République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université Yahia Farés de MÉDÉA



Faculté de Technologie

Département de Génie Mécanique

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du diplôme de Master

Filière : Génie mécanique

Spécialité : Energétique

Etude numérique de l'aérodynamique d'une aile oscillante

Présentés par :

AMMICHE HADDA

OUAHAL NAURA

Proposé et dirigé par :

Dr. ZIANE Farouk

Promotion 2019-2020

Remerciements

Je remercie tout d'abord le Docteur **ZIANE Farouk** en tant que encadreur et enseignant ainsi tous nos enseignants pendant notre post-graduation.

Je souhaite ensuite remercier l'ensemble des personnels du département de génie mécanique pour ces efforts afin d'assurer le bon déroulement des études.

Je souhaite aussi remercier le président et les membres de jury qui ont accepté d'évaluer notre travail en tant que examinateurs.

Je tiens à remercier mes parents, mes frères, ma sœur et mes amis qui étaient toujours présents pour m'encourager et me soutenir

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail tous d'abord :

Mon chéri papa. A celle qui m'a donné la vie, le symbole de tendresse, qui

Sacrifiée pour mon bonheur et ma réussite; à ma chérie maman.

A mon cher frère, mes neveux et mes nièces.

A mes chères sœurs et leurs époux.

A toute mes chères amies et mes collègues amis.

Que DIEU vous accorde santé et longue vie.

Que DIEU l'aient en ses saintes miséricorde

A tous ceux qui m'aiment.

A tous ceux que j'aime.

A tous A tous ceux qui me sont chères.

Ceux que j'aime.

Hadda

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à :

A ma formidable mère qui m'a toujours soutenu, qui m'a toujours encouragé et qui n'a jamais cessé de croire en moi.

A mon père qui a toujours su me donné les meilleurs conseils pour ma réussite.

Mes frères et sœurs, et toute la famille sans exception.

Naura

RESUME

L'objectif principal de ce mémoire est de simuler l'écoulement de l'air autour d'un profil aérodynamique NACA0012 pour deux cas, l'un pour l'aile fixe et l'autre cas l'aile oscillante, et on fait une comparaison entre les deux cas. Ces études peuvent nous aider à améliorer la conception des micro-véhicules aériens (Mavs) et pour la production de l'électricité (éoliennes), des turbomachines et des rotors d'hélicoptères. L'écoulement bidimensionnel en régime turbulent instationnaire à faible nombre de Reynolds, pour un fluide compressible. La méthode des éléments finis sera utilisée pour discrétiser et résoudre le système des équations pour le fluide et le solide en utilisant le code commercial ANSYS WORKBENCH (CFX). Les paramètres aérodynamiques tels que les coefficients de portance, de traînée et de pression seront analysés. Ainsi différents paramètres sont examinés tel que l'angle d'attaque, le nombre de Reynolds, l'épaisseur du profil aérodynamique pour l'aile fixe, et l'effet de la fréquence réduite d'oscillation pour l'aile oscillante. La comparaison entre l'écoulement autour l'aile fixe et l'aile oscillante montre que l'aile oscillante peut augmenter la portance et retarder le décrochage.

Mots clés : profil aérodynamique. Méthode des éléments finis. Turbulent. . ANSYS CFX

Abstract

The main objective of this thesis is to simulate the flow of air around an aerodynamic profile NACA0012 for two cases, one for the fixed wing and the other for the oscillating wing, and we do a comparison between the two cases. These studies can help us improve the design of micro aerial vehicles (Mavs) and for power generation (wind turbines), turbine engines and helicopter rotors. The two-dimensional unsteady turbulent flow at low Reynolds number, for an compressible fluid. The finite element method will be used to discretize and solve the system of equations for the fluid and the solid using the commercial code ANSYS WORKBENCH (CFX). Aerodynamic parameters such as lift, drag and pressure coefficients will be analyzed. Thus different parameters are examined such as the angle of attack, the Reynolds number, the thickness of the aerodynamic profile for the fixed wing, and the effect of the reduced oscillation frequency for the oscillating wing. The Comparison of the flow around the fixed wing and the swing wing shows that the swing wing can increase lift and delay stall.

Keywords Airfoil. Finite element method. Turbulent. Ansys CFX

الملخص

الهدف الرئيسي من هذه الأطروحة هو محاكاة تدفق الهواء حول الجنيح الديناميكي الهوائي NACA0012 لحالتين ، واحدة للجناح الثابت والأخرى للجناح المتأرجح ، ونقوم بعمل المقارنة بين الحالتين. يمكن أن تساعدنا هذه الدراسات في تحسين تصميم المركبات الجوية الدقيقة (Mavs) وتوليد الطاقة (توربينات الرياح) والمحركات التوربينية ودوارات الهليكوبتر.

هذا التدفق مضطرب ثنائي الأبعاد عند عدد رينولدز المنخفض ، لسائل قابل للضغط. سيتم استخدام طريقة العناصر المحدودة لتقدير وحل نظام معادلات المائع والمادة الصلبة باستخدام الكود التجاري .ANSYS WORKBENCH (CFX) سيتم تحليل المعلمات الديناميكية الهوائية مثل معاملات الرفع والسحب والضغط . ومن جهة أخرى تم دراسة تأثير المعلمات المختلفة مثل زاوية الهجوم، وعدد رينولدز، وسمك الجنيح الهوائي بالنسبة للجناح الثابت ، وتأثير تردد التذبذب المنخفض للجناح المتأرجح. تظهر مقارنة التدفق حول الجناح الثابت والجناح المتأرجح أن الجناح المتأرجح يمكنه زيادة الرفع وتأخير الانخفاض المفاجئ لقوة الرفع.

كلمات المفاتيح .الجنيح . العناصر المحدودة. التدفق المضطرب. الانسيس ANSYS CFX.

TABLE DES MATIERES

Résumé

Table des matières

Liste des figures

Liste des tables

Liste des symboles

Introduction générale …… 1

Chapitre 1 Etude Bibliographique

I.1 D'domaine d'application …… 4

I.1.1 Micro-Air Véhicule (MAV) ……..... 4

I.1.2 Eoliennes et hydroliennes ……..... 6

I.2 Profils aérodynamiques …….. 7

I.2.1 Définition…….. 7

I.2.2 Caractéristique géométrique……... 8

I.2.3 Désignation d'un profil…….. 9

I.2.4 Classification des profiles ……. 9

I.2.5 Ecoulement autour d'un profil aérodynamique ……...……. 9

I.2.5.1 Forces aérodynamique …….. 9

I.2.5.2 Propriétés de la couche limite…….…….. 11

I.2.5.2.1 Le découlement de la couche limite……..... 12

I.3 Conception de base d'une aile oscillante…… 13

I.4 Etat de l'art……. ……..... 15

Chapitre 2 : Formulations mathématiques

II.1 Définition…… 24

II.2 Equation gouvernantes …… 24
II.2.1 Equation de transport…….. 24
II.2.2 Les équations de turbulences ……..... 25
II.2.2.1 Modèle standard k-ε……..... 29
II.2.2.2 Modèle standard k-ω…… 31
II.3 La méthode de résolution pour le fluide ……. 32
II.4 Conclusion…… 37

Chapitre 3 : Méthodologie

III.1 Introduction……..……..... 39
III.2 Méthode des éléments finis ……. 39
III.2.1 Procédure générale d'une analyse par éléments finis…….. 41
III.3 Ansys ……..... 42
III.4 Maillage et Conditions aux limites …… 42
III.5 procédure du calcule et de la simulation…… 46

Chapitre 4 : Résultats et discussions

IV.1 Introduction …… 49
IV.2 Etude de l'aile fixe……..…….. 49
IV.2.1-l'effet du nombre de Reynolds (vitesse de l'écoulement)..... 49
IV.2.2 L'effet de l'angle d'attaque ……. 52
IV.2.3 L'effet de l'épaisseur du profil…….. 55
IV.3 Etude de l'aile oscillante……. 57
IV.3.1 Validation du modèle…… 57
IV.3.2 Comparaison entre l'aile fixe et l'aile oscillante…….. 61
IV.3.3 L'effet de la fréquence d'oscillations…….. 63
IV.4 Conclusion……..... 65
Conclusion Générale 67
Références.

LISTE DES FIGURES

Figure I.1 : De MAV à hélice tournante: (a) Micro-Craft istar (b) Micro craft. ……...5

Figure I.2 Prototype de MAV : Mentor…….5

Figure I.3 Un prototype de micro-véhicule aérien…….5

Figure I.4 Schémas d'une éolienne à axe horizontal……..6

Figure I.5 Familles d'hydroliennes …….....7

Figure I.6 Profil d'aile……7

Figure I.7 Caractéristique géométrique d'un profil…….....8

Figure I.8 Forces aérodynamique éxercées sur un profil……10

Figure I.9 Couche limite sur un profil……..11

Figure I.10 Evolution du gradient de vitesse lors du découlement sur un profil ….....13

Figure I.11 Mouvement d'une aile oxillante de corde c soumis a un écoulement ……..14

Figure I.12 Coefficient de trainée en fonction de temps……..15

Figure I.13 Validation du coefficient de portance en fonction du temps……16

Figure I.14 Appareillage utilisé par Anders son et al…….. .....…….....18

Figure I.15 Appareillage utilisé par Hover et al……...19

Figure I.16 Montage expérimentale « Wingmill » tiré des travaux de Mckinney et Delaurier ……...20

Figure I.17 Générateur pulse Tidal …….. ……...20

Figure I.18 Vue de dessus des deux ailes tandem tirée des travaux de Jones et al……21

Figure I.19 Comparaison des résultats numérique et expérimentaux en traçant le coefficient de puissance Cp en fonction de la fréquence réduite tirée des travaux de Jones et al……. …….22

Figure III.1 Description des éléments avec le nombre des nœuds (linéaires ,surfaciques , et volumiques)…….……..41

Figure III.2 Illustration d'oscillation d'un profil aérodynamique……....43

Figure III.3 Illustration du domaine de calcule du fluide ……...44

Figure III.4 Illustration du domaine de calcule de la structure ……...45

Figure IV.1 Les coefficients des forces hydrodynamique en fonction de temps a)coefficient de portance b) coefficient de traînée ……. ……50

Figure IV.2 a) coefficient de portance CL,b) coefficient de traînée CD en fonction du nombre de Reynolds …….....51

Figure IV.3 Les coefficients des forces hydrodynamique en fonction de l'angle d'attaque a)coefficient de portance, b) coefficient de traînée …….....52

Figure IV.4 contours de pression pour déférents angles d'attaque ……54

Figure IV.5 coefficients de pression du profil pour α =5°et 10°……..54

Figure IV.6 Les coefficients des forces hydrodynamiques pour les profils NACA0005, NACA0012, NACA0016, NACA0025 a)coefficient de portance b) coefficient de traînée…….55

Figure IV.7 champs de vorticité pour NACA005, NACA0012, NACA0016et NACA0025 ……56

Figure IV.8 validation du coefficient de traînée CD en fonction de l'angle d'attaque ……..57

Figure IV.9 Les lignes de coutant et la formation des tourbillons ……58

Figure IV.10 a)coefficient de traînée CD ,b) coefficient de portance CL en fonction de temps …….....10

Figure IV.11 comparaison entre l'aile fixe et l'aile oscillante pour le coefficient de portance CL en fonction de l'angle d'attaque a pour l'aile fixe et l'aile oscillante ……...……61

Figure IV.12 comparaison entre l'aile fixe et l'aile oscillante pour les lignes de courant et la formation des tourbillons ……..62

Figure IV.13 a) coefficient de traînée CD ,b) coefficient de portance CL en fonction de temps pour k=0.1 et k=0.05……...……...63

Figure IV.14 champs de la vorticité a)k=0.05,b) k=0.1……...64

LISTE DES TABLEAUX

Tableau II.1 Coefficients du Modèle Standard k-epsilon…….29

Tableau II .2 Les coefficients du modèle k-ω…….31

Tableau IV.1 les coefficients des forces hydrodynamique CL et CD en fonction de nombre de Reynolds ……..51

NOMENCLATURE

Notations Latines

b	Envergure du profil	(m)
C	Corde du profil	(m)
C_D	Coefficient de traînée	---
C_L	Coefficient de portance	---
C_p	Coefficient de pression	---
k	Fréquence réduite d'oscillation	[s^{-1}]
(k^e)	Matrice de rigidité de l'élément	---
$F_{Bx}\ et F_{By}$	Forces du corps par unité de volume dans les directions x et y	[N/m^3]
F_L	Force de portance par unité de longueur	
ω	Taux de dissipation spécifique	
Cr	fonction constante sur le modèle de turbulence utilisé	
Ωm	vitesse angulaire du système de coordonnées	
ε_{mij}	opérateur tensoriel alternance	
U	La viscosité absolue du fluide	
U et v	sont les vitesses suivants x et y respectivement	
ρ	La densité du fluide	
p	Pression	[Pa]
μ_e	viscosité effective	
k_e	conductivité effective	
σt	Turbulent Prandtl(Schmidt) Nombre	
ω	taux de dissipation spécifique	

Notation Grecque

α	L'angle d'attaque	[degré]
ν	Viscosité cinématique du fluide considéré	$[m^2/s]$
ρ	Masse volumique	$[Kg/m^3]$

Introduction générale

Introduction générale

L'aérodynamique est l'une des branches de la mécanique des fluides. Elle est plus spécialement réservée aux études de l'écoulement de l'air, surtout autour d'une aile d'avion ou autour d'un profil d'aile bien que ses applications deviennent de plus en plus étendues (génie civile, turbomachines...).

L'aérodynamique des profils d'aile est une science très récente dans le domaine de la mécanique, puisque les premiers travaux de recherche numériques et expérimentaux remontent aux vingt unième siècle. L'aérodynamique d'un profil d'aile portant en mouvement par rapport à son milieu environnant, a suscité, de longue date, l'intérêt des chercheurs tant sur le plan fondamental qu'appliqué, et aussi bien numérique qu'expérimental. Les motivations profondes de ces recherches trouvent leurs origines dans la connaissance et la détermination des caractéristiques aérodynamiques des ailes aux différents angles d'incidences numériquement et expérimentalement, et dans leur applications à un très grand nombre de problèmes d'intérêt pratique se situant dans les domaines les plus variés, des secteurs technologiques les plus avancés de l'industrie aéronautique**.**

Le battement d'un profil aérodynamique a beaucoup attiré l'attention récemment dans la compréhension de la science fondamentale du vol dans la nature et dans les applications pratiques pour le développement des micro-air-véhicules (MAVs) oiseaux et insectes , et pour la production de l'électricité (éoliennes), des turbo-machines et des rotors d'hélicoptères, dans ce sens, l'étude de l'oscillation d'un profil aérodynamique est un sujet des nombreux travaux expérimentaux et numérique des chercheurs afin d'améliorer les performances des profiles aérodynamique et minimiser les traînes. Notre étude est basée sur l'écoulement des fluides autour d'un profil aérodynamique oscillant pour bien connaitre le fonctionnement de cette géométrie et avoir une bonne compréhension de la distribution des forces des traînée et de portance afin d'améliorer les performances de notre profil oscillant.

L'objectif de la présente étude est de simuler un écoulement turbulent compressible instationnaire autour d'un profil aérodynamique NACA0012 par la résolution des équations de Navier-Stokes en moyenne nombre de Reynolds en

utilisant le logiciel ANSYS CFX. D'autre part on compare entre l'écoulement de l'air autour un profil fixe et un profil oscillant (interaction fluide structure), aussi nous étudions l'effet de quelque paramètre sur les caractéristiques aérodynamiques du profil NACA0012 et sur le comportement de la couche limite turbulente pour ce type du profil.

Ce travail est organisé autour de quatre chapitres :

Le premier chapitre introduit le contexte général et scientifique dans lequel se place notre étude et est consacré à une synthèse bibliographique sur l'écoulement autour d'un profil aérodynamique oscillant.

Au deuxième chapitre, la modélisation mathématique du problème est présentée. Il s'agit donc de l'établissement des équations de Navier-Stokes moyennées sous forme adimensionnelle.

Le troisième chapitre est consacré à la méthodologie détaillée et la résolution numérique de ce système et on abordera les différentes étapes passées pour modéliser le problème,

Le quatrième chapitre est le plus important est présenté une analyse et une discussion des résultats obtenus.

Finalement, on termine le travail par une conclusion et expositions des perspectives.

Chapitre 1:

Etude bibliographique

Dans ce chapitre on s'intéresse de rappeler les définitions et les propriétés physiques essentielles des fluides et les caractéristiques géométriques et aérodynamiques d'un profil d'aile ainsi que ses différentes désignations.

I.1 Domaine D'application :

Le battement des profils aérodynamiques a beaucoup attiré l'attention récemment dans la compréhension de la science fondamentale du vol dans la nature et dans les applications

Pratiques pour le développement des micro-air-véhicules (MAVs) oiseaux et insectes [1, 2, 3,4], et pour la production de l'électricité (éoliennes) [5], des turbomachines, des rotors d'hélicoptères [6]. On explique en bref dans cette partie quelques principaux domaines d'intérêt de ce phénomène.

I.1.1 Micro-Air Véhicule (MAV) :

Récemment, un intérêt marqué pour les petits engins volants robotisés s'est développé. Ces engins volants, de la taille d'un oiseau ou d'un insecte, sont communément désignés sous l'appellation de « micro-air véhicule » (MAV) et « nano-air véhicule » (NAV) pour les plus petits. De multiples champs d'application existent pour de tels véhicules. On pense par exemple aux missions d'espionnage et de reconnaissance militaire, à des missions de sauvetage, de recherche, de détection ou d'échantillonage en milieux hostiles, que ce soit à l'intérieur ou à l'extérieur, ou encore pour la surveillance atmosphérique et les prévisions météorologiques. Bref, ces drones sont promis à un bel avenir, c'est pourquoi il y a une quantité significative d'études portant sur ces sujets. Évidemment, pour que de tels engins puissent être efficaces dans les diverses applications décrites, plusieurs contraintes et exigences se présentent. En effet, un tel drone se doit d'avoir une bonne manoeuvrabilité, de la furtivité, une polyvalence (vol stationnaire et déplacement à basse vitesse, décollage et atterrissage sur différents terrains), une autonomie de vol substantielle, tout en étant à la fois suffisamment petit et léger et à faible coût. Les besoins énergétiques sont donc critiques afin d'assurer le succès d'une mission, ce qui implique entre autres des performances aérodynamiques très élevées.

Ces engins volants, largement inspirés des insectes, des oiseaux et des chauves-souris, deviennent aujourd'hui peu à peu une réalité, avec l'amélioration des techniques d'usinage, de miniaturisation, de contrôle électronique, de stockage énergétique. Cela implique aussi des avancements multidisciplinaires importants

concernant la mécanique du vol et le contrôle actif et passif. D'un point de vue physique, la plupart des insectes, des oiseaux et donc des NAVs qui en sont inspirés impliquent de l'aérodynamique instationnaire et des interactions fluide-structure.

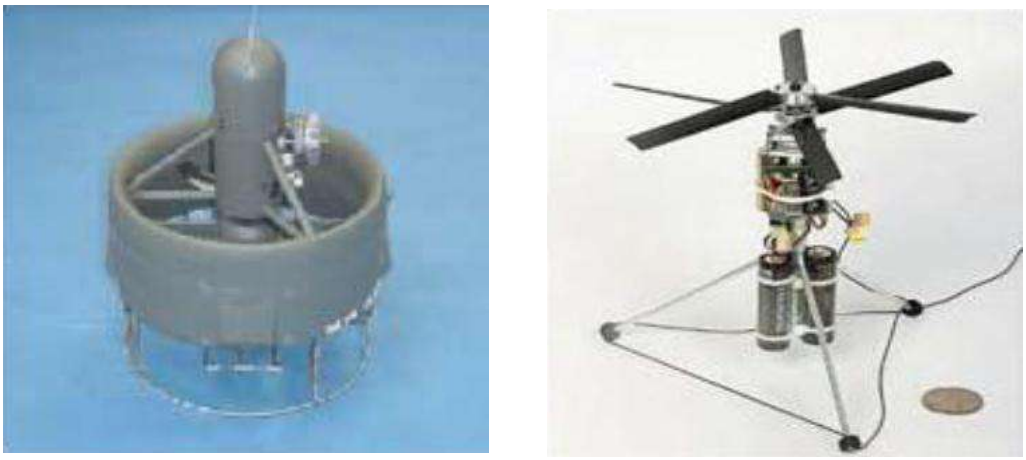


Figure I.1 : De MAV à hélice tournante: (a) Micro-Craft istar (b) Micro craft [7].

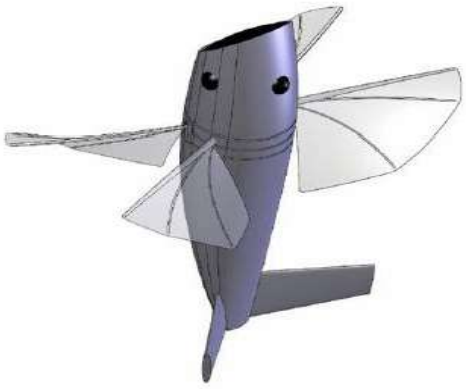


Figure I.2 Prototype de MAV : Mentor

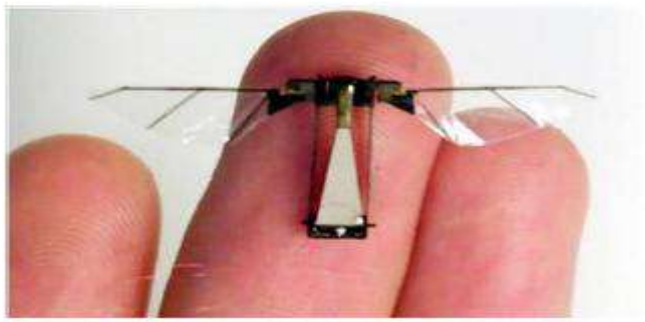


figure I.3 Un prototype de micro-véhicule aérien

Ainsi, toujours en prenant le cas des insectes, on observe chez ceux-ci de multiples applications d'ailes battantes : avec une paire d'ailes ou deux paires d'ailes, avec différentes fonctions de mouvement très complexes (3D) qui varient dans le temps et selon le contexte, avec un mouvement de haut en bas, d'avant-arrière, de rotation et de translation combinées. Ces ailes battent à des fréquences allant typiquement de 5 Hz à 200 Hz chez les insectes, avec des ailes minces déformables, comprenant des membrures rigides et des déformations qui peuvent être à la fois

actives et passives. Bref, une physique très enrichie comparativement à l'aérodynamique traditionnel à grand Re est à la base du vol des insectes et de la propulsion à ailes oscillantes qui profitent ainsi des effets instationnaires tels que le décrochage dynamique, les éjections tourbillonnaires contrôlées et même la capture de sillage. Évidemment, dans un premier temps, afin d'étudier et comprendre ces phénomènes, les cas à l'étude consistent en des simplifications permettant de tirer des informations physiques réalistes à un coût modéré.

