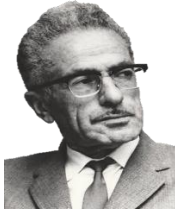


RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou

Faculté de génie de la construction

Département de génie mécanique – campus Tamda II



ⵜⴰⵎⴰⵎⵔⵉⵜ ⵏ ⵉⵏⵙⵉⵎⵉⵏⵜ ⵏ ⵉⵏⵙⵉⵎⵉⵏⵜ ⵏ ⵉⵏⵙⵉⵎⵉⵏⵜ

Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention du

Diplôme de Master Académique en électromécanique

Option: maintenance industrielle

Thème

ETUDE ET SIMULATION DES PROFILS AÉRODYNAMIQUES NACA

Présenté par

KHELIFI Amirouche

YAZZAG Youcef

Président

Mr BELGAID Houcine

Examineur

Mr SI AHMED Hamid

Encadrant

Mr YAMANI Nouredine

Promotion : 2020/2021

Remerciements

Avant tout nous tenons à remercier Dieu le tout puissant de nous avoir donné la confiance en nous, la santé et la volonté d'entamer et de terminer ce mémoire.

*Tout d'abord, ce travail il ne serait pas aussi riche et n'aurait pas pu avoir jour sans l'encadrement de **Mr Yamani Noureddine**, nous tenons à le remercier pour la qualité de son encadrement, pour sa patience, sa rigueur et sa disponibilité durant notre préparation de ce mémoire.*

Veillez monsieur croire à l'expression de notre profond respect.

Nous tenons à remercier également tous les membres du jury qui ont accepté d'examiner de juger notre travail

Nos remerciements s'adressent également à tous les enseignants du département pour leurs générosités et la grande patience dont ils ont su faire preuve malgré leurs charges académiques et professionnelles.

Nous tenons aussi à remercier toute personne ayant contribué à notre soutien moral ainsi que toutes nos familles.

Merci à tous.

*Mr **KHELFI** Amirouche*

*Mr **WAZZAG** Youcef*

Dédicace

À tous ceux qui me sont chers.

Mr KHELFI Amirouche

Dédicace

Je dédie ce modeste travail accompagné d'un profond amour :

*A la plus aimable femme au Monde qui m'a arrosé de tendresse et d'espoirs
à la source d'amour **MA MÈRE** Et à **Mon Père** qui m'épaulé le long de
mon parcours d'études jusqu'au arriver là, qui n'ont pas cessé de me
conseiller et de m'orienter.*

Que dieu vous Bénisse pour moi et pour mon frères et sœurs

*A la mémoire de mes grands-parents et **NA OUIZA** et **NA TASSADIT***

*A mon oncle **DA LHOUCHE** et sa famille*

*A mon grand frère **YACINE** et sa femme **IMEN** et son fils **ADAM***

*A mes très chères frères **HAKIM, SALEM, BRAHIM***

*A ma très chère et unique sœur **AMEL***

*A ma très chère amie **OUARDA** qui m'a beaucoup soutenu*

A toutes mes tantes et leur adorable garçon et filles

*Une spéciale dédicace pour mon binôme **AMIROUCHE** qui m'a supporté
toute cette période de stress qui m'a rendu un peu fou*

A tous mes chers amis dans la liste est longue mais surtout :

***Moh, Ghania, Kenza, Essaid, Nadia, Wardia, Dihia, Kahina, Nadia,
Sonia, Sonia, Sofiane, Ahmed, Slimane, Mazigh, Mr Hellel, ...
Groupe Oustgahoui, Mouloud, Carlos, Arrach Tgesray sans exception.***

**** A toute la famille **YAZZAG** ****

**** A la famille **Football Assi Youcef *Woodwala*** ****

*Et à tous mes chères camarades de la section **ELM**- maintenance industriel*

*Mr. **Yazzag Youcef***

Sommaire

| | |
|--|----|
| Introduction général | 1 |
| Chapitre I Etat de l'art sur les ailes | 3 |
| 1. Introduction | 4 |
| 2. Etude théorique des ailes | 4 |
| 2.1. Définition de l'aile..... | 4 |
| 2.2. Caractéristiques techniques d'aile..... | 5 |
| 2.2.1. Surface alaire S_a [m ²]..... | 5 |
| 2.2.2. Envergure b | 5 |
| 2.2.3. Corde C..... | 6 |
| 2.2.4. Allongement | 6 |
| 2.2.5. Effilement..... | 7 |
| Critère de choix | 8 |
| 2.2.6. Flèche | 8 |
| 2.2.7. Dièdre δ | 9 |
| 2.2.8. Angle de calage | 10 |
| 2.2.9. Empennage horizontal | 10 |
| 2.2.10. Empennage vertical | 11 |
| 2.2.11. Épaisseur | 11 |
| 3. Différents types d'aile | 12 |
| 3.1. L'aile basse | 12 |
| 3.2. L'aile haute | 12 |
| 3.3. L'aile médiane..... | 13 |
| 3.4. L'aile parasol | 13 |
| 3.5. L'aile en mouette..... | 14 |
| 3.6. L'aile de mouette inversée..... | 14 |
| 3.7. L'aile volante..... | 15 |
| 3.8. L'aile droite | 15 |
| 3.9. L'aile en flèche..... | 16 |
| 3.10. L'aile en flèche inversée..... | 16 |
| 3.11. L'aile delta..... | 17 |
| 3.12. L'aile elliptique | 17 |
| 3.13. L'aile gothique ou en ogive | 18 |
| 3.14. L'aile brisée ou double delta | 18 |

| | |
|---|----|
| 3.15. L'aile à géométrie variable..... | 19 |
| 3.16. L'aile trapézoïdale..... | 19 |
| 4. Conclusion..... | 20 |
| Chapitre II Généralités et aperçu sur les profils NACA..... | 21 |
| 1. Introduction..... | 22 |
| 2. Historique..... | 22 |
| 3. Définition..... | 23 |
| 3.1. Autres définitions..... | 24 |
| 4. Famille des profils :..... | 25 |
| 5. Série à quatre chiffres (Séries 4)..... | 26 |
| 5.1. Profil symétrique 00xx..... | 26 |
| 5.2. Profil cambré..... | 27 |
| 6. Forces et moments aérodynamiques..... | 28 |
| 6.1. Répartition de la force de surface..... | 29 |
| 6.2. Composantes de la Force..... | 31 |
| 6.3. Calcul des forces et du moment..... | 31 |
| 6.4. Coefficients non-dimensionnels..... | 32 |
| 6.5. Centre aérodynamiques (pressure center)..... | 33 |
| 7. Conclusion..... | 35 |
| Chapitre III Etude aérodynamique..... | 36 |
| 1. Introduction..... | 37 |
| 2. Généralités et aperçu sur la couche limite..... | 38 |
| 2.1. Rappels de mécanique des fluides..... | 38 |
| 2.2. Équations de base..... | 38 |
| 2.3. Analyse du mouvement d'un élément de volume d'un fluide..... | 39 |
| 2.3.1. Translation..... | 39 |
| 2.3.2. Rotation..... | 39 |
| 3.2. Couche limite turbulente sur une plaque plane à incidence nulle..... | 41 |
| 3.3. Différents types d'épaisseurs 3.3.1. Épaisseur de la couche limite (δ)..... | 42 |
| 3.3.2. Épaisseur de déplacement (δ_1)..... | 42 |
| Facteur de forme..... | 42 |
| 4. Caractéristiques aérodynamiques..... | 43 |
| 4.2. Traînée..... | 44 |
| 4.3. Coefficient de moment..... | 44 |
| 4.4. Finesse aérodynamique..... | 44 |
| 4.5. Polaire d'un profil..... | 44 |

| | |
|---|----|
| 5. Couches limites avec gradient de pression adverse | 45 |
| 5.2. Le phénomène de décollement | 46 |
| 5.2.1. Définition..... | 46 |
| 5.2.2. Les causes de décollement | 46 |
| 5.2.3. Les effets de décollement | 47 |
| 6. Contrôle des écoulements..... | 50 |
| 6.1. Classification du contrôle..... | 50 |
| 6.1.1. Le contrôle actif..... | 51 |
| a) Contrôle acoustique..... | 51 |
| b) Contrôle thermique | 51 |
| c) Contrôle électromagnétique | 51 |
| d) Paroi mobile | 53 |
| e) Moyes fluidiques actifs | 54 |
| Méthodes continues soufflage/aspiration | 54 |
| Actionneurs plasma | 55 |
| Actionneurs à combustion | 56 |
| Actionneurs sparkjets | 56 |
| Jets synthétiques, jets pulsés..... | 56 |
| 6.2. Le contrôle passif | 58 |
| 6.2.1. Parois rainurées ou « riblets » | 58 |
| 6.2.2. Les dispositifs LEBU | 59 |
| 6.2.3 Amplificateurs de turbulence passifs..... | 59 |
| 6.2.4 Dispositifs hypersustentateurs a) Définition..... | 60 |
| b) Dispositifs de bord d'attaque | 60 |
| Bec à fente | 60 |
| Bord d'attaque basculant | 60 |
| Volet de Krüger | 61 |
| Bec Betz | 61 |
| c) Dispositifs de bord de fuite | 62 |
| Les volets normaux | 62 |
| Les volets d'intrados | 62 |
| Les volets de courbure..... | 63 |
| Volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière | 63 |
| Volet de courbure à fente | 63 |
| Volet Fowler à une fente | 64 |
| Volet Fowler d'intrados avec déplacement vers l'arrière associé à plusieurs fentes..... | 64 |

| | |
|--|----|
| 7. Conclusion..... | 66 |
| Chapitre IV Simulation numérique | 67 |
| 1. Introduction | 68 |
| 2. L'utilisation de ANSYS fluent | 68 |
| 2.1. Création Domain de travaille sur workbench..... | 68 |
| 2.2.1 Construction de la géométrie..... | 70 |
| a) Dessiner le profil | 70 |
| b) Création d'esquisse..... | 71 |
| 2.2.2. Maillage de la géométrie | 72 |
| a) Dimensionnement de l'arête..... | 73 |
| b) Inflation | 73 |
| c) Spécification des zones de la géométrie | 74 |
| 2.2.3. Condition aux limites | 74 |
| 2.2.4 Étape d'exécution | 75 |
| 3. Résultats et interprétation | 78 |
| 3.1. La pression statique | 78 |
| 3.1.1. Les profils symétrique | 78 |
| 3.1.2. Les profils dissymétrique..... | 79 |
| 3.1.3. Les profils symétrique et dissymétrique | 80 |
| 3.2. La vitesse..... | 81 |
| 3.2.1. Les profils symétrique | 81 |
| 3.2.2. Les profils dissymétrique..... | 82 |
| 3.2.3. Les profils symétrique et dissymétrique | 83 |
| 3.3. Les turbulences..... | 84 |
| 3.3.1. Les profils symétriques..... | 84 |
| 3.3.2. Les profils dissymétrique..... | 85 |
| 3.3.3. Les profils symétrique et dissymétrique | 86 |
| 4. Conclusion..... | 87 |
| Conclusion général | 89 |
| Bibliographes..... | 91 |
| Annexe | 95 |

Liste des figures

Chapitre I Etat de l'art sur les ailes

| | |
|---|----|
| Figure I.1 Constitution de l'aile | 4 |
| Figure I.2 Composition de l'avion..... | 5 |
| Figure I.3 Surface, envergure et corde de l'aile | 6 |
| Figure I.4 Allongement d'aile | 7 |
| Figure I.5 Autre type d'allongement de l'aile | 7 |
| Figure I.6 La flèche de l'aile | 9 |
| Figure I.7 Dièdre de l'aile | 9 |
| Figure I.8 Empennage horizontal | 10 |
| Figure I.9 Empennage vertical | 11 |
| Figure I.10 Aile basse exemple Reggiane Re.2000 Falco..... | 12 |
| Figure I.11 L'aile haute exemple Farman F.222 | 12 |
| Figure I.12 L'aile médiane exemple Northrop F-89 Scorpion | 13 |
| Figure I.13 L'aile parasol exemple Gourdou-Leseurre LGL.32 | 13 |
| Figure I.14 L'aile en mouette exemple Beriev Be-12 Chaika Mail | 14 |
| Figure I.15 L'aile de mouette inversée exemple Junkers Ju 87 Stuka | 14 |
| Figure I.16 L'aile volante exemple Northrop B-2 Spirit | 15 |
| Figure I.17 L'aile droite exemple Hawker Sea Hawk | 15 |
| Figure I.18 L'aile en flèche exemple Dassault Super Mystère B.2 | 16 |
| Figure I.19 L'aile en flèche inversée exemple Sukhoï Su-47 Berkut | 16 |
| Figure I.20 L'aile delta exemple Dassault Mirage IIIO | 17 |
| Figure I.21 L'aile elliptique exemple Super-marine Spitfire | 17 |
| Figure I.22 L'aile gothique ou en ogive exemple Avaro Vulcan | 18 |
| Figure I.23 L'aile brisée ou double delta exemple Saab J35 Draken..... | 18 |
| Figure I.24 L'aile à géométrie variable exemple Rockwell B-1 Lancer..... | 19 |
| Figure I.25 L'aile à géométrie variable exemple Lockheed F-22 Raptor..... | 19 |

Chapitre II profils NACA

| | |
|--|----|
| Figure II.1 Évolution des profils d'ailes utilisés au début du XXe siècle | 23 |
| Figure II.2 Géométrie du profil | 23 |
| Figure II.3 Lignes du profil - 1 : Corde, 2 : Cambrure, 3 : Longueur, 4 : Ligne médiane | 24 |
| Figure II.4 définitions aérodynamiques..... | 24 |
| Figure II.5 Spectre de l'écoulement..... | 25 |
| Figure II.6 différents types des profils | 25 |
| Figure II.7 Courbe d'une aile NACA 0015..... | 27 |
| Figure II.8 Courbe d'une aile NACA 2412..... | 28 |
| Figure II.9 Spectre des pressions..... | 29 |
| Figure II.10 Répartition des contraintes de surface..... | 30 |
| Figure II.11 Répartition des contraintes élémentaires sur l'intrados et l'extrados du profil. | 31 |
| Figure II.12 forces, moment et position du centre aérodynamique. | 33 |
| Figure II.13 Signe du moment en fonction de la position de xcp..... | 34 |
| Figure II.14 forces et moments en fonction de la position du centre | 34 |

Chapitre III Etude aérodynamique

| | |
|--|----|
| Figure III. 1 l'écoulement le long d'une plaque plane, après L. Prandtl; O. Tietjens (1931)..... | 41 |
| Figure III. 2 Couche limite sur une plaque plane à incidence nulle. | 41 |
| Figure III. 3 Couche limite turbulente sur une plaque plane. | 41 |
| Figure III. 4 Conventions de notation de la couche limite. | 42 |
| Figure III. 5 représentation de la résultante aérodynamique sur un profil d'aile | 43 |
| Figure III. 6 Effet du gradient de pression et de la courbure d'un obstacle sur la couche limite — (b) Décollement sur un profil d'aile. | 46 |
| Figure III. 7 Décollement sur un profil -Evolution du gradient de vitesse..... | 47 |
| Figure III. 8 Polaires correspondant aux différents types de décollement de couche limite | 48 |
| Figure III. 9 Evolution de la portance en fonction de l'incidence | 49 |
| Figure III. 10 Classification des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie. | 50 |
| Figure III. 11 Action d'un forçage parallèle sur une plaque plane en incidence..... | 52 |
| Figure III. 12 Contrôle de stries pariétales par ondulation de paroi. | 53 |
| Figure III. 13 Contrôle aérodynamique de la couche limite par aspiration. Aspects successifs du profil des vitesses. | 54 |
| Figure III. 14 Contrôle de la couche limite par soufflage. | 54 |
| Figure III. 15 a)Effet de l'actionneur sur un écoulement autour d'un cylindre. b) Recollement de l'écoulement séparé autour du profil NACA 0015 à $\alpha=12^\circ$ | 55 |
| Figure III. 16 -Principe du jet synthétique généré par un piston. | 56 |
| Figure III. 17 Visualisation Schlieren d'un jet synthétique d'après Glezer et Amitay..... | 57 |
| Figure III. 18 Jet pulsé..... | 57 |
| Figure III. 19 Gauche : principe de fonctionnement des riblets. Droite : agrandissement des riblets fabriqués par 3M. | 58 |
| Figure III. 20 Réduction du frottement par insertion de lamelle. | 59 |
| Figure III. 21 Contrôle de la vorticité grâce à des riblets ou des systèmes LEBU. | 59 |
| Figure III. 22 Bec à fente..... | 60 |
| Figure III. 23 Bord d'attaque basculant..... | 60 |
| Figure III. 24 Volet de kr  ger..... | 61 |
| Figure III. 25 Bec Betz. | 61 |
| Figure III. 26 Cette figure montre l'augmentation du coefficient de portance et le recul de l'angle de décrochage lorsqu'on emploie des dispositifs hypersustentateurs. | 61 |
| Figure III. 27 Cette figure montre l'augmentation du coefficient de portance et le recul de l'angle de décrochage lorsqu'on emploie des dispositifs hypersustentateurs. | 61 |
| Figure III. 28 L'effet d'hypersustentateurs de bord d'attaque..... | 62 |
| Figure III. 29 Volet normal. | 62 |
| Figure III. 30 Volet d'intrados..... | 62 |
| Figure III. 31 Volet de courbure..... | 63 |
| Figure III. 32 Volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière..... | 63 |
| Figure III. 33 Volet de courbure à fente. | 63 |
| Figure III. 34 Volet Fowler à une fente. | 64 |
| Figure III. 35 Volet Fowler d'intrados avec déplacement vers l'arrière associé à plusieurs fentes. | 64 |
| Figure III. 36 Volets à fentes multiples–Boeing.747..... | 64 |
| Figure III. 37 Le coefficient de portance en fonction de coefficient de traînée. [49] | 65 |
| Figure III. 38 effets des volets sur le coefficient de portance. [47] | 65 |
| Figure III. 39 L'effet d'hypersustentateurs de bord de fuite. [48]..... | 65 |

Chapitre IV Résultats et discussions

| | |
|--|----|
| Figure IV. 1 Système d'analyse sur Workbench..... | 69 |
| Figure IV. 2 Les différentes étapes du système..... | 69 |
| Figure IV. 3 Géométrie du profil..... | 70 |
| Figure IV. 4 l'esquisse de domaine..... | 71 |
| Figure IV. 5 Géométrie maillée..... | 72 |
| Figure IV. 6 Dimensionnement de l'arête et l'inflation..... | 73 |
| Figure IV. 7 Sections nommées..... | 74 |
| Figure IV. 8 Choix des paramètres..... | 75 |
| Figure IV. 9 Histoire convergence des résiduels..... | 76 |
| Figure IV. 10 contour de Pression..... | 76 |
| Figure IV. 11 contour de Vitesse..... | 77 |
| Figure IV. 12 contour de turbulence..... | 77 |
| Figure IV. 13 la pression dans profils symétrique..... | 78 |
| Figure IV. 14 la pression dans profils dissymétrique..... | 79 |
| Figure IV. 15 la pression dans profils symétrique et dissymétrique..... | 80 |
| Figure IV. 16 la vitesse dans profils symétrique..... | 81 |
| Figure IV. 17 la vitesse dans profils dissymétrique..... | 82 |
| Figure IV. 18 vecteur de vitesse dans les profils symétrique et dissymétrique..... | 83 |
| Figure IV. 19 la turbulence dans les profils symétriques..... | 84 |
| Figure IV. 20 la turbulence dans les profils dissymétriques..... | 85 |
| Figure IV. 21 la turbulence dans les profils symétrique et dissymétrique..... | 86 |

Nomenclature

S_a : Surface de l'aile (Surface alaire).

b : Envergure.

