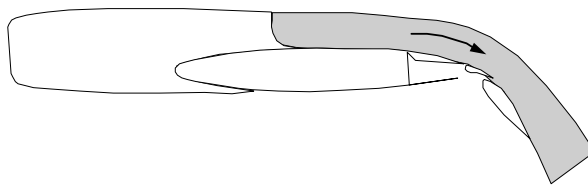
la direction de levage pour aider l'ascenseur généré par l'aile. Notez également à la figure 5.3 les emplacements multiples dans chaque volet Fowler. Plusieurs appareils à levage élevé sont souvent utilisés ensemble sur un avion. Chaque appareil s'ajoute au  $CL_{max}$  total. Dans certains cas, les dispositifs se complètent de sorte que l'augmentation totale de  $CL_{max}$  pour plusieurs appareils utilisés ensemble est supérieure à la somme des incréments  $CL_{max}$  pour chaque périphérique utilisé seul.



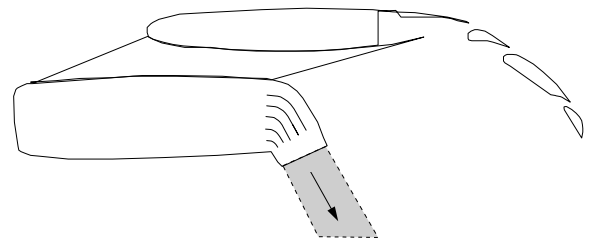
(a) Volet soufflé à l'intérieur



(b) Volet soufflé externe



(c) Soufflage de la surface supérieure



(d) Propulsion vectorielle

Figure 2.7. Quatre configurations de levage actionnées (adaptées de la référence 1)

# Chapitre 3

## Mise en Equation

### 3.1 Introduction

CFD est une branche de Fluide Dynamics qui traite de l'analyse des problèmes liés au flux de fluide et au transfert de chaleur. Il utilise des méthodes numériques et des algorithmes pour résoudre et analyser les problèmes. La modélisation de la dynamique des fluides est appliquée pour simuler et analyser le comportement des fluides dans différents systèmes. Le principal avantage des méthodes numériques est que le problème est discrétisé en fonction de certains paramètres et résolu. Un modèle mathématique est généré, ce qui représente un système physique réel, puis il peut être résolu et analysé.

CFD s'intéresse à la simulation numérique du flux de fluide, du transfert de chaleur et des processus connexes tels que les rayonnements. L'objectif de CFD est de fournir à l'ingénieur un outil prédictif basé sur l'ordinateur qui permet d'analyser les processus d'écoulement d'air qui se produisent à l'intérieur et autour de différents équipements, dans le but d'améliorer et d'optimiser la conception d'équipements nouveaux ou existants.

Pour l'aéronautique, la CFD est effectuée pour connaître la chute de pression sur toute la longueur du profil d'aile. Cette prédiction de la chute de pression est importante pour prédire les performances de cette géométrie.

### 3.2 Description de problème

La figure 3.1 est illustrée la géométrie des deux ailes à bord d'attaque droit et un bord d'attaque ondulé de forme tubercule. Les ailes de profil NACA 0021 avaient une portée de 330 mm, et une corde aérodynamique moyenne de 130 mm, la corde de racine de 175 mm et une corde d'aile de 70 mm en haut. Ils avaient un quart de la corde à un angle de balayage de  $35^\circ$  et un taux de conicité de 0,4. L'aile à tubercule a six sommets et cinq

creux avec une amplitude constante de 10,5 mm et une longueur d'onde de 60 mm (figure 3.2). Cette configuration fait l'objet d'une étude expérimentale publiée par Bolzon et *al*, 2016.