I.1.2 Eoliennes et hydroliennes :

Une éolienne est une machine permettant de convertir l'énergie cinétique du vent en énergie mécanique de type éolienne .cette énergie mécanique éolienne a été utilisée au cours des âges pour pomper l'eau ou ou moudre le gain

Les machines actuelles sont utilisées pour produire de l'électricité de type éolienne qui est consommée localement, ou injectée sur le réseau électrique

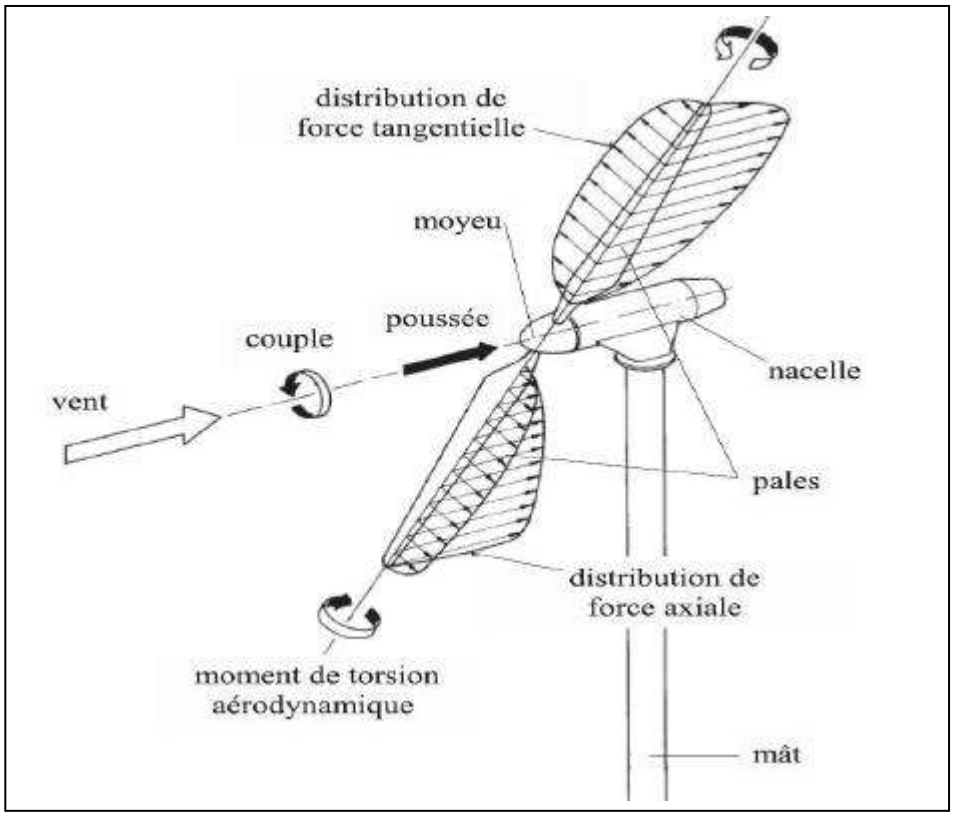


Figure I.4 Schémas d'une éolienne à axe horizontal [8,9]

D'autre part, une hydrolienne est une turbine immergée qui utilise l'énergie des courants marins, et parfois fluviaux, pour produire de l'électricité.

Al 'instar des éoliennes qui captent l'énergie cinétique des vents dans l'air, les hydroliennes exploitent les fortes vitesses des courants marins

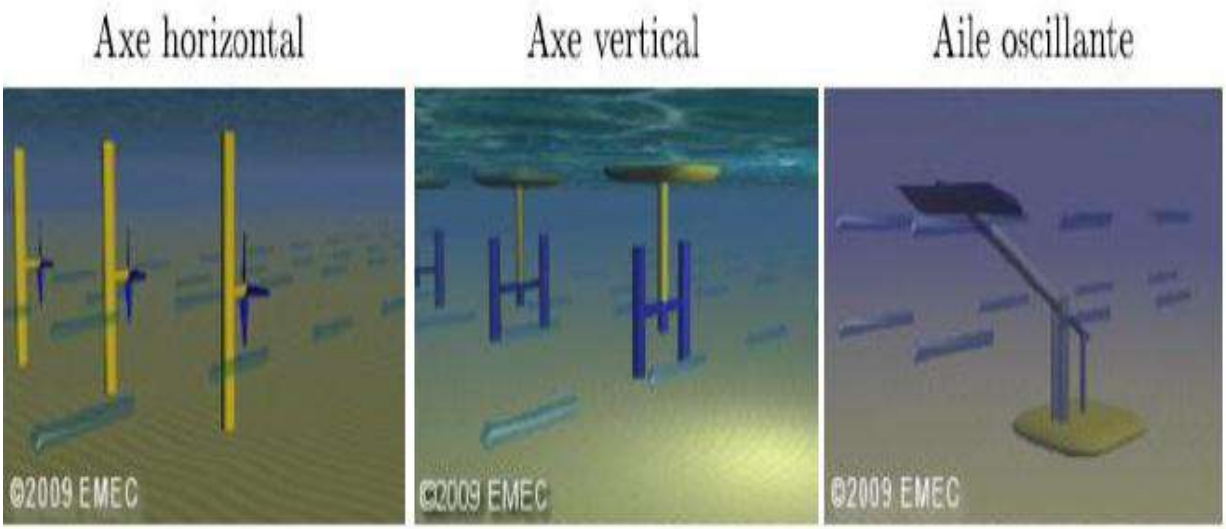


Figure I.5. Familles d'hydroliennes, [10]

I.2 : Profils aérodynamiques :

I.2 .1 Définition :

On peut définir un profil d'aile d'avion comme étant un obstacle profilé qui possède une faible trainée lorsque l'incidence n'est pas trop élevée mais par contre une portance notable. Le profil d'une aile d'avion est conçu de telle sorte que l'écoulement d'air autour de l'aile engendre une force de portance, qui compense le poids de l'avion et lui permettra ainsi de voler. [11]

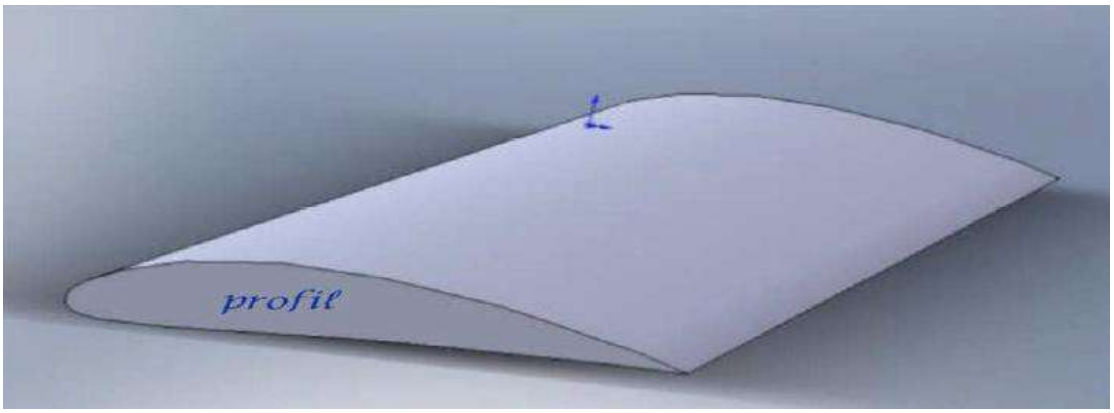


Figure I.6: Profil d'aile

I.2.2 : Caractéristique géométriques :

Les paramètres aérodynamiques des profils dépendent fortement des caractéristiques géométriques du profil présentés sur la Figure (I.7)

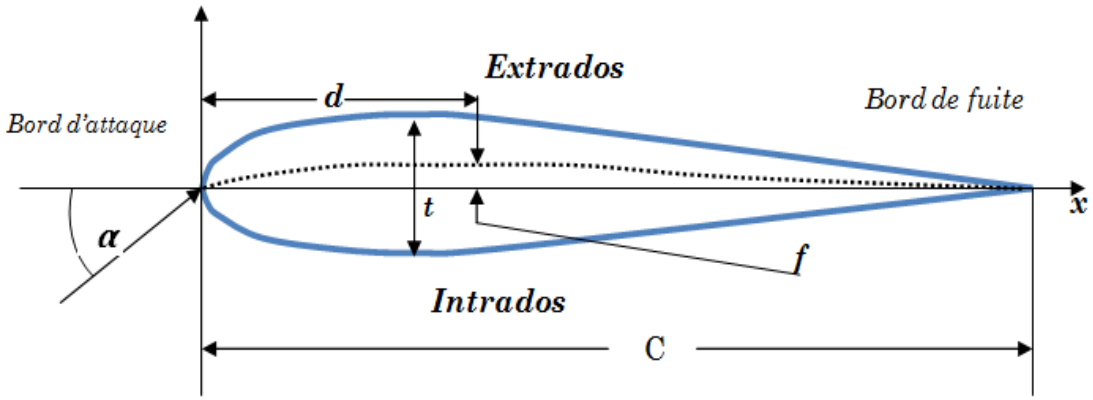


Figure I.7 : Caractéristiques géométriques d'un profil

La corde(C) : Est la ligne droite qui connecte le bord d'attaque avec le bord de fuite.
L'angle d'attaque : Est l'angle entre la corde du profil et la direction de l'écoulement à l'infini (désigné par α).
La ligne moyenne est l'ensemble des points milieux des segments perpendiculaires à la corde. On l'appelle aussi squelette du profil ou courbure moyenne. La forme de cette ligne moyenne est la base dans la détermination des caractéristiques aérodynamiques des profils d'ailes. Une courbure non-nulle, correspondant à un profil dissymétrique, engendre une portance même à un angle d'incidence nulle.
La Flèche maximale (*f*) : La plus grande ordonnée de la ligne moyenne par rapport à la corde.

L'épaisseur maximum du profil (*t*): C'est la distance maximum entre l'extrados et l'intrados. L'épaisseur relative (*t*/c) : Est le rapport de l'épaisseur maximum à la corde du profil. Courbure relative (f/c) : C'est le rapport de la flèche maximal à la corde du profil.

I.2.3 Désignation d'un profil :

Plusieurs familles des profils d'ailes ont été conçues et testées. Les plus utilisés de nos jours, sont les profils **NACA** (**N**ational **A**dvisory **C**ommitée for **A**éronautics). Ils sont couramment utilisés, ce qui les rend pratiques dans la validation des méthodes numériques.

Il y'a plusieurs classifications des profils **NACA**. Les plus utilisés sont ont des désignations à quatre et à cinq chiffres. Ces chiffres nous renvoient aux caractéristiques géométriques du profil,

I.2.4 : classification des profils NACA :

Le prédécesseur de la NASA était le NACA (National Advisory commette for Aéronautiques). Cet organisme à étudié différentes familles de profils répondant à diverses applications. Parmi ces dernières, on distingue la famille de profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres, à six chiffres et les profils laminaires. **[12]**

1.2.5 Ecoulement autour d'un profil aérodynamique :

I.2.5.1 : Forces aérodynamique :

Deux causes fondamentales sont à la source des forces et des moments aérodynamiques sur un corps tel qu'un profil aérodynamique:

a)La distribution de la pression sur la surface du corps

b)La distribution des efforts de frottement sur la surface du corps

La décomposition de la résultante aérodynamique qui a pour point d'application le centre de poussée (qui se déplace en fonction de l'angle d'incidence) donne une composante verticale notée «L» et appelé portance et une composante horizontale notée «D» et appelé trainée ces deux composantes sont toujours définis par rapport à la direction de l'écoulement relatif.

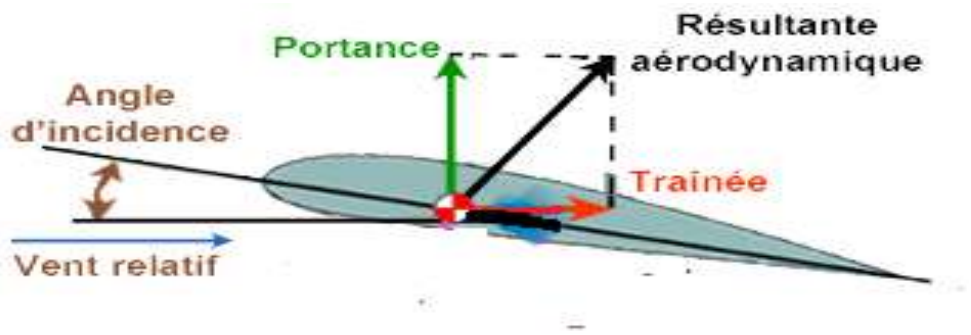


Figure I.8 Forces aérodynamiques exercées sur un profil**.**

Le coefficient de traînée :

Tout corps en déplacement dans l'air subit des forces de frottement s'opposant à son mouvement.

Donc le coefficient de traînée défini par le rapport entre ces deux forces :

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}.\rho.U^2.L.D} \qquad (1.1)$$

Le coefficient de portance :

La portance est la composante de la force subie par le corps perpendiculaire à la direction de la vitesse infini amont.

Donc le coefficient de portance défini par le rapport entre ces deux forces :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}.\rho.U^2.L.D} \qquad (1.2)$$

avec *CD* et *CL*, les coefficients de traînée et de portance respectivement, F_D et F_L, les forces de trainée et de portance mesurées lors d'expérimentations, U_∞ la vitesse de l'écoulement, *c* la corde du profil, b l'envergure du profil et ρ la densité du fluide.

Le coefficient de pression

Le coefficient de pression est un paramètre sans dimension utilisé pour caractériser le champ de pression en tout point de l'écoulement, son expression est donné par :

$$C_P = \frac{P-P\infty}{0.5pu^2} \quad (1.3)$$

Où P est la pression locale, P_∞ est la pression statique.

I.2.5.2 Propriétés de la Couche limite :

Les écoulements de fluides avec une faible viscosité et donc de très grand nombre de Reynolds ont lieu dans de nombreuses applications techniques, donc la solution de limitation ou $Re=\infty$ est une bonne approximation. Cette solution de limitation limite présente toutefois un inconvénient notable: la condition de non glissement n'est pas satisfaite, c'est-à-dire que les vitesses au mur ne sont pas nulles mais ont des valeurs qui sont finies. La viscosité doit être prise en compte pour satisfaire à la condition de non glissement. Ceci prend en charge la transition de vitesse de la valeur finit de la solution limitante proche du mur à la valeur zéro directement au mur. Pour des nombres de Reynolds larges, cette transition ce produit dans une couche fine près du mur, cette couche a été introduite et appelé couche de friction ou couche limite par le physicien allemand Ludwig Prandtlen 1904.

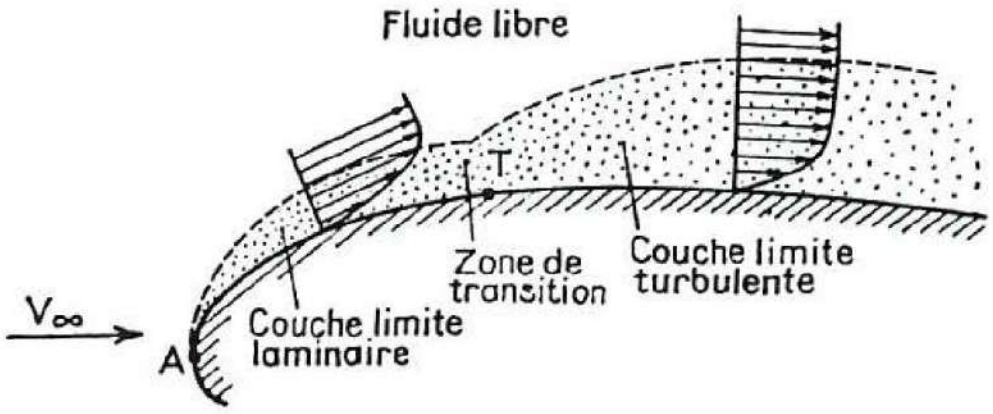


Figure I.9 Couche limite sur un profil [13]

En résumé la couche limite est la zone fine d'écoulement adjacente à une surface, où l'écoulement est retardé par l'influence du frottement entre une surface solide et le fluide et son épaisseur est l'épaisseur dans laquelle les particules de fluides ont une vitesse moyenne (selon x) $u_x \leq 0.99U\infty$ tel que $U\infty$ représente la vitesse de l'écoulement a l'infini amont. Plus le nombre de Reynolds est grands (c.-à-d.plus la viscosité est faible) plus fine la couche limite sera, cependant, bien que la couche limite n'occupe géométriquement qu'une petite partie du champ d'écoulement, son influence sur la traînée et le transfert de chaleur au corps est immense. Le concept de couche limite implique donc que les écoulements à large nombres de Reynolds peuvent être divisés en deux régions de différentes épaisseurs. Dans la majeure partie de la région d'écoulement, la viscosité peut être négligée et l'écoulement correspond à la solution limitante non visqueuse. C'est ce qu'on appelle l'écoulement externe non visqueux. La deuxième région est la couche limite très mince au niveau de la paroi où la viscosité doit être prise en compte. Au niveau de la couche limite les deux formes d'écoulements peuvent avoir lieu, donc l'écoulement peut été laminaire ou turbulent. Ce concept de couche limite a révolutionné l'analyse des écoulements visqueux et a permis le calcule pratique de la trainée et du décollement de l'écoulement autour des corps aérodynamiques.

I.2.5.2.1 Le décollement de la couche limite :

La distribution de pression imposée par l'écoulement extérieur est d'une importance considérable pour la formation de la couche limite. Par exemple, la position de la transition laminaire –turbulente en dépend fortement. Si la pression augmente fortement dans la direction de l'écoulement, comme cela peut se produire dans la région située vers l'arrière du profil, il est possible que la couche limite se sépare du mur.

Si nous suivons un élément du fluide lorsqu'il se déplace en aval. Nous constatons que son mouvement est déjà ralenti par l'effet du frottement; en plus il doit se frayer un chemin le long de l'écoulement opposant une pression croissante; ce qui tend à ralentir l'écoulement encore plus. En continuant sont mouvement en aval l'élément fluide peut s'essouffler complètement, et s'arrête, et puis par effet du gradient de pression opposé, l'élément fluide se déplace en sens inverse c'est-à-dire en amont. La conséquence de ce phénomène d'écoulement renversé est la séparation

de l'écoulement de la surface. Le point de séparation (c'est au-delà de ce point que l'écoulement renversé se produit) est situé là où la condition du gradient de vitesse normale a la paroi soit nul ($\partial V/\partial n$=0) est satisfaite.

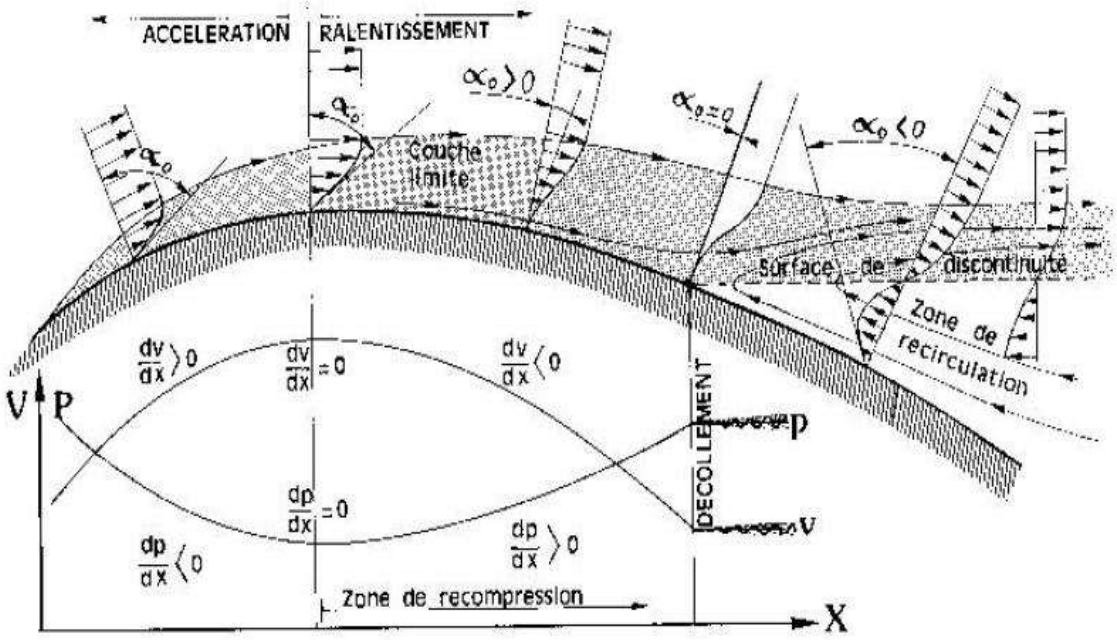


Figure I. 10 Evolution du gradient de vitesse lors du décollement sur un profil [14]

I.3 Conception de base d'une aile oscillante :

La propulsion de type ailes oscillantes ou ailes battantes s'observe dans la nature depuis de nombreuses années. Ce mécanisme d'aile oscillante conduit à un intéressant cas pratique d'aérodynamique instationnaire. Ces ailes sont alors animées d'un mouvement de translation dans la verticale nommé pilonnement *h(t)* ainsi que d'un mouvement de rotation nommé tangage *α(t)* afin de faire varier son angle d'attaque. Selon l'ajustement des mouvements de pilonne ment et de tangage, le système peut fonctionner en mode extraction d'énergie comme turbine mais aussi en mode propulsion. L'intérêt principal de cette technologie réside dans la possibilité de pouvoir opérer en régime instationnaire et ainsi profiter de forces aérodynamiques ou hydrodynamiques supérieures.

Le cycle décrit par ce type d'aile oscillante se caractérise donc par la combinaison des mouvements de pilonnement et de tangage. Physiquement, il en ressort des paramètres-clés tels la fréquence et l'amplitude d'oscillation ou encore le déphasage entre les deux mouvements et dont l'influence est notable sur les performances et sur le mode d'utilisation. Dans le cadre de cette étude, le cycle de l'aile souhaité est un mouvement harmonique comme montré sur la **figure I.16**. Dans la suite de ce travail, les termes « aile(s) oscillante(s)>> référeront toujours à ce type de mouvement. Il peut être décrit par les deux équations suivantes [15] :

$$\alpha(t) = \alpha_0 \sin(\omega t) \tag{I.4}$$

$$h(t) = h_0 \sin(\omega t + \varphi) \tag{I.5}$$

où : α_0 : amplitude de tangage

h_0 : amplitude de pilonnement

ω : fréquence angulaire

φ : angle de déphasage entre les deux fonctions

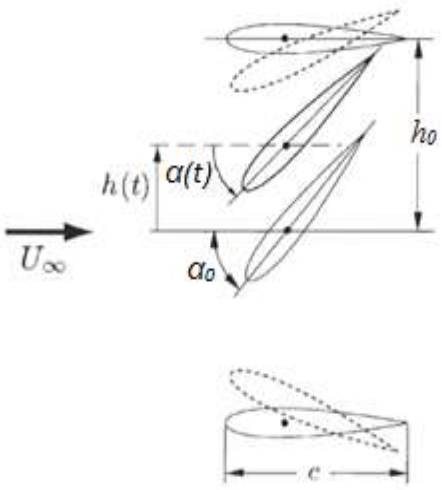


Figure I.11 Mouvement d'une aile oscillante de corde c soumis a un écoulement de vitesse U_∞[15].

I.4 Etat de l'art :

Les phénomènes des ailes oscillantes sont décrits par plusieurs études numériques et expérimentales, on s'intéresse d'analyser quelques travaux déjà effectués dans ce domaine tel que :

Ziane F et al (2018) [16] ont étudié l'effet de la paroi sur l'aile en tangage. Il est montré que la paroi a un effet significatif sur les paramètres aérodynamiques du profil. Ils ont constaté que le mur ralentit l'écoulement. Ainsi, le pic du coefficient de traînée augmente lorsque le profil aérodynamique s'approche du mur. Le pic du coefficient de traînée est augmenté à environ 37% par rapport à l'écoulement libre lorsque le profil aérodynamique s'approche de la paroi.