C : Corde de l'aile.

λ : Allongement.

E_f : Effilement.

φ : Flèche.

δ : Dièdre.

y_c : La ligne moyenne.

e : Epaisseur maximum.

h : Epaisseur relative.

c : Courbure relative.

f : Flèche maximum.

C_e : Corde externe.

C_i : Corde interne.

m : L'ordonnée maximale de la ligne moyenne.

p : La position de l'ordonnée maximale.

P : Poids.

M : Masse.

g : Accélération.

ρ : Masse volumique de l'air.

Coefficient de portance : $C_L = \frac{L}{q_\infty S}$

Coefficient de Traînée : $C_D = \frac{D}{q_\infty S}$

Coefficient de moment : $C_M = \frac{M}{q_\infty S}$

Coefficient de pression : $C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty}$

Coefficient de frottement : $C_f = \frac{\tau}{q_\infty}$

Liste d'abréviation

CFD: Computational Fluid Dynamics.

NACA: National Advisory Committee for Aeronautics.

ANSYS: Analysis System

AOA : Angle of attaque

RANS : Reynolds Averaged Navier Stokes

Résumé :

Dans ce travail nous avons étudiés l'écoulement incompressible autour des profils (symétrique, dissymétrique) de type NACA, ainsi que la détermination de la position du point de transition. L'étude est basée sur la modélisation mathématique, en recherchant la répartition de pression, la vitesse et turbulence autour de ces profils. La résolution numérique des équations est effectuée en utilisant le code de calcul FLUENT, qui est basé sur la méthode des volumes finis

Les résultats obtenus ont permis d'étudier l'influence de la vitesse de l'écoulement, la vitesse d'entrée, l'angle d'attaque, l'épaisseur du profil sur la position du point de transition.

Mots clés : aérodynamique, CFD, l'écoulement, incompressible, profils, NACA.

Abstract:

In this work, we have studied the incompressible flow around the profiles (symmetric, asymmetric) of the NACA type, as well as the determination of the position of the transition point. The study is based on mathematical modeling, looking for the distribution of pressure, speed and turbulence around these profiles. Numerical solving of the equations is performed using the FLUENT calculation code, which is based on the finite volume method.

The results obtained made it possible to study the influence of flow velocity, entry velocity, angle of attack, profile thickness on the position of the transition point.

Keywords: aerodynamics, CFD, flow, incompressible, profiles, NACA.

ملخص

درسنا في هذا العمل التدفق غير القابل للضغط حول الملامح (المتماثل، غير المتماثل) لنوع NACA، وكذلك تحديد موضع نقطة الانتقال. تعتمد الدراسة على النمذجة الرياضية، بحثاً عن توزيع الضغط والسرعة والاضطراب حول هذه الملامح. يتم تنفيذ الحل العددي للمعادلات باستخدام كود حساب FLUENT، والذي يعتمد على طريقة الحجم المحدود

أتاحت النتائج التي تم الحصول عليها دراسة تأثير سرعة التدفق، وسرعة الدخول، وزاوية الهجوم، وسمك المظهر الجانبي على موضع نقطة الانتقال.

الكلمات المفتاحية:

NACA، التشكيلات الجانبية، التدفق غير القابل للضغط، CFD، الديناميكا الهوائية

Introduction général

Introduction général

L'aérodynamique est une branche de la science qui traite de l'analyse sur un corps. L'évolution rapide des CFD (Computational Fluid Dynamics) a été enduite pour une méthode plus rapide et plus précise permettant de résoudre les problèmes liés à l'aérodynamique. Le flux d'air sur les aérofoils est la chose la plus importante à prendre en compte lors de la conception d'un avion, un missile, d'un véhicule de sport ou de tout autre objet aérodynamique. L'analyse du débit d'un fluide compressible est toujours complexe et comprend différents termes et caractéristiques. En utilisant ANSYS, l'analyse de flux devient plus efficace car elle étudie plus complètement la méthode expérimentale.

La dynamique des fluides computationnelle fournit une prévision qualitative et parfois même quantitative de l'écoulement des fluides au moyen des modèles mathématiques, des méthodes numériques et d'outils logiciels. L'analyse CFD permet à un ingénieur de calculer le débit numériquement dans un laboratoire du flux virtuel.

L'analyse comprend plusieurs étapes telle que : l'énoncé du problème, la modélisation mathématique, la génération de maillage, la discrétisation de l'espace, la discrétisation temporelle, le solveur itératif, le post-traitement et vérification.

ANSYS est un vaste logiciel informatique qui permet aux chercheurs d'analyser les problèmes liés aux différents secteurs de l'ingénierie. Il est utilisé pour résoudre les problèmes liés au transfert de chaleur, à l'écoulement des fluides, à la turbulence, aux machines industrielles, aux dynamiques explicites et à l'analyse structurelle à l'aide de l'analyse numérique.

Les profils et les objets de forme aérodynamique sont largement utilisés dans tous les types de véhicules aériens, par exemple la navette spatiale, les avions, les hélicoptères et même dans divers types de missiles. En outre, en ce qui concerne les machines à fluide telle que les pompes, les turbines, la forme de roue à aubes, l'hélice est très importante. Tous les paramètres importants pour exprimer les caractéristiques des voilures doivent être contrôlés avec une grande précision. C'est pourquoi l'analyse des flux sur les voilures est très importante.

Le présent travail est une simulation des profils NACA (0012, 0015, 2412,4412), avec le logiciel ANSYS en variant l'angle d'attaque, suivie d'une étude comparative entre ces profils. Ceci va nécessiter une modélisation mathématique suivie d'une simulation numérique.

Notre travail est structuré comme suit :

Dans le premier chapitre nous présentons une définition de l'aile, ses caractéristiques techniques et les différents types d'ailes. Cela nous permet d'avoir une meilleure vue sur la structure de l'aile.

Dans le second chapitre, nous présentons les profils à quatre chiffres de type NACA (symétrique, dissymétrique) et leurs différents composants.

Dans le troisième chapitre, nous présentons les généralités sur la mécanique des fluides, un aperçu sur la couche limite et nous entamons la modélisation mathématique.

Dans le quatrième chapitre, nous concluons avec une simulation numérique sur le logiciel ANSYS, puis nous finissons par une étude comparative entre les profils.

Enfin, une conclusion générale synthétisera notre travail.

Chapitre I

Etat de l'art sur les ailes

1. Introduction

La voilure est l'un des éléments composant la cellule d'un avion. Son profil assure la sustentation de l'appareil en générant une force appelée portance. Le principe physique de génération de la portance est identique à celui de la traction sur la pale d'une hélice ; c'est pourquoi un appareil, l'hélicoptère en particulier, qui utilise un rotor principal pour assurer sa sustentation est appelé appareil à voilure tournante par opposition à l'avion qui est un appareil à voilure fixe. La voilure supporte une partie des gouvernes. Dans le cas d'un avion monoplan, la voilure est constituée de deux ailes ou demi-voilures. Au cours de la première moitié du XX^{ème} siècle on a construit des avions biplans, (Fokker Triplan) ; cette solution était nécessaire pour obtenir une portance suffisante sans augmenter l'envergure de l'aile.

2. Etude théorique des ailes

2.1. Définition de l'aile

L'aile est un dispositif mécanique fixe ou mobile à deux faces, appelées extrados (face supérieure) et intrados (face inférieure), assurant la portance de l'appareil. Chaque aile est constituée d'un (ou plusieurs) longeron attaché au fuselage (Fig. I.1). Les nervures supportent le revêtement supérieur et inférieur. Les bords avant et arrière de l'aile sont le bord d'attaque et le bord de fuite. L'extrémité est constituée par un saumon d'aile, tandis que la base constitue l'emplanture de l'aile [1].

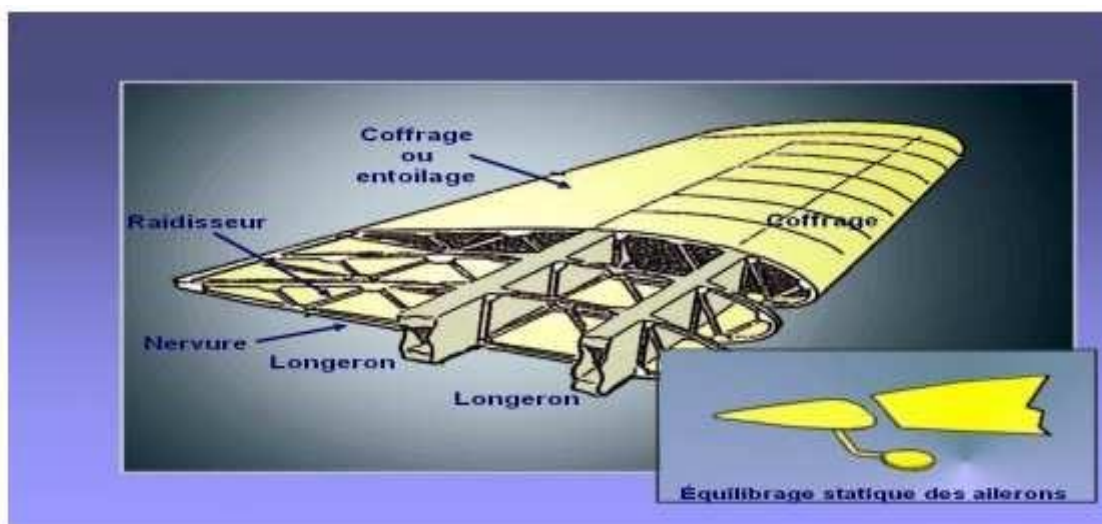


Figure I.1 Constitution de l'aile [1].

On définit les caractéristiques d'une aile selon : son profil (coupe verticale de l'aile), sa corde de profil (ligne joignant le bord d'attaque au bord de fuite), son envergure (distance entre les extrémités des deux ailes), sa profondeur (longueur de la corde de profil), son épaisseur (distance maximum entre l'extrados et l'intrados) et son allongement (rapport envergure/profondeur). Il faut également connaître son dièdre (positif ou négatif), c'est-à-dire : L'aile supporte des dispositifs permettant le pilotage de l'avion : bec et volets hypersustentateurs, ailerons ou éleveurs, aérofreins. Elle peut aussi servir de point d'attache pour les blocs propulseurs, le train d'atterrissage et des emports militaires (missiles, bombes, roquettes...).



Figure I.2 Composition de l'avion [1].

2.2. Caractéristiques techniques d'aile

La géométrie d'une aile se définit en fonction de plusieurs éléments :

2.2.1. Surface alaire S_a [m²]

C'est la surface en plan de l'aile y compris la portion d'aile qui passe dans le fuselage (la partie rouge des figures (1.3), (1.4), et (1.5)).

Critère de choix : La vitesse minimale de sustentation et l'hypersustentation imposent une surface alaire minimale.

$$M \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_z \cdot S_a \quad (1)$$

2.2.2. Envergure b

C'est la Distance entre les extrémités des ailes (Fig. I.3).

2.2.3. Corde C

Droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite (Fig. I.3) ; la profondeur est la longueur de la corde.

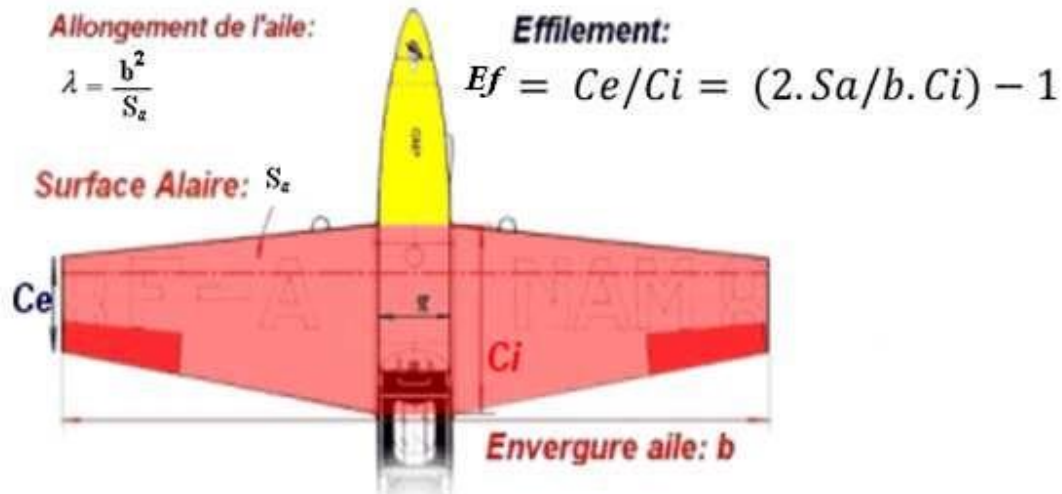


Figure I.3 Surface, envergure et corde de l'aile [1].

2.2.4. Allongement

Surface et envergure permettent de calculer l'allongement de l'aile :

$$\lambda = \frac{b^2}{S_a} \quad (2)$$

Avec :

λ : Allongement (sans unité).

b : envergure de l'aile [m].

S_a : surface alaire [m²].

Arrêtons-nous quelques instants sur cet allongement, en commençant par rappeler ce qu'il signifie. Prenons l'exemple simple d'une aile rectangulaire : L'allongement est alors égal au rapport de la longueur du rectangle (envergure) sur sa largeur (corde). L'allongement décrit donc l'aspect de l'aile : ramassé ou au contraire filiforme. D'où son nom anglais "aspect ratio, ratio signifiant "proportion". Les ailes rectangulaires ont la particularité d'avoir une corde constante sur toute l'envergure, ce qui n'est pas le cas général.

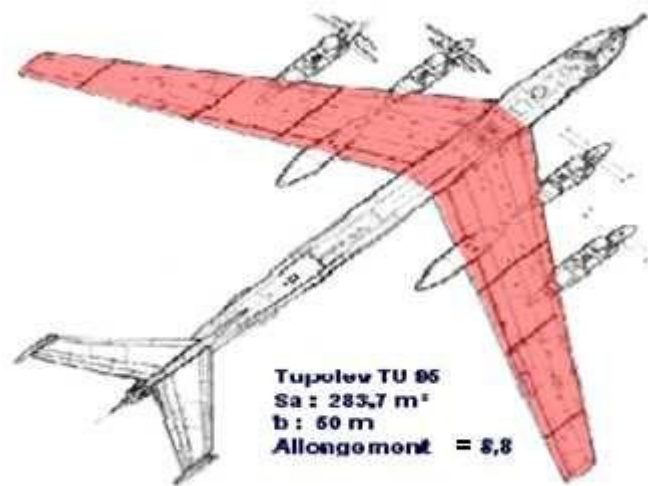


Figure I.4 Allongement d'aile [1].

L'allongement permet de diminuer la traînée induite par la portance, aux dépens malheureusement de la masse de l'aile. Il convient donc de trouver un compromis acceptable en fonction du cahier de charges. Les valeurs, les plus courantes tournent autour de 7 ou 8.

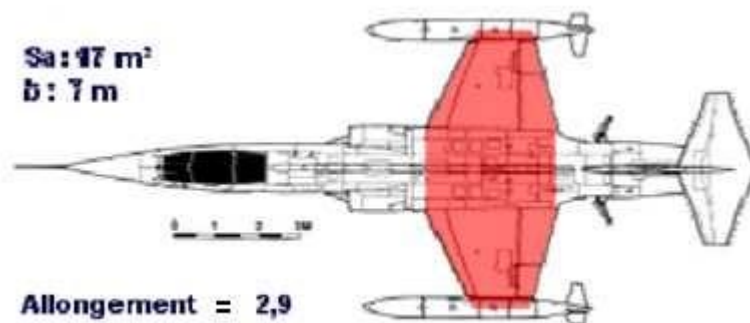


Figure I.5 Autre type d'allongement de l'aile [1].

2.2.5. Effilement

C'est le rapport de la corde externe C_e (saumon) sur la corde interne C_i (corde sur l'axe longitudinal de l'appareil). Pour une aile en simple trapèze, les meilleurs rendements sont obtenus pour un effilement d'environ 0,7 (en dessous de cette valeur l'effilement provoque des décharges d'ailerons très dangereux). Pour des ailes à multiples trapèzes, c'est plus compliqué, le rapport des cordes d'extrémités ne voulant plus dire grand-chose. Si on veut gagner en performances, le but est théoriquement de se rapprocher de l'aile elliptique.

En pratique cependant, les caractéristiques brutales au décrochage des ailes elliptiques et la complication de leur fabrication leur font préférer les ailes trapézoïdales.

$$Ef = \frac{C_e}{C_i} = \left(\frac{2.Sa}{b.C_i} \right) - 1 \quad (3)$$

Avec :

C_e : corde externe [m].

C_i : corde interne [m].

Sa : surface alaire [m²].

b : envergure [m].

❖ Critère de choix

C'est un compromis entre la masse de l'aile, l'hypersustentation améliorée par l'effilement et les caractéristiques de décrochages dégradée par un effilement trop important. Armé de ces valeurs (Sa ; λ ; Ef) et des deux équations suivantes :

$$Ef = \frac{C_e}{C_i} = \left(\frac{2.Sa}{b.C_i} \right) - 1 \quad (4)$$

$$\lambda = \frac{b^2}{Sa} \quad (5)$$

On peut enfin dessiner la vue de l'aile en calculant l'envergure (b) la corde interne (C_i) et la corde externe (C_e).

$Ef = 1$ pour les ailes rectangulaires,

$Ef = 0,5$ pour les ailes moyennement effilées,

$Ef = 0$ pour les ailes delta.

2.2.6. Flèche

La flèche ϕ [en degré] c'est l'angle formé par le bord d'attaque ou le bord de fuite avec l'axe longitudinal de l'avion (Fig. I.6). En aviation grandeur, l'effet principal de la flèche est d'améliorer les performances aux vitesses de vol transsonique, c'est-à-dire proches de vitesse de son, ceci n'a aucun intérêt en aviation générale. La flèche a au moins deux autres effets : premièrement, elle a stabilité autour de l'axe de lacet, c'est ce qu'on peut appeler un « effet dérive ». Deuxièmement, elle a un effet stabilisateur sur l'axe de

roulis, encore appelé « effet dièdre ». Ces effets ne sont vraiment détectables que si la flèche est importante (saumon franchement en arrière de l'emplanture). A nos vitesses de vol subsoniques, une aile en forte flèche a un bien moins bon rendement qu'une aile droite. La flèche est mesurée entre l'axe passant par le quart avant de la corde moyenne aérodynamique (CMA) et l'axe transversal. Avant de passer à l'étude du stabilisateur, il nous faut connaître la valeur et la position de la corde moyenne aérodynamique (abréviation : CMA).