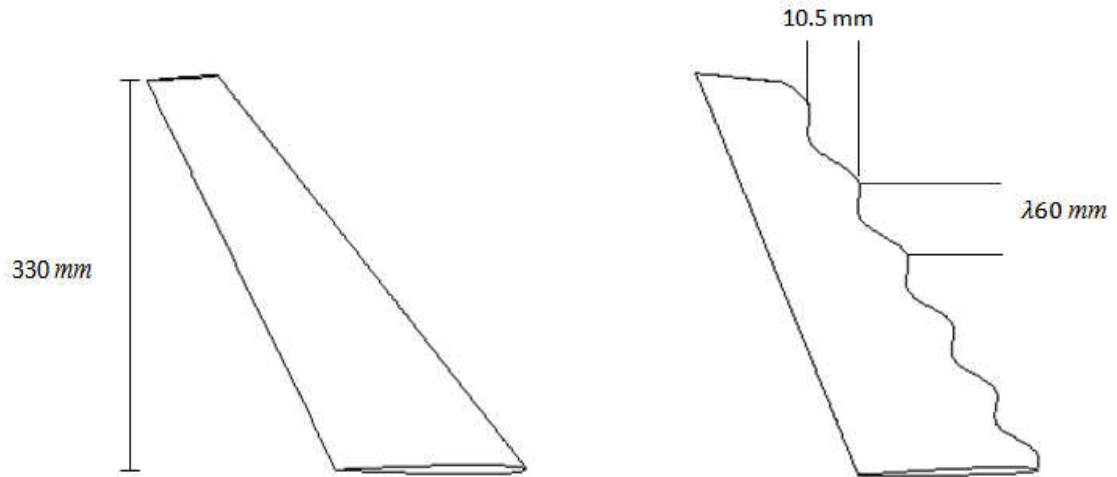


Figure 3.1. Géométrie des ailes testés : *a.* aile lisse ; *b.* aile à tubercule

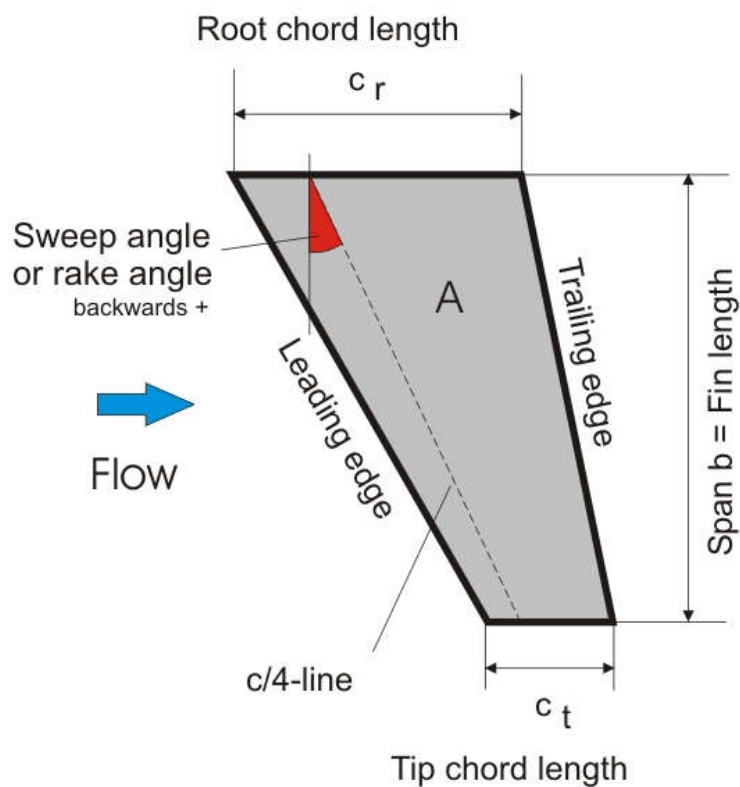


Figure 3.2. Description de la géométrie des ailes

### 3.3 Équations de base

Les équations régissant l'écoulement sont les équations de continuité et de Navier-Stokes, qui expriment, respectivement, la conservation de la masse et de la quantité de mouvement.

#### 3.3.1 Équation de continuité

En considérant l'hypothèse d'un fluide incompressible, le principe de la conservation de la masse mène à l'équation de continuité. Pour un écoulement à trois -dimensions d'un fluide incompressible, l'équation de continuité se réduit à :

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (3.1)$$

#### 3.3.2 Équations de Navier-Stokes

Le bilan de la quantité de mouvement aboutit, pour un écoulement 3D stationnaire, aux équations régissant le mouvement du fluide

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \mu_t) \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] + g_i \rho (T - T_0) \quad (3.2)$$

### 3.4 Modèle $k-\varepsilon$ Standard

Le modèle  $k-\varepsilon$  et ses variantes sont aujourd'hui très bien implantées dans la plupart des codes et son utilisation peut se faire facilement. Il a été utilisé depuis de nombreuses années. Il combine économie, robustesse et large domaine d'application. Il est toutefois critiquable dans bien des situations: écoulements très cisailés, zones de recirculation, échanges thermiques. Dans ces cas, il surestime la valeur de l'énergie cinétique turbulente.

L'équation de l'énergie cinétique turbulente moyennée au sens de Favre est obtenue de la même approche qu'en écoulement incompressible (*Fluent*, 2003):

$$\frac{\partial \bar{\rho} k}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j k}{\partial x_j} = D_k + G_k + G_b + Y_M - \bar{\rho} \varepsilon \quad (3.3)$$

Avec,

- $D_k$  diffusion turbulence :  $D_k = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \tilde{S}_{ij} \tilde{u}_j'' - \delta_{ij} \overline{p' u_j''} - \frac{1}{2} \overline{\rho u_i'' \tilde{u}_j'' u_j''} \right)$
- Où  $S_{ij} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}$
- $G_k$  le terme de production :  $G_k = -\overline{\rho u_i'' u_j''} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}$
- $G_b$  interaction vitesse-pression moyenne :  $G_b = -\bar{u}_i'' \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j}$
- $Y_M$  le terme d'interaction des pressions fluctuantes ;  $Y_M = \overline{p' \frac{\partial u_j''}{\partial x_j}}$
- $\bar{\rho} \varepsilon$  la dissipation de  $k$  ;  $\bar{\rho} \varepsilon = \overline{\mu S_{ij}'' \frac{\partial u_j''}{\partial x_j}}$
- 

L'équation du taux de dissipation de l'énergie cinétique  $\varepsilon$  a la forme suivante :

$$\frac{\partial \bar{\rho} \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \varepsilon}{\partial x_j} = F \quad (3.4)$$

où  $F$  comprend plus de 20 termes.

Pour la fermeture de l'équation de  $k$ , l'hypothèse de Boussinesq est toujours considérée.

Le tenseur de Reynolds prend la forme suivante en fonction du champ moyen :

$$R_{ij} = u_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} k \delta_{ij} \quad (3.5)$$

et la viscosité turbulente est donnée par :

$$\mu_t = C_\mu \bar{\rho} \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.6)$$

Le terme de diffusion est modélisé de la même manière qu'en incompressible :

$$D_k = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (3.7)$$

Les termes où la pression intervient sont regroupés et modélisés par :

$$G_b + Y_M = \frac{c_k \bar{\rho}}{\bar{p}} \left( \tilde{u}_i R_{ij} \tilde{u}_j \right) \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \quad (3.8)$$

L'équation de  $k$  s'écrit finalement:

$$\frac{\partial \bar{\rho} k}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - \bar{\rho} \varepsilon + \frac{c_k \bar{\rho}}{\bar{p}} (\tilde{u}_i R_{ij} \tilde{u}_j) \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \quad (3.9)$$

Le dernier terme dans cette équation prend en compte les effets de compressibilité. En effet, il est nul en incompressible de part le fait que le champ de vitesse est à divergence nulle. Par contre, il pose un problème car comme il dépend de la vitesse moyenne, il n'est pas invariant par changement de repère galiléen. Dans certaines versions du modèle  $k$ - $\varepsilon$  compressible, on le regroupe avec le terme de dissipation de  $k$  en introduisant un nombre de Mach turbulent (basé sur  $k$ ), on retrouve alors l'invariance galiléenne (Estivale et al., 2005).

En procédant de la même manière, on obtient pour l'équation de la dissipation de  $k$  la forme suivante :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho} \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \varepsilon}{\partial x_j} = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} G_k \\ & - C_{\varepsilon 2} \bar{\rho} \frac{\varepsilon^2}{k} + C_{\varepsilon 3} \frac{\varepsilon}{k} \frac{c_k \bar{\rho}}{\bar{p}} (\tilde{u}_i R_{ij} \tilde{u}_j) \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \end{aligned} \quad (3.10)$$

Les constantes du modèle  $k$ - $\varepsilon$  compressible sont résumées dans le Tableau 3.1.