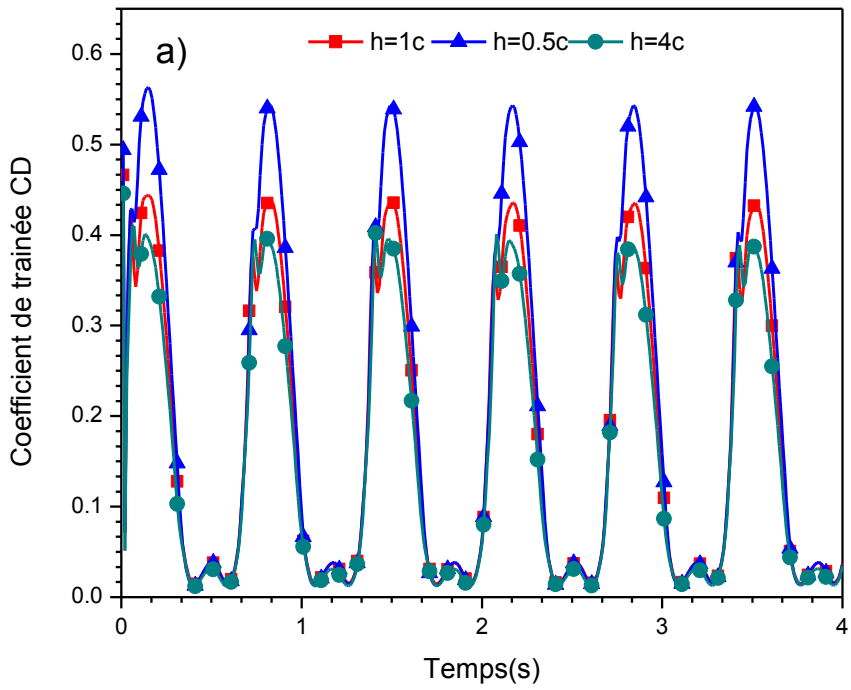


Figure I.12 coefficient de traînée en fonction de temps, [16]

Lu, K. et al 2013 [17] ont étudié l'effet de l'angle d'attaque sur le tangage d'un profil aérodynamique. ont montré qu'il y a un effet important et sensible surtout sur

les coefficients des forces aérodynamiques. Si l'angle d'attaque augmente les valeurs moyennes des coefficients de portance C_L et de trainée C_D aussi augmentent. D'autre part des instabilités de l'écoulement lorsque l'angle d'attaque moyen augmente. Comme on peut le voir dans la **figure I.13**

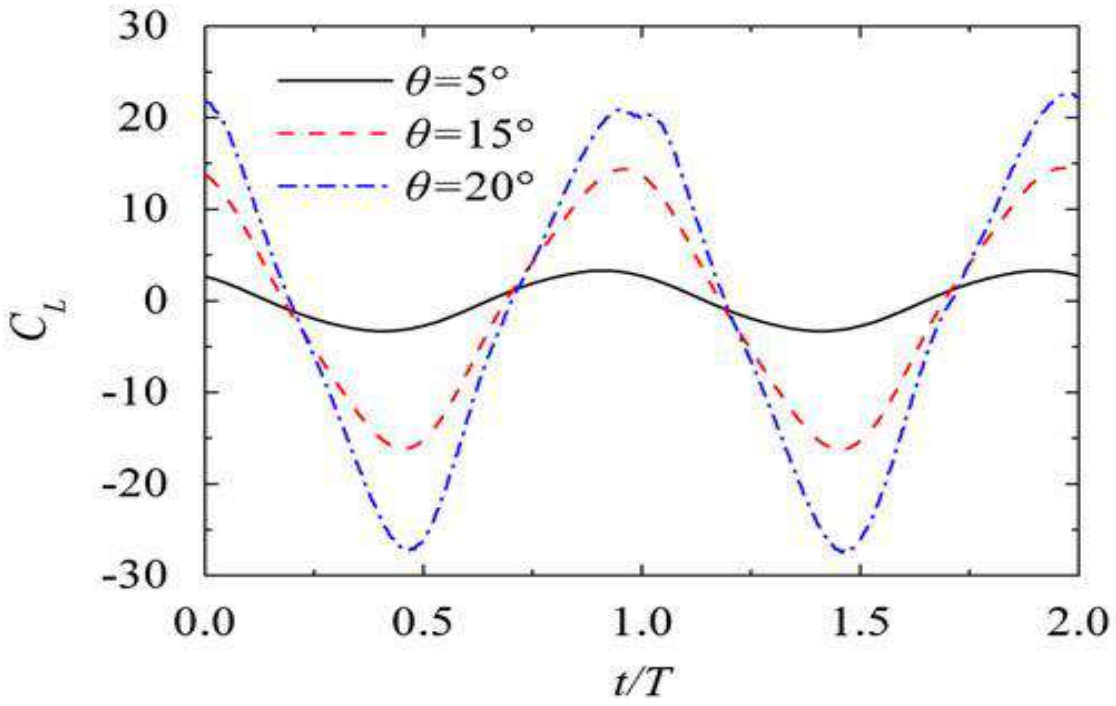


Figure I.13 Variation du coefficient de portance en fonction du temps [17]

Koopaee, M.K (2014) [18] a étudié l'effet de L'effet du changement de régime d'écoulement de subsonique à transonique sur les conditions aériennes (coefficient des forces aérodynamique) d'un profile NACA0012 de tangage. Cette évaluation du changement de régime est réalisée dans la gamme de nombres de Mach M= 0.65–0.755. Ses résultats montrent que l'effet de l'augmentation du nombre de Mach est d'augmenter et de diminuer le coefficient de portance pendant la descendante et la ascendante respectivement, alors que, à des fréquences réduites, l'effet de l'augmentation du nombre de Mach peut conduire de manière inverse lorsque l'aile se déplace vers son extrême angle d'attaque.

Laneville *et al* 1985 [19] introduisent une grille de turbulence dans l'écoulement amont afin de tester l'influence de plusieurs taux de turbulence (0.7%, 8% et 15%) sur les courbes des efforts aérodynamiques sur un profil en mouvement de translation circulaire pour un Reynolds de 1.5×10^5. Ils montrent que la turbulence stabilise la couche limite, retardant le décrochage statique et dynamique. En régime de décrochage profond, la turbulence affecte la dynamique de formation du tourbillon pouvant même l'éliminer dans certains cas de turbulence élevée.

En 1987, Perry et al. [20] ont étudié expérimentalement l'efficacité d'un Courbure du bord d'attaque sur l'amélioration des caractéristiques aérodynamiques du profil aérodynamique FX63-137 à faible nombre de Reynolds. Les résultats ont montré que cette technique pourrait d'augmenter le coefficient de portance maximal et l'angle critique du profil aérodynamique FX63-137, et le maximum de coefficient de portance Cl_{max} pourrait être augmenté jusqu'à 9,2% lorsque l'angle de Courbure du bord d'attaque est de 5^0.

Travaux **d'Anderson *et al.* [21**] au Massachusetts Institute of Technology (1998) Ces travaux s'inscrivent dans le cadre d'une étude expérimentale approfondie d'un système à une aile oscillante en mode propulsion. Ils utilisèrent une aile NACA 0012 de corde 0.1 m et d'envergure 0.6 m, équipée de plaques de bout afin de minimiser les effets de bout. Les mesures furent effectuées dans un canal hydrodynamique tel qu'illustré sur la **figure. 1.14** avec principalement un déphasage de 90 0 entre les deux mouvements.Deux moteurs fournissent les mouvements harmoniques de pilonnement et de tangage. Ces mouvements sont transmis à l'aile à l'aide d'un mécanisme de poulies et de chaînes. Quant aux forces et au moment de torsion, ils sont mesurés grâce à deux capteurs placés aux extrémités de l'aile. Enfin, un potentiomètre est utilisé pour évaluer la position en tangage et un transducteur de déplacement LVDT pour la position en pilonnement.

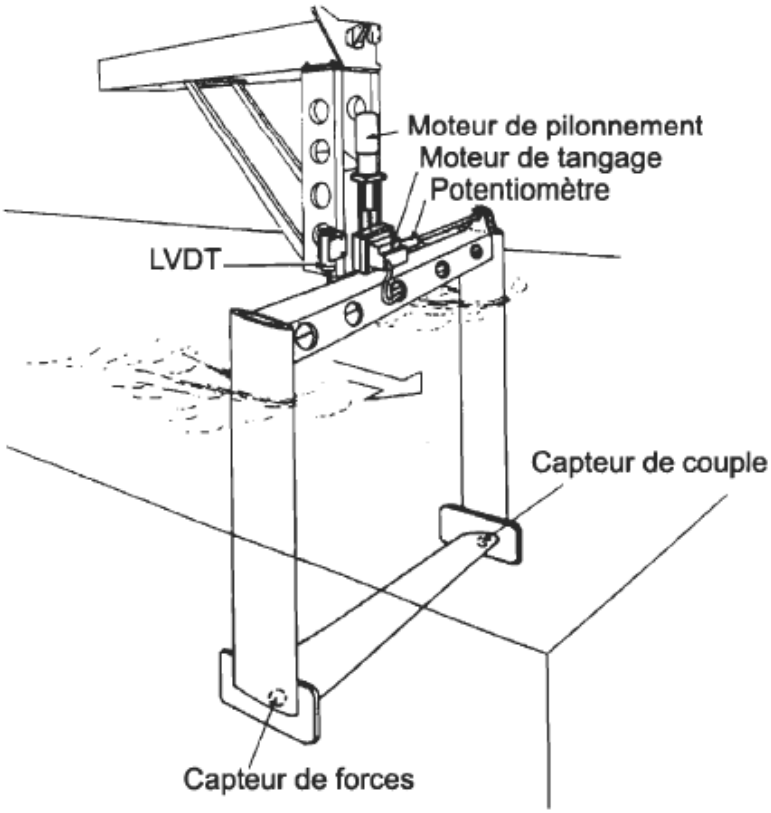


Figure. I.14 - Appareillage utilisé par Anderson *et al.* [21]

Travaux de Hover *et al.* [22] au Massachusetts Institute of Technology (2004) Le montage est assez similaire à celui de l'étude précédente puisque une aile NACA 0014 de corde 0.1 m et d'envergure 0.6 m est utilisée. Les mesures des forces et du moment sont réalisées à l'aide de capteurs piezoélectriques montés respectivement à l'intérieur du roulement pour les forces de portance et de traînée et entre deux disques d'acier inoxydable sur l'arbre moteur pour le couple. De nouveau, un potentiomètre permet d'obtenir la position angulaire tandis que la position verticale est donnée par un encodeur.

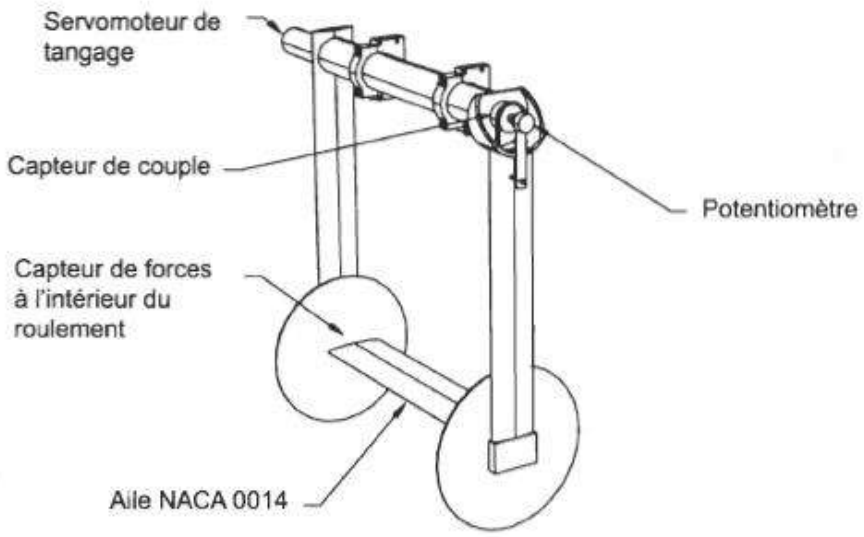


Figure I.15 - Appareillage utilisé par Hover *et al.* [22]

Wingmill de McKinney et DeLaurier [23] (1981) : En 1981 , McKinney et DeLaurier ont mené une première étude d 'importance quant à l'efficacité du concept d'ailes oscillantes pour extraire de l'énergie. Leur prototype (voir figure I.16) baptisé « wingmill » consistait en une aile de profil NACA 0012, de corde 0.2 m et d'envergure 1.05 m. Ce dernier était animé d'un mouvement combiné de pilonne ment et de tangage avec différents déphasages. La puissance moyenne extraite maximale fut obtenue pour un angle de déphasage de 110 ^{0}, mais l'efficacité maximale fut obtenue pour une phase de 90 ^{0} • Ceci s'explique par la façon de calculer l'efficacité énergétique qui est un rapport entre l'énergie extraite et l'énergie disponible. Les résultats de McKinney 'et DeLaurier montrent d'ailleurs des efficacités maximales variant entre 18.4% et 28.3% selon les paramètres d'expérience utilisés et il semble que cette efficacité augmente avec l'angle de tangage et la vitesse de l'écoulement. De cette étude, ils réussirent donc à démontrer la faisabilité de même que le potentiel en termes d'efficacité énergétique de cette technologie comparativement aux éoliennes classiques de l'époque.

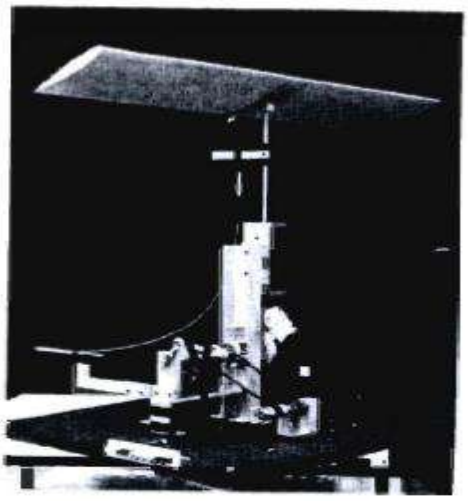


Figure I.16 - Montage expérimental « Wingmill » tiré des travaux de McKinney et DeLaurier [23].

Le projet Pulse Tidal [24] (2005-2008)

Depuis 2005, la compagnie *Pulse Generation Ltd* travaille sur un concept d'hydrogénérateur composé de deux ailes oscillantes montées en tandem avec un déphasage de 90^0 • Suite aux essais en canal hydrodynamique à l'université de Hull au RoyaumeUni qui ont permis d 'obtenir une efficacité de près de 40%, la compagnie a reçu laide financière nécessaire au lancement d 'un prototype de grande envergure. En avril 2008 le gouvernement britannique a accordé la permission d'installer le prototype dans la rivière Humber en Angleterre.

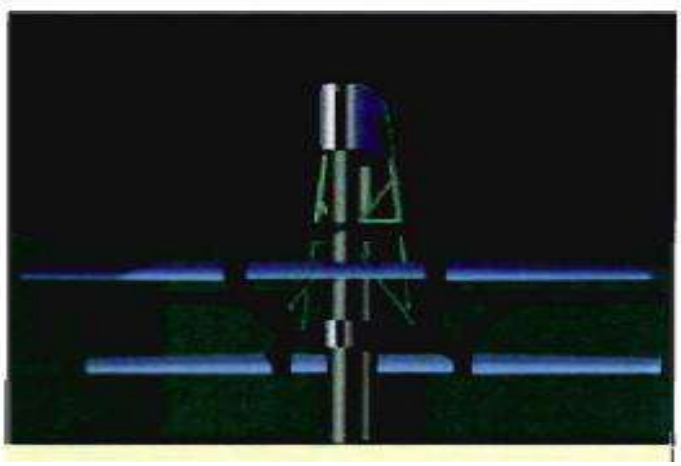


Figure I.17 - Générateur Pulse Tidal [24].

Travaux de Jones *et al.* [25] au Naval Postgraduate School (2003)

Jones *et al.* ont investigué les performances d'une aile oscillante en extraction d'énergie. Ils en conclurent qu'un déphasage proche de 90 0 était nécessaire et que la présence de décrochage dynamique était profitable. Leurs tests furent faits à l'aide de deux ailes NACA 0014 de corde 0.0635 m (2.5 po) et de demi-envergure 0.17145 m (6.75 po) en tandem (voir figure I.18). La mesure du couple était faite à l'aide d'une cellule de charge montée sur le frein de Prony et la vitesse angulaire était fournie par un encodeur. Toutefois, l'analyse de leurs résultats expérimentaux montra une disparité importante avec leurs prédictions numériques. La figure I.19 illustre le genre de résultats obtenus lors des expérimentations et les compare à ceux du solveur numérique utilisé. Il est clairement visible que le coefficient de puissance moyen est bien plus faible expérimentalement.

Les raisons de cet écart sont nombreuses et diverses (effets tridimensionnels, inertie du système, pertes mécaniques, ...) et la manipulation expérimentale peut être considérée comme peu fiable puisqu'il faut aussi tenir compte de l'infiltration d'eau dans les ailes en bois. Malgré les problèmes rencontrés, les auteurs conclurent tout de même que le concept était prometteur à condition d'y porter une grande attention.

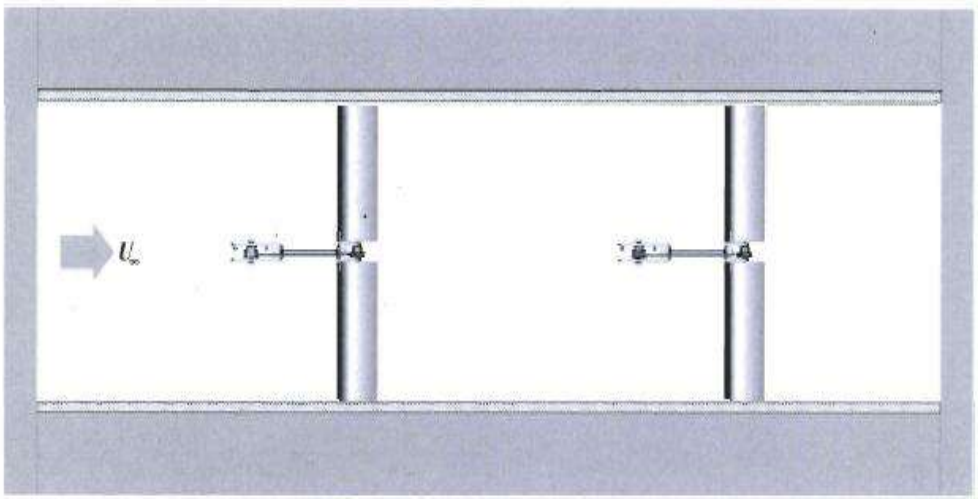


Figure I.18 - Vue de dessus des deux ailes tandem tirée des travaux de Jones *et al.[25]*

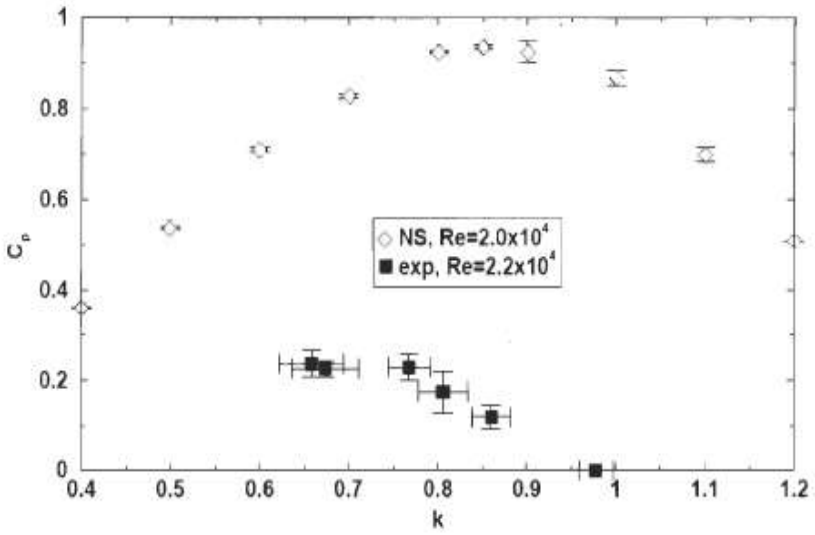


Figure I.19 - Comparaison des résultats numériques et expérimentaux en traçant le coefficient de puissance *Cp* en fonction de la fréquence réduite $k = \frac{2\pi fc}{U_\infty}$ tirée des travaux de Jones *et al.* [25].

I.5 Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons présenté une brève synthèse bibliographique sur le principe des profils aérodynamiques oscillants, Le sujet de la première partie était d'introduire le domaine d'application de la présente étude et de justifier l'utilisation des ailes oscillante comme support pour l'implémentation de notre étude. Puis nous avons détaillé les caractéristiques et les principaux phénomènes qui régissent l'écoulement autour le profil aérodynamique oscillant en vol.

Chapitre II :

Formulation mathématique

Dans le présent travail, les écoulements considérés sont Bidimensionnel laminaire, stationnaire et in stationnaire d'un fluide incompressible, sans transfert de chaleur.

Dans ce qui suit, seront décrites les équations traduisant la continuité de masse et de quantité de mouvement régissant de tels écoulements avec les simplifications nécessaires qui sont faites dans le code ANSYS CFX selon les cas étudiés

II.1. Equations gouvernantes

Les phénomènes d'écoulement et de transport sont régis par les principes de base de conservation tel que la conservation de masse, mouvement et de l'énergie. Tous ces principes de conservation sont résolus selon le modèle de fluide qui donne un ensemble d'équations aux dérivées partielles [26]

II.1.1. Equations de transport

Les équations qui régissent l'écoulement d'un fluide incompressible Newtonien sont [26]:

(a) Equation de continuité

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho . U_i) = 0 \qquad (2.1)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} = 0 \qquad (2.2)$$

(b) Equations de quantité de mouvement (de Navier Stokes)

La loi de conservation de quantité de mouvement traduite par les équations de Navier Stokes exprime tout simplement la loi fondamentale de la dynamique à un fluide Newtonien.

Les équations de quantité de mouvement écrites suivants x, y, et z sont :

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial \rho u u}{\partial x} + \frac{\partial \rho u v}{\partial y} + \frac{\partial \rho u w}{\partial z} = \rho g_x - \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x}\left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial z}\right) \quad (2.3)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \frac{\partial \rho v u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v v}{\partial y} + \frac{\partial \rho v w}{\partial z} = \rho g_y - \frac{\partial P}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x}\left(\mu_e \frac{\partial v}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\mu_e \frac{\partial v}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\mu_e \frac{\partial v}{\partial z}\right) \quad (2.4)$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \frac{\partial \rho w u}{\partial x} + \frac{\partial \rho w v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w w}{\partial z} = \rho g_z - \frac{\partial P}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x}\left(\mu_e \frac{\partial w}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\mu_e \frac{\partial w}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\mu_e \frac{\partial w}{\partial z}\right) \quad (2.5)$$

Où :

g_x, g_y, g_z : composantes de l'accélération dues à la pesanteur ;

μe: viscosité efficace.

Pour le cas laminaire, la viscosité efficace est simplement la viscosité dynamique.