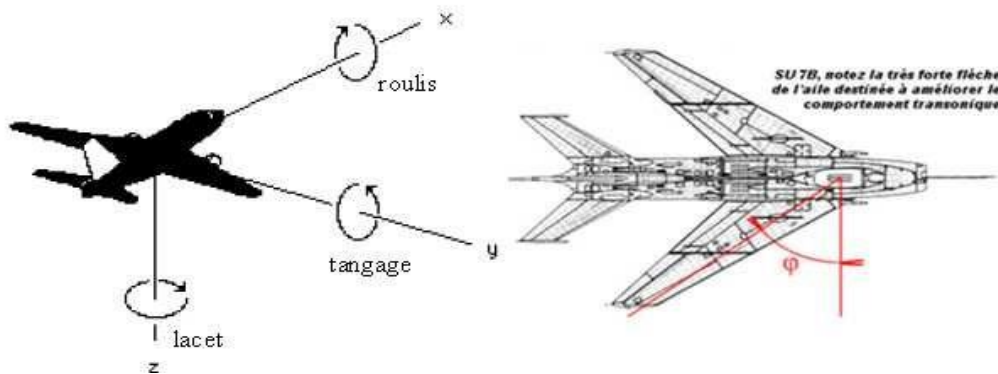


Figure I.6 La flèche de l'aile [1].

L'axe x, dit axe longitudinal, est situé dans le plan de symétrie suivant une direction conventionnellement choisie. Il est orienté vers l'avant (axe de roulis). L'axe y, dit axe transversal est perpendiculaire au plan de symétrie orienté vers la droite (axe de tangage). L'axe z, dit axe normal est situé dans le plan de symétrie, perpendiculaire à l'axe x et orienté vers le bas (axe de lacet).

2.2.7. Dièdre δ

Le dièdre est l'angle [en degré] mesuré entre l'axe transversal et l'axe du longeron (Fig. I.7). On rencontre des dièdres positifs ou négatifs. L'effet du dièdre est plus complexe qu'il n'y paraît et doit s'harmoniser avec le rappel en lacet exercé par la dérive. Le dièdre est à l'origine d'un couple sur l'axe de roulis lorsque l'avion est en vol dérapé.

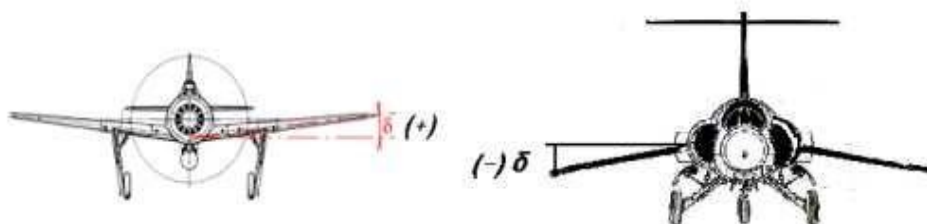


Figure I.7 Dièdre de l'aile [1].

2.2.8. Angle de calage

C'est l'angle formé par la corde avec l'axe longitudinal. En vol de croisière stabilisé, l'angle de calage est égal à l'angle d'incidence.

2.2.9. Empennage horizontal

C'est une petite aile située en général en arrière du centre de gravité de l'avion, qui agit comme une girouette sur l'axe de tangage (Fig. I.8). Sa surface est notée S_{eh} (surface de l'empennage horizontal). Comme toute aile, le stabilisateur ou « stab », puisque c'est son petit nom, possède une CAM, notée CAM_{eh} (empennage horizontal) pour la distinguer de la CAM de l'aile, désormais notée CAM, l'efficacité du stabilisateur dépend principalement de deux paramètres : sa surface (S_{eh}) et son bar de levier L_h . Le bar de levier est la distance du centre de gravité de l'appareil au foyer de l'empennage horizontal. On peut considérer pour l'instant que l'avion sera centré au premier quart de la CMA. Quant au foyer du stabilisateur, il se trouve au quart de la CMA_{eh} .

Donc On définit un bras de levier de foyer à foyer noté L_h qui est la distance entre un point situé à 25% de CMA_a et un autre point à 25% de CMA_{eh} . L'efficacité du stab augmente à la fois avec sa surface et avec L_h .

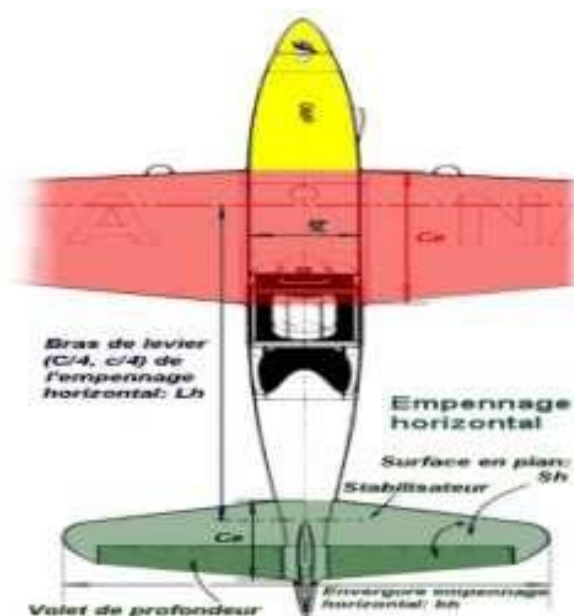


Figure I.8 Empennage horizontal [1].

2.2.10. Empennage vertical

C'est une petite surface verticale située en général en arrière du centre de gravité de l'avion, qui agit comme une girouette sur l'axe de lacet (Fig. I.9). Sa fonction est donc d'assurer la stabilité de l'avion autour de l'axe de lacet (stabilité de route). Sa surface est notée S_v (surface de l'empennage vertical). On définit un bras de levier de foyer à foyer noté L_v qui est la distance entre un point situé à 25% de CMA et un autre point à 25% de CMAeh. L'efficacité du de l'empennage vertical augmente à la fois avec sa surface et avec L_h .

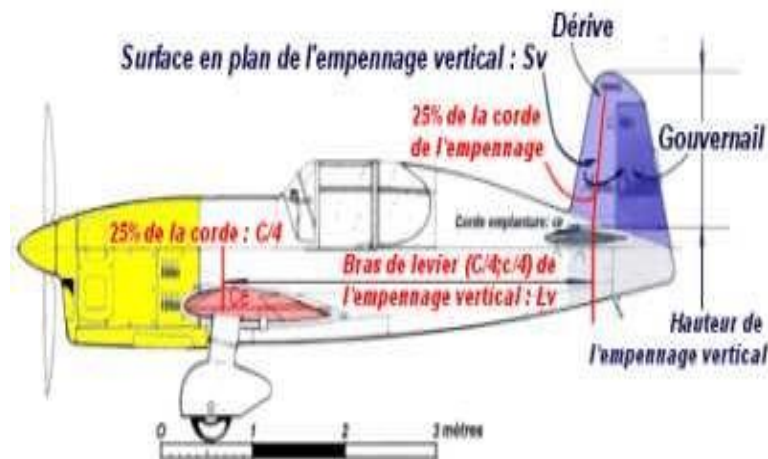


Figure I.9 Empennage vertical [1].

2.2.11. Épaisseur

Distance entre l'intrados et l'extrados mesurée perpendiculairement à la corde. L'épaisseur maximum, pour les profils classiques, se situe généralement à une distance d'environ 30 % de la profondeur, à partir du bord d'attaque.

3. Différents types d'aile

Selon le type d'avion, ses ailes pourront revêtir plusieurs formes possibles [2].

3.1. L'aile basse

L'aile monoplan est implantée en bas du fuselage de l'avion. Cela permet de dégager le champ de vision du pilote et de concevoir un train d'atterrissage plus court et donc plus léger. Par contre dans une configuration bimotrice, les moteurs étant dans les ailes, le diamètre des hélices doit être réduit. C'est la configuration la plus courante des monomoteurs, qui n'ont pas ce problème.

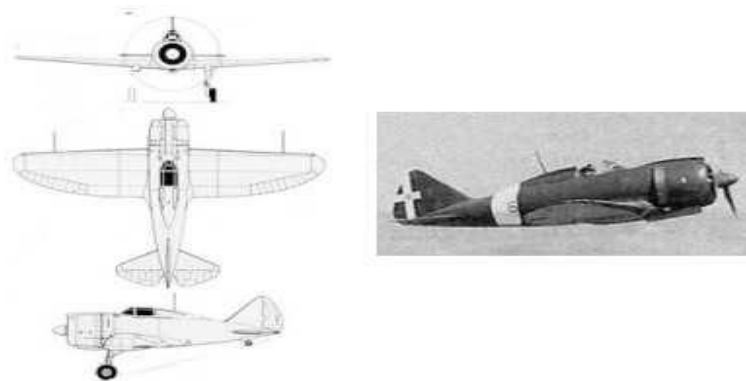


Figure I.10 Aile basse exemple Reggiane Re.2000 Falco [2].

3.2. L'aile haute

L'implantation de l'aile est placée sur la partie supérieure du fuselage. Cette configuration gêne la visibilité de l'équipage vers le haut mais l'améliore pour l'observation. L'inconvénient est de concevoir un train d'atterrissage allongé quand il est monté sous les ailes. Ce type d'aile est plus courant sur les multi-moteurs :

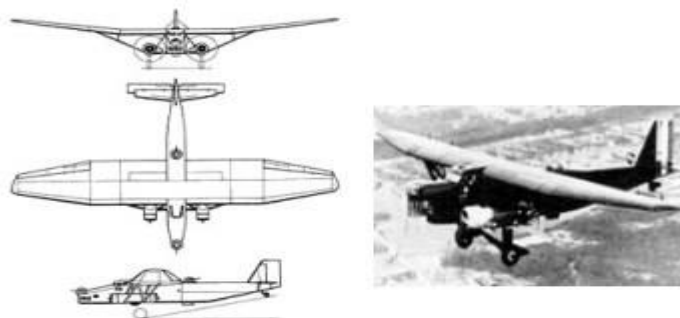


Figure I.11 L'aile haute exemple Farman F.222 [2].

3.3. L'aile médiane

L'aile est implantée au milieu du fuselage, dans une position intermédiaire entre l'aile haute et l'aile basse. Cette configuration est fréquente chez les bombardiers de la deuxième guerre mondiale et par la suite chez les chasseurs à réaction à aile droite.



Figure I.12 L'aile médiane exemple Northrop F-89 Scorpion [2].

3.4. L'aile parasol

Les avions à aile parasol étaient tous des monoplans, dont l'aile était fixée non pas directement au fuselage au-dessus, sur des haubans, eux-mêmes reliés au fuselage. Cette configuration disparue au fur et à mesure durant l'entre-deux-guerres et très peu de modèles avaient encore cette configuration au début de la deuxième guerre mondiale.

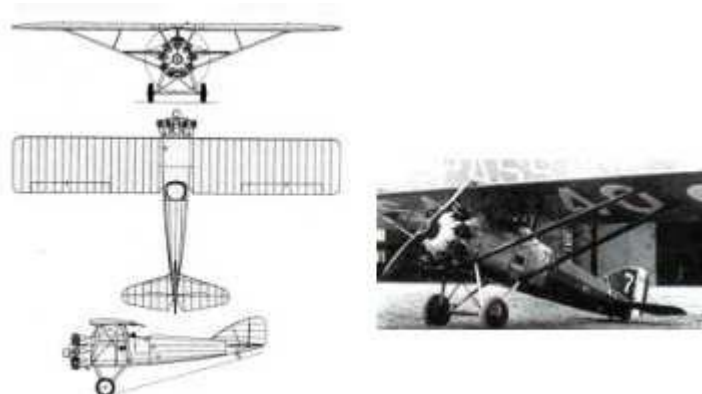


Figure I.13 L'aile parasol exemple Gourdou-Leseurre LGL.32 [2].

3.5. L'aile en mouette

L'aile à profil de mouette comporte, au lieu d'être droite, une "brisure". L'aile présente alors un changement d'orientation. Elle peut être montante entre le fuselage et la brisure et parallèle au sol ou légèrement descendante, ensuite.

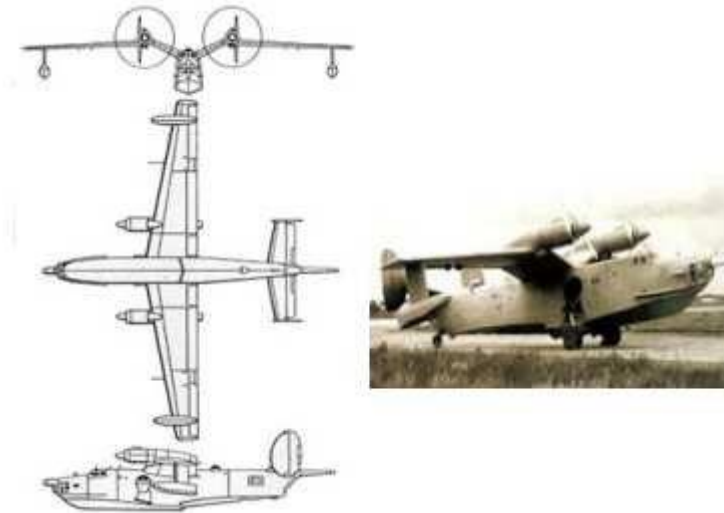


Figure I.14 L'aile en mouette exemple Beriev Be-12 Chaika Mail [2].

3.6. L'aile de mouette inversée

A l'inverse du profil de mouette, la partie de cette aile implantée dans le fuselage descend fortement puis se redresse après la "brisure". Cette configuration permettait de réduire la hauteur du train d'atterrissage tout en donnant un avantage aérodynamique au moment de la ressource, au terme d'un piqué.

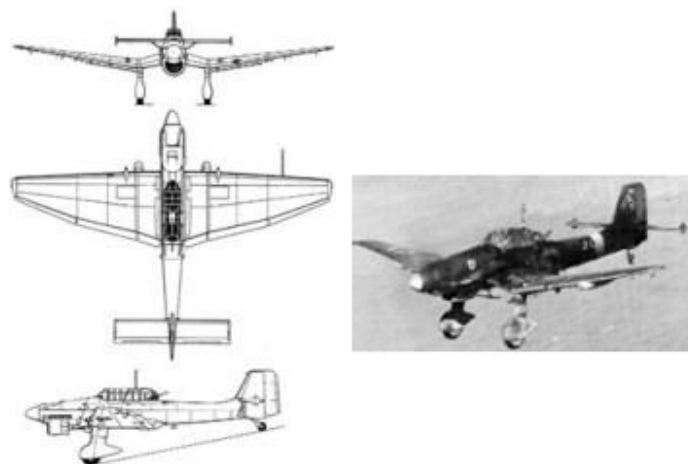


Figure I.15 L'aile de mouette inversée exemple Junkers Ju 87 Stuka [2].

3.7. L'aile volante

Sur ce type d'appareil, l'aile est le seul élément de l'avion, qui englobe le fuselage. Dans leur forme extrême, les ailes volantes sont également des avions sans plans horizontaux arrière. Jack Northrop sera le pionnier de ce concept, qui ne donnera aucun avion opérationnel pendant la deuxième guerre mondiale. Après-guerre, cette forme d'avion est oubliée durant plusieurs décennies, avant de réapparaître dans les années 80 pour la conception d'avions furtifs.

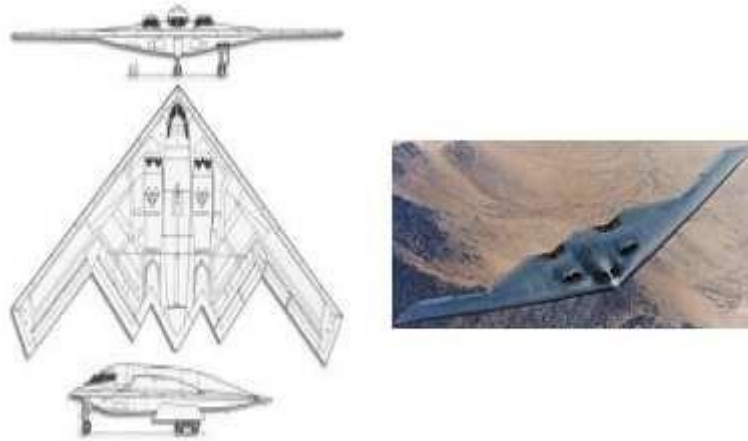


Figure I.16 L'aile volante exemple Northrop B-2 Spirit [2].

3.8. L'aile droite

Dans cette configuration, l'aile forme un parfait angle droit avec la ligne centrale du fuselage. Ce type d'aile est utilisé quasiment exclusivement jusqu'à l'apparition de chasseurs à réaction qui adopteront, dans les années 50, l'aile en flèche pour des raisons d'aérodynamisme.



Figure I.17 L'aile droite exemple Hawker Sea Hawk [2].

3.9. L'aile en flèche

Avec la suprématie des chasseurs à réaction, tout d'abord à aile droite, ces derniers optent pour cette configuration qui assure à l'appareil une traînée moins importante et l'accès à des vitesses plus importantes. Dans ce cas l'aile forme un angle inférieur à 90° avec la ligne centrale du fuselage.

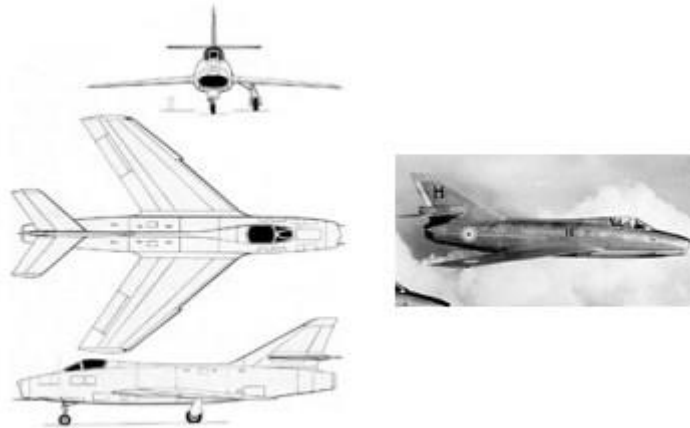


Figure I.18 L'aile en flèche exemple Dassault Super Mystère B.2 [2].

3.10. L'aile en flèche inversée

Cette forme d'aile encore peu commune de nos jours, se caractérise par une flèche dont les saumons par vers l'avant de l'appareil. Les appareils qui utilisent cette forme, comportent généralement des plans "canard". Cette configuration permet d'avoir une manœuvrabilité sans égale à toutes les vitesses : subsonique et supersonique.



Figure I.19 L'aile en flèche inversée exemple Sukhoï Su-47 Berkut [2].

3.11. L'aile delta

Dans cette configuration, l'aile forme quasiment un triangle isocèle dont le sommet se trouve à l'avant de l'avion et la base correspond au bord de fuite de l'aile. Du coup les plans fixes de l'empennage disparaissent. Cette forme a été privilégiée sur de nombreux chasseurs supersoniques car elle garantit peu de remous et assure une bonne résistance structurelle pour un poids léger.

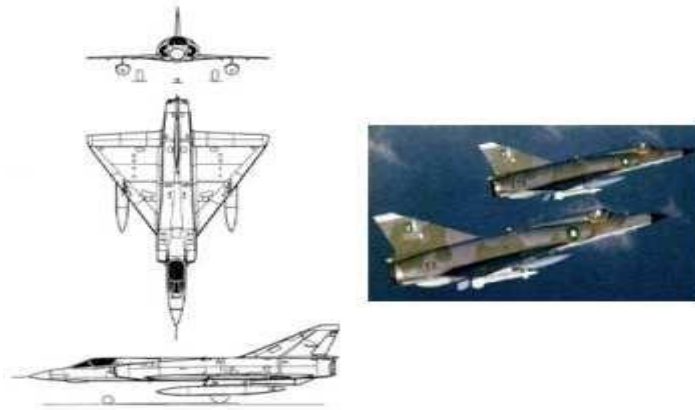


Figure I.20 L'aile delta exemple Dassault Mirage III [2].