Tableau 3.4. Constantes du modèle  $k$ - $\varepsilon$  standard

$C_\mu$	$\sigma_k$	$\sigma_\varepsilon$	$C_{\varepsilon 1}$	$C_{\varepsilon 2}$	$C_{\varepsilon 3}$	$c_k$
0.09	1.0	1.3	1.45	1.92	2.0	1.0

### 3.5. Domaine du calcul et maillage

Le domaine de calcul se réfère à une forme simplifiée du domaine physique à la fois en termes de représentation géométrique et d'imposition de conditions limites. Cette forme simplifiée devrait conserver toutes les caractéristiques physiquement importantes du problème. Afin de représenter toutes les conditions des expériences réalisées par Bolzon et al., 2016; les dimensionnements du domaine de calcul sont les mêmes de tunnel de la soufflerie. Les dimensions du domaine de calcul et la position de l'aile étudiée à l'intérieur sont illustrées à la figure 3.3. La section à l'entrée était de  $0.5 \times 0.5$  m, ce qui a donné une



distance de 170 mm entre le plafond de la section de travail et la pointe de l'aile. La conduite à une longueur de 2200 mm et l'aile placée de 450 mm loin de l'entrée.

La génération du maillage est une phase très importante dans une analyse *CFD*, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée. Le maillage est réalisé par deux blocs: le bloc 1 représente un cylindre permet de varier l'angle d'attaque et le bloc 2 représente le canal. Le maillage utilisé a été réalisé sur *Gambit*, en utilisant un maillage par blocs. Proche des parois, la couche visqueuse est décrite par 10 mailles. Le maillage a été resserré près des parois. Un aperçu de ces maillages est présenté dans la figure 3.4.

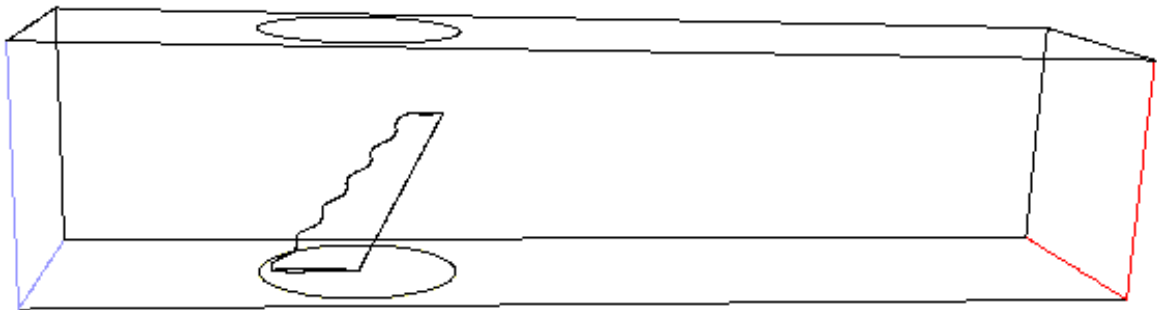


Figure 3.3. Domaine du calcul

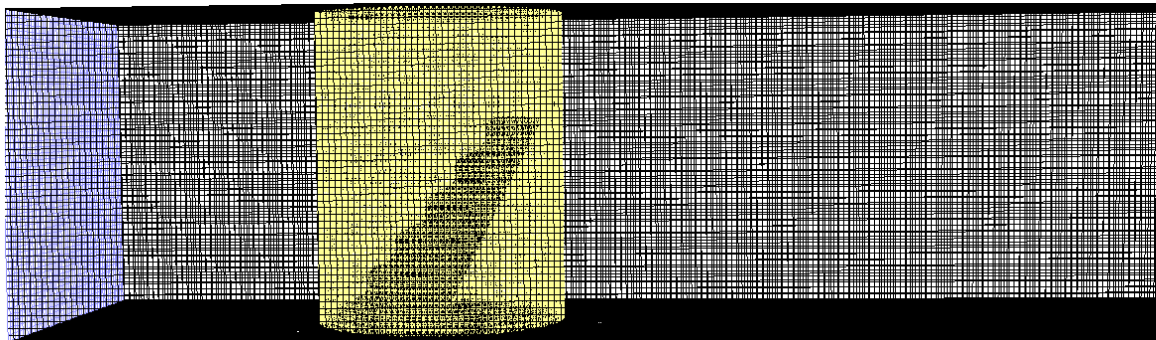


Figure 3.4. Maillage généré par Gambit en deux blocs

### 3.6 Conditions aux Limites

Ce système d'équations différentielles est fermé à l'aide de conditions aux frontières appropriées. En plus du choix de la géométrie du confinement, il est nécessaire de fixer les conditions aux limites. Le fluide moteur est l'air avec des propriétés fixe. La vitesse à l'entrée assure un nombre de Reynolds est égal à 27000 avec une pression atmosphérique.

### 3.7 Résolution Numérique

La résolution numérique des équations a été effectuée sur une configuration tridimensionnelle par la méthode des volumes finis à l'aide du code *CFD Fluent 6.3.26*. Le maillage utilisé a été réalisé par blocs de 2.000.000 cellules sur *Gambit 6.3.26* pour la configuration étudiée. Le problème a été résolu en utilisant un solveur « *pressure based* ». L'équation de pression est discrétisée par le schéma *PRESTO*, les autres équations sont discrétisées par un schéma de deuxième ordre. La solution est considérée comme convergente quand le résidu des équations algébriques est inférieur à  $10^{-6}$ .

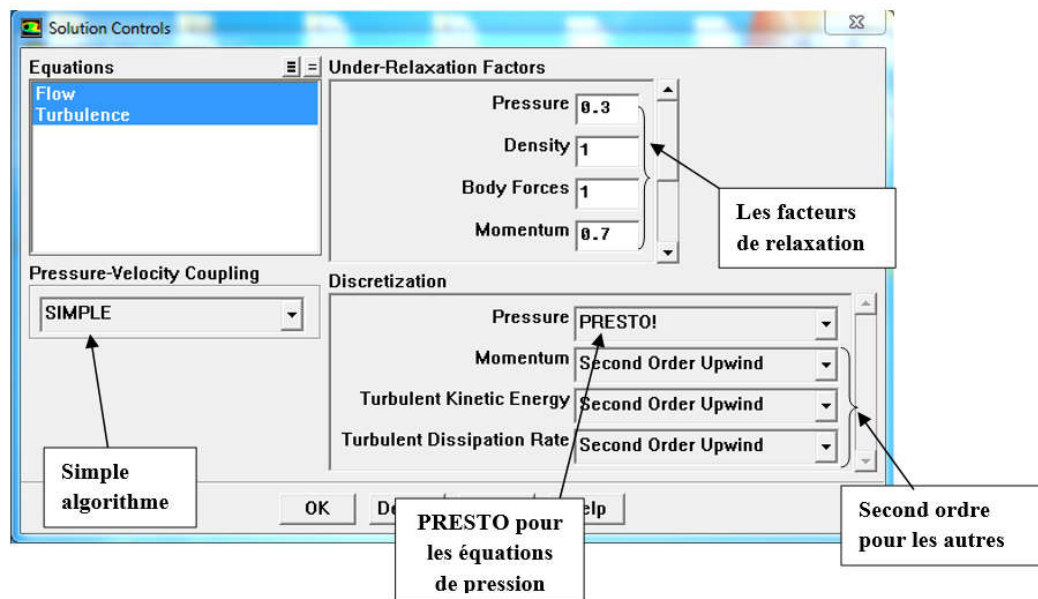


Figure 3.5. Facteurs de sous relaxation et types de discrétisation utilisés.