II.1.2 Les équations de Turbulence :

Si les effets inertiels sont assez grands par rapport aux effets visqueux, l'écoulement peut être turbulent. Turbulence signifie que la vitesse instantanée est fluctuante en tout point dans le champ d'écoulement. La vitesse est donc exprimée en termes de valeur moyenne et une composante fluctuante :

$$V_X = \overline{V}_X + V_X' \tag{2.6}$$

Avec:

$\overline{V}_X$: composante moyenne de la vitesse dans la direction x

V_X' : fluctuant composante de vitesse dans la direction x

Si une expression comme celle-ci est utilisée pour la vitesse instantanée dans les équations de Navier-Stokes, les équations peuvent alors être en moyenne de temps, en notant que la durée moyenne de la composante variable est égal à zéro, et la durée moyenne de la valeur instantanée est la moyenne valeur. L'intervalle de temps pour l'intégration est arbitrairement choisi comme assez longtemps pour que cela soit vrai et assez court pour que "temps réel" des effets transitoires n'ont pas d'incidence de cette intégration:

$$\begin{aligned} &\frac{1}{\delta_t}\int_0^{\delta_t} V_X' \, dt = 0; \\ &\frac{1}{\delta_t}\int_0^{\delta_t} V_X \, dt = \overline{V}_X \end{aligned} \tag{2.7}$$

Après le remplacement de (équation (2.6)) dans les équations de mouvement, la moyenne du temps conduit à des conditions supplémentaires. Les vitesses dans les équations de mouvement sont celles en moyenne, et nous lâcher la barre dans l'expression ultérieure des équations de mouvement, de sorte que l'absence d'une barre signifie maintenant la valeur moyenne. Les conditions supplémentaires sont:

$$\sigma_X^R = -\frac{\partial}{\partial x}\left(\overline{\rho V_x' V_x'}\right) - \frac{\partial}{\partial y}(\overline{\rho V_x' V_y'}) - \frac{\partial}{\partial z}(\overline{\rho V_x' V_z'}) \tag{2.8}$$

$$\sigma_y^R = -\frac{\partial}{\partial x}\left(\overline{\rho V_y' V_x'}\right) - \frac{\partial}{\partial y}(\overline{\rho V_y' V_y'}) - \frac{\partial}{\partial z}(\overline{\rho V_y' V_z'}) \tag{2.9}$$

$$\sigma_z^R = -\frac{\partial}{\partial x}\left(\overline{\rho V_z' V_x'}\right) - \frac{\partial}{\partial y}(\overline{\rho V_z' V_y'}) - \frac{\partial}{\partial z}(\overline{\rho V_z' V_z'}) \tag{2.10}$$

Avec ; σ_R ; termes de contraintes de Reynolds.

Dans l'approche viscosité turbulente à une modélisation de la turbulence met ces termes sous la forme d'un terme des contraintes visqueuses, avec un coefficient inconnu, la viscosité turbulente. Par exemple :

$$-\overline{\rho V_x V_y} = \mu_t \frac{\partial V_x}{\partial y} \tag{2.11}$$

Le principal avantage de cette stratégie provient du constat que la représentation de σ_R est exactement de la même forme que celle des termes de diffusion dans les équations d'origine. Les deux termes peuvent être combinés si une viscosité effective est définie comme la somme de la viscosité laminaire et la viscosité turbulente :

$$\mu_e = \mu + \mu_t \tag{2.12}$$

La solution au problème de la turbulence tourne alors autour de la solution de la viscosité turbulente.

Notez que ni le contrainte de Reynolds, ni le terme turbulent de flux de chaleur contient une densité fluctuante en raison de l'application de la moyenne de Favre (Equation (2.8)) à (Equation (2.10)). Bilger [33] donne une excellente description de la moyenne Favre. Basiquement, cela poids technique chaque terme par la densité moyenne de créer une valeur moyenne de Favre pour φ variable qui ne contient pas une densité variable:

$$\phi = \frac{\overline{\rho\phi}}{\overline{\rho}} \tag{2.13}$$

Il y a huit modèles de turbulence disponible ; Les sigles et les noms de modèle sont les suivantes:

Modèle Standard k-ε

Zero Equation Model

RNG - (Re-normalized Group Model)

NKE - (New k-ε Model due to Shih)

GIR - (Model due to Girimaji)

SZL - (Shi, Zhu, Lumley Model)

Modèle Standard k-ω

SST - (Shear Stress Transport Model)

Le modèle le plus simple est l'équation du modèle Zero, et les cinq autres modèles sont les deux équations du modèle standard k-ε et quatre extensions de celui-ci. Les deux derniers modèles sont la norme modèle k-ω et le modèle SST. Dans le modèle Zero équation, la viscosité turbulente est calculée comme :

$$\mu_t = \rho L_S^2 \sqrt{\Phi} \qquad (2.14)$$

Avec

μ_t viscosité turbulente.

Φ dissipation visqueuse .

$$L_s = \begin{cases} L_x & \text{si } L_x > 0.0 \\ \text{Minimum} \begin{cases} 0.4L_n \\ 0.09L_c \end{cases} & \text{si } L_x \leq 0.0 \end{cases}$$

L_x : échelle de longueur

L_n ; plus courte distance entre le nœud de mur le plus proche

L_c :échelle de longueur caractéristique (la plus grande valeur de L_n rencontrées)

Dans le modèle k-ε et ses extensions, la viscosité turbulente est calculée en fonction des paramètres de turbulence k l'énergie cinétique et son taux de dissipation ε à l'aide (Equation (2.15)). Dans le RNG et des modèles standard, Cμ est constante, alors qu'elle varie dans les autres modèles.

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{K^2}{\varepsilon} \tag{2.15}$$

avec

C_μ : constante de turbulence.

K : énergie cinétique turbulente.

ε : dissipation turbulence.

Dans le modèle k-ω et le modèle SST, la viscosité turbulente est calculée comme suit:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \tag{2.16}$$

Ici ω est défini comme

$$\omega = \frac{\varepsilon}{C_\mu k} \tag{2.17}$$

Où

ω = taux de dissipation spécifique

Le modèle k-ε et ses extensions entraîner la résolution d'équations aux dérivées partielles de l'énergie cinétique turbulente et son taux de dissipation alors que les modèles k-ω et SST comportent la résolution des équations aux dérivées partielles pour l'énergie cinétique turbulente et le taux de dissipation spécifique.

II.1.2.1. Modèle standard k-epsilon :

L équation de l'énergie cinétique turbulente [28]:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t}+\frac{\partial\left(\rho V_x k\right)}{\partial x}+\frac{\partial\left(\rho V_y k\right)}{\partial y}+\frac{\partial\left(\rho V_Z k\right)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x}\left(\frac{\mu_t}{\sigma_k}\frac{\partial k}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\frac{\mu_t}{\sigma_k}\frac{\partial k}{\partial y}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(\frac{\mu_t}{\sigma_k}\frac{\partial k}{\partial z}\right)+\mu_t\Phi-\rho\varepsilon+\frac{C_4\beta\mu_t}{\sigma_t}\left(g_x\frac{\partial T}{\partial x}+g_y\frac{\partial T}{\partial y}+g_z\frac{\partial T}{\partial z}\right) \quad (2.18)$$

L'équation de taux de dissipation est :

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t}+\frac{\partial\left(\rho V_x \varepsilon\right)}{\partial x}+\frac{\partial\left(\rho V_y \varepsilon\right)}{\partial y}+\frac{\partial\left(\rho V_z \varepsilon\right)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x}\left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\frac{\partial \varepsilon}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\frac{\partial \varepsilon}{\partial y}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\frac{\partial \varepsilon}{\partial z}\right) + C_{1\varepsilon}\mu_t\frac{\varepsilon}{k}\Phi-C_2\rho\frac{\varepsilon^2}{k}+\frac{C_\mu\left(1-C_3\beta\rho k\right)}{\sigma_t}\left(g_x\frac{\partial T}{\partial x}+g_y\frac{\partial T}{\partial y}+g_z\frac{\partial T}{\partial z}\right) \quad (2.19)$$

Le dernier terme de chaque équation sont des termes utilisés pour modéliser l'effet de la flottabilité et sont décrites par Viollet [28]. Les valeurs par défaut pour les constantes dans le modèle standard sont fournies par Lander et Spalding [29] et sont présentés au tableau II.1: "Standard coefficients du modèle"

Tableau II.1 Coefficients du Modèle Standard k-epsilon [28].

$C_1, C_{1\varepsilon}$	$C_{2\varepsilon}$	$C\mu$	σ_k	σ_ε	$C_{3\varepsilon}$
1.44	**1.92**	**0.09**	**1.0**	**1.3**	**1.0**

La solution aux équations de la turbulence est utilisée pour calculer la viscosité effective et la conductivité thermique effective

$$\mu_e = \mu + C_\infty \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.20)$$

$$k_e = k + \frac{\mu_t C_\rho}{\sigma_t} \quad (2.21)$$

Où

μ_e = viscosité effective

K_e = conductivité effective

σ_t = Turbulent Prandtl (Schmidt) Number

Les quatre extensions du modèle standard k-ε ont modification, soit le terme Cμ ou dans le terme source de l'équation de la dissipation. Les nouvelles fonctions utiliser deux invariants construite à partir du tenseur des déformations symétriques Sij, et le tenseur antisymétrique rotation Wij. Ils sont basés sur la vitesse des composants de la v_K dans le champ d'écoulement.

$$S_{ij} = \frac{1}{2}\left(v_{i,j} + v_{j,i}\right) \quad (2.22)$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2}\left(v_{i,j} - vj,i\right) + C_r \Omega_m \varepsilon_{mi,j}$$

Où

Cr = fonction constante sur le modèle de turbulence utilisé

Ωm = vitesse angulaire du système de coordonnées

ε_{mij} = opérateur tensoriel alternance.

II.1.2.2 Modèle standard k-ω :

Le modèle k-ω résout l'énergie cinétique turbulente k et le taux de dissipation spécifique ω (Wilcox ([90])). Comme dans les modèles de turbulence basés sur k-ε, la quantité k représente l'énergie cinétique exacte de la turbulence. L'autre quantité ω représente le rapport du taux de dissipation turbulente ε à l'énergie cinétique turbulente k, c'est-à-dire le taux de dissipation de la turbulence par unité d'énergie « équation (2.17) » .

L équation de l'énergie cinétique turbulente :

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t}+\frac{\partial(\rho V_x k)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho V_y k)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho V_Z k)}{\partial z}$$
$$=\frac{\partial}{\partial x}\left(\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial y}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial z}\right)+\mu_t\Phi-C_\mu\rho k\omega+\frac{C_4\beta\mu_t}{\sigma_k}\left(g_x\frac{\partial T}{\partial x}+g_y\frac{\partial T}{\partial y}+g_z\frac{\partial T}{\partial z}\right) \quad (2.23)$$

L'équation de taux de dissipation est :

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t}+\frac{\partial(\rho V_x \omega)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho V_y \omega)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho V_z \omega)}{\partial z}$$
$$=\frac{\partial}{\partial x}\left(\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial \omega}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial \omega}{\partial y}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial \omega}{\partial z}\right)+\gamma\rho\Phi-\beta'\rho\omega^2+\frac{\left((1-C_3)\beta\rho\right)}{\sigma_t}\left(g_x\frac{\partial T}{\partial x}+g_y\frac{\partial T}{\partial y}+g_z\frac{\partial T}{\partial z}\right)$$

(2.24)

Le terme final de l'équation (2.23) et de l'équation (2.24) est dérivé du modèle k-ε standard pour modéliser l'effet de la flottabilité. Les valeurs par défaut des constantes du modèle k-ω sont fournies par Wilcox [30]. Certaines valeurs sont les mêmes avec le modèle k-ε standard et sont donc données dans le Tableau II.1: Coefficients du modèle standard, tandis que les autres valeurs sont données dans le Tableau II.2: Les coefficients du modèle k-ω.

σ_k	$\sigma\omega$	γ	β'
2	**2**	**0.09**	**1.0**

Tableau II.2: Les coefficients du modèle k-ω

II.2 La méthode de résolution pour le fluide [34] :

Les écoulements non visqueux idéalisés par l'intermédiaire de la fonction de l'écoulement ou de la fonction potentielle de vitesse peuvent indiquer l'information valable dans beaucoup de cas. Puisque aucun fluide n'est vraiment non visqueux, l'exactitude de ces analyses avec l'augmentation de viscosité d'un vrai fluide n'est pas atteinte. Pour illustrer cet effet (et les complications surgissant de la viscosité) nous examinons maintenant l'application de la méthode des éléments finis à la classe restreinte des écoulements visqueux incompressibles.

Les présentations et les restrictions applicables aux développements suivants sont :

1. l'écoulement peut être considéré bidimensionnel.
2. pas de transfert de chaleur.
3. l'écoulement est régulier en ce qui concerne le temps.

Dans ces conditions, le célèbre Navier-Stocks a mis des équations représentant la conservation de l'élan :

$$\rho u\frac{\partial u}{\partial x}+\rho v\frac{\partial u}{\partial y}-\mu\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}-\mu\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}+\frac{\partial p}{\partial x}=F_{Bx} \qquad (2.25)$$

$$\rho u\frac{\partial v}{\partial x}+\rho v\frac{\partial v}{\partial y}-\mu\frac{\partial^2 v}{\partial x^2}-\mu\frac{\partial^2 v}{\partial y^2}+\frac{\partial p}{\partial y}=F_{By}$$

Où :

u et v : sont les vitesses suivants x et y respectivement.

ρ : La densité du fluide,

p : La pression,

μ : La viscosité absolue du fluide,

F_{Bx}, F_{By} : Les forces du corps par unité de volume dans les directions x et y respectivement.

Noter soigneusement que la non linéarité de l'équation (2.25) est du a la présence des limites conversibles avec l'inertie de la forme $\rho u\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)$ avant le traitement des limites non linéaires directement en ce moment, nous considérons d'abord le cas spécial suivant Pour un écoulement

d'un fluide ou la viscosité est très petite, le terme de l'inertie (i.e le terme non linéaire précèdent) peut être négligeable dans la comparaison avec l'effet de la viscosité.

Tels écoulements sont connus par les écoulements de stocks (ou écoulement de rampement), est généralement produit dans le processus de la grande viscosité du fluide, comme les polymères fondus. Négligeant les limites d'inertie, les équations d'élan deviennent :

$$-\mu\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}-\mu\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}+\frac{\partial p}{\partial x}=F_{Bx} \qquad (2.26)$$

$$-\mu\frac{\partial^2 v}{\partial x^2}-\mu\frac{\partial^2 v}{\partial y^2}+\frac{\partial p}{\partial y}=F_{By}$$

L'équation (2.26), les conditions aux limites et l'équation de continuité forme un système de trois équations dont on a trois inconnus : $u(x,y)$,$v(x,y)$ et $p(x,y)$. par conséquent, une formulation d'élément finie inclut trois variables nodales, et leurs discrétisation est comme :

$$u(x,y)=\sum_{i=1}^{M}N_i\,(x,y)u_i=[N]^T\{u\}$$

$$v(x,y)=\sum_{i=1}^{M}N_i\,(x,y)v_i=[N]^T\{v\} \qquad (2.27)$$

$$p(x,y)=\sum_{i=1}^{M}N_i\,(x,y)p_i=[N]^T\{p\}$$

L'application de la méthode de GALERKIN pour les éléments finis en deux dimensions (assumé pour avoir l'épaisseur uniforme d'unité dans la direction de z) rapporte les équations résiduelles :

$$\int_{A^{(e)}}N_i\left(-\mu\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}-\mu\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}+\frac{\partial p}{\partial x}-F_{Bx}\right)dA=0$$

$$\int_{A^{(e)}}N_i\left(-\mu\frac{\partial^2 v}{\partial x^2}-\mu\frac{\partial^2 v}{\partial y^2}+\frac{\partial p}{\partial y}-F_{By}\right)dA=0 \quad i=1,M \qquad (2.28)$$

$$\int_{A^{(e)}}N_i\left(\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial v}{\partial y}\right)dA=0$$

Pendant que les procédures exigées pour obtenir les diverses matrices d'élément sont couvertes en détail dans les développements précédents, nous n'examinons pas l'équation (2.28) entièrement. Au lieu de cela, seulement quelques limites représentatives sont développées est les résultats sont énoncés par inférence.

D'abord, considérons le terme visqueux contenir le dérivé en second lieu spatial du composant de vitesse comme :

$$-\int \mu N_i \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}\right) dA = 0 \quad i = 1, M \tag{2.29}$$

Celle-ci peut-être exprimé aussi par :

$$-\int_{A^{(e)}} \mu \left[\frac{\partial}{\partial x}\left(N_i \frac{\partial u}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(N_i \frac{\partial u}{\partial y}\right)\right] dA + \int_{A^{(e)}} \mu \left(\frac{\partial N_i}{\partial x}\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial N_i}{\partial y}\frac{\partial u}{\partial y}\right) dA \quad i = 1, M \tag{2.30}$$

L'application du théorème de Green-Gauss sur la première intégrale dans l'expression (2.30) donne :

$$-\int_{A^{(e)}} \mu \left[\frac{\partial}{\partial x}\left(N_i \frac{\partial u}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(N_i \frac{\partial u}{\partial y}\right)\right] dA = -\int_{S^{(e)}} \mu N_i \left(\frac{\partial u}{\partial x} n_x + \frac{\partial u}{\partial y} n_y\right) dS \quad i = 1, M \tag{2.31}$$

$$-\int_{A^{(e)}} \mu N_i \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}\right) dA = -\int_{S^{(e)}} \mu N_i \left(\frac{\partial u}{\partial x} n_x + \frac{\partial u}{\partial y} n_y\right) dS + \int_{A^{(e)}} \mu \left(\frac{\partial N_i}{\partial x}\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial N_i}{\partial y}\frac{\partial u}{\partial y}\right) dA \tag{2.32}$$

Noter que le premier terme du côté droit de l'équation (2.32) représente une limite nodale de force de frontière pour l'élément. Une telle limite résulte de l'effort de cisaillement. Car nous avons observé beaucoup de fois, l'annulation de ces limites sur des frontières d'internement et doit être considérée seulement sur les frontières globales 'un modèle fini d'élément. Par conséquent, ces limites sont considérées seulement dans l'étape d'assemblage.

La deuxième intégration dans l'équation (2.32) est une partie de la matrice de rigidité pour le problème liquide. Et comme la limite est liée à la vitesse suivant *x* et à la viscosité, on dénote cette partie de la matrice$[k_{u\mu}]$.rappelons que l'équation (2.32) représente *M* équation. L'intégrale est convertie en matrice d'employer le premier de l'équation (2.27) pour obtenir :

$$\int_{A^{(e)}} \mu \left(\frac{\partial [N]^T}{\partial x} \frac{\partial [N]}{\partial x} + \frac{\partial [N]^T}{\partial y} \frac{\partial [N]}{\partial y} \right) dA\{u\} = \left[k_{u\mu} \right]\{u\} \quad (2.33)$$

Employer la même approche avec la seconde de l'équation (2.9), les résultats sont semblables. Nous obtenons le résultat analogue :

$$-\int_{A^{(e)}} \mu N_i \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) dA = -\int_{S^{(e)}} \mu N_i \left(\frac{\partial v}{\partial x} n_x + \frac{\partial v}{\partial y} n_y \right) dS + \int_{A^{(e)}} \mu \left(\frac{\partial N_i}{\partial x} \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial N_i}{\partial y} \frac{\partial v}{\partial y} \right) dA$$

(2.34)

Procèdent comme avant, nous mettons en boite les intégrales de secteur du côté droit comme :

$$\int_{A^{(e)}} \mu \left(\frac{\partial [N]^T}{\partial x} \frac{\partial [N]}{\partial x} + \frac{\partial [N]^T}{\partial y} \frac{\partial [N]}{\partial y} \right) dA\{v\} = \left[k_{v\mu} \right]\{v\} \quad (2.35)$$

Vu après la pression les limites et convertir en (2.28) mène à la notation de matrice, la première de l'équation vaut :

$$\int_{A^{(e)}} [N]^T \frac{\partial [N]}{\partial x} dA\{p\} = \left[k_{px} \right]\{p\} \quad (2.36)$$

Et pareillement le deuxième élan contient :

$$\int_{A^{(e)}} [N]^T \frac{\partial [N]}{\partial y} dA\{p\} = \left[k_{py} \right]\{p\} \quad (2.37)$$

Les composants nodaux de force correspond à la force des corps sont aisément montrés pour être donnés par :

$$\{f_{Bx}\} = \int_{A^{(e)}} [N]^T F_{Bx}\, dA \quad (2.38)$$

$$\{f_{By}\} = \int_{A^{(e)}} [N]^T F_{By}\, dA$$

Combinant la notation développée dans l'équation (2.33)- (2.38), l'équation d'élan pour l'élément fini sera :

$$\left[k_{u\mu} \right]\{u\} + \left[k_{px} \right]\{p\} = \{f_{Bx}\} + \{f_{x\tau}\} \quad (2.39)$$

$$\left[k_{v\mu} \right]\{v\} + \left[k_{py} \right]\{p\} = \{f_{By}\} + \{f_{y\tau}\}$$

Ou, pour la perfection, les forces nodales correspondant aux frontières d'élément finies d'intégrales $S^{(e)}$dans les équations (2.32) et (2.34) ont été incluses.

En conclusion, l'équation de continuité est exprimée en termes de vitesses nodales en matrices comme :

$$\int_{A^{(e)}}[N]^T \frac{\partial[N]}{\partial x} dA\{u\} + \int_{A^{(e)}}[N]^T \frac{\partial[N]}{\partial y} dA\{v\} = [k_u]\{u\} + [k_v]\{v\} = 0 \qquad (2.40)$$

Où :

$$[k_u] = \left[k_{px}\right] \int_{A^{(e)}}[N]^T \frac{\partial[N]}{\partial x} dA \qquad (2.41)$$

$$[k_v] = \left[k_{py}\right] \int_{A^{(e)}}[N]^T \frac{\partial[N]}{\partial y} dA$$

Comme il est formulé ici, les équations (2.39) et (2.40) sont un système d'équation algébrique de 3*M* régissant les valeurs nodales 3*M* inconnues$\{u\}$,$\{v\}$,$\{p\}$ et peuvent être exprimés formellement comme le système suivant :

$$\begin{bmatrix} [k_{u\mu}] & [0] & [k_{px}] \\ [0] & [k_{v\mu}] & [k_{py}] \\ [k_u] & [k_v] & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{u\} \\ \{v\} \\ \{p\} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \{f_{Bx}\} \\ \{f_{By}\} \\ \{0\} \end{Bmatrix} \Rightarrow \left[k^{(e)}\right]\{\delta^{(e)}\}\{f^{(e)}\} \qquad (2.42)$$

$\left[k^{(e)}\right]$: Représente la matrice de rigidité de l'élément. Noter bien que la matrice de rigidité d'élément se compose de neuf sous matrices de M× M, et bien que les différents sous matrices soient symétriques, la matrice de rigidité n'est pas symétrique.

Le développement menant à l'équation (2.42) est basé sur l'évaluation des composants de la pression et de la vitesse au même nombre de nœud

Ce n'est pas nécessairement le cas pour un élément liquide. Une recherche informatique montre qu'une meilleure exactitude est obtenue si les composants de vitesse sont évalues a un plus grand nombre de nœud que de pression. En d'autres termes, les composants de vitesse sont discrétisés en utilisant la fonction évoluée d'interpolation que la variable de pression. Par exemple, un six nœuds d'éléments triangulaires quadratiques pourrait être employé pour des

vitesses, alors que la variable de pression est interpolée seulement aux nœuds faisans le coin, pour cela, l'interpolation linéaire est suffisante. Dans ce cas, l'équation (2.41) ne se tient pas.

II.3 Conclusion :

Nous avons décrit dans ce chapitre les équations qui régissent l'écoulement d'un fluide Incompressible turbulent sans transfert de chaleur. Le comportement de fluide est simulé par la résolution des équations de Navier-Stokes dans le régime turbulent.