3.12. L'aile elliptique

Cette forme caractéristique du Spitfire présente une aile dont les bords de fuite, mais aussi d'attaque forme une ellipse pour se rejoindre directement en bout d'aile. Cette configuration améliore la finesse d'une aile en augmentant son allongement. Elle permet également de limiter au maximum la traînée produite par les tourbillons résultants de l'écoulement de l'air autour de l'aile. Ce sont les premières ailes dotées d'un profil dit "laminaire", en raison de leur finesse.

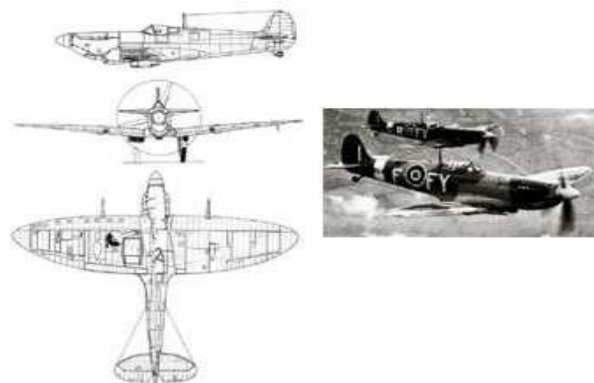


Figure I.21 L'aile elliptique exemple Super-marine Spitfire [2].

3.13. L'aile gothique ou en ogive

Il s'agit en réalité d'une aile delta qui offre une allure différente du bord d'attaque. L'aile delta classique propose des bords d'attaque et de fuite, tandis que l'aile gothique présente une forme "en vague" du bord d'attaque, celui-ci ayant un angle de plus en plus prononcé en partant de la racine de l'aile. Cette configuration, utilisée par le Concorde, permet de créer un vortex hypersustentateur et permet une vitesse d'atterrissage acceptable.

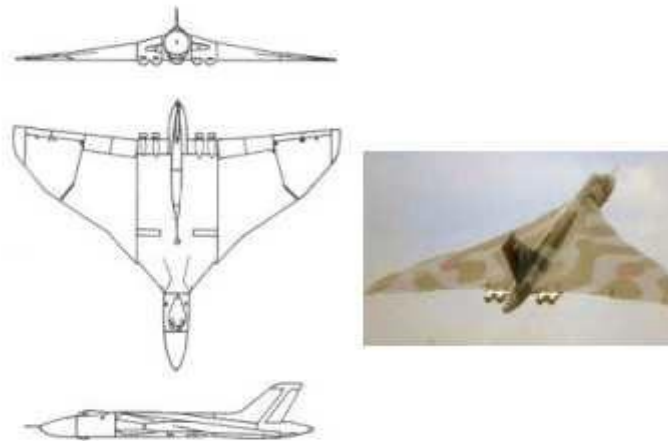


Figure I.22 L'aile gothique ou en ogive exemple Avaro Vulcan [2].

3.14. L'aile brisée ou double delta

Cette configuration, offre quasiment les mêmes conditions de vols que l'aile gothique. Mais son aspect est moins esthétique, car l'aile delta est "brisée" en deux sections offrant une flèche d'un angle différent.

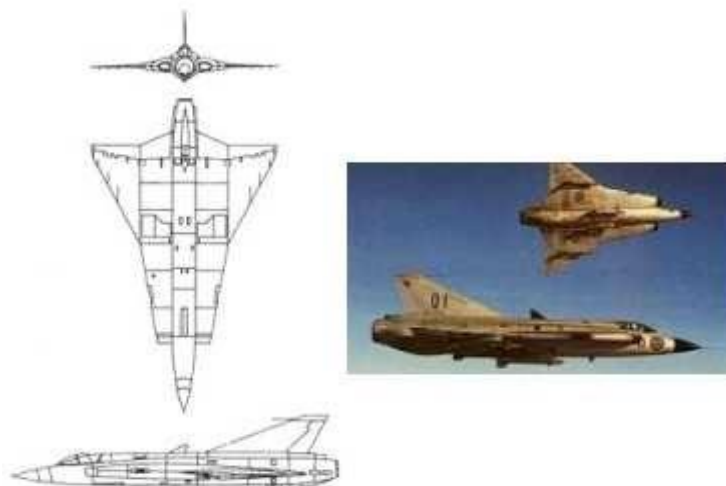


Figure I.23 L'aile brisée ou double delta exemple Saab J35 Draken [2].

3.15. L'aile à géométrie variable

Cette aile a pour principe d'avoir un angle de flèche variable permettant ainsi de flexibiliser le domaine de vol, et donc de rendre les appareils plus polyvalents. L'appareil peut replier ses ailes vers l'arrière grâce à un point de pivot, sa configuration tend vers celle de l'aile delta, le bord de fuite de l'aile venant pratiquement au contact de l'empennage. Ainsi il peut accéder aux vitesses supersoniques. Il peut également avancer ses ailes pour profiter d'une portance et une maniabilité maximale à vitesse subsonique, comme pour un appontage.



Figure I.24 L'aile à géométrie variable exemple Rockwell B-1 Lancer [2].

3.16. L'aile trapézoïdale

Cette aile reprend le même principe que l'aile elliptique mais avec une forme géométrique aux lignes plus radicales. Plusieurs types d'ailes précédentes peuvent être considérés également comme des ailes trapézoïdales, mais les plus caractéristiques sont celles qui sont associés à un fuselage furtif. Le trapèze y est alors plus évident.

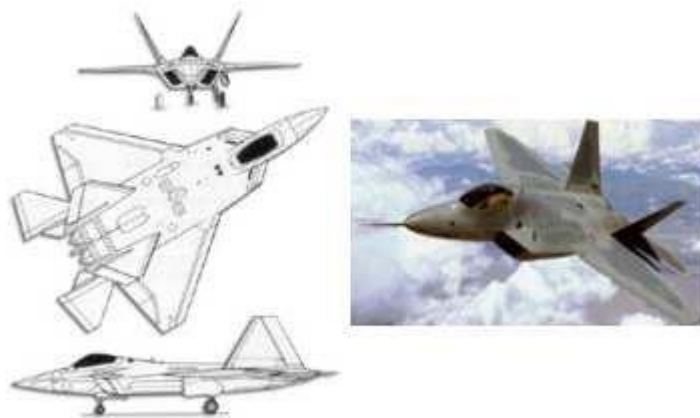


Figure I.25 L'aile à géométrie variable exemple Lockheed F-22 Raptor. [2].

4. Conclusion

A travers ce chapitre, on a fait appel aux définitions et notions liées aux ailes d'avion, dont le but est de donner une vision assez large des différents types d'aile d'avion et leurs caractéristiques géométriques.

Chapitre II

Généralités et aperçu sur les profils NACA

1. Introduction

L'aérodynamique est la science qui étudie l'action de l'air en mouvement sur un obstacle profil et qui intervient essentiellement dans la conception des corps en mouvement tels que les avions, les missiles, les voitures et les turbomachines. Elle a pour but d'étudier les phénomènes qui se produisent lorsqu'un corps solide est en mouvement relatif dans un fluide qui l'entoure. C'est aussi une branche de la dynamique des fluides qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi que leurs effets sur les éléments solides qu'ils environnent. Elle s'applique aux véhicules en mouvement dans l'air (aéronefs, automobiles, trains), aux systèmes de propulsion (hélices, rotors, turbines, turboréacteurs), aux installations fixes dans un air en mouvement subissant les effets du vent (bâtiments, tours, ponts) ou des tines sa la production d'énergie (éoliennes), aux systèmes mécaniques transformant une énergie aérodynamique en énergie mécanique et vice versa (turbines, compresseurs). [5]

2. Historique

Il est intéressant de revenir à l'origine des premiers profils aérodynamiques pour comprendre les évolutions vers les profils actuels. Pour cela, il faut remonter au début de l'aviation et la création des premiers profils aérodynamiques pour les ailes. La recherche sur les profils commence vers la fin du XIX^e siècle, leur création est alors purement expérimentale et repose principalement sur les observations et l'expérience des concepteurs. (Figure I.1) montre l'évolution de la forme des profils au début du XX^e siècle. Les plus grosses avancées dans le domaine sont menées par l'agence américaine chargée de la recherche en aéronautique, la NACA (ancêtre de la NASA), qui publie dans les années 30 un catalogue de 78 profils testés en soufflerie. [3]

Le système de profil NACA est créé par la même occasion. C'est un système de dénomination de profil par rapport à leur géométrie. Ainsi, la première série des profils testés, est définie par 4 chiffres. Le premier chiffre donne la cambrure maximale en pourcentage de la corde du profil, le deuxième chiffre donne le dixième de la position relative du point de cambrure maximum par rapport à la corde et les deux derniers chiffres indiquent l'épaisseur de l'aube en pourcentage de la corde. Par exemple, le profil NACA2412 a une cambrure maximale de 2% située à 40% de la corde à partir du bord d'attaque et son épaisseur maximale est égal à 12% de la corde du profil. La série de profil NACA la plus intéressante pour les

aubes de turbomachines est la série NACA65 dédiée aux compresseurs et testée pour la première fois en 1945. [4]

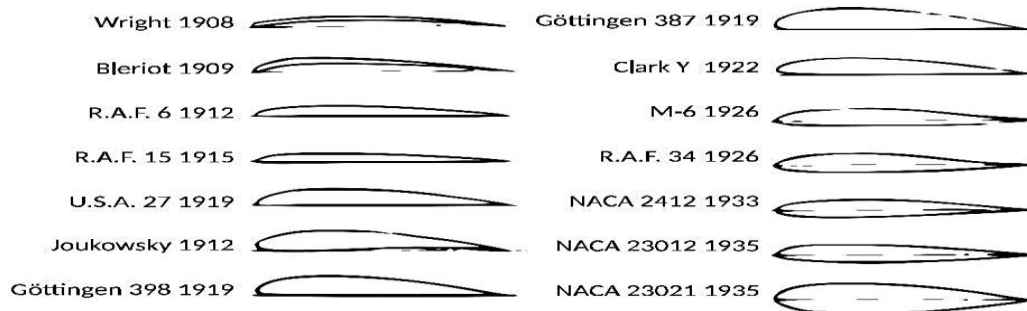


Figure II.1 Évolution des profils d'ailes utilisés au début du XXe siècle.[2]

Ces profils sont très utilisés pour les aubes de compresseurs et servent de référence dans de nombreuses études sur les aubes de turbomachines.

3. Définition

Les profils NACA sont des formes aérodynamiques pour les ailes d'avions développés par le Comité consultatif national pour l'aéronautique (NACA). La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres qui suit le mot "NACA".

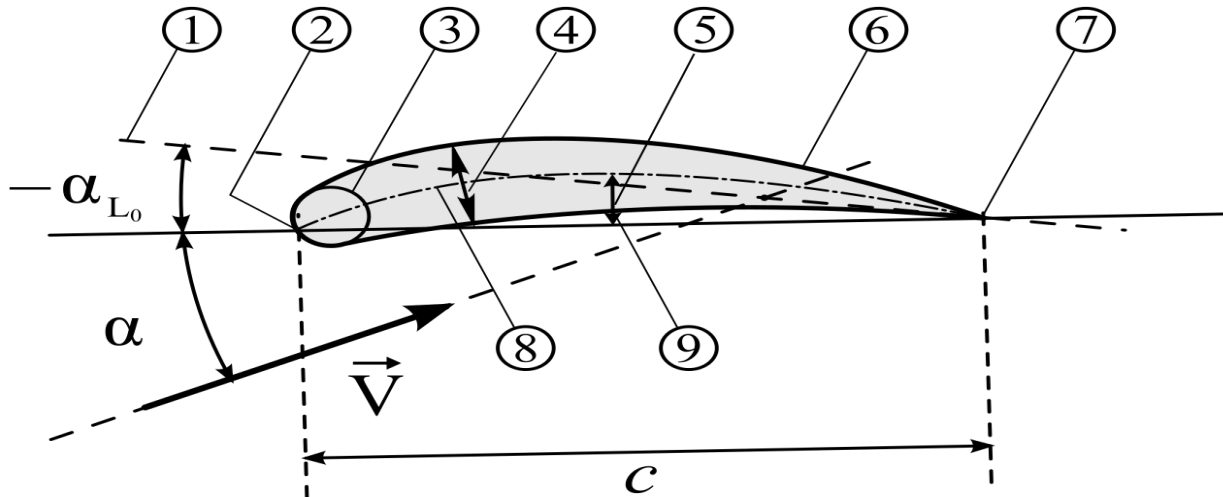


Figure II.2 Géométrie du profil.[6]

- 1. Ligne de portance nulle. — 2. Bord d'attaque. — 3. Cylindre du bord d'attaque.
- 4. Épaisseur maximale. — 5. Cambrure. — 6. Extrados. — 7. Bord de fuite.
- 8. Ligne moyenne de cambrure. — 9. Intrados.

Les paramètres dans le code numérique peuvent être saisis dans les équations pour générer précisément la section de l'aile et de calculer ses propriétés. Toutes les dimensions

en % sont entendues en % de longueur de corde, la droite reliant bord d'attaque et bord de fuite, par rapport au bord d'attaque, sauf lorsque précis [6].

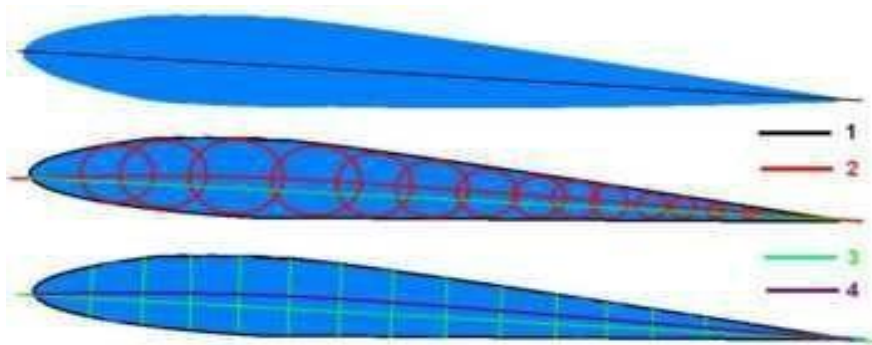


Figure II.3 Lignes du profil - 1 : Corde, 2 : Cambrure, 3 : Longueur, 4 : Ligne médiane.[7]

3.1. Autres définitions

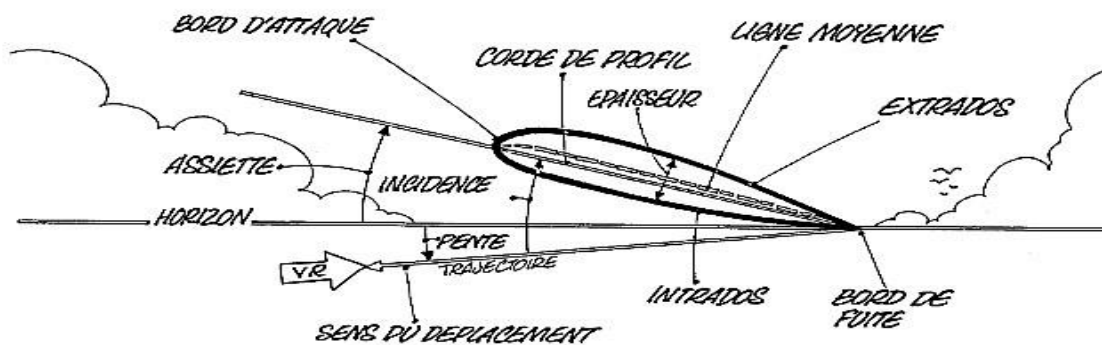


Figure II.4 définitions aérodynamiques.[7]

On appelle la corde aérodynamique pour un profil, la ligne imaginaire qui rejoint le bord d'attaque et le bord de fuite. Le centre aérodynamique est arbitrairement choisi sur cette ligne. On définit l'angle entre la direction de l'écoulement non perturbé (ou de la vitesse de déplacement qui est la même direction) et cette corde aérodynamique, comme étant l'angle d'incidence. On parlera aussi d'assiette d'un profil pour définir l'angle entre le plan horizontal et la corde aérodynamique du profil. La différence entre l'assiette et l'incidence est appelée la pente de la trajectoire. C'est donc l'angle entre le plan horizontal et la vitesse de déplacement (direction de l'écoulement non perturbé). On caractérise l'écoulement autour d'un profil par la représentation de la répartition des pressions ou de l'écoulement le long de celui-ci. Ces représentations s'appellent les spectres des pressions et de l'écoulement [7].

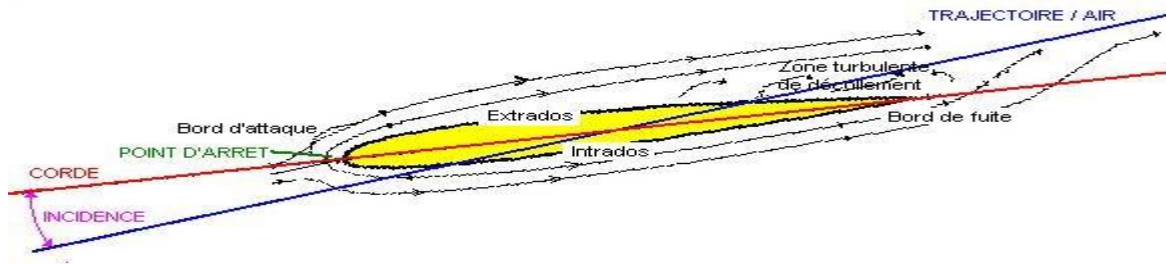


Figure II.5 Spectre de l'écoulement.[8]

4. Famille des profils :

Il existe de très nombreuses familles de profil et on ne peut d'une manière générale toutes les présenter. On se propose ici de voir les plus utilisées.

- Le profil symétrique : On a pour particularité la ligne moyenne et la corde confondus. L'extrados et l'intrados sont symétriques par rapport à la corde. Ce profil n'a pas de portance à l'incidence 0° , l'air parcourt strictement la même distance sur l'extrados et l'intrados. Afin de créer une incidence, il est monté de biais sur les avions.
- Le profil convexe : est celui où l'écoulement s'accélère sur l'extrados avec une dépression et l'intrados reste plan. Ce profil a une forte portance dès les faibles incidences et une traînée moyenne.
- Le biconvexe dissymétrique : à l'extrados plus courbe que l'intrados. Ce profil est porteur même à des incidences négatives. Il est légèrement instable et son centre de gravité se déplace un peu.
- Profil supercritique : recule la position de l'onde de choc de manière à éviter le décollement des filets d'air sur la plus grande partie de la surface de l'aile. Ces profils donnent de bonne performance aérodynamique et sont utilisés sur les avions de ligne moderne. [8], [9]

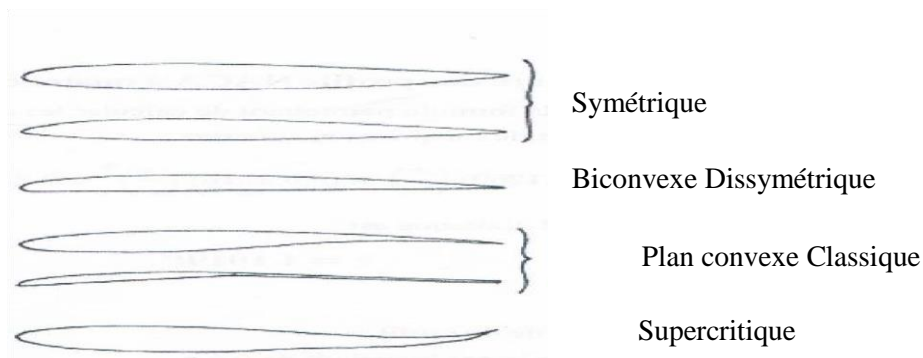


Figure II.6 différents types des profils.[9]

4.1. Désignation d'un profil

Au cours du temps, les profils ont évolué et chaque nation a développé son propre programme de recherche sur les profils. Le plus fameux fut le programme Américain NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) ancienne appellation de NASA fut créée dans les années 50 et elle est l'équivalent de L'ONERA français. Cet organisme créa essentiellement des profils laminaires.