# Chapitre 4

## Résultats et discussion

### 4.1 Introduction

Le contenu de cette section sert à fournir des informations sur le maillage adopté pour le calcul, la validation des résultats numériques par la comparaison avec des mesures expérimentaux. En outre, les performances des ailes étudiées seront discutées et le détail sur les écoulements en termes des contours et des profils sera fourni.

### 4.2 Etude de maillage

La sensibilité au maillage est un jugement essentiel dans le processus de simulation numérique. L'étude de sensibilité au maillage fournit une confirmation qu'un maillage donné fournit une solution convergente qui est indépendante du rapport de maillage. Ce processus permet l'utilisation la plus efficace du nombre de cellules grâce à la sélection d'un maillage qui fournit des résultats identiques tout en utilisant moins de cellules.

L'étude de sensibilité au maillage comporte trois maillage ( $10^6$ ,  $2 \times 10^6$  et  $4 \times 10^6$  cellules) seront testés avec des angles d'incidence de 0 à 20 avec un pas de 5 et un nombre de Reynolds 225 000 utilisant le modèle de turbulence  $k-\varepsilon$ .

La figure 3.1 montre la variation du coefficient de portance et coefficient de traînée pour l'aile lisse avec le nombre de cellules augmenté. On a observé que le deuxième maillage ( $2 \times 10^6$ ) fournissait des résultats similaires à ceux du maillage avec un nombre de cellules beaucoup raffinés de  $4 \times 10^6$  Mailles. Cependant, le second maillage a fourni une solution la plus maillée indépendante. Il a été décidé que le maillage 2 devait être choisi comme le maillage pour une analyse plus approfondie.

L'avantage d'utiliser le modèle  $k-\varepsilon$  est que, les résultats sont plus rapides par rapport à d'autres modèles de turbulence. Ceci est tout à fait compréhensible puisqu'il n'utilise qu'une seule équation de transport pour modéliser la viscosité cinématique. Dans la simulation actuelle, la correction de courbure est activée dans Fluent afin de capturer avec précision les tourbillons autour de la courbure du profil aérodynamique.

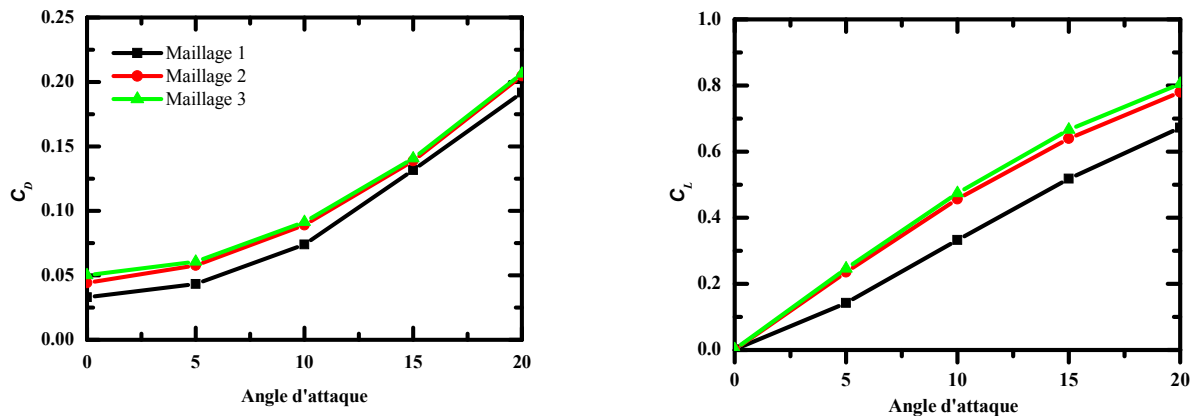


Figure 4.1. Sensibilité de  $C_D$  et  $C_L$  aux maillages

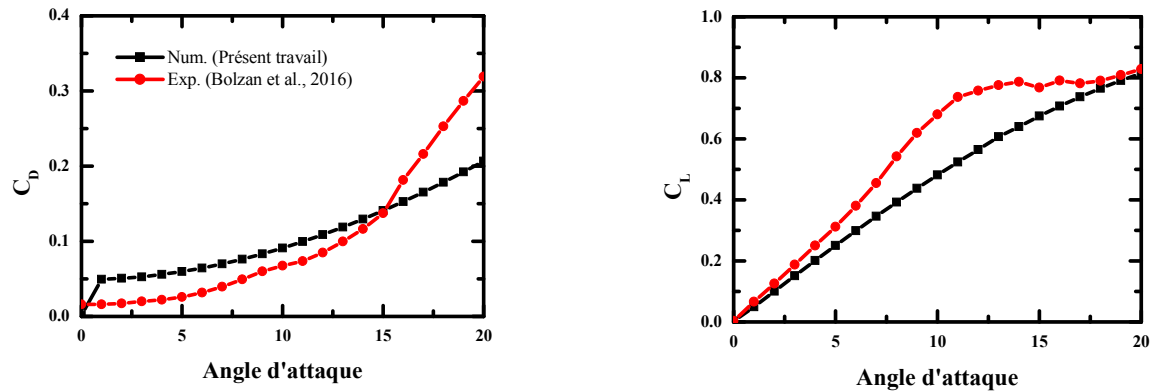
### 4.3 Validation

Avant qu'une analyse du comportement de flux pour les modèles RANS individuels puisse être examinée, une étude de validation du logiciel CFD était requise. Pour valider les techniques de modélisation mises en œuvre dans le logiciel, les coefficients de levage; de traînée et de pression ont été analysés conjointement avec des résultats publiés par Bolzan et *al*, 2016. Pour répliquer ces résultats, toutes les simulations ont été complétées comme étant instables avec un nombre de Reynolds égal à 225 000 à des angles d'incidence de 0 à 20°.