Chapitre III:

Méthodologies

III.1 Introduction :

Ce chapitre est consacré à la méthodologie à suivre pour notre travail, d'abord on commence par une explication de la méthode numérique utilisé pour résoudre les équations aux dérivées partielles en utilisant le logiciel de calcule ANSYS CFX. Puis on s'intéresse à la présentation et la description du problème, avec l'illustration de maillage et conditions aux limites.

D'autre part on fait une présentation de la procédure du calcule et de la simulation en basant sur les étapes à suivre pour modéliser le problème, tel que création de la géométrie et le maillage, appliquer les conditions aux limites …etc.

III.2 Méthode des éléments finis :

La méthode des éléments finis fait partie des outils de mathématiques appliquées. En méthode numérique, la méthode des éléments finis est utilisée pour résoudre numériquement des équations aux dérivées partielles elliptiques en un ensemble d'équations algébriques qui sont faciles à résoudre. Celles-ci peuvent par exemple représenter analytiquement le comportement dynamique de certains systèmes physiques (mécaniques, thermodynamiques, acoustiques, etc.). En mathématique, Il s'agit de remplacer un problème compliqué pour lequel a priori on ne connaît pas de solution, par un problème plus simple que l'on sait résoudre.
L'appellation éléments finis vient de la décomposition du domaine d'étude en éléments : ils sont représentés par un maillage [**30**]

La méthode d'analyse par éléments finis exige les étapes principales suivantes :

- Discrétisation du domaine dans un nombre fini de sous-domaines (éléments).
- Choix des fonctions d'interpolation.
- Développement de la matrice d'élément pour le sous-domaine (élément).
- Assemblage des matrices d'élément
- Imposition des conditions de frontière.
- Solution des equations.
- Après traitement (Affichage des résultats, …)

Il y a trois approches principales pour construire une solution approximative basée sur le concept de la MEF [**30**]:

- **Approche directe :** Cette approche est employée pour des problèmes relativement simples, et elle sert généralement comme moyen pour expliquer le concept de la FEA et ses étapes importantes.
- **Résidus pondérées :** C'est une méthode souple et polyvalente, Cette approche utilise directement les équations différentielles relatives, telles que celles du transfert de chaleur et de la mécanique des fluides.
- **Approche variationnelle :** Cette approche est basée sur le calcul des variations, qui est caractérisée par un fonctionnel. Ce fonctionnel correspond à l'énergie potentielle dans la mécanique de la structure.

Dans cette méthode, la transformation du problème d'ingénierie pratique à une représentation mathématique est réalisée en discrétisant le domaine à étudier par des éléments (sous-domaines). Ces éléments sont reliés entre eux par leurs nœuds « communs ». Selon la géométrie et la nature physique du problème, le domaine à étudier peut être discrétisé en utilisant des éléments linéaires, surfaciques, ou volumiques. Des éléments de base utilisés dans la MEF sont montrés sur la **figure (III.1**) [**31**].

Chaque élément, identifié par un numéro d'élément est défini par une séquence spécifique de numéros de nœuds globaux. La séquence spécifique (généralement dans le sens contraire de la rotation des aiguilles d'une montre) est basée sur le nœud de numérotation au niveau de l'élément [**31**].

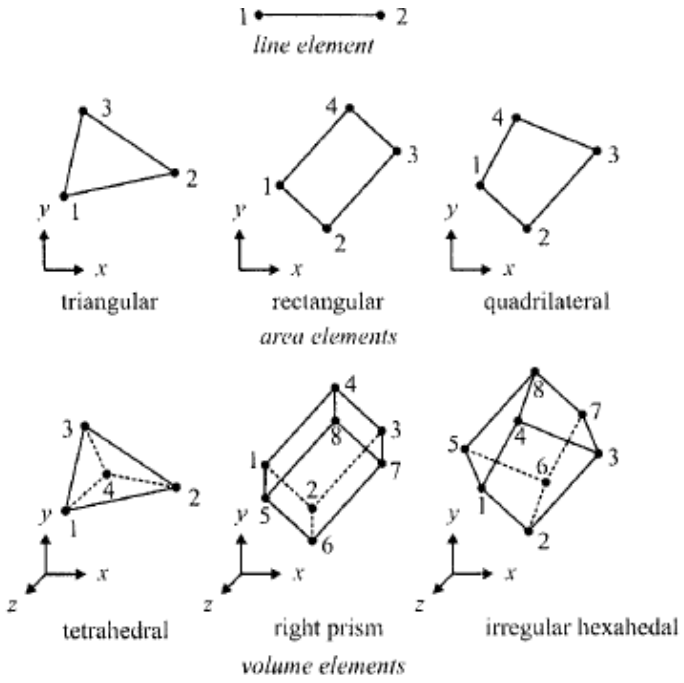


Figure III.1 : Description des éléments avec le nombre des nœuds (linéaires, surfaciques, et volumiques) [**31**]

III. 2.1 Procédure générale d'une analyse par éléments finis :

Certaines étapes sont les mêmes pour tous les problèmes physiques abordés par la méthode des éléments finis. Ces étapes sont résumées comme suit :

1 .Post préprocesseur

Dans cette phase on définit :

- La géométrie du domaine d'étude.
- Le type d'élément à utiliser.
- Les propriétés physiques du domaine.
- Le maillage du domaine de calcul.
- Les conditions aux limites.
- Les chargements extérieurs.

2 Résolution du problème

Durant cette phase, les codes de calcul basés sur la méthode des éléments finis, assemblent les équations algébriques gouvernant le problème en question en une forme matricielle et calcule les valeurs inconnues du champ des variables dans le domaine d'étude.

3 Post processeur

Dans cette phase, on procède à l'analyse et à l'évaluation des résultats trouvés. Une large gamme de logiciels spécialisés est disponible afin de sortir, d'imprimer et de dessiner des résultats sélectionnés. Ce qui permet de donner un jugement sur la qualité des résultats trouvés.

III.3 Ansys :

Le code de calcul ANSYS est un programme d'éléments Finis permettant d'étudier des structures tridimensionnelles dans les domaines suivants : thermiques, mécaniques, statiques et dynamique linéaires et non-linéaires, interaction fluide-structure, analyse à la fatigue...

Le code propose une libraire d'éléments pour modéliser correctement les structures et les différents effets recherchés (poutres, coques, solide, fluide, matrices de raideur, de masse, d'amortissement, etc.).

Ansys est un logiciel de simulation numérique utilisé dans le développement de produits industriels .il couvre toutes les étapes nécessaires à une simulation : le traitement géométrique, le maillage, la résolution, le traitement de résultats et l'optimisation.

Ansys workbench :

Workbench est une plateforme qui vous permet de réaliser toutes les étapes de la simulation dans une interface unique et de connecter les différentes modules et physique associés (fluides, thermique, structure….).la simplicité de son interface graphique vous permettra de gagner du temps et d'accroitre votre productivité.

III.4 Maillage et conditions aux limites :

Notre étude est basé sur l'écoulement autour d'un profil aérodynamique symétrique NACA0012 en deux cas l'un l'aile fixe et l'autre en tangage (oscillante). Généralement pour étudier le problème d'oscillation d'un profil aérodynamique (NACA0012) immergé dans un écoulement d'un fluide, il faut placer le profil à un angle d'attaque (α_0), et est forcé de subir une faible amplitude d'oscillation ($\Delta\alpha$) et une fréquence d'oscillation (f). La fréquence réduite$\left(k = \frac{\pi f c}{U_\infty}\right)$est utilisée pour

normaliser la fréquence d'oscillation, avec U_∞ la vitesse d'écoulement à l'entrer, et c le corde du profil. Dans ce cas le profil oscille autour d'un pivot fixe à l'aide d'une équation de mouvement sinusoïdale $\alpha(t) = \alpha_0 + \Delta\alpha \sin(2\pi f t)$ Comme montre dans la **figure III.2** :

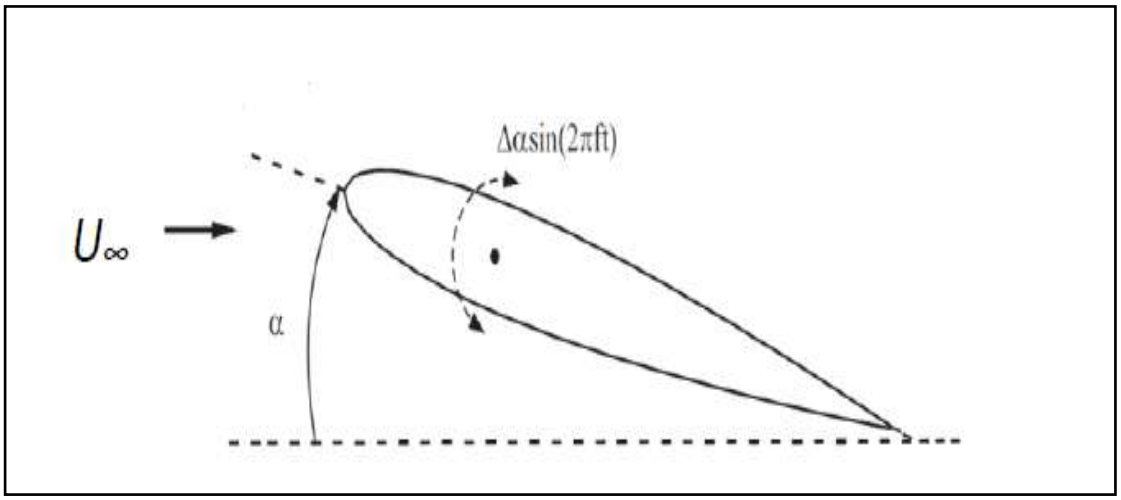


Figure III.2. Illustration d'oscillation d'un profil aérodynamique NACA0012.

Notre problème bidimensionnel (2D) a été modélisé par le code commercial ANSYS CFX pour résoudre le système des équations couplées. Le travail de calcul est divisé en deux partie, la première partie c'est la structure transitoire qui est le solveur de la structure, la deuxième partie est le CFX qui est le solveur des mécanique des fluides.

Le maillage est la première étape de la méthode des éléments finis .c'est une étape fondamentale qui conditionne tout le reste du calcule : le temps de calcule et les ressource nécessaire (mémoire vive, mémoire virtuelle, temps processeur), la précision des résultats, la stabilité (possibilité de divergence dans le cas de calculs non linéaires).

La qualité de maillage à une grande importance sur les résultats obtenus par un calcul numérique, Pour cela nous divisons notre domaine en deux parties pour avoir un maillage structuré, partie raffinée en proche du profil avec un maillage mobile (déformable) et dans l'autre partie (loin du profil) maillage fixe. **Figure III.3.**

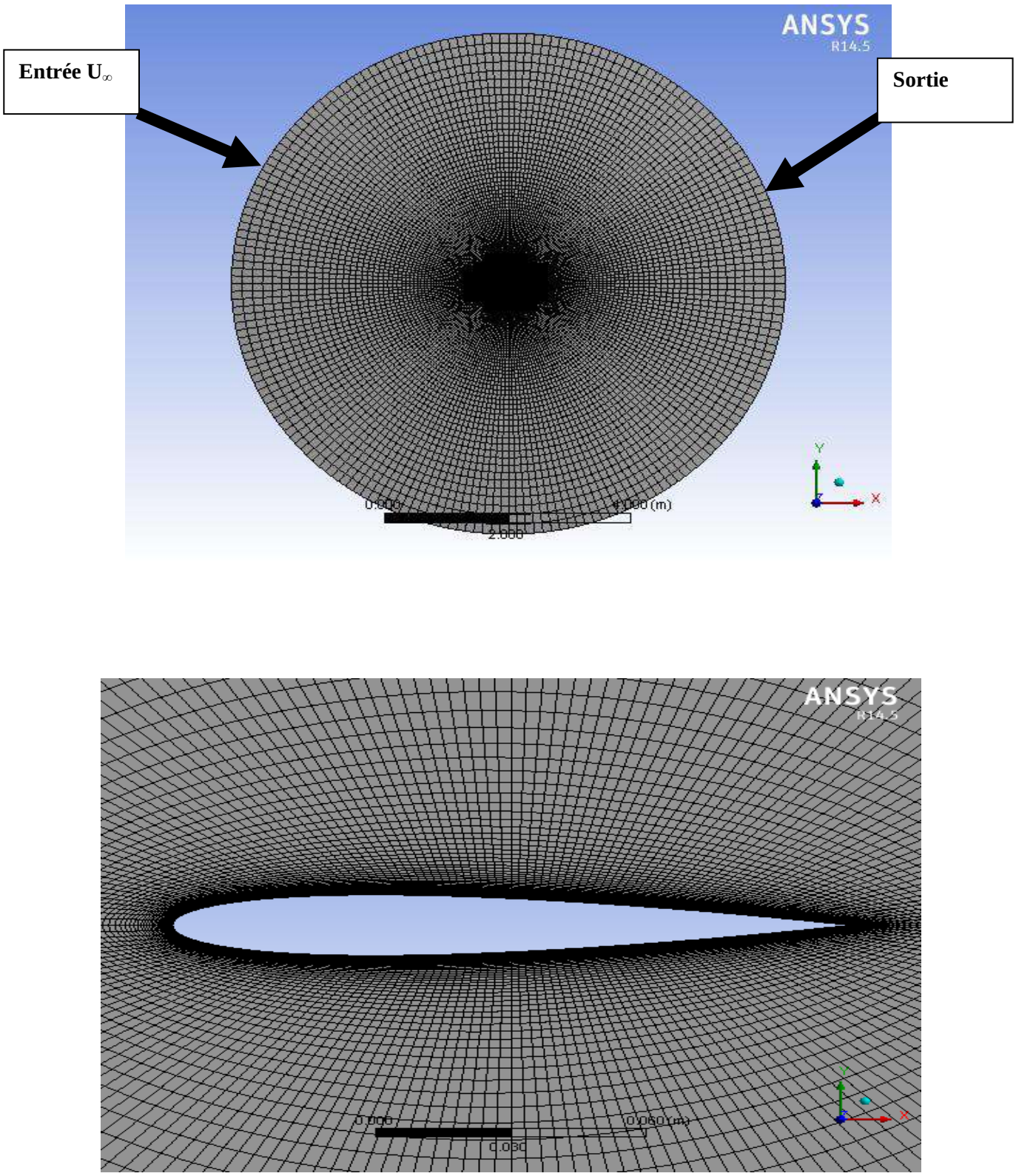


Figure III.3. Illustration du domaine de calcule du fluide

Nous choisissons le domaine fluide circulaire de rayon 10 fois la corde du profil, avec vitesse d'entrer U_∞ (velocity inlet) comme condition aux limites et pas de gradient de pression à la sortie (pressure outlet), et paroi (wall) pour les surfaces du profil aérodynamique. Dans ce cas le maillage du domaine fluide est caractérisé par le nombre de division (201*100) total nœud 40400 et nombre des éléments 20000 **figure III.3**. Et pour le domaine structure le nombre total des nœuds1616 et le nombre des éléments 709 (**figure III.4**)

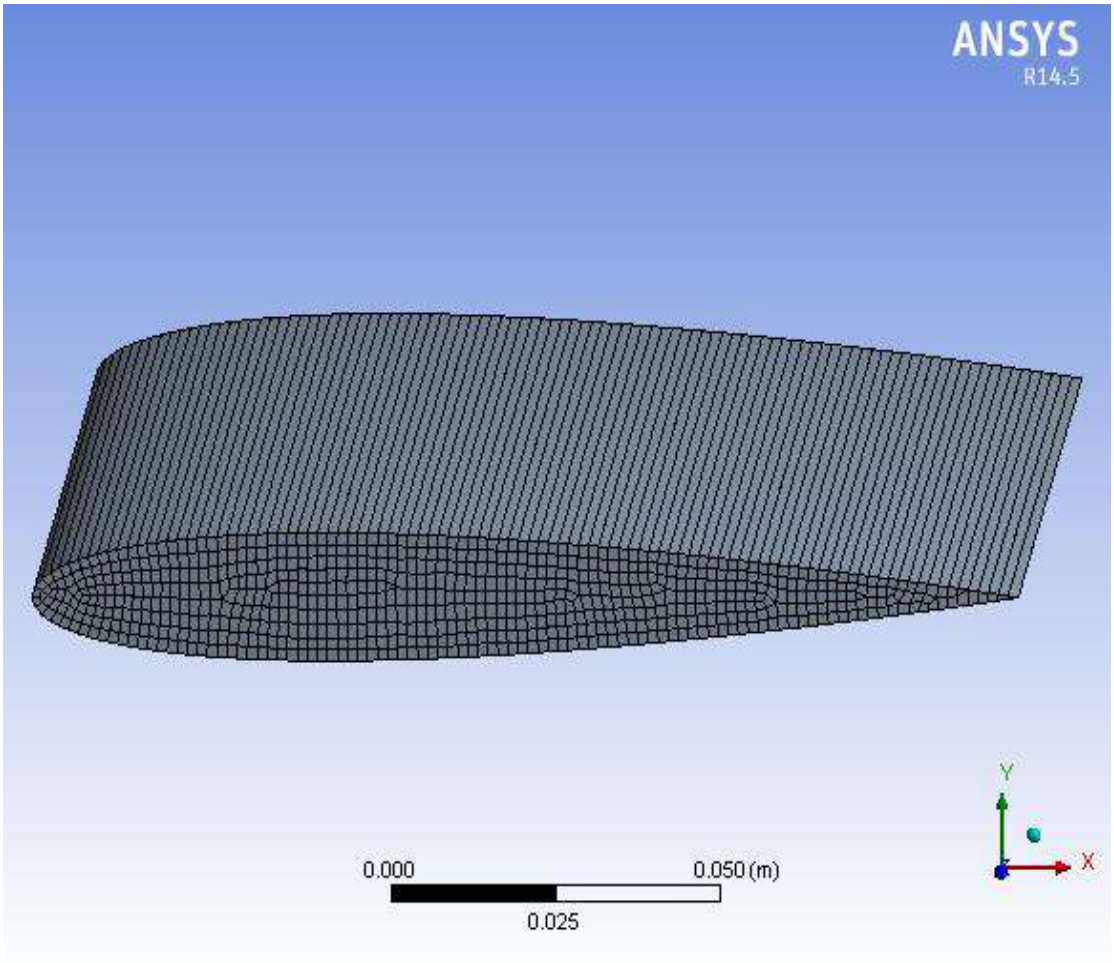
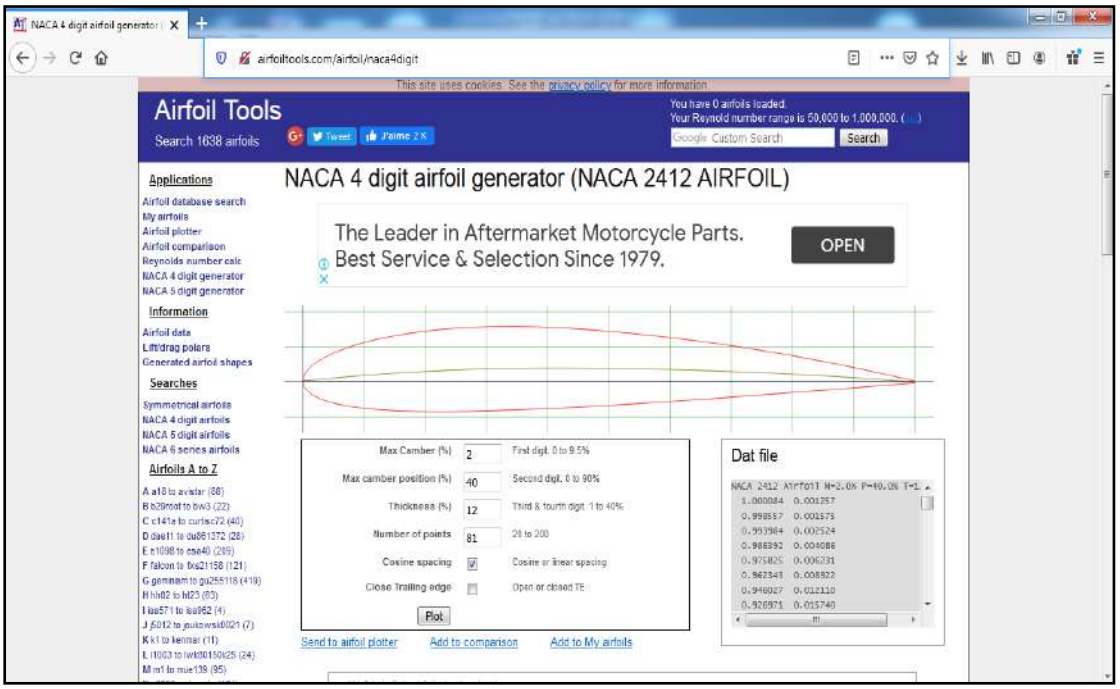


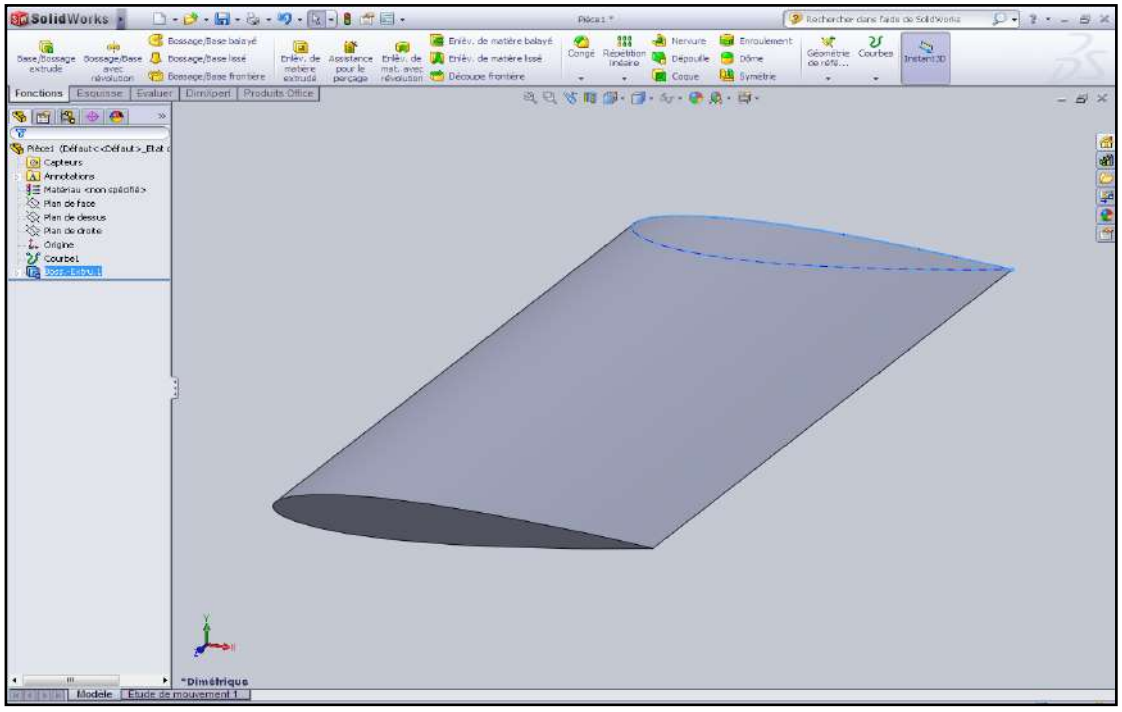
Figure III.4. Illustration du domaine de calcule de la structure

III.5 procédure du calcule et de la simulation :

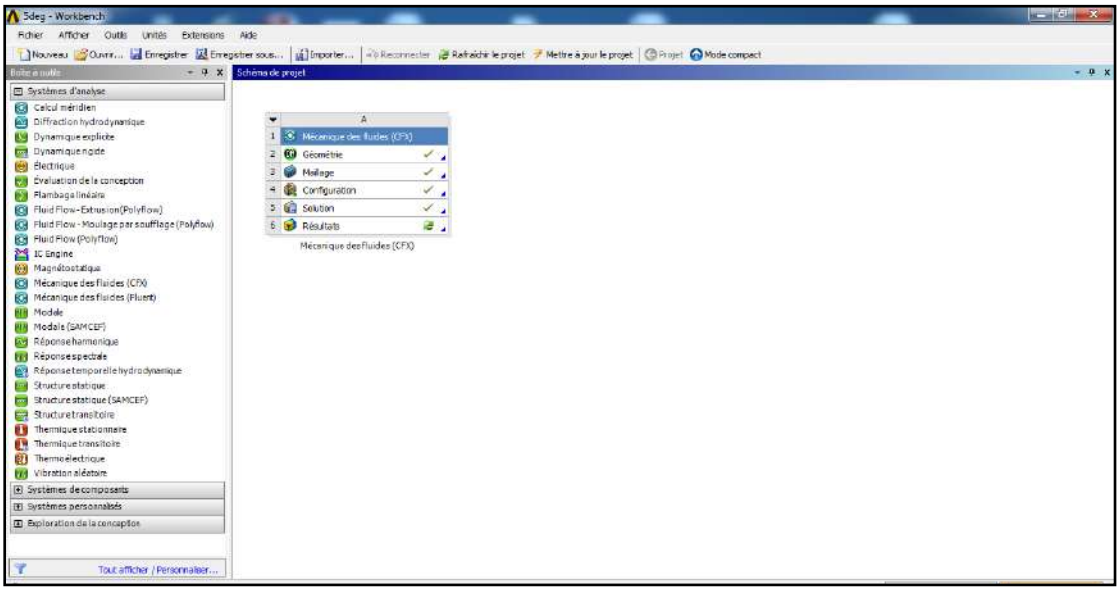
Afin de calculer et de simuler notre problème en utilisant le code ANSYS CFX on suit plusieurs étapes, on commence par la création de la géométrie du profil NACA0012 pour cela on importe les cordonnées XYZ des points qui forment le profil en fichier (.txt) à partir le site web : http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit .



En suite on utilise le fichier (.txt) des cordonnées XYZ pour la conception du profil en 3D en utilisant le logiciel Solidworks.

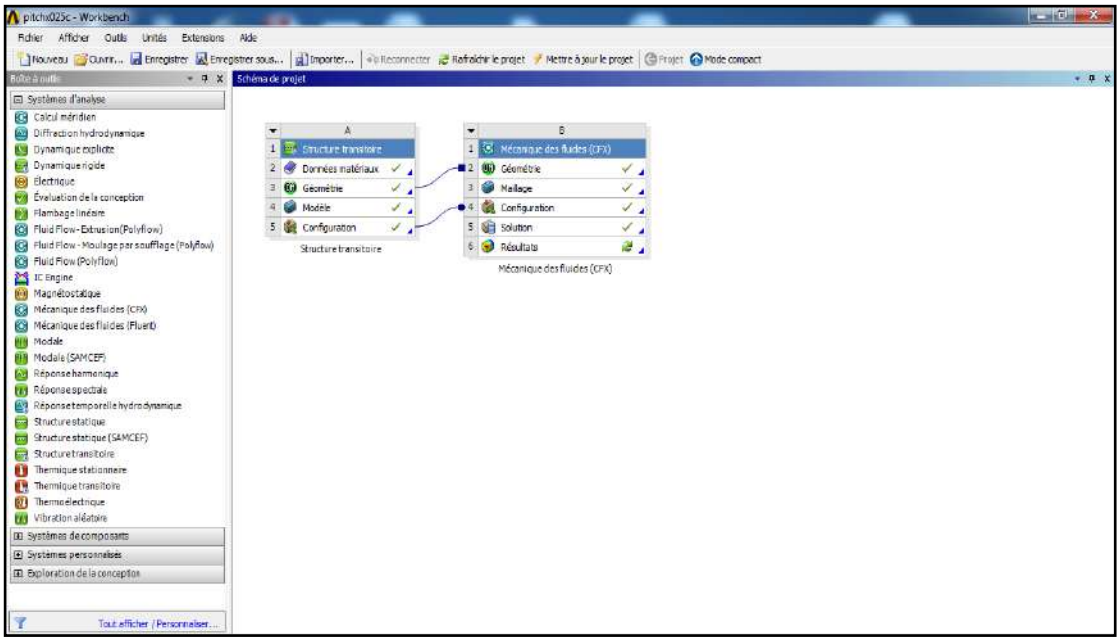


Après la conception du profil NACA, on importe le fichier du solidworks en format (.IGS) pour créer la géométrie dans ANSYS CFX. Puis en suivant les étapes suivantes pour modéliser le problème d'écoulement autour le profil en cas fixe :



- Géométrie : fenêtre pour créer la géométrie
- Maillage : pour faire le maillage
- Configuration : pour appliquer les conditions aux limites
- Solution : pour le calcule et la convergence des solutions
- Résultats : pour l'exploitation et affichage les résultats.

D'autre part pour le cas d'un écoulement autour d'un profil oscillant (interaction fluide structure) on utilise deux solveurs, CFX pour le fluide et structure transitoire pour la structure et on fait le couplage entre le fluide et la structure.



Chapitre IV:

Résultats et discussions

IV .1 Introduction:

Dans ce chapitre on présente les principaux résultats et leurs discussions obtenus par une simulation numérique en utilisant le logiciel Ansys (Workbench CFX). On va étudier deux cas, l'écoulement de l'air autour d'une aile fixe, et l'écoulement de l'air autour d'une aile oscillante c'est le cas d'interaction fluide structure. On fait une comparaison entre les deux cas, d'autre part différents paramètres seront examinés tel que l'angle d'attaque, le nombre de Reynolds, l'épaisseur du profil aérodynamique pour l'aile fixe et l'effet de la fréquence d'oscillation pour l'aile oscillante. Plusieurs paramètres seront étudié tels que, les lignes de courant, le champ de vorticité , le coefficient de trainée, le coefficient de portance, le coefficient de pression,…

IV .2 Etude de l'aile fixe :

On s'intéresse dans cette partie d'étudier l'aile en cas fixe (sans mouvement) pas d'interaction fluide-structure, on montre l'effet de plusieurs paramètres sur les caractéristiques aérodynamiques et sur le comportement de l'écoulement autour l'aile, les paramètres sont l'angle d'attaque, le nombre de Reynolds et l'épaisseur du profil aérodynamique. On choisi le profil c'est NACA0012 a une corde c de 0.15m et l'envergure b=0.375m en régime turbulent instationnaire en utilisant le modèle de turbulence K-ω standard.

IV.2.1 L'effet du nombre de Reynolds (vitesse de l'écoulement) :

On fait varier le nombre de Reynolds de l'écoulement de l'air autour le profil NACA0012 pour montrer son effet, pour cela on prend les valeurs du nombre de Reynolds comme suit Re=4.853 $\times 10^4$, 10^5,1.35×10^5et $2\times 10^{5.}$ La valeur de l'angle d'attaque qui a été choisi pour ces calcules $\alpha=10^0$.

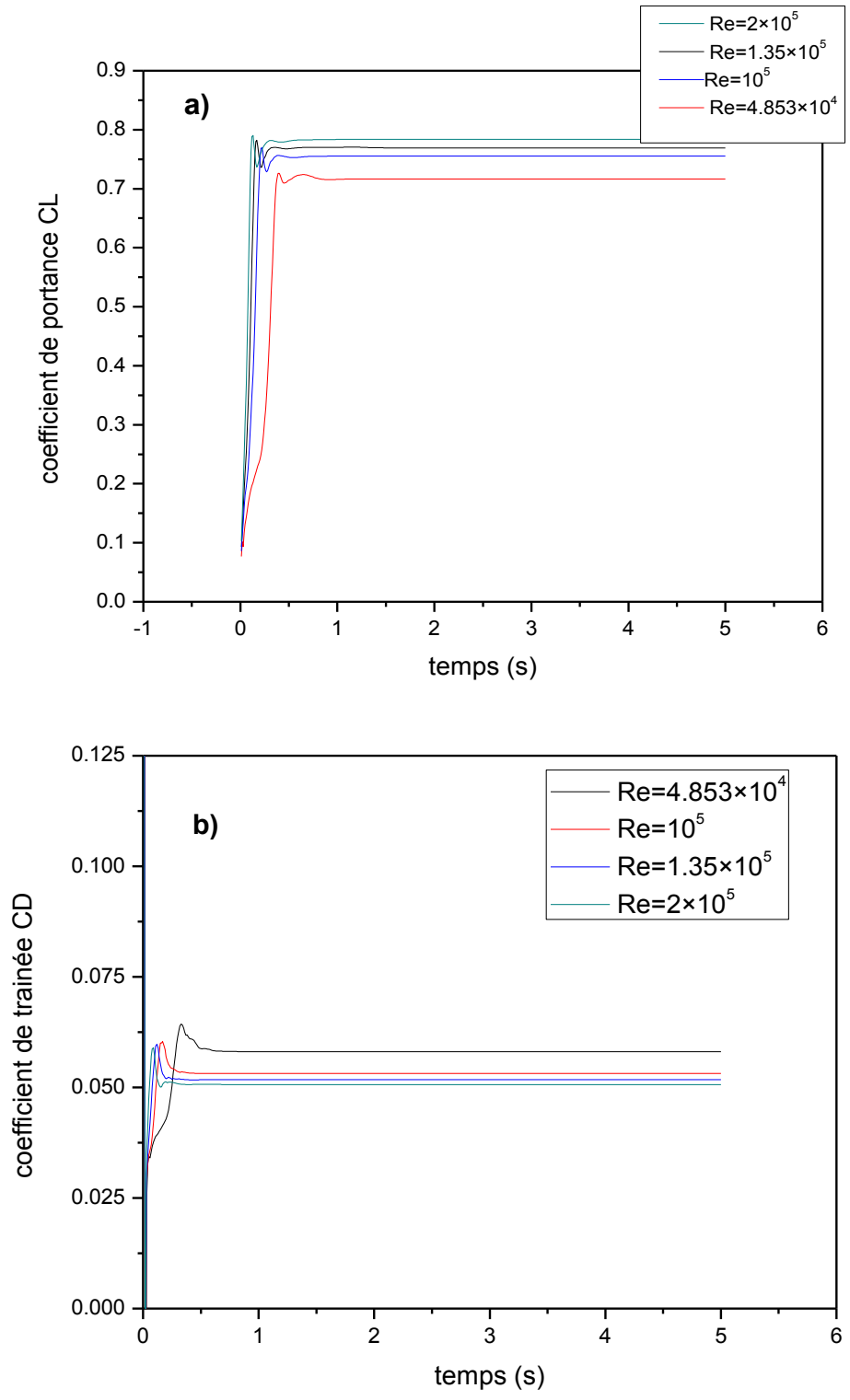


Figure IV.1 : Les coefficients des forces hydrodynamique en fonction de temps , a) coefficient de portance,b) coefficient de traînée ; pour nombre de Reynolds $Re=4.853\times10^4$, $Re=10^5$, $Re=1.35\times10^5$ et $Re=2\times10^5$.

La figure IV.1 représente le coefficient de portance CL et coefficient de traînée en fonction de temps différents nombre de Reynolds pour un angle $\alpha=10^0$, on peut observer que les coefficients aérodynamiques CL et CD pour un angle d'attaque fixe sont constants en fonction de temps à cause de la stabilité de la forme de la couche limite autour l'aile. D'autre côté on constate que si le nombre de Reynolds augmente le coefficient de portance CL augmente et le coefficient de traînée diminue (**figure IV.2**).

Nombre de Reynolds	4.853×10^4	10^5	1.35×10^5	2×10^5
Coefficient de portance CL	0.7164	0.7553	0.7690	0.7837
Coefficient de traînée **CD**	0.0580	0.0531	0.05177	0.05065

Tableau IV.1 : Les coefficients des forces hydrodynamique CL et CD en fonction de nombre de Reynolds

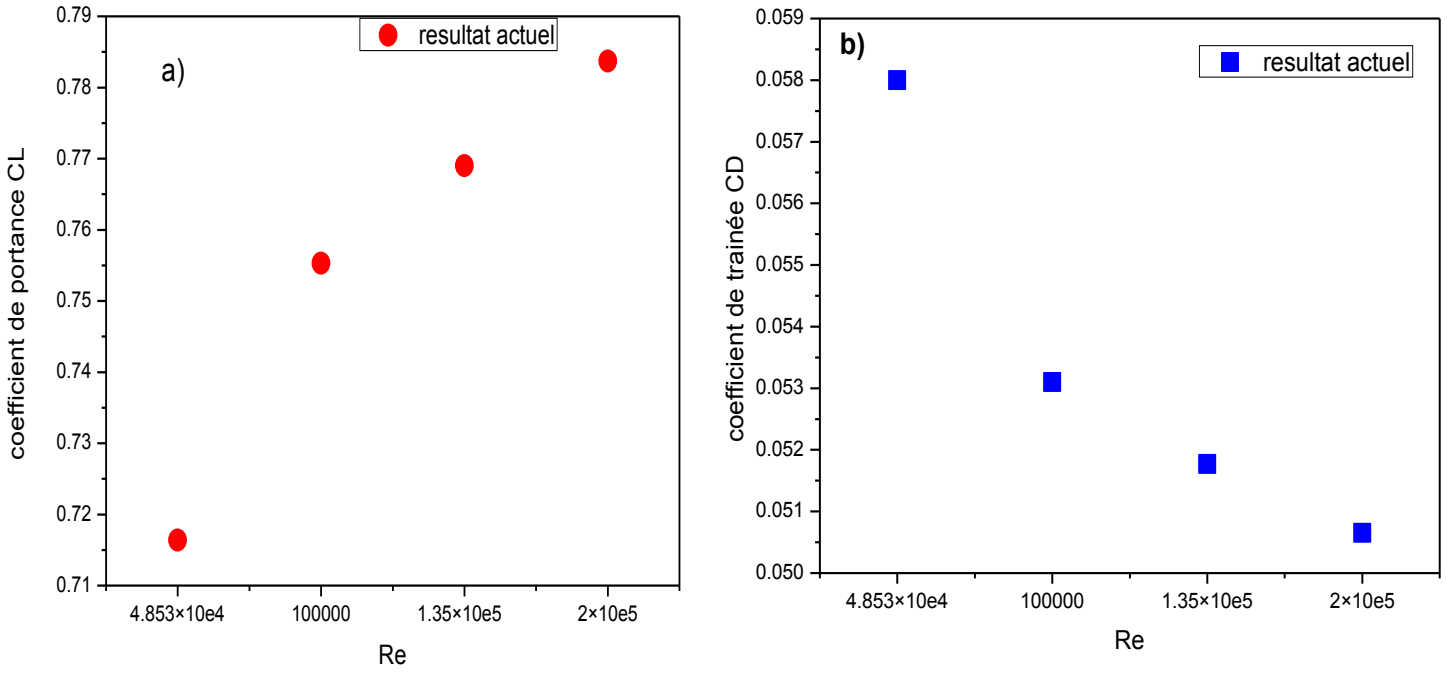


Figure IV.2 a) coefficient de portance CL) coefficient de traînée CD en fonction du nombre de Reynolds.

IV.2.2 L'effet de l'angle d'attaque :

Dans cette partie nous étudions l'effet de l'angle d'attaque pour une aile fixe (NACA0012), pour cela nous choisissons plusieurs valeurs de l'angle α. la vitesse d'écoulement $U_\infty = 14m/s$.(nombre de Reynolds Re=1.35×10^5).

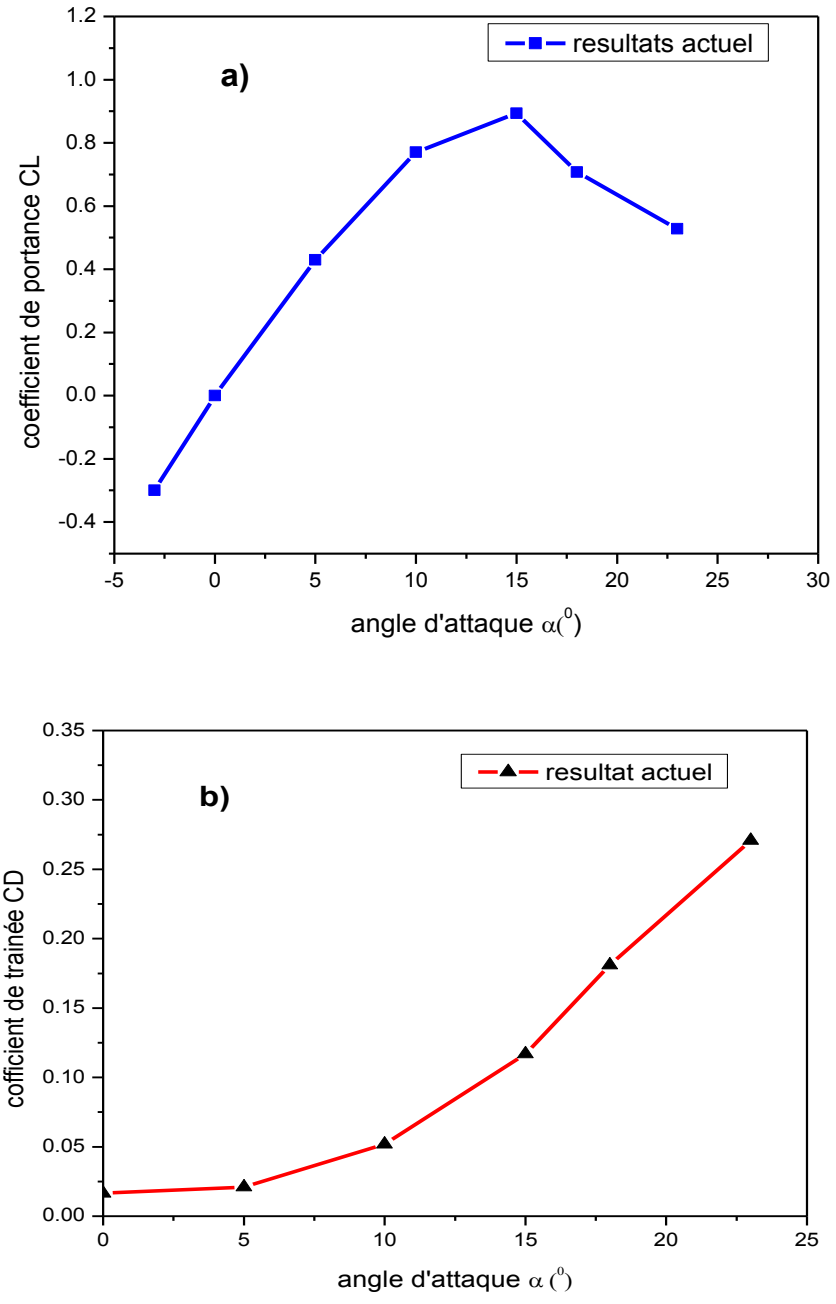


Figure IV.3 Les coefficients des forces hydrodynamique en fonction de l'angle d'attaque α
a) coefficient de portance, b) coefficient de traînée.

Sur la base de la courbe ci-dessus **figure IV.3** qui reprend l'évolution des coefficients de la portance et de la traînée en fonction de l'angle d'attaque, on voit que la force de portance augmente progressivement jusqu'à un certain angle au-delà duquel la portance chute brusquement. Ce phénomène est appelé décrochage et l'angle à partir duquel il intervient, l'angle de décrochage. On voit qu'une fois l'angle de décrochage dépassé, les performances aérodynamiques du profil sont nettement dégradées à cause de l'instabilité de la couche limite c'est-à-dire lorsque la couche limite devient turbulent le décrochage se produire. On voit également que le coefficient de trainée varie relativement peu dans la zone des petits angles d'incidence, ensuite il augmente rapidement dans la zone des grands angles.

La distribution du contour de la pression est présentée dans la **figure IV.4.** pour différents angles d'attaques,. Pour les valeurs positives de l'angle d'attaque, on constate que les valeurs de pression positives (surpression) sont situées à l'intrados. Cependant, la pression négative (dépression) est située sur les extrados. Ceci est dû à l'augmentation de la vitesse tangentielle sur la surface supérieure et à la diminution au niveau de l'intrados.. En outre, il ressort clairement de la figure que la zone de la dépression et la surpression sont plus importante lorsque l'angle d'attaque augmente.

Le coefficient de pression *CP* est défini comme la différence entre la pression locale et statique normalisée par la pression dynamique. Le coefficient de pression *CP* pour différents angles d'attaque est illustré dans la **figure IV.5.** , la forte dépression près du bord d'attaque de l'aile est observée sur extrados. De même, il y a une décélération au bord de fuite qui augmente le *CP* illustrée dans la partie inférieure des courbes. À l'inverse, sur l'intrados, le flux est ralenti par le profil aérodynamique, ce qui augmente le coefficient de pression *CP*. Le point de stagnation est à la pointe de l'intrados, ainsi dans ce point, la vitesse est nulle et le coefficient de pression *CP* tend vers 1. D'autre part on constate si l'angle d'attaque augmente, le coefficient de pression *CP* augmente à l'intrados et diminue sur l'extrados, montrent que plus l'angle d'incidence augmente, plus les effets de la viscosité sont apparents.

.