NACA sont généralement suivis d'une série de chiffres et nous allons détailler l'une de ces familles de profils à titre d'exemple.

5. Série à quatre chiffres (Séries 4)

Ces profils sont définis par le code NACA suivi de quatre chiffres MPXX définissant la géométrie du profil. [10]

- 1) M, le premier chiffre définit la cambrure maximale en pourcentage de la corde, $100m=M$
- 2) P, le deuxième chiffre définit le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde, $10p=P$.
- 3) XX, les deux derniers chiffres définissant l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde, $100t=XX$. [11]

Par exemple, le profil aérodynamique NACA 2412 possède une cambrure maximale de 2 % à 40 % à partir du bord d'attaque, avec une épaisseur maximale de 12 %. Par exemple, pour une aile de 10 cm de corde, le profil a une cambrure de 2 mm située à 40 mm du bord d'attaque, et une épaisseur maximale de 12 mm. La plupart des profils à 4 chiffres ont une épaisseur maximale à environ 30 % de corde du bord d'attaque.

Le profil aérodynamique NACA 0015 est symétrique, le 00 indiquant qu'il n'a pas de cambrure. Le nombre 15 indique que l'aile a une épaisseur maximale correspondant à 15 % de la longueur de la corde de l'aile. Ces profils sont dits non porteurs, c'est-à-dire que pour une incidence nulle leur coefficient de portance est nul.

5.1. Profil symétrique 00xx

La demi-épaisseur d'un profil NACA 00xx est calculée avec l'équation suivante : [12], [13]
Avec :

$$y_t = \frac{t_c}{0.2} \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} + (-0.1260) \left(\frac{x}{c}\right) + (-0.3516) \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 + (-0.1015) \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (\text{I.2})$$

c : est la longueur de la corde de profil.

x : est la position le long de la corde variant de 0 à c .

y : est la moitié de l'épaisseur pour une valeur donnée de x (axe de surface).

t : est l'épaisseur maximale en tant que fraction de la corde.

À noter que dans cette équation, au $(x / c) = 1$ (le bord de fuite du profil), l'épaisseur n'est pas exactement zéro. Si un bord de fuite d'épaisseur zéro est nécessaire, par exemple pour du calcul informatique, l'un des coefficients doit être modifiée de telle sorte que leur somme soit égale à zéro. La modification du dernier coefficient (-0,1036) se traduira par le plus petit changement de la forme globale de la surface portante. Le bord d'attaque est à peu près équivalent à un cylindre de rayon :

$$r = 1,1019t^2c.$$

$$x_u = x_L = x, \quad y_u = +y_t, \quad \text{et} \quad y_l = -y_t$$

Avec :

- (x_u, y_u) coordonnées de l'extrados

- (x_l, y_l) coordonnées de l'intrados.

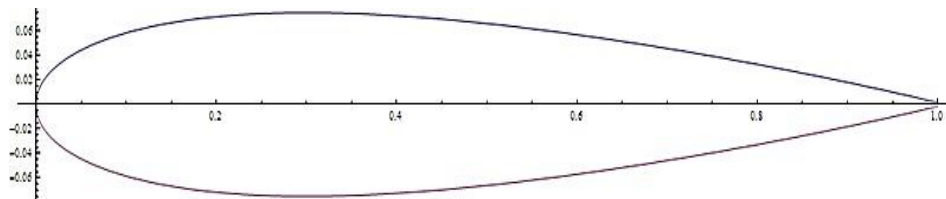


Figure II.7 Courbe d'une aile NACA 0015.[12]

5.2. Profil cambré

Les profils NACA symétriques les plus simples sont les séries 4 chiffres, qui utilisent la même formule que les profils 00xx, symétriques, mais avec une ligne moyenne courbée. La cambrure moyenne du profil est définie en deux sections : [12]

$$yc = \begin{cases} \left(m \frac{x}{p^2} \left(2P - \frac{x}{c} \right), & 0 \leq x < pc \\ m \frac{c-x}{(1-p)^2} \left(1 + \frac{x}{c} - 2p \right), & pc \leq x \leq c \end{cases} \quad (\text{I.3})$$

Avec :

m : est égal à la cambrure maximale (défini par le premier des quatre chiffres).

p : est la position de la cambrure maximale (défini par le deuxième chiffre).

Pour la forme de l'extrados et de l'intrados, l'épaisseur doit être appliquée perpendiculairement à la ligne de cambrure, les coordonnées (x_u, y_u) et (x_l, y_l) sont calculées avec les équations suivantes: [13]

$$x_u = x - y_t \sin \theta$$

$$y_u = y_c + y_t \cos \theta$$

$$x_L = x + y_t \sin \theta$$

$$y_L = y_c - y_t \cos \theta$$

Où :

$$\theta = \arctan \left(\frac{dy_c}{dx} \right)$$

$$\left(\frac{dy_c}{dx} \right) = \begin{cases} \left(\frac{2m}{p^2} \left(p - \frac{x}{c} \right) \right), & 0 \leq x < pc \\ \frac{2m}{(1-p)^2} \left(p - \frac{x}{c} \right), & pc \leq x \leq 0 \end{cases} \quad (\text{I.4})$$

Nota : pour $\theta = 0$ on retrouve les équations du profil symétrique.

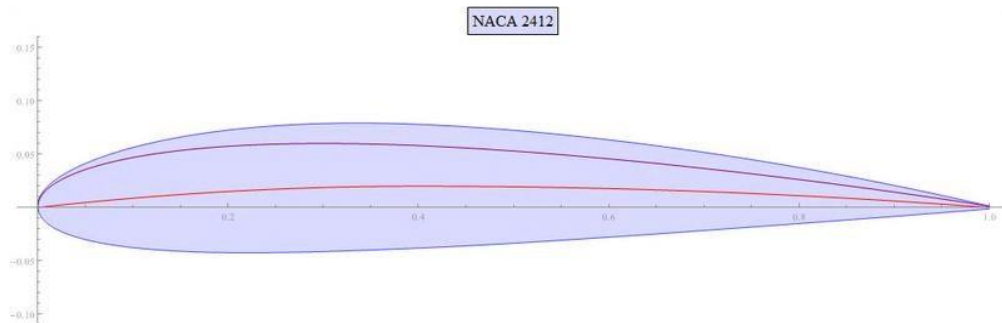


Figure II.8 Courbe d'une aile NACA 2412.[13]

La ligne de cambrure est indiquée en rouge, et l'épaisseur - ou le profil symétrique 0012 - est représenté en violet.

6. Forces et moments aérodynamiques

Les forces aérodynamiques exercées sur un profil dépendent de la distribution de pression autour de celui-ci. Ces forces sont fonction de nombre de Mach, de la forme de profil d'aile, de l'angle d'attaque et de l'effet de la couche limite. Un profil qui a un certain angle d'incidence par rapport à la direction de l'écoulement d'air subit des forces de suppression à l'intrados et des forces de dépression à l'extrados. Ces forces se résument globalement en une résultante aérodynamique notée R , qui elle-même peut se décomposer en deux forces, une force de portance notée L , et une force de frottement qui freine le corps, appelée traînée, notée D .

La portance L est la force, due à la suppression -dépression, exercée sur le profil lors de son vol, qui est orientée perpendiculairement à la direction de l'écoulement. C'est cette force qui assure la sustentation.

La traînée D constitue la principale source de la résistance à l'avancement est une composante parallèle à la direction de déplacement de la force générée par l'écoulement autour d'un profil.

La traînée est une source de performances aérodynamiques.

La traînée totale D_{totale} se compose de trois traînées élémentaires :

La traînée de forme : est liée à la forme des profils : différents profils engendrent des écoulements différents. Les différences de pression entre l'avant et l'arrière ne sont donc pas identiques. La traînée est donc influencée par la forme de profil.

La traînée de sillage : est liée au décollement des filets d'air sur l'arrière du profil. Plus les filets se décollent et plus la traînée de sillage est importante. Elle est influencée par la vitesse et l'incidence de vol de l'avion.

La traînée induite : est liée à la différence de pression entre l'intrados et l'extrados de l'aile.[21]

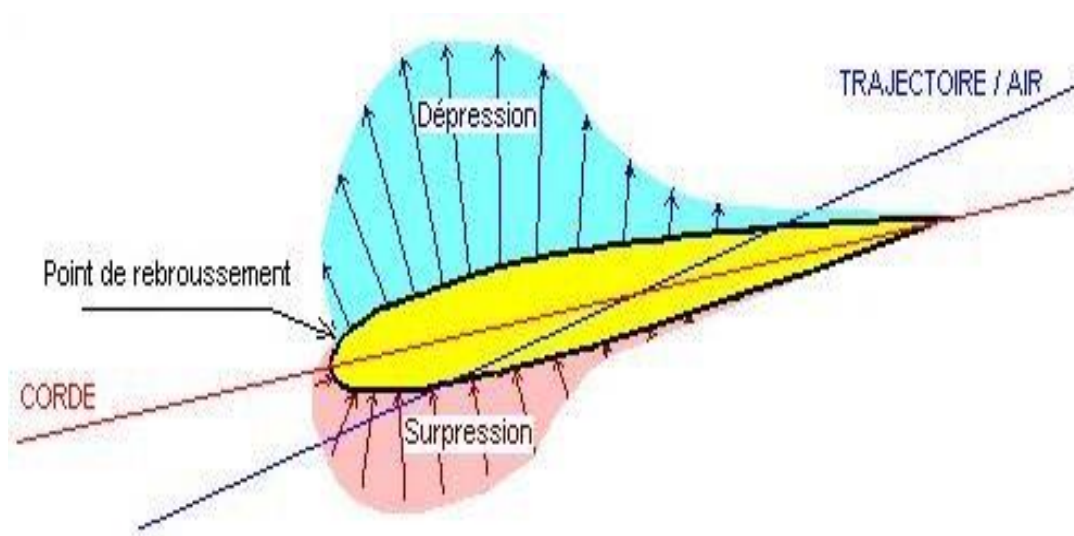


Figure II.9 Spectre des pressions.[14]

6.1. Répartition de la force de surface

Le fluide s'écoulant autour d'un corps exerce une force locale / area (ou stress) sur chaque point du corps. Ses composantes normales et tangentielles sont la pression p et la contrainte de cisaillement τ .

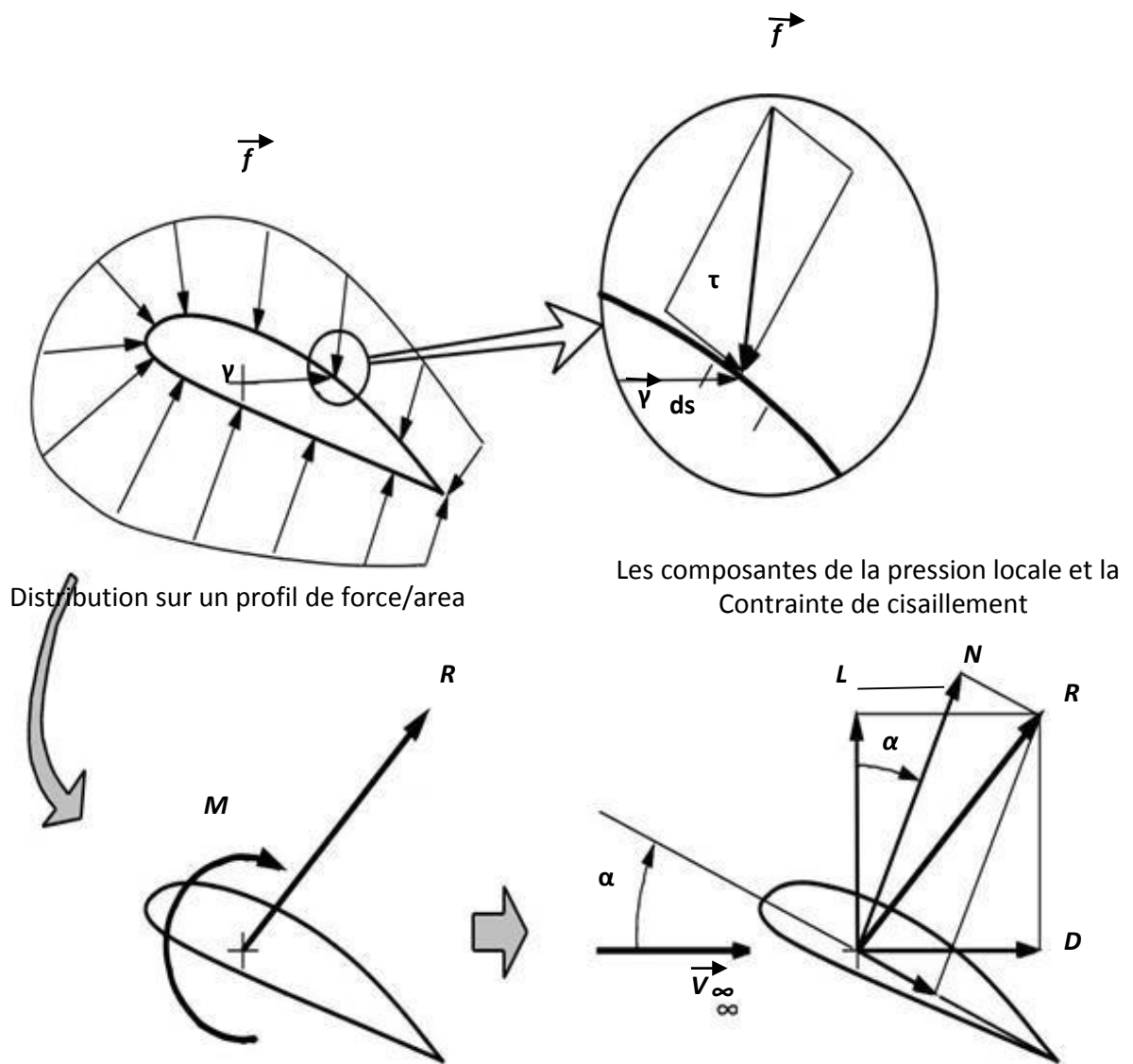


Figure II.10 Répartition des contraintes de surface.[15]

Dans des situations typiques aérodynamiques, la pression p (ou même la pression relative $p - P\alpha$) est typiquement Supérieur à τ , par au moins deux fois d'ordres de grandeur, et donc f est à peu près perpendiculaire à la surface. Mais souvent la valeur infinitésimale τ contribue de manière significative dans le calcul de la traînée, La distribution de la contrainte f intègre sur la surface produit une force résultante, et aussi un moment par rapport à certains points de référence.

6.2. Composantes de la Force

La force résultante R a des composantes perpendiculaires le long des axes choisis. Ces axes sont arbitraires, mais deux choix particuliers sont les plus utiles en la pratique. Repère liés à l'écoulement libre (Freestream) : Les composants de la résultante R sont la traînée D et la portance L, respectivement parallèle et perpendiculaire à $V\alpha$.

Repère liés aux corps : Les composants de la résultante R sont la force axiale A et la force normal N, respectivement, parallèle et perpendiculaire à la corde de profil d'aile.

Si un des composants est calculé, l'autre peut alors être obtenue par une simple transformation d'axe en utilisant l'angle d'attaque α . L et D sont obtenus suivant ce cas de (Figure I.20) à partir de N et A comme suit :

$$\begin{aligned} L &= N \cos \alpha - A \sin \alpha \\ D &= N \sin \alpha + A \cos \alpha \end{aligned} \tag{I.3}$$

6.3. Calcul des forces et du moment

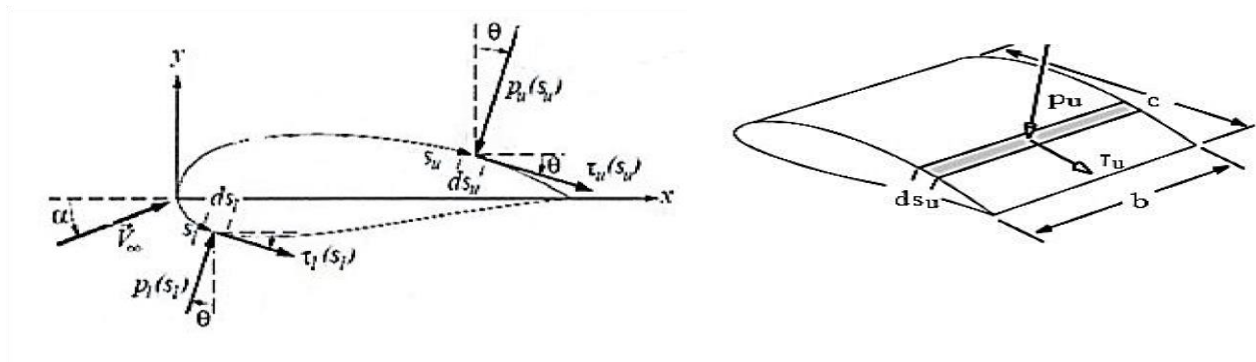


Figure II.11 Répartition des contraintes élémentaires sur l'intrados et l'extrados du profil.[15]

Sur la face supérieure, les composantes de la force unitaire par unité d'envergure agissant sur un segment élémentaire de largeur ds_u sont :

$$\begin{aligned} dN_u &= (- P_u \cos\theta - \tau_u \sin \theta) ds_u \\ dA_u &= (-P_u \sin\theta - \tau_u \cos\theta) ds_u \text{ Et} \end{aligned} \tag{I.4}$$

sur la face inférieure on aura :

$$dN_l = (p_l \cos \theta + \tau_l \sin \theta) ds_l \tag{I.5}$$

$$dA_l = (p_l \sin\theta + \tau_l \cos\theta) ds_l$$

L'intégration le long du profil, du bord d'attaque vers le bord défruite, produit les forces est total les par unité d'envergure :

$$N = \int_{LE}^{TE} dN_u + \int_{LE}^{TE} dN_1 \text{ et } A = \int_{LE}^{TE} dA_u + \int_{LE}^{TE} dA_1 \quad (\text{I.6})$$

Le moment par rapport à l'origine (bord d'attaque) est l'intégrale de ces forces,

$$M_{LE} = \int_{LE}^{TE} -x dN_u + \int_{LE}^{TE} -x dN_1 + \int_{LE}^{TE} y dA_u + \int_{LE}^{TE} y dA_1 \quad (\text{I.7})$$

De la géométrie présentée dans (Figure : I.20) on a :

$$ds \cos\theta = dx \quad \text{et} \quad ds \sin\theta = -dy = \frac{dy}{dx} dx$$

Ce qui permet à tous les intégrales citées ci-dessus sus d'être effectuées par rapport à x, et cela en utilisant les fonctions des courbures supérieures et inférieures $y_u(x)$ et $y_1(x)$. En pratique, les contributions de la contrainte de cisaillement τ sont négligeables par rapport à aux forces de sustentation et du moment, ce qui simplifie les relations (I.3) comme suit :

$$L = \cos\alpha \int_0^c (P_1 - P_U) dx + \sin\alpha \int_0^c \left[P_1 \frac{dy_1}{dx} - P_U \frac{dy_u}{dx} \right] dx$$

$$M_{LE} = \int_0^c \left[P_U \left(x + \frac{dy_u}{dx} y_u \right) - P_1 \left(x + \frac{dy_1}{dx} y_1 \right) \right] dx \quad (\text{I.8})$$

Une simplification un peu moins précise mais couramment utilisée consiste à négliger le terme $\sin\alpha$ dans la relation de L'et les termes dy/dx dans la relation de M. ce qui ramené les relations (I.8) à :

$$L \approx \int_0^c (P_1 - P_U) dx \quad \text{et} \quad M_{EL} \approx \int_0^c -(P_1 - P_U) x dx \quad (\text{I.9})$$

La contrainte de cisaillement τ ne peut être négligée lors du calcul de la traînée D sur les lignes de courant du corps tel que celui des profils aérodynamiques. Ceci est dû au fait, que les contributions de pression p en rapport avec la traînée D ont tendance à annuler la plupart du temps, laissant la petite contribution de la contrainte de cisaillement τ assez importante. [22]

6.4. Coefficients non-dimensionnels

Les caractéristiques aérodynamiques dépendent d'un grand nombre de paramètres géométriques et d'écoulement. Il est souvent avantageux de travailler avec les forces et les moments non dimensionnels, pour lesquelles, les dépendances de la plupart de ces paramètres sont réajustées. A cet effet, nous définissons les paramètres de référence suivants : la surface de référence S, la longueur de référence l et la pression dynamique $q_\infty = \frac{1}{2} P_\infty U^2$. Les choix de S et l sont arbitraires, et dépendent du type de corps implique.