La Figure 4.2 montre une comparaison des coefficients de trainée et de portance pour un large intervalle de d'angle d'attaque et un régime turbulent  $Re=225000$ . A première vue, les résultats de la simulation numérique montrent une bonne concordance avec les données expérimentales surtout pour les faibles d'angles d'incidences. Un écart remarquable pour les coefficients de portances pour les angles supérieurs à 10°, cet écart est diminué quand l'angle d'incidence atteint 18°. Pour les coefficients de trainée, l'écart s'aggrave légèrement

dans les grands angles d'inclinaison d'ailes, Cet éloignement peut être expliqué par le modèle de turbulence qui ne capte pas les vortex créé dans le sillage.

*a.*



*b.*

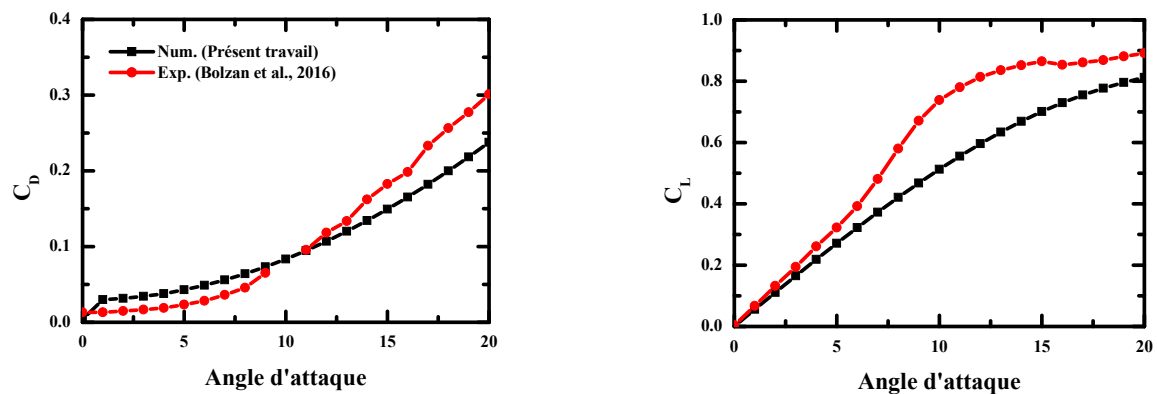


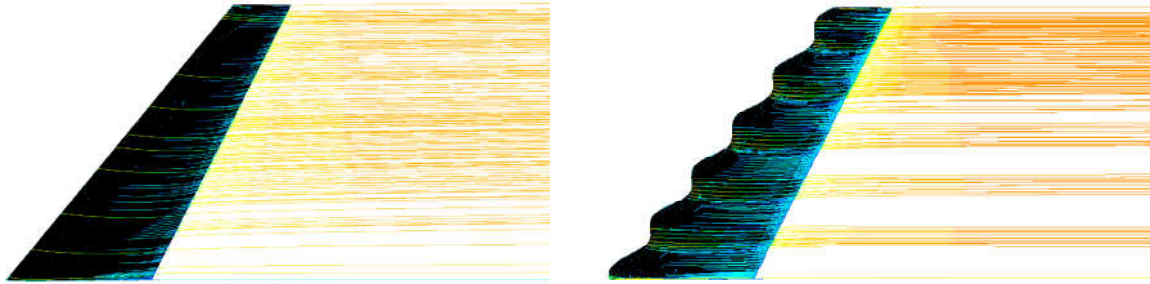
Figure 4.2. Comparaison des performances ( $C_D$  et  $C_L$ ) aux mesures expérimentales de Bolzan et al., 2016 : a. aile lisse, b. aile avec des tubercules

#### 4.4 Lignes de courants

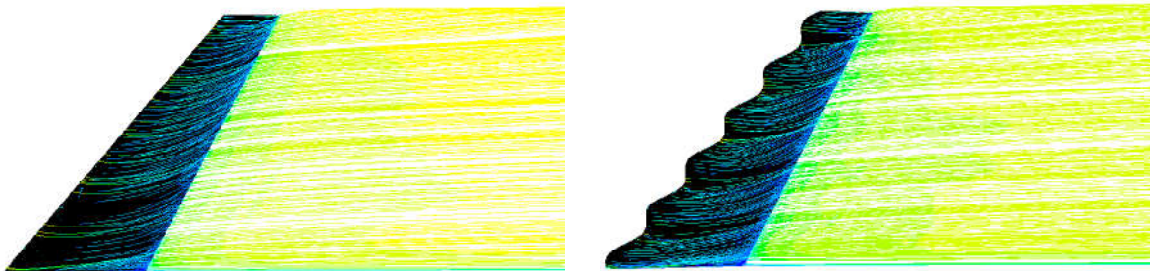
Afin de donner un aperçu détaillé sur les mécanismes qui se produisent sur les ailes lisse et avec des tubercules, ce dernier est analysé pour les cas d'angles d'attaque de 0, 10 et 20°. La figure 4.3 montre les lignes autour des ailes pour l'angle 0, 10 et 20°, les lignes de

Courants restent parallèle pour les deux types d'ailes avec d'angle d'attaque de 0 et 10°, il existe des vortex pour  $\alpha=20^\circ$ , ce vortex est plus fort pour aile avec des tubercules.

*a.*



*b.*



*c.*

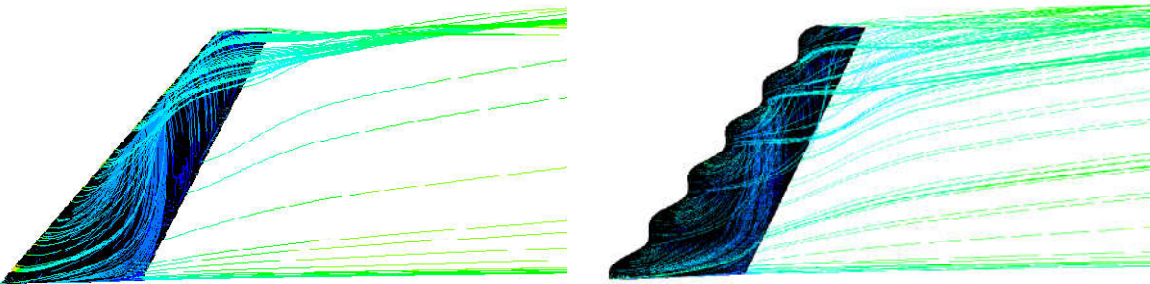


Figure 4.3. Lignes de courants colorés par la vitesse de l'écoulement: *a.*  $\alpha=0^\circ$ , *b.*  $10^\circ$ , *c.*  $20^\circ$ .