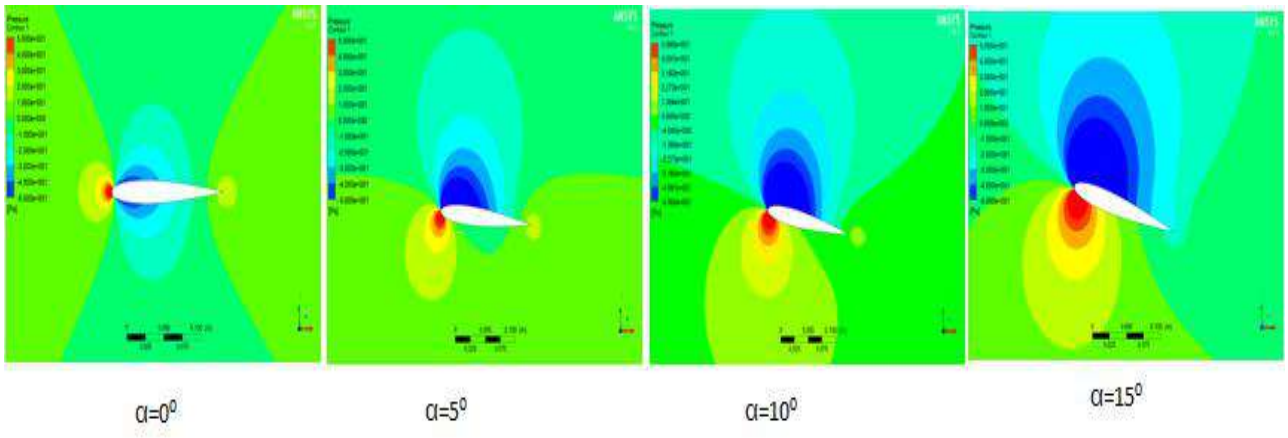


Figure IV.4. Contours de pression pour déférents angles d'attaque

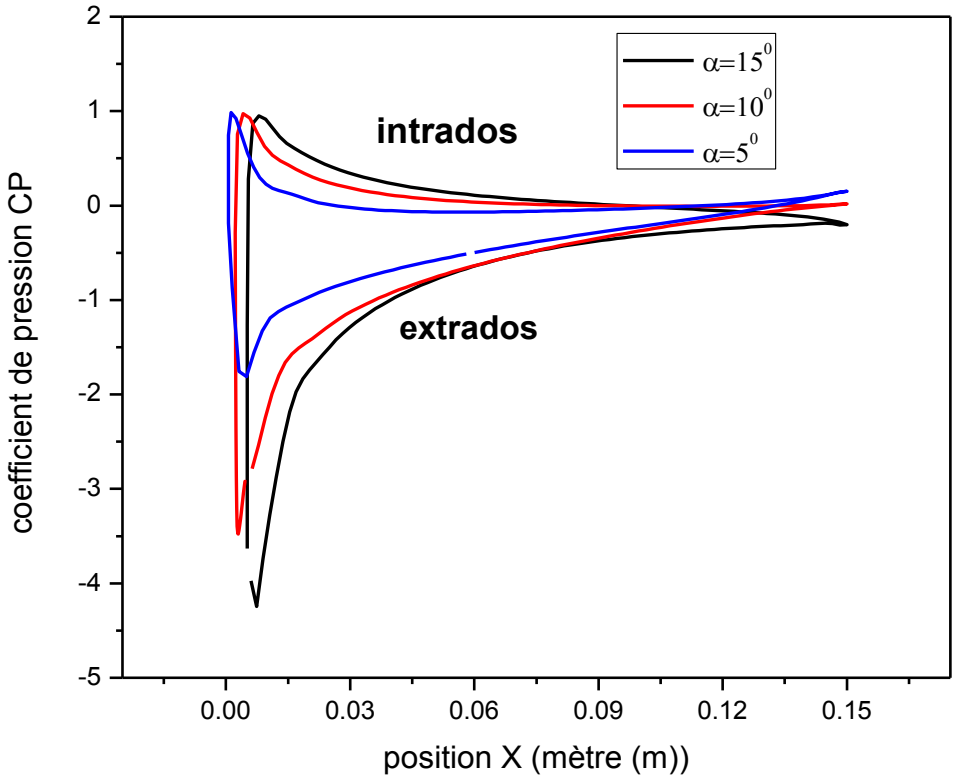


Figure IV.5. Coefficients de pression du profil pour $\alpha = 5^0$, 10^0 et 15^0

IV.2.3 L'effet de l'épaisseur du profil :

La forme du profil aérodynamique est importante pour étudier les caractéristiques aérodynamiques, pour cela on choisit quatre formes du profil NACA, tel que NACA0005, NACA0012, NACA0016, NACA0025. Afin de montrer l'effet de l'épaisseur du profil on choisit les profils pour une incidence $\alpha=10^0$ et nombre de Reynolds $Re=1.35\times10^5$.

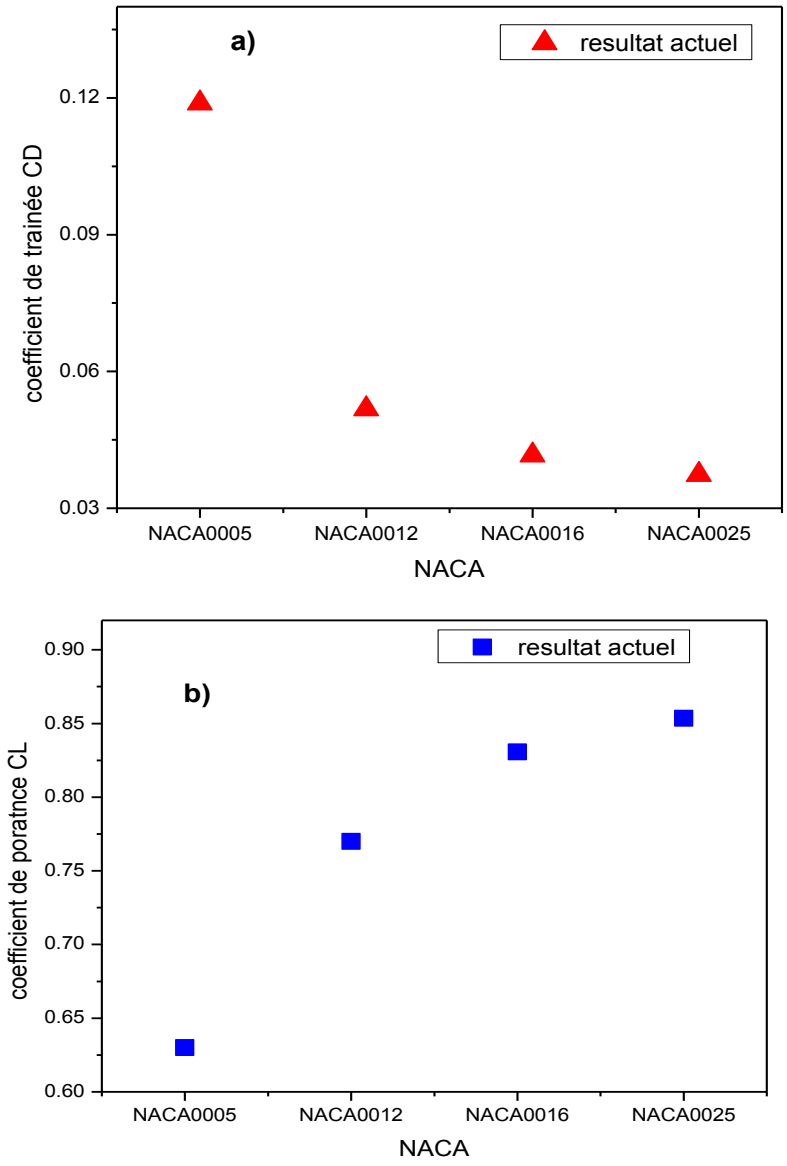


Figure IV.6 Les coefficients des forces hydrodynamiques pour les profils NACA0005, NACA0012, NACA0016, NACA0025. a) coefficient de traînée,b) coefficient de portance.

La figure IV.6 montre une comparaison entre les profils aérodynamiques NACA0005, NACA0012, NACA0016 et NACA0025 pour Les coefficients de la portance et de traînée, on remarque que lorsque l'épaisseur du profil augmente le coefficient de portance CL augmente et de l'autre coté Les coefficients de traînée présentés sur la figure montrent que, la traînée du profil varie inversement à son épaisseur relative. Cet effet relève à la fois si l'épaisseur du profil diminue Il y'a une augmentation de pression et de la rotationnel de vitesse (vorticité) **figure IV.7** qui illustre le contour de la vorticité, on remarque que l'épaisseur du profil augmente il y'a une réduction importante de la zone turbulente autour le profil c'est-à-dire la vorticité est diminué ce qui implique si le profil plus profilé il y'a un contrôle de décollement, donc si de la vorticité plus importante il y'a une augmentation de la traînée et diminution de la portance.

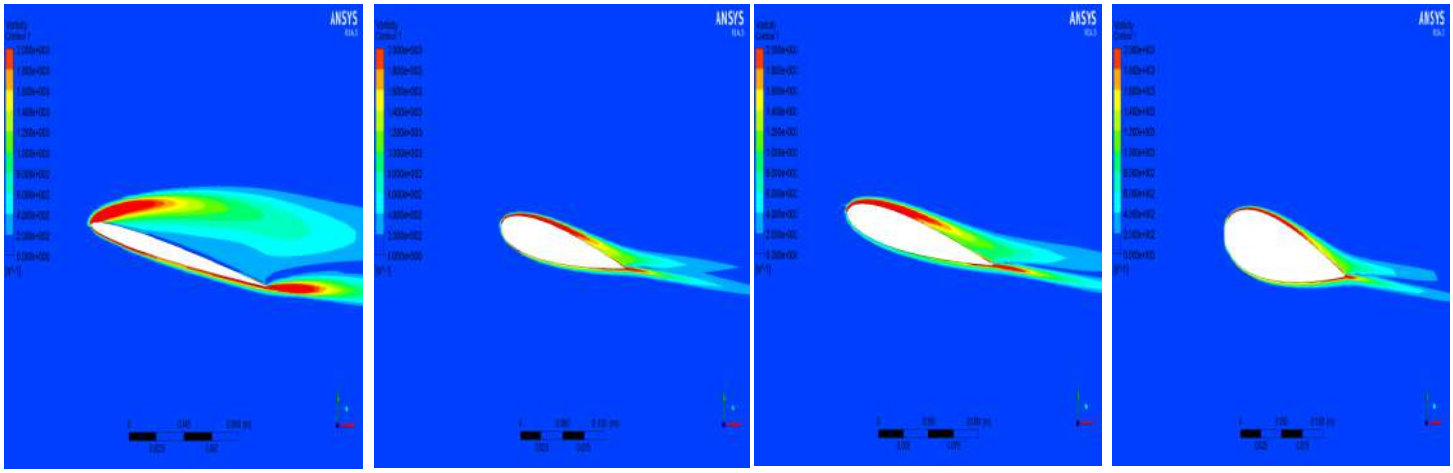


Figure IV.7: champs de vorticité pour NACA0005, NACA0012, NACA0016 et NACA0025

IV.3- Etude de l'aile oscillante :

Dans cette partie nous étudions l'aile en cas de mouvement oscillatoire, en commence par une validation avec des résultats expérimentaux de la littérature, puis on compare ce cas avec le cas statistique (aile fixe), ainsi on va étudier l'effet de la fréquence d'oscillation de l'aile.

IV.3.1 Validation des résultats :

On valide notre résultats avec les résultats expérimentaux de **Lee and Gerontakos (2004)[32],** le profil aérodynamique est NACA0012 à une corde c=0.15m et l'envergure b=0.375m. Ce profil est oscille avec une équation sinusoïdale : $\alpha(t) = 10^0 + 15^0 \sin(2\pi f t)$ avec la fréquence réduit k=0.1 et le nombre de Reynolds Re=1.35×10^5 et la vitesse de l'écoulement U_∞=14m/s. l'axe de rotation est fixé à 0.25 de la corde. Le modèle de turbulence utilisé k-ω standard avec l'intensité de turbulence est de 0.08%.

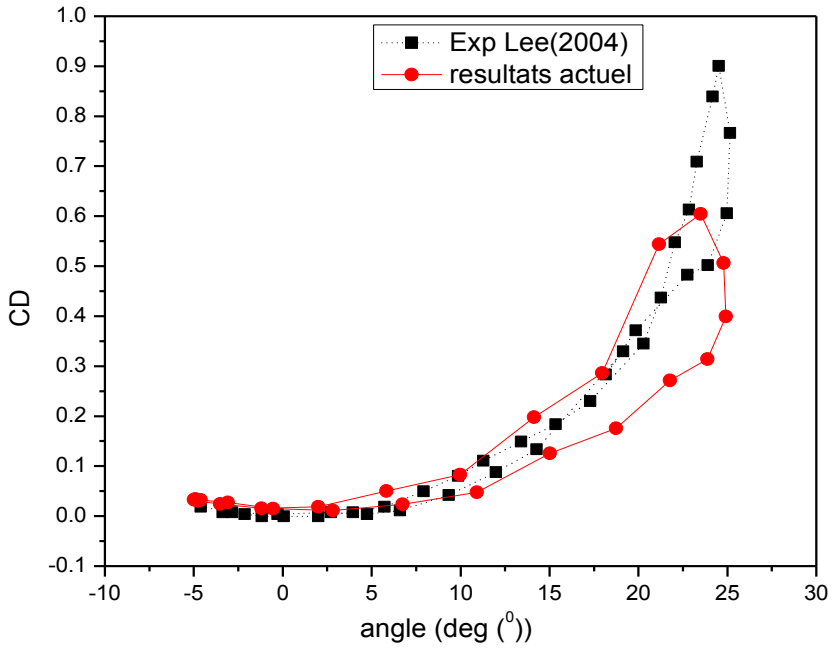


Figure IV.8. Validation du coefficient de traînée (*CD*) en fonction de l'angle d'attaque

Le coefficient de traînée CD en fonction de l'angle d'attaque α est calculé numériquement représenté dans la **figure IV.8.** On peut voir que, pour des faibles et moyens angles d'attaque -

$5^0<\alpha<20^0$, Les résultats du coefficient de la force aérodynamique traînée CD sont en bon accord avec les résultats expérimentaux, d'autre part pour des valeurs de l'angle d'attaque comprises entre 20^0 et 25^0 ($20^0<\alpha<25^0$) on peut remarquer qu'il y a une différence importante avec les résultats expérimentaux.

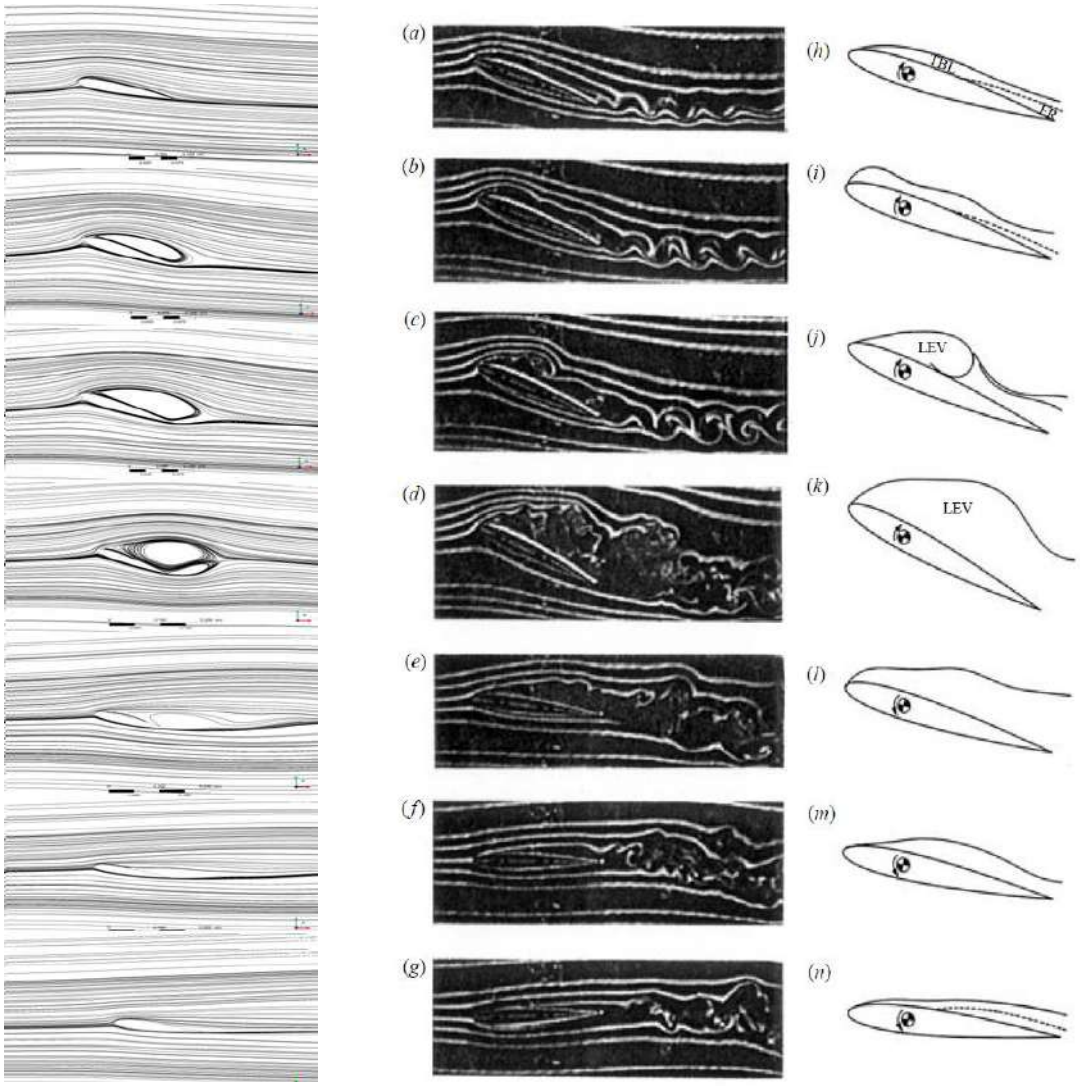
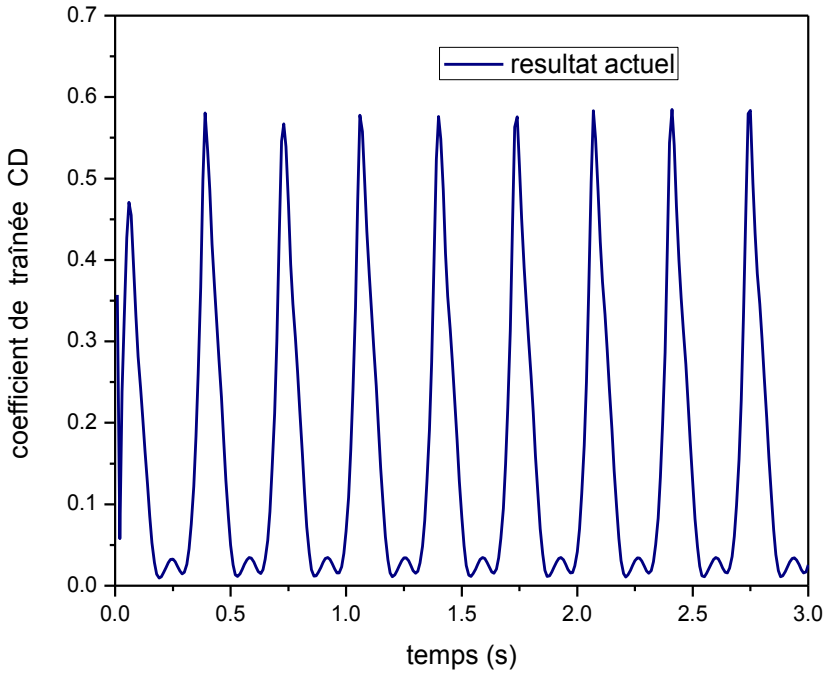


Figure IV.9, Les lignes de courant et la formation des tourbillons,
A) résultats actuels, B) résultats expérimentaux de Lee [32]. Angle ascendante a)$\alpha= 12.9^0$ b) $\alpha= 21.9^0$ c) $\alpha= 22{,}4^0$ d) $\alpha= 24{,}7^0$. Angle descendante e) $\alpha= 14.1^0$ f) $\alpha= 12^0$ g) $\alpha= 5^0$

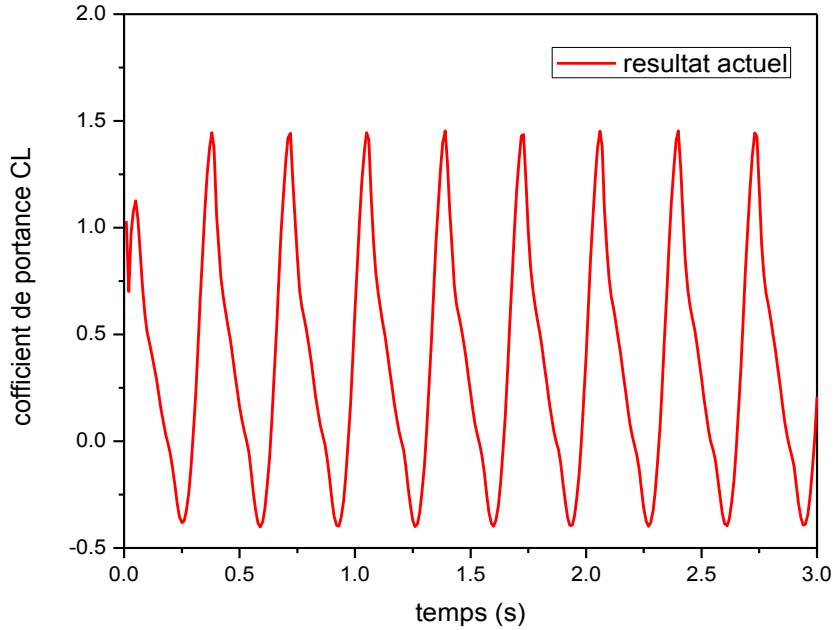
La figure IV.9. représente les lignes de courant et la formation des tourbillons pour le profil aérodynamique oscillant à différente angle α, et comparaison entre nos résultats et les résultats expérimentaux de Lee [32] , on remarque que pour des angle en tangage vers le haut inferieur à $\alpha= 12.9^0$ l'écoulement et laminaire, les tourbillons sont générés à partir du bord d'attaque et se déplacent sur l'extrados et le découlement est observée pour la première fois à $\alpha= 12.9^0$ et le découlement de la couche limite est restée attachée au profil aérodynamique prés au bord d'attaque, jusqu'à $\alpha=21,6^0$ on peut remarquer que la formation du tourbillon couvre la totalité de l'extrados du profil aérodynamique. À $\alpha= 24.7^0$ le découlement est important et deux tourbillons se formés. Pour le profil en tangage vers le bas le tourbillon avant est disparu et l'autre tourbillon s'approche vers le bord de fuite, à les tourbillons sont libéré à partir le bord de fuite et la couche limite reviens laminaire pour des faibles angles.

Par conséquent et d'après la comparaison, un bon accord est trouvé entre notre modèle actuel et les résultats expérimentaux et numériques disponibles dans la littérature.

La figure IV.10 montre le coefficient de portance et de traînée en fonction de temps pour les huit courses (période), on remarque que le coefficient de traînée et portance pendant une période, une allure symétrique entre la course ascendante et descendante. Le pic maximal du coefficient de traînée est obtenu après le profil atteint la valeur de l'angle d'incidence maximal $\alpha= 25^0$ est commencé tangage vers le bas, mais le pic maximal du coefficient de portance est obtenu avant la valeur maximale de l'angle d'incidence environ de 18^0, cet angle est appelé l'angle de décrochage. Et les pics minimaux des coefficients sont obtenus si le profil atteint la valeur minimale de l'angle d'incidence $\alpha=-5^0$



(a)



(b)

Figure IV.10. a) Coefficient de trainée *CD*, b) Coefficient de portance *CL* en fonction de temps.

IV.3.2 Comparaison entre l'aile fixe et l'aile oscillante :

Dans cette partie on fait une comparaison entre l'aile fixe et l'aile oscillante afin de comprendre l'objectif des ailes oscillante, pour cela on calcule le coefficient de portance CL en fonction des déférents angles pour les deux cas (**figure IV.11**). On remarque pour des faibles angles d'attaque $\alpha < 12^0$ les valeurs du CL presque sont identiques. La valeur max du CL=0.89 pour l'aile fixe est marquée environ de $\alpha=15^0$ puis la valeur du CL est diminue, d'autre part en cas le profil oscillant le coefficient de portance CL reste augmente jusqu'à 1.5 à l'angle environ de $\alpha=20^0$ et après il est diminue. C'est-à dire l'angle de décrochage pour les deux cas fixe et oscillante $\alpha=15^0$ et $\alpha=20^0$ respectivement. On conclu que pour profiter des valeurs plus de CL, et pour meilleur condition de vol il faut mieux mettre l'aile en cas oscillante.