Pour les avions, les choix traditionnels sont la surface de l'aile $S=c(l)$, et la corde de l'aile c . les coefficients non dimensionnels des forces et du moment sont alors définis comme suit

$$\begin{aligned} \text{Coefficient de portance :} \quad C_L &= \frac{L}{q_\infty S} \\ \text{Coefficient de Traînée :} \quad C_D &= \frac{D}{q_\infty S} \quad (\text{I.10}) \\ \text{Coefficient de moment :} \quad C_M &= \frac{M}{q_\infty S} \end{aligned}$$

Pour déterminer les forces qui s'appliquent à un profil, il faut connaître les distributions de pression et de frottement autour du profil, ce qui équivaut à déterminer les coefficients de pression C_p et de frottement C_f . En général, ces coefficients s'écrivent sous la forme

$$\begin{aligned} C_p &= \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \\ C_f &= \frac{\tau}{q_\infty} \end{aligned} \quad (\text{I.11})$$

6.5. Centre aérodynamiques (pressure center)

Le centre aérodynamique correspond à un point sur la corde ou la résultante d'une charge répartie agit effectivement sur le corps. Si les moments ont été pris autour de ce centre aérodynamiques, l'effet issu de l'intégration de ces charges réparties serait nul. On peut aussi définir ces centres aérodynamiques comme étant le point sur le corps ou le moment aérodynamiques total est égal à zéro. La valeur du moment M dépend du choix du point de référence. En utilisant la forme simplifiée de l'intégrale de M_{LE} .

$$M_{EL} \approx \int_0^c -(P_1 - P_U)x dx$$

Le moment M_{ref} pour un point de référence arbitraire x_{ref}

$$M_{ref} = \int_0^c -(P_1 - P_U)(x - x_{ref}) dx = M_{LE} + L_{x_{ref}}$$

Ce point de référence peut être positif, négatif ou nul et ceci dépendra du choix de l'emplacement de x_{ref} et a un point de référence particulier appelé centres aérodynamiques, le moment est nul.

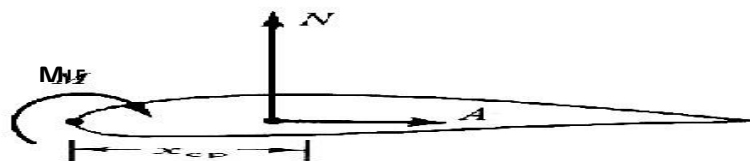


Figure II.12 forces, moment et position du centre aérodynamique.[15]

$$M_{cp} = M_{LE} + Lx_{cp} = 0 \quad ; \quad X_{CP} = \frac{-M_{LE}}{N} \quad (I.12)$$

Si l'angle d'incidence α est petit alors

$$\cos(\alpha) = 1 \quad \text{et} \quad \sin(\alpha) = 0$$

De ce fait la force de sustentation (portance) $L = N$ et x_{cp} devient :

$$X_{CP} = \frac{-M_{LE}}{L} \quad (I.13)$$

Par conséquent si N et L décroissent alors x_{cp} augmente et si la force tend vers zéro alors le centre aérodynamique tendra vers l'infini

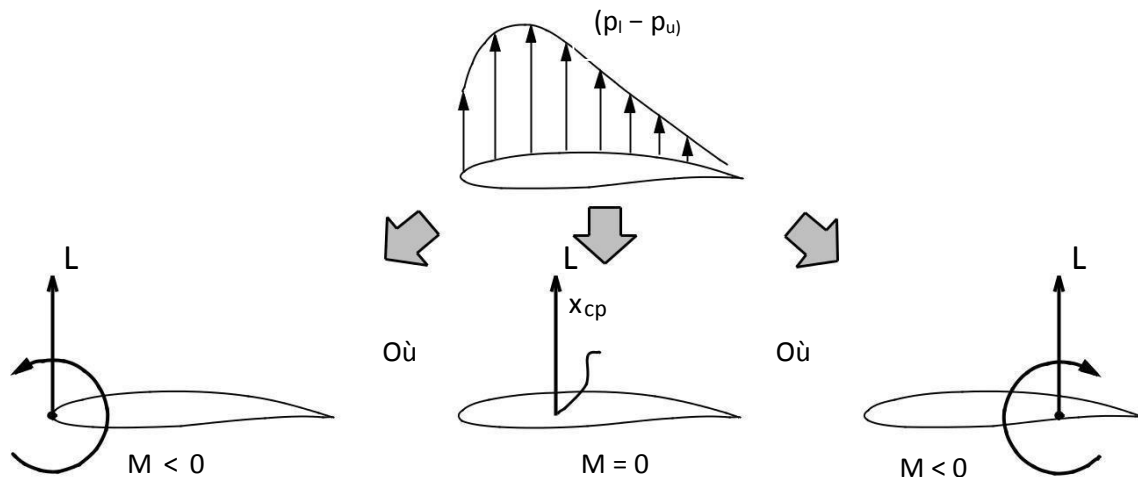
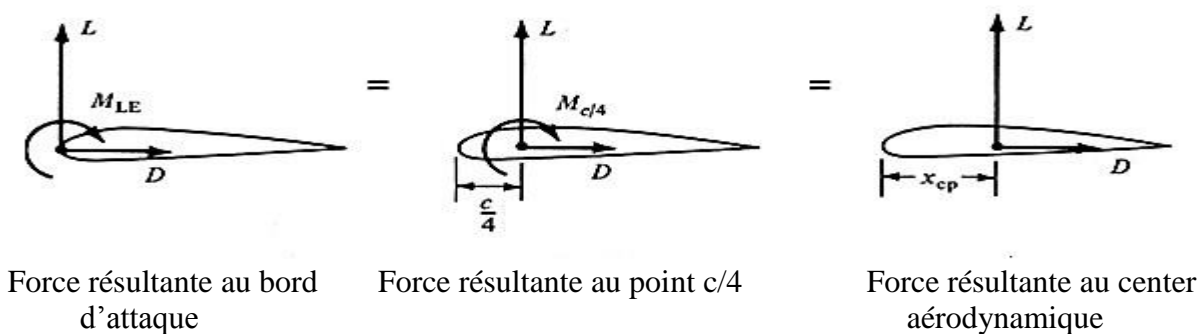


Figure II.13 Signe du moment en fonction de la position de x_{cp} . [15]

Pour des raisons qui apparaîtront évidente lorsque la théorie de l'aile mince est étudiée, il est avantageux de définir un emplacement "standard" du point d'application du moment de référence pour qu'il soit situé au quart de corde, ou $x_{ref} = c/4$. Le moment standard correspondant est habituellement écrit sans indices soit : [22]

$$M_{ref} \approx \int_0^c -(P_1 - P_U) \left(x - \frac{c}{4}\right) dx$$



Force résultante au bord d'attaque

Force résultante au point $c/4$

Force résultante au centre aérodynamique

Figure II.14 forces et moments en fonction de la position du centre [15]

7. Conclusion

Il est intéressant de revenir à l'origine des premiers profils aérodynamiques pour comprendre les évolutions vers les profils actuels. Pour cela, il faut remonter au début de la création des premiers profils aérodynamiques pour les ailes d'avion et les aubes des turbomachines pales d'hélicoptère ainsi que les pales d'éolienne. La recherche sur les profils, leur création est alors purement expérimentale et repose principalement sur les observations et l'expérience des concepteurs, montre l'évolution de la forme des profils au début XXe siècle.

Les plus grosses avancées dans le domaine sont menées par l'agence américaine chargée de la recherche en aéronautique, la NACA (ancêtre de la NASA), qui publie dans les années 30 un catalogue de 78 profils testés en soufflerie.

Le système de profil NACA est créé par la même occasion. C'est un système de dénomination de profil par rapport à leur géométrie.

Il est parfois nécessaire, en construction amateur, de réaliser le tracé à l'échelle du profil de l'aile ou de l'empennage de l'avion que l'on construit (tracé des nervures).

La série des profils NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) est souvent utilisée, en 3, 4, 5 ou 6 chiffres (digits).

Les forces aérodynamiques exercées sur un profil dépendent de la distribution de pression autour de celui-ci le nombre de Mach, la forme de profil d'aile, aube ou pale, de l'angle d'attaque et de l'effet de la couche limite. Un profil qui a un certain angle d'incidence par rapport à la direction de l'écoulement d'air subit des forces de succion à l'intrados et des forces de dépression à l'extrados. Ces forces se résument globalement en une résultante aérodynamique notée R peut se décomposer en deux forces, une de portance notée L , et une force de frottement qui freine le corps, appelée traînée D .

La portance L est la force, due à la succion -dépression, exercée sur le profil lors de son vol, qui est orientée perpendiculairement à la direction de l'écoulement. C'est cette force qui assure la sustentation.

La traînée D constitue la principale source de la résistance à l'avancement est une composante parallèle à la direction de déplacement de la force générée par l'écoulement autour d'un profil. La traînée est une source de performances aérodynamiques

Chapitre III
Etude
aérodynamique

1. Introduction

L'objectif de l'aérodynamique est de déterminer les forces et les moments, sur un corps se déplaçant dans un fluide, généralement de l'air, par exemple, la génération de la portance, de la traînée et des moments sur les profils, les ailes d'avion, le fuselage, les nacelles et les hélices. La définition de différents types de profils d'aile permet la détermination de leurs caractéristiques géométriques et aérodynamiques. Les profils d'aile d'avion les plus reconnus dans le monde sont les fameux profils américains de type NACA et on en utilise certains couramment en pratique pour la validation des méthodes numériques. Selon l'idée géniale de Prandtl, on peut décomposer l'écoulement autour d'un profil d'aile ou d'une aile en une région où les effets de la viscosité sont négligeables et une autre zone, appelée couche limite, où les effets visqueux sont prépondérants. La couche limite joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance de frottement d'un corps. Cette couche peut être laminaire ou turbulente et passe d'un régime à un autre par une transition. La couche limite a plusieurs effets en fonction de la discipline suivie (thermique, dynamique des fluides).

Nous allons aborder dans ce chapitre juste deux effets de l'aérodynamique qui sont le décollement et le décrochage.

Face aux contraintes économiques, environnementales et du confort, l'intérêt du développement des techniques de contrôle pour améliorer les performances, réduire la consommation et la pollution, améliorer la stabilité et le confort, a pris un essor considérable. Le contrôle peut être utilisé pour influencer la transition, modifier l'intensité turbulente, influencer le décollement pour réduire la traînée et augmenter la portance, optimiser les échanges énergétiques, améliorer le confort et réduire le bruit. Le décollement et les structures organisées qui en découlent conduisent à des pertes de performances et à la génération de bruit. Ceci a conduit au désir d'appliquer le contrôle en vue de diminuer voir supprimer la zone décollée. Dans cette partie, nous présentons un inventaire des techniques de contrôle passif et actif ainsi que les différentes technologies des actionneurs utilisés, recueillies dans la littérature.

2. Généralités et aperçu sur la couche limite

2.1. Rappels de mécanique des fluides

2.2. Équations de base

-L'équation de continuité traduit la conservation de masse fluide dans un écoulement.

$$\vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = \frac{d\rho}{dt} \quad (1)$$

V : représente la vitesse locale de l'écoulement. -L'équation conduit à celle de Bernoulli, exprime le principe de conservation de l'énergie :

$$dp = -\rho V dV - \rho g dz \quad (2)$$

Où p est la pression. -L'équation de conservation des quantités de mouvement, issue de l'application du principe fondamentale de la dynamique :

$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = [\rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot \vec{V} \cdot \vec{V} \right)] = \rho \vec{g} + \vec{V} \vec{\sigma} \quad (3)$$

Où : $\vec{\sigma}$ est le tenseur de contraintes et \vec{g} l'accélération de la gravité. L'équation d'Euler nous donne la forme intégrale en écoulement permanent :

$$\iint_S \rho V_n \vec{V} dS = \Sigma \vec{F} \quad (4)$$

Où S est une surface fermée. Le second membre est la somme des forces extérieures appliquée à la masse fluide. V_n est la projection de \vec{V} suivant \vec{n} .

-Équations de Navier-Stokes

L'évolution d'un fluide incompressible de masse volumique constante au cours du temps est dite newtonienne si la déformation est proportionnelle aux gradients de vitesse. Ces déformations sont gouvernées par l'équation de Navier-Stokes qui correspond à la conservation de la quantité de mouvement d'une particule fluide qui s'écrit [16] :

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) \vec{V} = -\frac{1}{\rho} \vec{\nabla} P + \nu \nabla^2 \vec{V} + \vec{F} \quad (5)$$

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (6)$$

Où \vec{V} est la vitesse, P la pression, ρ la masse volumique, \vec{F} la résultante des forces extérieures par unité de masse et ν la viscosité cinématique.

2.3. Analyse du mouvement d'un élément de volume d'un fluide

Durant le mouvement de chaque élément de volume de fluide résultent des changements de positions, d'orientations et de formes. Les composantes de base du mouvement d'un élément de fluide sont la translation, la rotation et la déformation linéaire ou angulaire.

2.3.1. Translation

La translation se caractérise par les composantes des vecteurs vitesses \vec{u} , \vec{v} , \vec{w} relatives à chaque direction x, y, z et à chaque axe du repère orthonormé $O(\vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$

$$u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} = \vec{V} \quad (I.7)$$

\vec{V} : Vecteur vitesse absolue.

2.3.2. Rotation

Lorsque le vecteur tourbillon est différent de zéro, l'écoulement est dit rotationnel.

$$2\vec{\Omega} = \text{rot } \vec{V} \neq 0 \quad (I.8)$$

La rotation se caractérise par un vecteur tourbillon $\vec{\Omega}(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z)$ et chaque composante de ce vecteur représente un taux de rotation suivant chaque axe :

$$\begin{cases} \Omega_x = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) \\ \Omega_y = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial z} - \frac{\partial u}{\partial x} \right) \\ \Omega_z = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \end{cases} \quad (9)$$

$\vec{\Omega}$: est appelé vecteur tourbillon.

2.3.3. Déformation linéaire

La déformation linéaire se traduit par l'augmentation du volume de l'élément de fluide et se caractérise par:

$$\text{div } \vec{V} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = \theta \quad (10)$$

θ : est appelé taux de dilatation.

d- Déformation

De même que pour la rotation, on peut définir aussi le taux de déformation suivant chaque axe comme suit :

$$\begin{cases} \varepsilon_x = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \\ \varepsilon_y = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\ \varepsilon_z = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial z} \right) \end{cases} \quad (11)$$

$\vec{\varepsilon}$: Vecteur taux de déformation.

3. La couche limite

3.1. Couche limite sur une plaque plane

Le cas le plus simple de couche limite est celui d'une plaque plane placée dans un écoulement uniforme et parallèle sans aucune perturbation dans l'écoulement potentiel et la vitesse de l'écoulement externe le long de la surface à une valeur constante.

Les équations suivantes, de continuité et de Navier-Stokes, traduisent le cas le plus simple d'un écoulement de fluide autour d'une plaque plane à incidence nulle. Ce cas de figure a été étudié pour la première fois par Blasius [17] en 1908.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial x} = 0 \quad (12)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (13)$$

Le modèle mathématique exprimé sous la forme précédente est écrit en tenant compte d'un certain nombre d'hypothèses, à savoir :

- Écoulement plan et vitesses parallèles entre elles.
- Le fluide est incompressible.
- Écoulement permanent.
- Les vitesses dans la couche limite sont peu inclinées sur la tangente à l'obstacle.
- Les propriétés physiques du fluide sont constantes.

L'épaisseur de la couche limite donnée par :

$$\delta(X) = \frac{5x}{\sqrt{Re_x}} \quad (14)$$

Où le nombre de Reynolds local est donné par :

$$Re_x = \frac{U_\infty x}{\nu} \quad (15)$$

Le coefficient de frottement local C_f pour une plaque plane sans gradient de pression est donné par :

$$C_f(X) = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \quad (16)$$

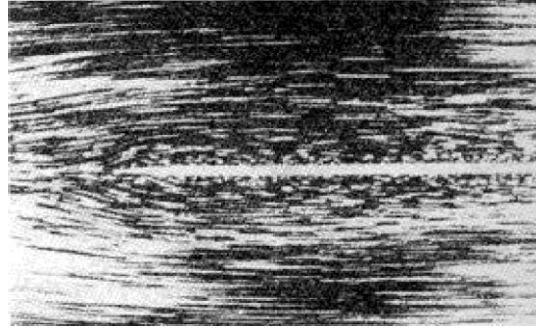


Figure III. 11 l'écoulement le long d'une plaque plane, après L. Prandtl; O. Tietjens (1931). [18]

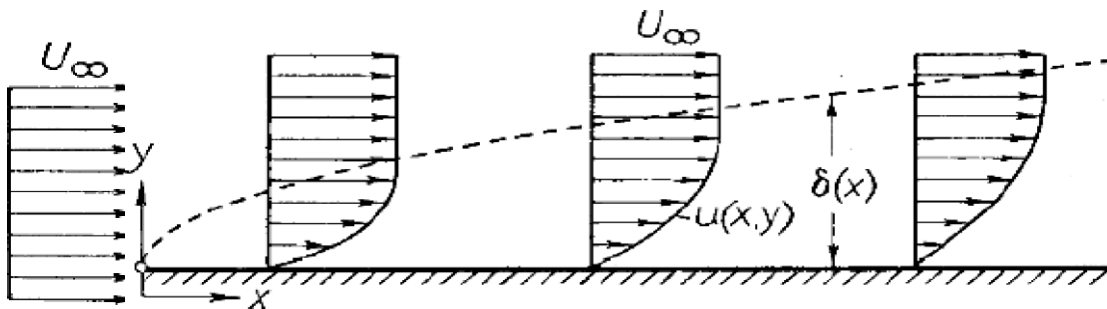


Figure III. 2 Couche limite sur une plaque plane à incidence nulle. [18]

3.2. Couche limite turbulente sur une plaque plane à incidence nulle

En régime turbulent, le profil de vitesse croît beaucoup plus rapidement avec la distance à la paroi (Figure I.3) et par conséquent le frottement turbulent est bien plus élevé que le frottement laminaire. Ainsi la couche limite turbulente résiste beaucoup mieux aux gradients de pression adverses : elle est donc plus difficile à faire décoller. De plus, elle est plus épaisse que son homologue laminaire [19].