#### 4.5 Contours de vitesse

Les figures 4.4 montrent qu'il n'existe pas une grande différence entre l'aile lisse et tubercule dans la propagation de la vitesse de l'air sur les ailes. La figure montre qu'il existe une grande surface pour la propagation et l'expansion de la vitesse de friction dans l'aile lisse. En ce qui concerne la figure, elle montre qu'il y a une zone étroite pour l'expansion et la propagation de la vitesse de friction dans l'aile tubercule. L'aile avec tubercule est sur le même champ et la vitesse de la friction d'air a augmenté en dépit de

L'augmentation de la vitesse et de la modification de la surface de contact de l'air, elle a maintenu la même surface de propagation malgré le changement de son contact avec l'air.

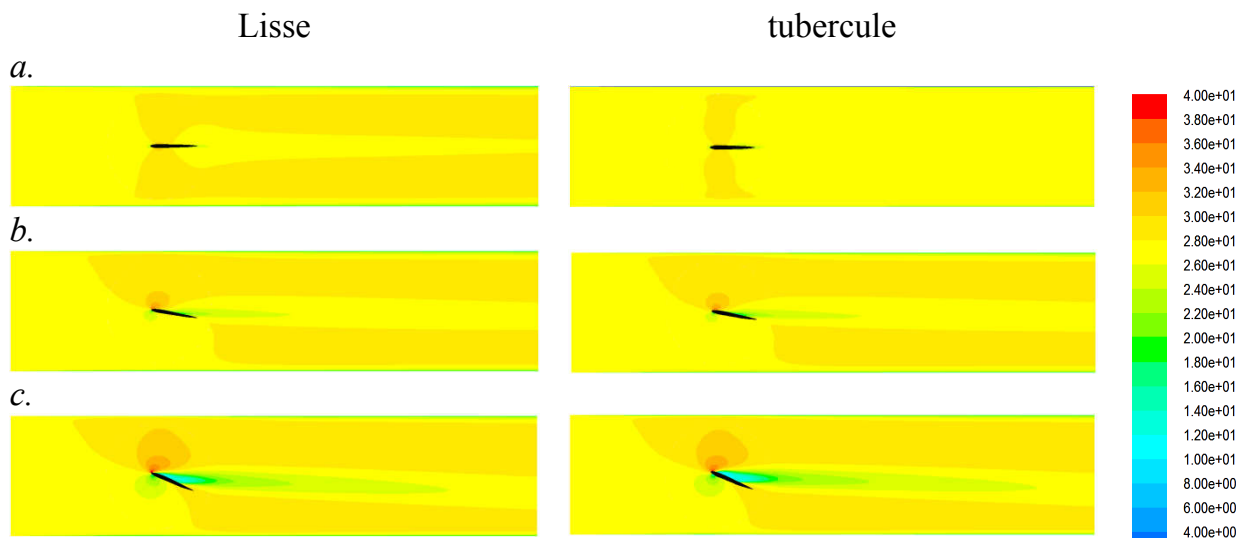


Figure 4.4. Contours de vitesse à mi-hauteur de l'aile ( $z = 0.165\text{m}$ ): *a.*  $\alpha = 0^\circ$ , *b.*  $10^\circ$ , *c.*  $20^\circ$ .

# Conclusion

L'objectif principal de ce mémoire a été d'étudier et d'évaluer le comportement de flux simulé d'un profil aérodynamique NACA 0021 avec des ondulations de bord d'attaque utilisant le logiciel CFD commercial Fluent. Ces simulations ont été menées à l'aide de modèle de turbulence k- $\epsilon$ . Avant l'évaluation du flux d'un profil aérodynamique avec des ondulations, les modèles CFD nécessitaient une validation en utilisant un cas expérimental. La portance et la traînée de deux ailes, lisse et avec de tubercules, ont été calculées à travers la simulation numérique. On a constaté que pour les angles d'attaque allant de 0 à 20°, les tubercules réduisaient le coefficient de portances et réduisaient le coefficient de traînée. Cependant, même avec une faible augmentation de l'efficacité pourrait se traduire par des économies importantes. L'écart remarqué entre les résultats de la simulation numérique et les mesures des essais expérimentales de la littérature, peut t'expliquer par la faiblesse du modèle de turbulence de capter le vortex.

De nombreuses avenues pour des travaux futurs potentiels sont disponibles. Ces domaines pour les travaux futurs ont été résumés sous forme de balle ci-dessous:

- Répéter les expériences de soufflerie en utilisant d'autre modèle de turbulence de RANS ou une méthode LES ;
- Balayage de paramètres géométrique complet pour comprendre les différents effets de l'amplitude, de l'ondulation et de la longueur d'onde sur le comportement de l'écoulement ;
- Variation de nombre de Reynolds pour fournir un aperçu de la variation du comportement d'écoulement au cours de régimes d'écoulement différents.



# Référence

- [1]. D. S. Miklosovic, M. M. Murray, L. E. Howlea, F. E. Fish, Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) flippers, physics of fluids volume 16, number 5 may 2004.
- [2]. b. stockdill, g. pedro , a. suleman ,f. magagnato , n. djilali , simulation of unsteady turbulent flow over a stalled airfoil, Computational Fluid Dynamics journal 14(4):42 January 2006
- [3]. Miklosovic.D. S, Murray. M. M, Howle. L. E, Fish, F. E., the physics of tubercle airfoils and their application to wind turbines, journal of aircraft vol. 44, no. 4, july–august 2007
- [4]. H. Johari, C. Henoeh, D. Custodio, A. Levshin, Effects of Leading-Edge Protuberances on Airfoil Performance, AIAA JOURNAL Vol. 45, No. 11, November 2007
- [5]. K. L. Hansen, R.M. Kelso, and B.B. Dally, an investigation of three-dimensional effects on the performance of tubercles at low reynolds numbers, 17<sup>th</sup> australasian fluid mechanics conference auckland, new zealand,5-9 december 2010.
- [6]. Frank E. Fish<sup>1</sup>, P.W. Weber, M.M. Murray, L.E. Howle, The Tubercles on Humpback Whales' Flippers: Application of Bio-Inspired Technology, Integrative and Comparative Biology, volume 51, number 1, pp. 203–213
- [7] K.L. Hansen, R.M. Kelso, B.B. Dally, E.R. Hassan, Analysis of the Streamwise Vortices Generated Between Leading Edge Tubercles, School of Mechanical Engineering, Sixth Australian Conference on Laser Diagnostics in Fluid Mechanics and Combustion Canberra, Australia, 5–7 December, 2011.
- [8]. J.H. CHEN<sup>1</sup>, c, S.S. LI<sup>1</sup>, V.T. NGUYEN<sup>1</sup>, the effect of leading edge protuberances on the performance of small aspect ratio foils, 15<sup>th</sup> International Symposium on Flow Visualization June 25-28, 2012, Minsk, Belarus
- [9]. N. Rostamzadeh, R.M. Kelso, B.B. Dally, Z.F. Tian, An Experimental and Computational Study of Flow over a NACA 0021 Airfoil with Wavy Leading Edge Modification, 18<sup>th</sup> Australasian Fluid Mechanics Conference Launceston, Australia, 3-7 December 2012
- [10]. Kristy L. Hansen, Richard M. Kelso, and Bassam B. Dally, Performance Variations of Leading-Edge Tubercles for Distinct Airfoil Profiles, AIAA JOURNAL Vol. 49, No. 1, January 2011.
- [11]. I.Zverkov, V.Kozlov, A. Kryukov, experimental research of the boundary layer structure at near-critical angles of attack for the classical and wavy wings, Progress in Flight Physics 5 (2013) 583-600
- [12]. D. Custodion, C. W. Henoeh, H. Johari, Aerodynamic Characteristics of Finite Span Wings with Leading-Edge Protuberances, AIAA JOURNAL Vol. 53, No. 7, July 2015