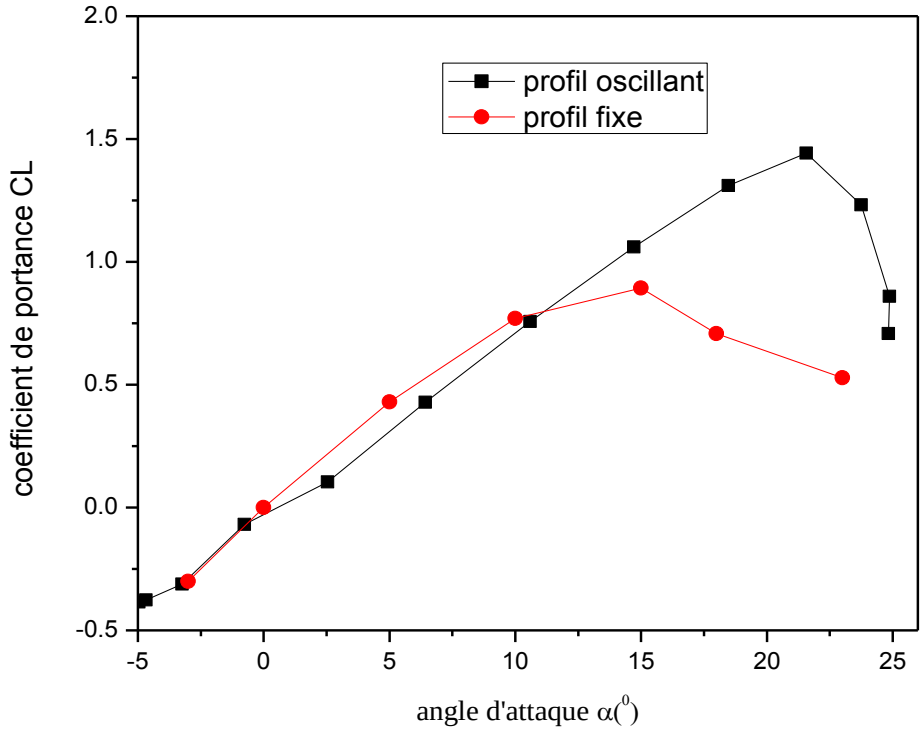


Figure IV.11 Comparaison entre l'aile fixe et l'aile oscillante pour le coefficient de portance *CL* en fonction de l'angle d'attaque α pour l'aile fixe et l'aile oscillant.

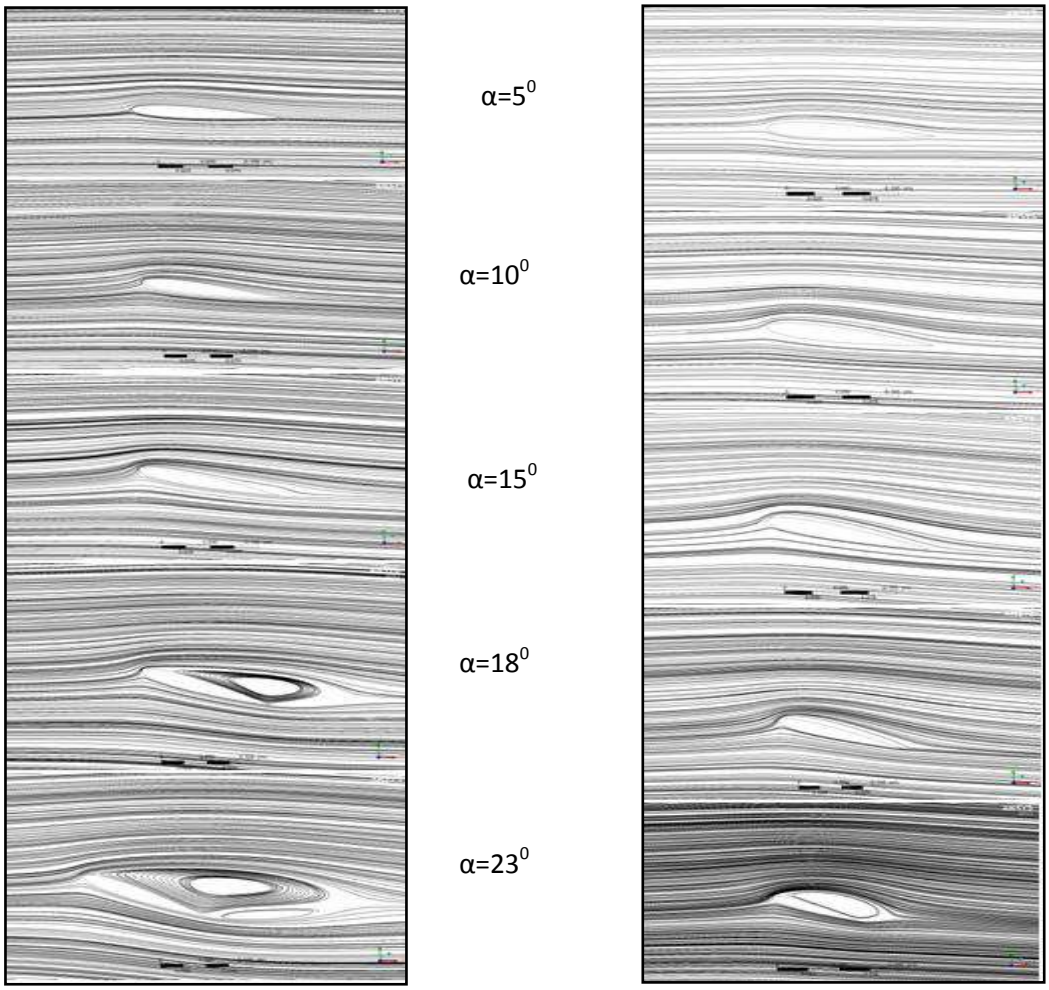


Figure IV.12 comparaison entre l'aile fixe et l'aile oscillante pour Les lignes de courant et la formation des tourbillons.

La figure IV.12 représente une comparaison entre l'aile fixe et l'aile oscillante pour Les lignes de courant et la formation des tourbillons à différente angle d'attaque α, on remarque que le découlement et la formation des tourbillons est important pour l'aile fixe par apport à l'aile oscillante. Ainsi que pour des angles inférieur à 15^0 pour les deux cas la couche limite et laminaire ci pour ça le coefficient de portance est identique dans cette plage (figure IV.11) , d'autre part pour l'aile fixe la formation des tourbillon est apparait environ de $\alpha=15^0$, ça confirme le décrochage et le coefficient de portance va diminue, mais la formation des tourbillon pour l'aile oscillante est apparait environ de $\alpha=20^0$ et dans ce cas il y a un retard de décrochage et augmentation de portance.

IV.3.3 L'effet de la fréquence d'oscillations :

Dans cette partie on s'intéresse d'étudier l'effet de la fréquence d'oscillation sur les caractéristiques de l'écoulement autour du profil NACA0012 oscillant, pour cela on fait varier la fréquence réduite k $\left(k = \frac{\pi f c}{U_\infty}\right)$ pour deux valeur k=0.05, k=0.1.

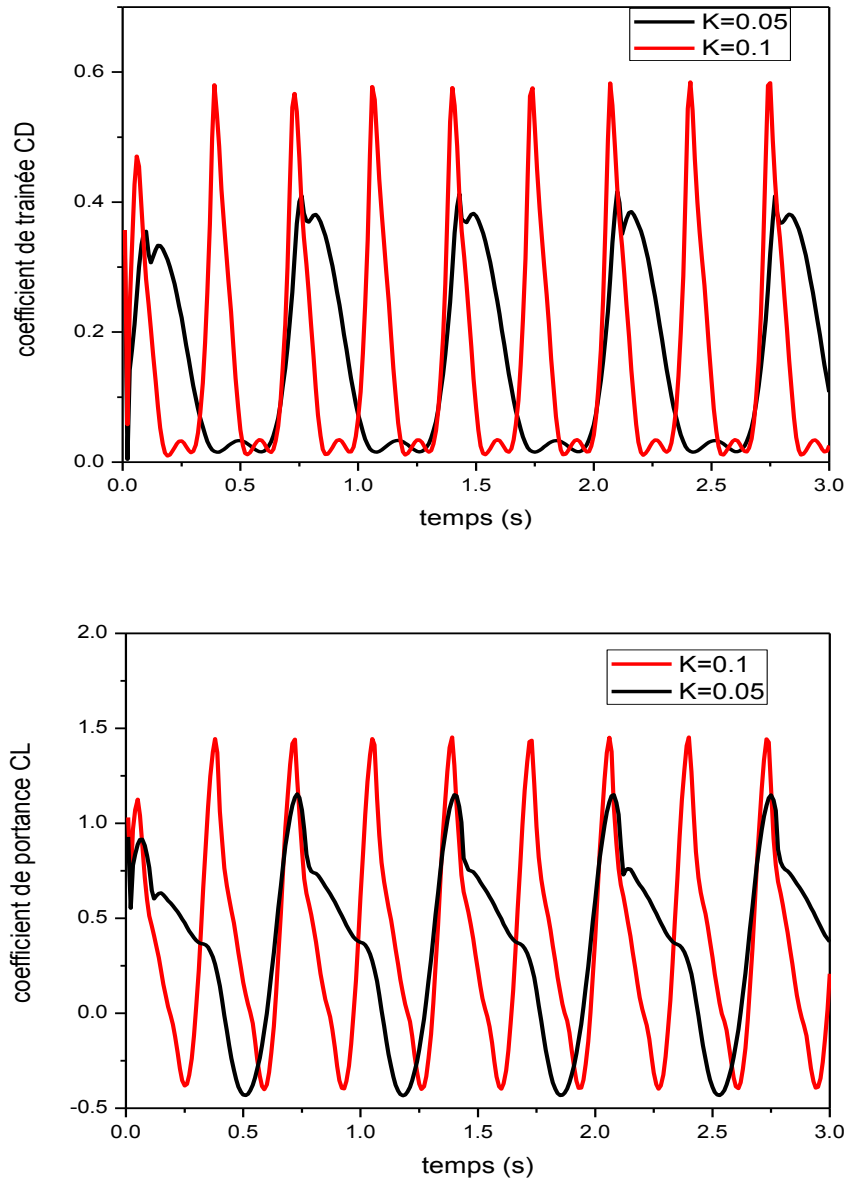


Figure IV.13 a) Coefficient de trainée *CD*, b) Coefficient de portance *CL* en fonction de temps pour k=0.1 et k=0.05

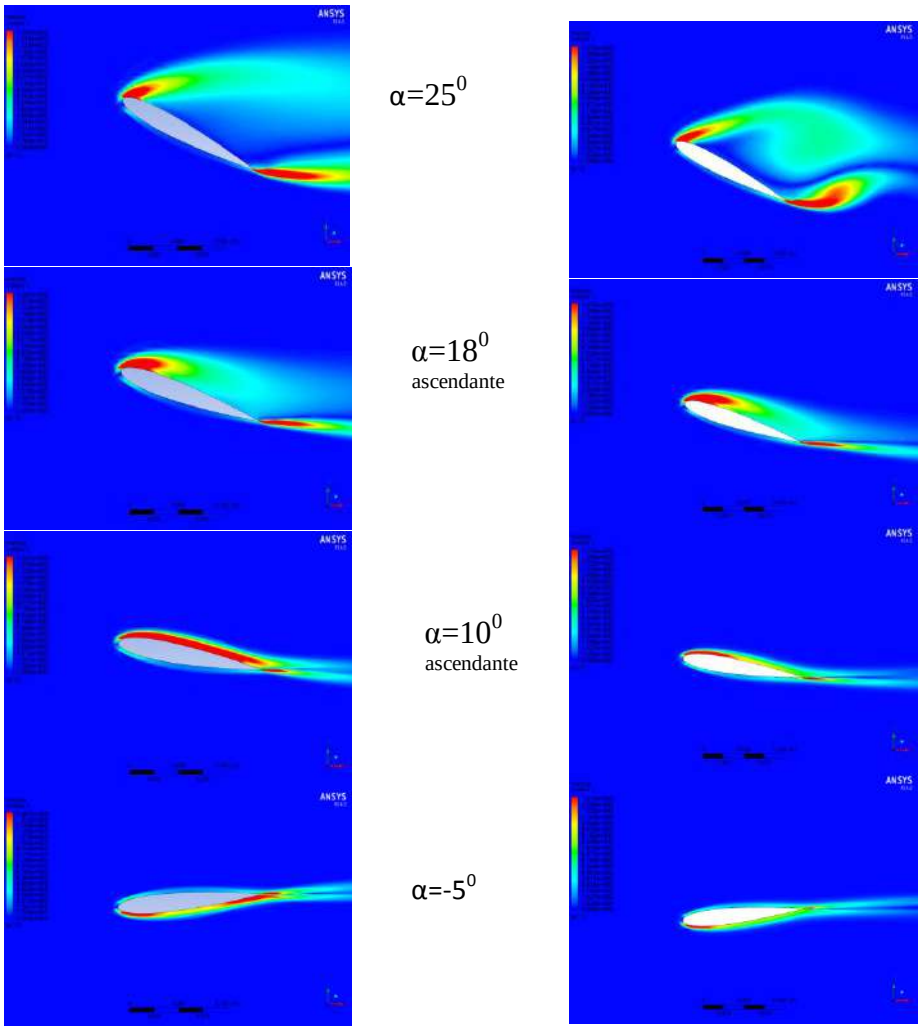


Figure IV.14 Champs de la vorticité , a)k=0.05. b) k=0.1

La **figure IV.13** représente les coefficients des forces aérodynamiques *CL* et *CD* en fonction du temps pour la fréquence réduite k=0.05 et k=0.1. On remarque que les périodes des coefficients des forces aérodynamiques diminuent lorsque la fréquence d'oscillation augment. D'autre part on peut observer lorsque la fréquence réduite d'oscillation augmente le coefficient de portance *CL* et le coefficient de traînée *CD* augmentent, Cet effet est montré dans la **figure IV.14** qui illustre le contour de la vorticité pour différente angle d'attaque, on remarque que si la fréquence réduite du profil augmente les valeur de la vorticité est diminué c'est-à-dire la zone de sillage est diminué, donc si la zone de la vorticité plus importante il y'a une diminution de la portance.

IV.4 Conclusion :

Ce dernier chapitre est consacré principalement à la présentation des résultats des simulations numériques de l'écoulement de l'air autour un profil aérodynamique NACA0012 en deux cas l'un en cas fixe et l'autre en tangage (mouvement sinusoïdale) interaction fluide structure en utilisant le code de calcule ANSYS Workbench CFX 14.5, en faisant une étude comparatives entre les deux cas. D'autre part nous avons trouvé que nos résultats numériques présentent de bonnes concordances avec les résultats expérimentaux de littératures. Aussi, quelques paramètres ont été examinés tel que l'angle d'attaque, le nombre de Reynolds, l'épaisseur du profil aérodynamique pour l'aile fixe et l'effet de la fréquence d'oscillation pour l'aile oscillante et nous avons trouvé que :

- Pour l'aile fixe si le nombre de Reynolds augmente le coefficient de portance CL augmente et le coefficient de traînée diminue. D'autre part, l'augmentation de l'angle d'attaque permet d'augmenter les coefficients des forces aérodynamiques portance et trainée. Ainsi que, lorsque l'épaisseur du profil augmente le coefficient de portance CL augmente et Les coefficients de traînée varie inversement à son épaisseur relative.
- D'après La comparaison entre l'écoulement de l'air autour de l'aile fixe et autour de l'aile oscillante, l'aile oscillante peut augmenter le coefficient de portance et retarder l'angle d'accrochage par apport l'aile fixe.
- Si la fréquence réduite d'oscillation augmente le coefficient de portance *CL* et le coefficient de traînée *CD* augmentent. Et un effet sur les structures d'écoulement et de vortex sont évidents, Les tailles de vortex dans une fréquence d'oscillation élevée sont inférieures à ceux à plus faible fréquence.

Conclusion générale

Conclusion générale

Dans ce mémoire nous avons étudie un problème de l'écoulement d'un fluide compressible (air), turbulent instationnaire bidimensionnel (2D) autour d'un profil aérodynamique de type NACA0012 pour deux cas l'un le profil en cas fixe et l'autre en tangage (mouvement sinusoïdale) c'est un problème d'interaction fluide structure, et nous avons fait une comparaison entre les deux cas.

Nous avons présenté dans le premier chapitre une revue de littérature et une présentation théorique sur la notion aérodynamique et l'écoulement autour les ailes oscillantes, et la deuxième chapitre est consacré à la formulation mathématique du problème. Puis on a présenté dans le troisième chapitre la méthodologie et les étapes à suivre pour résoudre le problème, d'autre par les principaux résultats avec leurs commentaires sont présentés dans le dernier chapitre.

Nous avons utilisé la méthode des éléments finis pour discrétisé et résoudre numériquement les équations de Navier-stokes, par logicielle ANSYS CFX 14.5.

D'après la validation de nos résultats, un bon accord est trouvé entre notre modèle numérique et les résultats expérimentaux et numériques disponibles dans la littérature.

Les résultats qui a été trouvé dans ce travail montre que :

- Pour l'aile fixe si le nombre de Reynolds augmente le coefficient de portance CL augmente et le coefficient de traînée diminue. D'autre part, l'augmentation de l'angle d'attaque permet d'augmenter les coefficients des forces aérodynamiques portance et trainée. Ainsi que, lorsque l'épaisseur du profil augmente le coefficient de portance CL augmente et Les coefficients de traînée varie inversement à son épaisseur relative.
- D'après La comparaison entre l'écoulement de l'air autour de l'aile fixe et autour de l'aile oscillante, l'aile oscillante peut augmenter le coefficient de portance et retarder l'angle d'accrochage par apport l'aile fixe.
- Si la fréquence réduite d'oscillation augmente le coefficient de portance *CL* et le coefficient de traînée *CD* augmentent. Et un effet sur les structures de

découlement et de vortex sont évidents, Les tailles de vortex dans une fréquence d'oscillation élevée sont inférieures à ceux à plus faible fréquence.

Perspectives

On propose comme des perspectives :

- Etude et simulation tridimensionnelle 3D de ce problème.
- Etude de l'effet thermique d'un écoulement de l'air autour d'un profil aérodynamique.

Références

Référence :

[1] Yuan, W.;Lee, R.;Hoogkamp, E.;Khalid,M.: Numerical and experimental simulations of flapping wings. Int.J.of Micro Air Vehichles .Vol 2, Issue 3 (2010).

[2] Shyy,W.;Lian,Y.;Tang,J.;Liu,H.;Trizila,P.;Stanford,B.;Bernal,L.;Cesnik,C.;Friedmann,P. Ifju,P.: Computational aerodynamics of low Reynolds number plunging, pitching and flexible wings for MAV applications. Acta Mich Sin. 42,351-373 (2008).

[3] Sengupta,T.K.;Vikas,V.;Johri,A.: An improved method for calculating flow past flapping and hovering airfoils. Theor. Comput. Fluid Dyn. 19(6),417-440 (2005).

[4] Ashraf, M.A.;Young, J.;Lai,J.C.S.: Reynolds number, thickness and camber effects on flapping airfoil propulsion. J. Fluids and Structures. 27,145–160 (2011).

[5] Wang,S.; Ingham, D.B.; Mab,L.; Pourkashanian,M.; Tao,Z.: Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils. Computers & Fluids. 39,1529-1541(2010).

[6] Castillo-Rivera, S.; Tomas-Rodriguez,M.: Helicopter nonlinear aerodynamics modeling using VehicleSim. Advances in Engineering Software.100,252-265(2016).

[7] Jones, K.D., T.C. Lund, and M.F. Platzer, ―Experimental and Computational Investigation of Flapping Wing Propulsion for Micro Air Vehicles,‖ Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 195, Chapter 16.(2001).

[8] Hau, E.:Wind Turbines : Fundamentals, Technologies, Application, Economics. Springer, Berlin, Heidelberg (Allemagne), 2e édition. (2006).

[9] Forcier, L. : Conception d‘une pale d‘éolienne de grande envergure à l‘aide de Techniques d‘optimisation structurale. Thèse de doctorat. Université du Québec. Montréal(2010).

[10] Plourde Campagna,M. : Hydrolienne à Ailes Oscillantes: conception et modélisation physique et économique de la technologie. Mémoire. Université Laval Québec, Canada (2013) .

[11] Ouaked, R. et oussad, H. Étude De L'écoulement Autour D'une Grille D'aube. Mémoire De Fin D'étude. UMMTO ,2009/2010.

[12] Thomson J.J. (Lord Kelvin), "Vibrations of a columnar vortex", Phil. Mag., 10, 155-168, 1880

[13] Comolet, R.: Mecaniques des fluides expérimentale, Tome II, Dynamique des fluides réels,4^{e} edition , Editions Masson (1994).

[14] Chassaing,P. :Turbulence en Mécanique des Fluides. Cépaduès-Editions. 9,14-123(2000).

[15] Kinsey, T., Dumas, G.: Parametric study of an oscillating airfoil in a power extraction regime, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 6, (2008), pp. 1318-1330

[16] Ziane, F., Abdellah El-Hadj, A**.** : Numerical Analysis of theWall Effect on Flow Around Airfoil Subjected to a Pitching Movement. Arab J Sci Eng (2018) 43:1061–1069.

[17] Lu, K.;Xie, Y,H.; Zhang D. : Numerical study of large amplitude, nonsinusoidal motion and camber effects on pitching airfoil propulsion. J. Fluids and Structures 36,184-194(2013).

[18] Koopaee, M.K.: Effect of flow regime change from subsonic to transonic on the air loads of an oscillating airfoil. J. Fluids Struct.**50**, 312–328 (2014).

[19] Laneville, A. ; Vittecoq, P. ;Côté, J. : Etude expérimentale de l'effet de la turbulence sur le décrochage dynamique. AGARD CP 386(1985).

[20] Perry,M.L.; Mueller,T.J.: Leading-and trailing-edge flaps on a low Reynolds number airfoil, J. Aircr. 24(9),653–659. (1987).

[21] Anderson, J. M. , Streitlien, K. , Barrett, D. S. , Triantafyllou, M. S. Oscillating foils of high propulsive efficiency Journal of Fluid M echanics Vol. 360 1998, pp. 41-72.

[22] Hover, F. S. , Haugsdal, 0. , Triantafyllou, M. S. , Effect of angle of attack profiles in flapping foil propulsion, Journal of Fluids and Structures, Vol. 19, 2004, pp. 37-47.

[23] Mc kinney, W. , Delaurier, J. , The wingmill : an oscillating-wing windmill Journal of Energy, Vol. 5, No. 2, 1981 , pp. 107-115.

[24] Pulse Generation Ltd., URL: http://www.pulsegeneration.co.uk

[25] Jones, K. D. , Lindsey, K. , Platzer, M. F. , An investigation of the fluid structure interaction in an oscillating-wing micro-hydropower generator, Fluid Structure Interaction 2, WIT Press, 2003, pp. 73-82.

[26] Yunus A. Çengel, John M. Cimbala, Fluid Mechanics Fundamentals and Applications, higher education, 1221 Avenue of the Americas, New York, 2006

[27] Viollet, P.L., "The Modelling of Turbulent Recirculating Flows for the Purpose of Reactor Thermal-Hydraulic Analysis", Nuclear Engineering and Design, 99, pp.

[28] Lander et. Spalding. Lectures in Mathematical Models of Turbulence. Academic Press, London, England, 1972.65-377 (1987).

[29] David,C.Wilcox.: Formulation of the k-omega Turbulence Model Revisited. AIAA Journal, Vol. 46, No. 11, pp. 2823-2838(2008).

[30] Daniel Choï. : Méthode des éléments finis par l'exemple, Groupe Mécanique Modélisation Mathématique et Numérique, Université de Caen, Bld Maréchal Juin, 14032 Caen Cedex, France, Version Avril 2010

[31] Erdogen Madenci. Ibrahim Guven,: The Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS, by Springer Science and Business Media, LLC (2006).

[32] Lee, T.; Gerontakos, P.: Investigation of flow over an oscillating airfoil. J. Fluid Mech. 512, 313–341 (2004).

[33] Bilger, R.W., "A Note on Favre Averaging in Variable Density Flows", Combustion Science and Technology, Vol. 11, pp. 215-217 (1975).

[34] David V. Hutton.: Fundamentals of Finite Element Analysis (the McGraw−Hill Companies), International ed, USA.(2004).