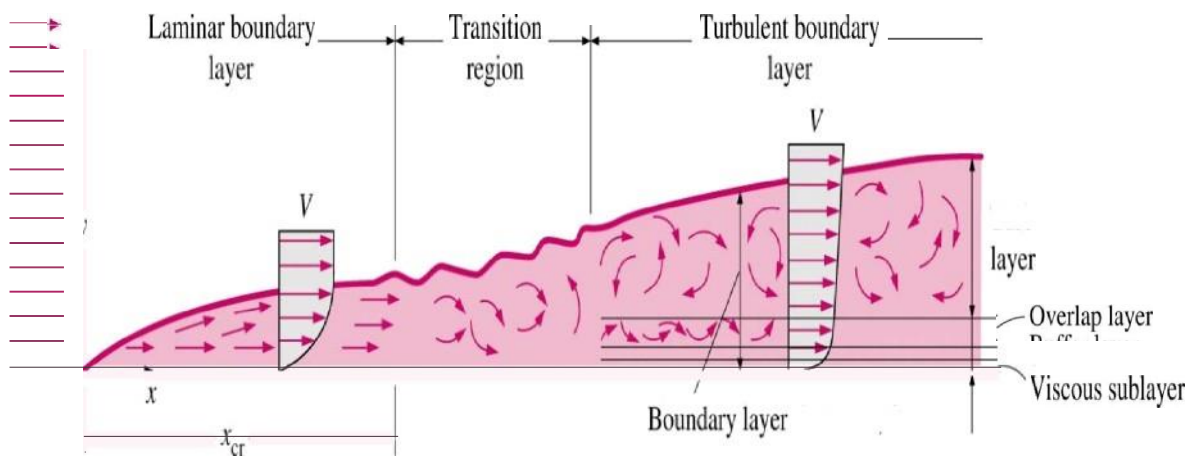


Figure III. 3 Couche limite turbulente sur une plaque plane. [19]

3.3. Différents types d'épaisseurs

3.3.1. Épaisseur de la couche limite (δ)

En $y = 0$, $u = v = 0$ et, par convention, on définit l'épaisseur de couche limite δ comme correspondant à une composante u égale à $0.99 U_e$ [17]. (Voir figure I.4). U_e étant la composante de la vitesse du fluide libre à l'aplomb de P.

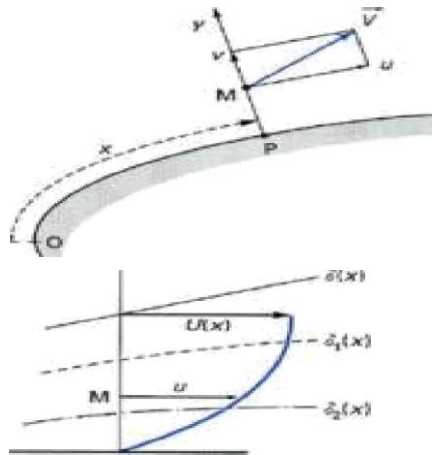


Figure III. 4 Conventions de notation de la couche limite. [20]

3.3.2. Épaisseur de déplacement (δ_1)

L'épaisseur de déplacement pour la couche limite est définie comme la distance à laquelle la surface devrait se déplacer dans la direction y pour réduire l'écoulement passant par un volume équivalent à l'effet réel de la couche limite.

$$\delta_1 = \int_0^{\infty} \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \cong \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \quad (17)$$

3.3.3. Épaisseur de la quantité de mouvement θ

Un autre paramètre qui est utilisé pour caractériser l'épaisseur de la couche limite, est donné par la relation suivante:

$$\theta = \int_0^{\infty} \frac{u}{U_e} \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \cong \int_0^{\delta} \frac{u}{U_e} \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \quad (18)$$

❖ Facteur de forme

Le facteur de forme H est définie par :

$$H = \frac{\delta_1}{\theta} \quad (19)$$

Ce facteur de forme a des valeurs différentes suivant que la couche limite est laminaire ou turbulente.

4. Caractéristiques aérodynamiques

Lorsqu'un corps se trouve en mouvement en présence de l'air, il est soumis à des forces élémentaires qui s'exercent sur chaque élément de sa surface. La résultante de ces forces est désignée par R_a , qui peut être décomposée en deux forces, l'une est verticale au sens de l'écoulement, appelée force de portance F_z , et l'autre, parallèle à l'écoulement, désignée par F_x , appelée force de traînée.

Ces forces F_x et F_z sont le résultat des forces de pression et de viscosité que l'air exerce sur la surface de profil [21].

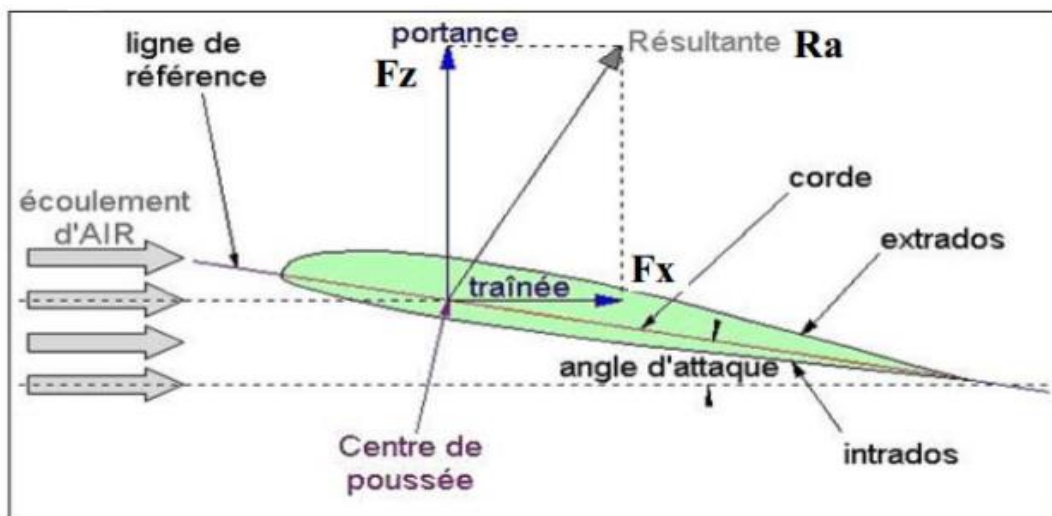


Figure III. 5 représentation de la résultante aérodynamique sur un profil d'aile [21].

4.1. Portance

Cette force est caractérisée, comme toute force, par : - Le point d'application : (centre de poussée): - La direction : (perpendiculaire au sens de l'écoulement). - Le sens : de l'intrados vers l'extrados).

L'expression de la portance est donnée par :

$$F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z \quad (20)$$

ρ : Masse volumique.

S : la surface du profil.

V : la vitesse de l'écoulement à l'infini amont.

C_z : Coefficient de portance, qui dépend de la forme du profil, l'état de surface, de l'angle d'attaque et de la vitesse à l'infini.

4.2. Traînée

C'est la force qui s'oppose au sens de l'écoulement, elle est caractérisée par :

- le point d'application : centre de poussée.
- la direction : parallèle à l'écoulement de l'air.
- le sens : du bord d'attaque vers le bord de fuite.

L'équation de la force de traînée s'écrit sous la même forme que l'équation de la force portance:

$$F_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x \quad (21)$$

Avec :

C_x : coefficient de traînée qui dépend de la forme du profil, l'état de surface du profil, l'angle d'attaque et de la vitesse à l'infini.

4.3. Coefficient de moment

Afin de déterminer la position de la résultante aérodynamique sur la corde de l'aile, nous pouvons calculer (grâce au banc de soufflerie), le moment de cette force par rapport au bord d'attaque de l'aile, puis en construire un abaque soit en fonction de l'incidence soit en fonction du coefficient de portance.

Le coefficient de moment s'exprime comme suit :

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 L S} \quad (22)$$

4.4. Finesse aérodynamique

C'est le rapport entre la force de portance et la force de traînée F_z/F_x .

L'objectif principal de l'aérodynamique, c'est d'avoir une bonne finesse, en effet, soit en augmentant la portance ou en minimisant la traînée.

4.5. Polaire d'un profil

La polaire d'un profil est la représentation graphique de C_z en fonction de C_x ($C_z = f(C_x)$)

La polaire est donc la carte d'identité aérodynamique de l'aile.

Elle indique les caractéristiques de la voilure et permet des comparaisons avec d'autres.

Le but étant d'obtenir le maximum de portance pour un minimum de traînée.

5. Couches limites avec gradient de pression adverse

Conséquemment à la forte accélération subie par l'écoulement du bord d'attaque jusqu'au pic de dépression, une longue zone de décélération est présentée sur l'extrados d'un profil d'aile. Cette décélération de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite se traduit, par l'équation d'Euler, en une zone de gradient de pression adverse [22].

$$(\vec{u} \cdot \vec{\nabla})\vec{u} = -\frac{1}{\rho}\vec{\nabla}P \quad (23)$$

Ce gradient de pression affecte l'écoulement dans toute l'épaisseur de la couche limite, jusqu'à la paroi.

5.1. La vorticité

La vorticité est crée dans la région de la couche limite. Elle est définie mathématiquement en tout point du fluide par le rotationnel de la vitesse :

$$\vec{\omega} = \text{rot}\vec{V} = \vec{\nabla} \wedge \vec{V} \quad (24)$$

Lighthill [8] propose une définition plus physique : la vorticité est, en tout point du fluide, proportionnelle à la quantité de mouvement angulaire d'une particule fluide sphérique infinitésimale centrée sur le point considéré. La vorticité est ainsi générée par le changement de direction des axes principaux de la particule fluide.

L'équation représente l'expression de l'équation de transport de Navier-Stokes sous forme rotationnelle. Le terme $\vec{\omega}$ représente le vecteur vorticité.

$$\frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \vec{\omega} \wedge \vec{u} = -\vec{\nabla} \left(\frac{1}{2} u^2 + \frac{P}{\rho} \right) - \nu \nabla^2 \vec{u} \quad (25)$$

En évaluant cette équation à la paroi, on peut éliminer les termes de vitesse puis que toutes les composantes du vecteur sont alors nulles ($u = 0$). Il en résulte un équilibre entre le gradient de pression et les effets visqueux. En développant ces deux termes selon x pour le cas d'une couche limite incompressible, le gradient de pression longitudinal est alors responsable d'un flux de vorticité à la paroi [9] comme le montre l'équation :

$$\frac{\partial P}{\partial x} = -\mu \frac{\partial u_z}{\partial y} \quad (26)$$

5.2. Le phénomène de décollement

5.2.1. Définition

En général, quand un objet est placé dans un écoulement, les filets fluides épousent la surface du corps : ils « collent » à la paroi. Dans certaines circonstances, ces filets peuvent se détacher de la paroi, c'est ce qu'on appelle le décollement. Ce décollement, causé par un gradient de pression positif ou par une rupture géométrique de la paroi, influence fortement sur les performances aérodynamiques [20].

5.2.2. Les causes de décollement

Le décollement de la couche limite se produit sur des fortes courbures de paroi ou en présence d'un obstacle venant perturber le champ de pression environnant. Dans le contexte aéronautique, le décollement se produit lors des phases de vols où les incidences aérodynamiques sont plus fortes, i.e. au décollage et à l'atterrissage [25].

Le décollement peut aussi être provoqué par des modifications instationnaires du champ de pression provoquées par des cycles de décrochage dynamique lorsque le profil est mis en mouvement.

L'augmentation de l'incidence augmente le gradient de pression qui existe sur l'extrados du profil. Une fois l'incidence atteint une valeur critique, le gradient de pression entraîne le décollement de la couche limite avec la formation de tourbillon et d'un sillage épais. Dans cette situation, qui correspond au décrochage, la portance du profil diminue brutalement et la traînée augmente [25].

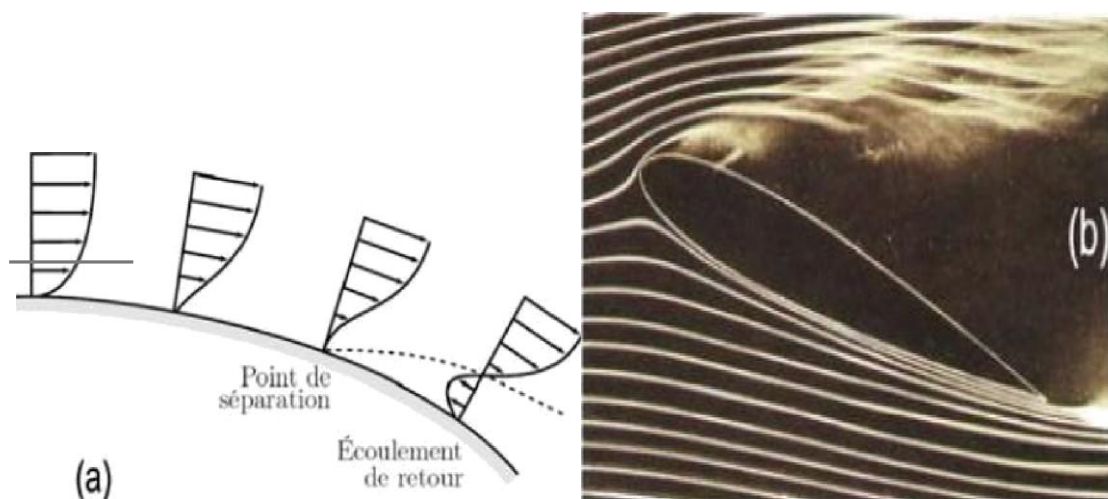


Figure III. 6 Effet du gradient de pression et de la courbure d'un obstacle sur la couche limite — (b) Décollement sur un profil d'aile. [26]

5.2.3. Les effets de décollement

Le décollement s'accompagne en général d'une détérioration des performances aérodynamiques. En effet, en aérodynamique externe par exemple, il influe sur les performances en provoquant l'augmentation de la traînée. De plus, le décollement s'accompagne de l'apparition de structures tourbillonnaires organisées qui conduisent à des problèmes de stabilité [27].

- Des grandes perturbations dans la distribution des pressions (figure 1.8).
- Augmentation de la traînée de forme.
- L'apparition du décrochage et l'augmentation des efforts sur le profil.
- Diminution de la portance.
- Le décollement de la couche limite à l'extrados des profils engendre une diminution des performances aérodynamiques accompagnée de vibrations et de nuisances sonores.

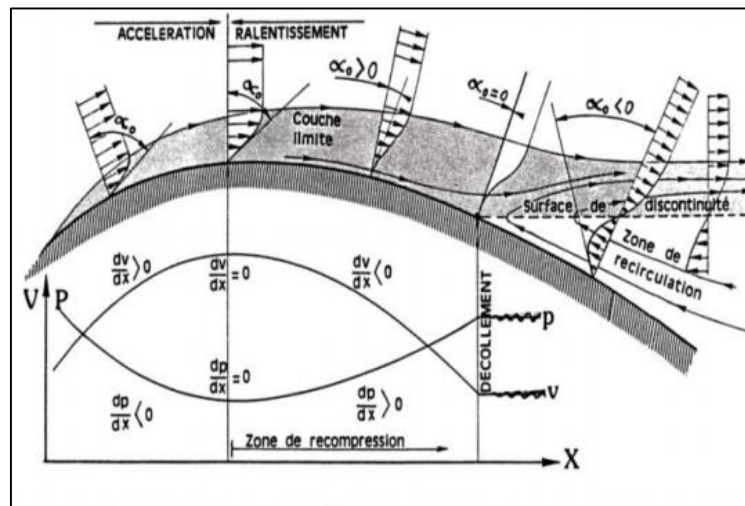


Figure III. 7 Décollement sur un profil -Evolution du gradient de vitesse. [28]

Comolet [29] donne un descriptif des phénomènes de décollement des couches limites sur des profils bidimensionnels qui sont classés en trois catégories : épais, moyens et minces.

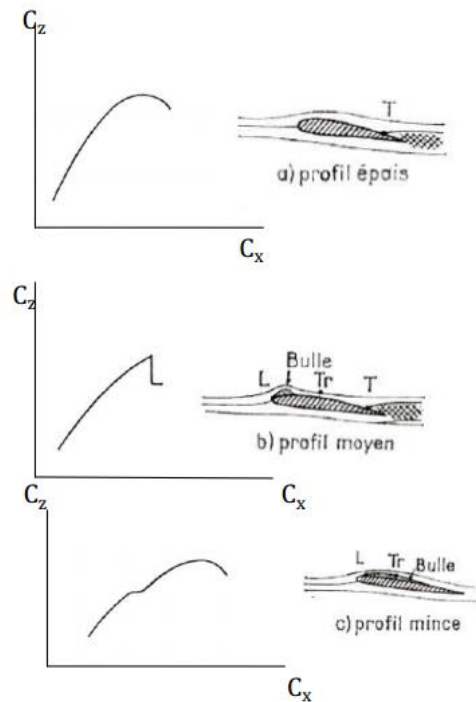


Figure III. 8 Polaires correspondant aux différents types de décollement de couche limite . [29]

T correspond au décollement turbulent, **L** au décollement laminaire et **Tr** à la transition.

Pour un profil épais le décollement de la couche limite s'amorce au bord de fuite puis remonte vers le bord d'attaque lorsque l'incidence augmente provoquant ainsi le décrochage progressif de l'aile (figure 1.9.a).

Pour le cas d'un profil moyen (figure 1.9.b), un bulbe de type « bulbe court » apparaît au voisinage du bord d'attaque. La dimension de ce bulbe varie très peu avec l'incidence jusqu'à ce qu'il explose et rejoigne le décollement au bord de fuite provoquant ainsi un décrochage brutal.

Dans le cas de la Figure 1.9.c (profil mince), le bulbe de type « bulbe long », qui se forme au voisinage du bord d'attaque, s'étire avec l'incidence jusqu'à rejoindre le bord de fuite. Ce phénomène est plus progressif et offre un décrochage plus doux.

Lorsqu'un profil aérodynamique se trouve dans un flux d'air avec un angle d'incidence approprié, il se crée une circulation autour de l'aile entraînant une différence entre la vitesse de l'air s'écoulant le long de l'extrados et la vitesse de l'air s'écoulant sur l'intrados qui est à l'origine de la portance. Une augmentation de l'incidence accroît la circulation donc la portance, mais aussi la traînée et le régime qui y est associé. Cependant, si l'angle d'incidence devient trop grand, la traînée continue d'augmenter jusqu'à ce que l'écoulement produise un décollement de l'air. L'air ne circule plus autour de l'aile et la portance ne disparaît pas complètement, mais on enregistre, entre autres, une chute brutale de la portance. C'est le décrochage.

Pour des angles d'incidence α , l'écoulement reste attaché sur l'aile. Par contre, pour des angles plus élevés, le décollement de la couche limite coté extrados et l'apparition d'une zone de recirculation côté extrados, c'est-à-dire un écoulement localement contraire au sens de l'écoulement incident (figure I.10). Cet écoulement engendre une surpression de côté extrados et par conséquent une perte de portance.