- [13]. M.D. Bolzon<sup>1</sup>, R.M. Kelso<sup>1</sup> and M. Arjomandi<sup>1</sup>, The Effects of Tubercles on Swept Wing Performance at Low Angles of Attack, 19th Australasian Fluid Mechanics Conference Melbourne, Australia 8-11 December 2014.
- [14]. M. C. Keerthi, Abhijit Kushari, Ashoke De, Arun Kumar, experimental investigation of effects of leading-edge tubercles on compressor cascade performance, Turbine Technical Conference and Exposition GT2014 June 16 – 20, 2014, Düsseldorf, Germany
- [15]. Wei Z. Y.<sup>1</sup>, Yap L. L.<sup>1</sup>, New T. H.<sup>1</sup> and Cui Y. D.<sup>2</sup>, Flow structure modification for aerofoil with sinusoidal leading-edge tubercles under low Reynolds number, April 2015.
- [16]. J. Favier, A.Pinelli, U.Piomelli, Control of the separated flow around an airfoil using a wavy leading edge inspired by humpback whale flippers, *Comptes Rendus Mécanique*, Elsevier, 2012, 340 (1-2), pp.107-114.
- [17]. Chang .i, Z.Zuo, S.Liu, Y.Wu, Numerical investigations of hydrodynamic performance of hydrofoils with leading-edge protuberances, *Advances in Mechanical Engineering* 2015, Vol. 7(7) 1–11
- [18]. Nikan Rostamzadeh · Richard M. Kelso · Bassam Dally, A numerical investigation into the effects of Reynolds number on the flow mechanism induced by a tubercled leading edge, School of Mechanical Engineering, The University of Adelaide, 14 April 2016.
- [19]. Douvi C. Eleni, Tsavalos I. Athanasios, Margaris P. Dionissios, Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil, *Journal of Mechanical Engineering Research* Vol. 4(3), pp. 100-111, March 2012
- [20]. M.J.Kim<sup>1</sup>, H.S.Yoon<sup>2</sup>, J.H.Jung<sup>1</sup>, H.H.Chun<sup>2</sup>, D.W.Park<sup>3</sup>, Hydrodynamic characteristics for flow around wavy wings with different wave lengths, *Inter J Nav Archit Oc Engng* (2012) 4:447~459.
- [21]. M.W. Lohry, D.Clifton, L.Martinelli, Characterization and Design of Tubercle Leading-Edge Wings, Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7), Big Island, Hawaii, July 9-13, 2012
- [22]. A.F.A.Gawad, Utilization of Whale-Inspired Tubercles as a Control Technique to Improve Airfoil Performance, *transaction on control and mechanical systems*, vol. 2, no. 5, pp. 212-218, may, 2013.
- [23]. S. A. Aftab<sup>1</sup>, A. S. Mohd Rafie<sup>1</sup>, N. A. Razak<sup>2</sup>, K. A. Ahmad<sup>1</sup> 2016, Turbulence Model Selection for Low Reynolds Number Flows, *journal.pone.0153755* April 4, 2016.
- [24]. A-Corsini, G- Delibra, A- G. Sheard, On the Role of Leading-Edge in the Control of Stall Onset in Axial Fan Blades, *Journal of Fluids Engineering*, august 2013
- [25]. A.Skillen, J.Favier, A.Pinell, U.Piomelli, A.Revell, investigation of wing stall delay effect due to an undulating leading edge: an les study, international symposium on turbulence and shear flow phenomena (TSFP-8) August 28 - 30, 2013.

- [26]. Zhang Xingwei, Zhou Chaoying, Zhang Tao and Ji Wenyong, Numerical study on effect of leading-edge tubercles, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal* 85/4 (2013) 247–257.
- [27]. Chang Cai1, Zhigang Zuo1, Shuhong Liu1\*, Yulin Wu1, 2016, Effect of a single leading-edge protuberance on NACA 634-021 airfoil performance, *International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery Hawaii, Honolulu, April 10-15, 2016*
- [28]. P Sharmila<sup>1</sup>, S Rajakumar<sup>2</sup>, P.G. Scholar, Effect of Tubercle Leading Edge Control Surface on the Performance of the Double Delta Wing Fighter Aircraft, *International Journal for Research in Applied Science & Engineering Technology (IJRASET)*, Volume 3 Issue VI, June 2015.
- [29]. Alex S.H. Lau, Sina Haeri, Jae Wook Kim, The effect of wavy leading edges on aerofoil–gust interaction noise, *Journal of Sound and Vibration*, 18 February 2013
- [30]. A Skillen<sup>1</sup>, A Revell<sup>1</sup>, A Pinelli<sup>2</sup>, U Piomelli<sup>3</sup>, J Favier, Flow over a Wing with Leading-Edge Undulations, , *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 53 (2), pp.464-472
- [31]. CHEN Huang, PAN Chong, WANG JinJun, Effects of sinusoidal leading edge on delta wing performance and mechanism, *science china Technological Sciences* March 2013 Vol.56 No.3: 772–779
- [32]. M Benaissa<sup>1</sup>, IH Ibrahim<sup>3</sup>, TH New<sup>4</sup>, WH Ho<sup>1</sup>, effect of leading edge protuberance on thrust production of a dynamically pitching aerofoil, *Prague*, February 15-17, 2017
- [33]. M.Zhao, M.Zhang , J.Xu, Numerical simulation of flow characteristics behind the aerodynamic performances on an airfoil with leading edge protuberances, *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 12 Jan 2017.
- [34]. A.Visheh<sup>1</sup>, L.B.Kian<sup>2</sup>, On aerodynamic Performance of humpback whale-inspired wind turbine blade design, 19BF Ng<sup>1</sup>, TH New<sup>1</sup> and R Palacios<sup>2</sup>, *Effects of leading-edge tubercles on wing flutter speeds*, 2016
- [35]. D.komarov, j.svorcan, s.stupar, a.simonović, m.stanojević, computational study of flow around low-reynolds airfoils, *intentional scientific conference on defensive technologies*, 18-19 September 2012
- [36]. Daniel T. H. New<sup>1</sup>, Z.Wei<sup>1</sup>, Y.D.Cui<sup>2</sup>, A time-resolved particle-image velocimetry study on the unsteady flow behaviour of leading-edge tubercled hydrofoils, *18th International Symposium on the Application of Laser and Imaging Techniques to Fluid Mechanics • lisbon | portugal • july 4 – 7, 2016*
- [37]. J.Mathews, N Peake, Noise generation by turbulence interacting with an aerofoil with a serrated leading edge, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2013
- [38]. J.Carr, R.Ferraz, S.Gao, A.Jameson, C.Y.Lee, D.Lu, A.Wienkers, C.H.Yuan, Investigation of the Effect of Tubercles, on Airfoil Performance, *Mechanical Engineering Laboratory University of California at Berkeley* Spring 2014
- [39]. J. F. D. Câmara<sup>1</sup>, Numerical Study on the Use of a Sinusoidal Leading Edge for Passive Stall Control at Low Reynolds Number, *51<sup>st</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 7-10 January 2013

- [40]. H.T.Kadhim, computational modeling of turbulent flow around airfoil using different turbulence models, *Al-Qadisiya Journal For Engineering Sciences*, Vol. 7.....No. 3 ....2014 .
- [41].Huang Chen • Jin-Jun Wang, Vortex structures for flow over a delta wing with sinusoidal leading edge, 27 May 2014.
- [42].Kobæk C.M.<sup>1</sup> and Hansen M.O.L<sup>2</sup>, Numerical study of Wavy Blade Section for Wind Turbines, *Journal of Physics: Conference Series* 753 (2016) 022039, 2016
- [43]. K.L. Hansen<sup>1</sup>, N.Rostamzadeh<sup>2</sup>, R.M. Kelso<sup>2</sup>, B.B. Dally<sup>2</sup>, Evolution of the streamwise vortices generated between leading edge tubercles *J. Fluid Mech.* (2016), vol. 788, pp. 730–766.
- [44]. Maksoud.T.M.A, Ramasamy.V, the effect of leading and trailing edge protuberances on aerofoil performance, 10<sup>th</sup> International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics 14 – 16 July 2014
- [45]. M. C. Keerthi, M. S. Rajeshwaran, Abhijit Kushari, and Ashoke De, Effect of Leading-Edge Tubercles on Compressor Cascade Performance, Indian Institute of Technology, Kanpur, Uttar Pradesh 208 016, India,
- [46].Michael<sup>1</sup>. D. Bolzon<sup>1</sup>; Richard M. Kelso<sup>2</sup>, M.Arjomandi<sup>3</sup>, Tubercles and Their Applications, *Journal of Aerospace Engineering*, April 28, 2014
- [47]. M.D. Bolzon<sup>1</sup>, R.M. Kelso<sup>2</sup>, M.Arjomandi<sup>3</sup>, Force Measurements and Wake Surveys of a Swept Tubercled Wing, *Journal of Aerospace Engineering*, June 29, 2016
- [48].M.Bolzon<sup>1</sup>, R.Kelso<sup>1</sup>, Maziar Arjomandi<sup>1</sup>, A new technique for investigating the induced and profile drag coefficients of a smooth wing and a tubercled wing, *EDP Sciences*, 2016.
- [49].M.D.P. Bolzon,R.M. Kelso, M.Arjomandi,Formation of vortices on a tubercled wing, and their effects on drag, *Aerospace Science and Technology* 56 (2016) 46–55
- [50]. N. Rostamzadeh, K. L. Hansen, R. M. Kelso, and B. B. Dally, The formation mechanism and impact of streamwise vortices on NACA 0021 airfoil's performance with undulating leading edge modification, *School of Mechanical Engineering, PHYSICS OF FLUIDS* 26, 107101 (2014).
- [51]. P.Kekina, C.Suvanjumrat, A Comparative Study on Turbulence Models for Simulation of Flow Past NACA 0015 Airfoil Using OpenFOAM, *MATEC Web of Conferences* 95, 12005 (2017)
- [52]. P.Watts, Frank.E, Fish, Flippers of humpback whales have non-smooth leading edges that show superior fluid dynamics to the smooth, Aug. 13,2002.
- [53]. P. Watts, F. E. Fish, the influence of passive, leading edge tubercles on wing performance ,2011.
- [54].S.M. Hasheminejad<sup>1</sup>, H. Mitsudharmadi<sup>2</sup> and S.H. Winoto<sup>1</sup>, Effect of a Sinusoidal Leading Edge Pattern on Flat Plate Boundary Layer Flow, 19<sup>th</sup> Australasian Fluid Mechanics Conference Melbourne, Australia 8-11 December 2014
- [55]. S.Sudhakar ,N.Karthikeyan, Effect of Leading edge tubercles on flow field over NACA-

4415 airfoil at low Reynolds number, The 14th Asian Congress of Fluid Mechanics - 14ACFM October 15 - 19, 2013, Hanoi and Halong, Vietnam

[56]. Z. Čarija<sup>1</sup>, E. Marušić<sup>2</sup>, Z. Novak<sup>3</sup>, S. Fućak<sup>4</sup>, numerical analysis of aerodynamic characteristics of a bumped leading edge turbine blade, Engineering Review Vol. 34, Issue 2, 93-101, 2014.12.7.2013.

[57].Z.Wei, T.H. New, Y.D. Cui, An experimental study on flow separation control of hydrofoils with leading-edge tubercles at low Reynolds number, Ocean Engineering 108 (2015) 336–349.

[58].Zhaoyu Wei, B. Zang a, T.H. New a,n, Y.D. Cui , A proper orthogonal decomposition study on the unsteady flow behaviour of a hydrofoil with leading-edge tubercles, Ocean Engineering 121 (2016) 356–368.