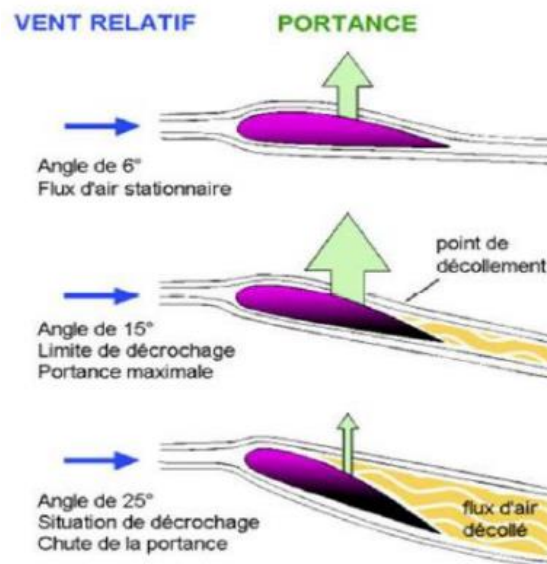


Figure III. 9 Evolution de la portance en fonction de l'incidence [29].

Lorsque l'angle d'incidence dépasse l'angle de portance maximum, l'aile décroche. Si l'on incline l'angle d'incidence d'environ 18° , les filets de l'air n'ont plus suffisamment d'énergie pour coller au profil de l'aile. Il en résulte une diminution rapide et importante de portance.

Détection d'un décrochage

Il y a plusieurs indices permettant de détecter le décrochage :

- Les gouvernes deviennent molles et moins efficaces.
- L'écoulement tourbillonnaire de l'air sur l'aile après le décollement des filets qui résulte la vibration d'un avion.
- Une palette située sur le bord d'attaque de l'aile qui est soulevée vers le haut par le vent relatif qui avertit le décrochage.

6. Contrôle des écoulements

6.1. Classification du contrôle

La classification des méthodes de contrôle d'écoulement est basée sur l'énergie utilisée et le type de boucle de contrôle comme illustré sur la figure II.1 Gad-El-Hak [30] présente une classification du contrôle basée sur le mode de fonctionnement de l'actionneur. L'actionneur est le dispositif mécanique, pneumatique, électrique ou acoustique destiné à interagir avec l'écoulement pour lui donner le comportement souhaité. Il distingue deux grandes stratégies de contrôle : le contrôle passif et le contrôle actif. La première distinction se fait entre un contrôle dit passif, c'est-à-dire qui ne requiert aucune puissance extérieure et aucune boucle de contrôle, et le contrôle qualifié d'actif nécessitant un apport d'énergie extérieur. Une revue des méthodes de contrôle actif utilisées en mécanique des fluides est présentée par Scott Collis et al [31]. Le contrôle actif permet l'adaptation du forçage par l'intermédiaire de l'actionneur. Dans le cas où le contrôle est constant dans le temps et exempt des capteurs qui estiment l'état du système, le contrôle est alors qualifié de prédéterminé ou en boucle-ouverte. A l'opposé, pour le cas de forçage de type réactif ou en boucle-fermée, un algorithme mathématique peut modifier en temps réel le contrôle en fonction de la prise de mesures de l'état du système par l'intermédiaire de capteurs.

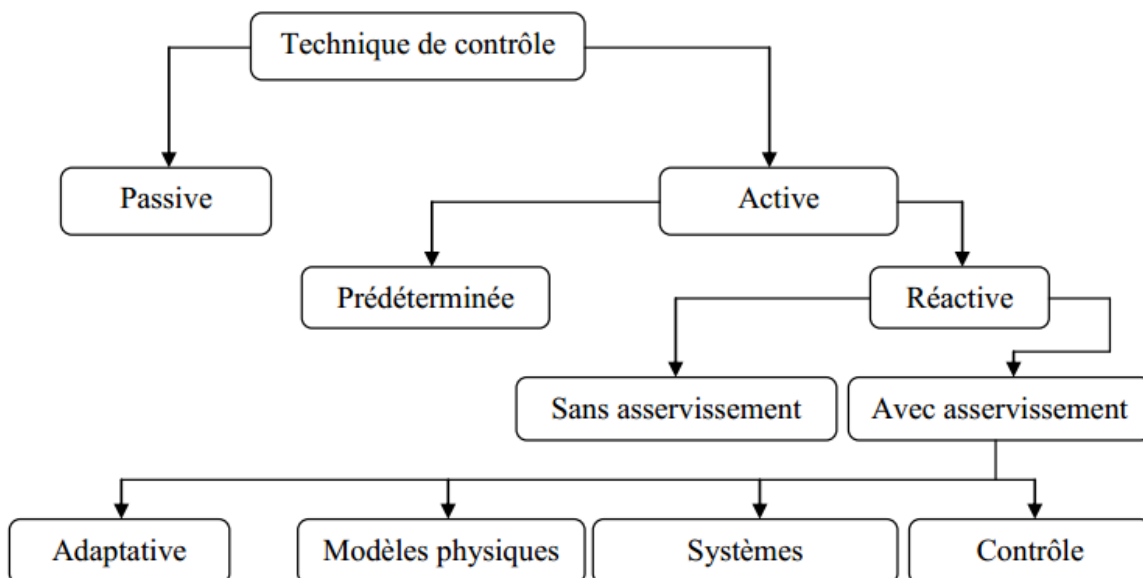


Figure III. 10 Classification des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie. [30]

6.1.1. Le contrôle actif

Les systèmes de contrôle actifs permettent d'introduire de l'énergie dans l'écoulement, sous forme de quantité de mouvement, de façon à modifier la structure de l'écoulement. Cet apport de quantité de mouvement permet en particulier de retarder le développement de la couche limite et de repousser son décollement. L'énergie nécessaire est fournie par une source extérieure à l'écoulement (source électrique, mécanique, thermique ...).

a) Contrôle acoustique

Le principe est d'utiliser des ondes sonores qui vont interagir avec la couche limite. Dans les expériences de Collins 1979 [32], les ondes sont générées par des hauts parleurs à l'extérieur de la couche limite et à des fréquences particulières permettant ainsi un déplacement du point de décollement vers l'aval en favorisant le mélange ou en excitant des instabilités intrinsèques à l'écoulement. Notons que dans les expériences de Zaman et al (1987) [33] par exemple, les fréquences les plus efficaces sont celles qui excitent les modes de résonance correspondant à leur configuration de soufflerie propre, ce qui remet en question la portabilité de la technique à d'autres configurations. De plus, les niveaux acoustiques nécessaires sont très élevés, ce qui en fait une technique de contrôle assez difficilement implémentable en situation réelle.

Technique de contrôle Passive Active Prédéterminée Réactive Sans asservissement Avec asservissement Contrôle optimal Systèmes dynamiques Adaptative Modèles physiques

b) Contrôle thermique

Il est aussi possible de contrôler le décollement en chauffant directement l'écoulement par des actionneurs thermiques. Le fluide de proche paroi a alors une plus grande densité et une viscosité plus faible, ce qui entraîne un profil plus « plein » en proche paroi et une augmentation de la quantité de mouvement près de la proche paroi rendant la couche limite plus résistante au décollement.

c) Contrôle électromagnétique

Le contrôle électromagnétique est actuellement en plein essor et des recherches sont en cours pour implémenter un tel système sur un profil d'aile. Le principe est de générer dans la couche limite des forces volumiques ou surfaciques provenant des forces de Lorentz électromagnétiques afin de favoriser les mélanges d'énergies entre les différentes zones de

l'écoulement, ou de «remplir» le profil de vitesse en proche paroi. En effet, un fluide conducteur parcouru par un courant électrique est mis en mouvement par un champ magnétique et la dynamique d'un tel système est régie par les lois de la magnétohydrodynamique.

L'importance de ce type de contrôle réside dans son mode de fonctionnement. En effet, les forces EM sont actives uniquement lorsqu'une tension aux bornes des électrodes est imposée. Ainsi, des possibilités très variées, de contrôle en boucle ouverte suivant un cycle d'activation, mais aussi en boucle fermée sont permises. Une large gamme d'utilisation est donc offerte se rapprochant des techniques d'aspiration-soufflage, oscillation de paroi, détection-soufflage... Ce type d'actionneur peut être utilisé, dans le cas d'écoulement autour d'obstacles, pour le contrôle de sillage. La Figure (II.2) montre clairement la prévention du décollement. Dans le cas d'une plaque plane, équipée d'actionneurs EM parallèles, mise en incidence par rapport à l'écoulement, allant de la gauche vers la droite. Par ailleurs, ce type d'actionneur peut être utilisé, dans le cas d'écoulement autour d'obstacles, pour le contrôle de sillage.

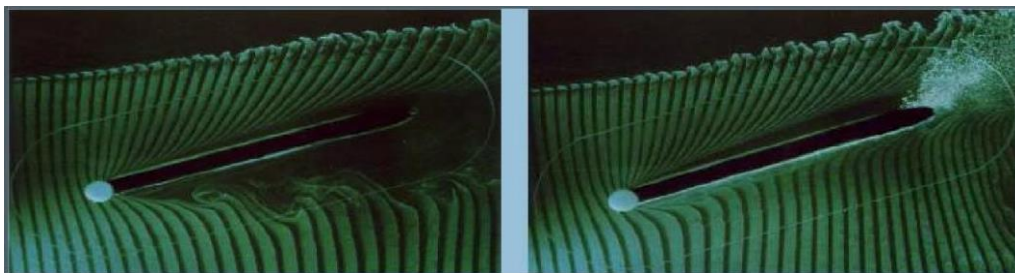


Figure III. 11 Action d'un forçage parallèle sur une plaque plane en incidence. [27]

d) Paroi mobile

Différents procédés exploitant des mouvements de paroi pour contrôler le décollement sont utilisés. Le premier type est basé sur un mouvement d'amont en aval de la paroi, ou tamis, pour minimiser le mouvement relatif de la paroi par rapport au fluide. Le principe est d'apporter de la quantité de mouvement dans la région de proche paroi. Sur le profil d'aile, des cylindres rotatifs ont été placés au niveau du bord de fuite et du bord d'attaque d'un profil et les résultats ont mis en relief une augmentation de la portance et un recul de l'angle de décrochage. Notons qu'un autre effet produit par la mise en mouvement de la paroi est la production d'une couche de glissement pariétal qui permet de rendre la couche limite plus résistante au gradient de pression défavorable et ainsi retarder le décollement. Une autre méthode consiste à modifier directement la forme géométrique du profil pour qu'il s'adapte aux conditions de l'écoulement. Le principe est de compenser le gradient de pression défavorable par une paroi dite adaptative. La figure (II.3) présente une utilisation intéressante d'une succession de petits bras actionneurs en piézocéramique, capables d'imprimer à une paroi le tex les recouvrant, divers types d'ondulations.

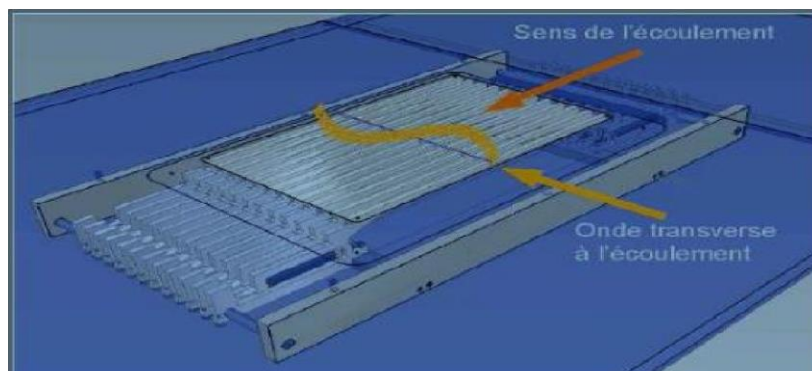


Figure III. 12 Contrôle de stries pariétales par ondulation de paroi. [25]

e) Moyes fluidiques actifs

❖ Méthodes continues soufflage/aspiration

La technique d'aspiration continue est la plus ancienne (Prandtl en 1904) et permet de retirer le fluide de faible vitesse, voisin de la paroi ; ce qui permet de conserver une vitesse plus importante à la paroi, et donc d'éviter l'apparition d'un gradient inverse. De plus la zone de fluide avec une très forte quantité de mouvement est déviée vers la surface. Ceci permet de générer une nouvelle couche limite capable de résister aux gradients de pression adverses et donc de retarder la séparation [34].

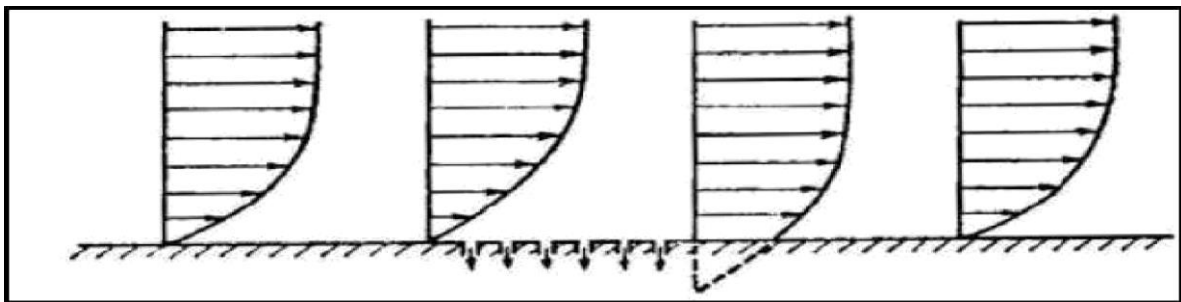


Figure III. 13 Contrôle aérodynamique de la couche limite par aspiration. Aspects successifs du profil des vitesses. [16]

Le principe du soufflage continu en paroi est d'ajouter directement de la quantité de mouvement à la couche limite ralentie à proximité de la surface et permet de retarder la séparation. La couche limite turbulente est un excellent transporteur de quantité de mouvement et possède la propriété de mélanger le fluide ralenti près de la paroi au fluide rapide situé dans la région au-dessus. L'énergie cinétique des particules de couche limite est alors suffisante pour supporter le gradient de pression défavorable sans subir de décollement de couche limite.

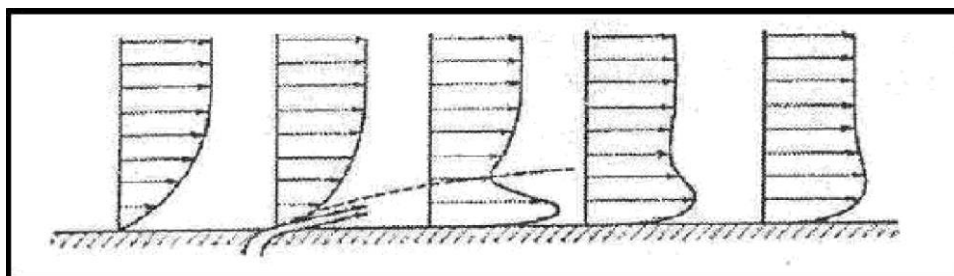


Figure III. 14 Contrôle de la couche limite par soufflage. [27]

❖ Actionneurs plasma

Le principe est de créer un vent ionique à la paroi de l'objet, ce qui a pour effet de modifier localement la vitesse de l'écoulement. Ces actionneurs sont les plus simples à réaliser, à installer et offrent de nombreuses solutions.

Le vent créé par le plasma dépend du signal électrique envoyé et de la configuration des bandes conductrices. Bien que ces actionneurs présentent de nombreux avantages, ils nécessitent des générateurs de tension électrique encombrant, lesquels ne peuvent à l'heure actuelle pas être embarqués en vol. De plus, les vents générés ne dépassent pas les 10 m/s, ce qui reste encore trop faible pour une application dans l'aéronautique [35] Les deux actionneurs plasma les plus courants utilisés pour le contrôle d'écoulement à faible vitesse sont l'actionneur à plasma corona et l'actionneur plasma décharge à barrière diélectrique (DBD). De tels actionneurs ont la particularité de transformer l'énergie électrique en puissance mécanique sans avoir besoin de déplacer des pièces mécaniques [36].

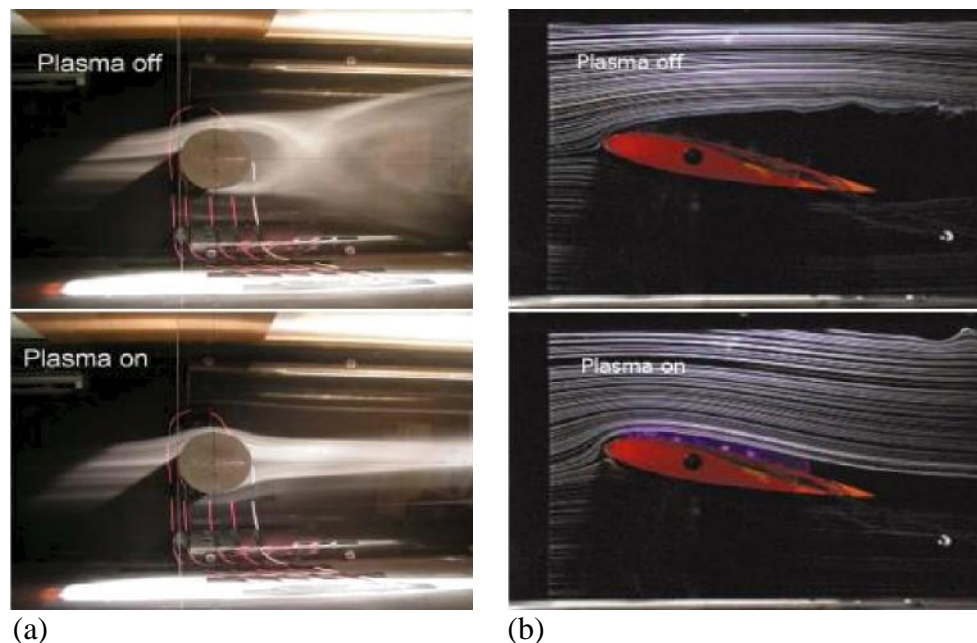


Figure III. 15 a) Effet de l'actionneur sur un écoulement autour d'un cylindre. [37]
b) Recollement de l'écoulement séparé autour du profil NACA 0015 à $\alpha=12^\circ$.

❖ Actionneurs à combustion

Les jets pulsés et continus ne sont pas pratiques en raison de la nécessité d'un apport de flux extérieur et de la place nécessaire à leur intégration. Une alternative à ces problèmes consiste à créer ce flux par combustion.

❖ Actionneurs sparkjets

Les actionneurs de type jet synthétique nécessitent généralement une place importante pour leur intégration : système piston/cylindre ou haut-parleur par exemple. Les actionneurs à combustion ne peuvent générer un tel type de jet. Une alternative consiste à créer une étincelle dans une cavité. L'air se dilate sous l'effet de la chaleur produite par l'étincelle s'évacue au travers d'un orifice.

❖ Jets synthétiques, jets pulsés

• Jet synthétique

Au milieu des années 1990, Smith et Glezer [39] développent et appliquent pour la première fois le jet synthétique pour le contrôle d'écoulement sur un cylindre circulaire, alors que les bases du jet synthétique sont décrites par Ingard [40] dès 1953, D'une manière générale, l'écoulement de jet synthétique est généré par la variation périodique du volume d'une cavité ouverte sur un écoulement extérieur. L'origine de la formation d'un jet synthétique à travers un orifice, se repose sur le principe d'un piston se déplaçant dans une cavité, et qui fait périodiquement diminuer ou augmenter le volume de cette cavité, ce qui correspond respectivement au soufflage et à l'aspiration (figure II.7). Des visualisations par images Schlieren ont été effectuées par Glezer et Amitay [41], le développement d'un jet synthétique est donné par la figure II.8.

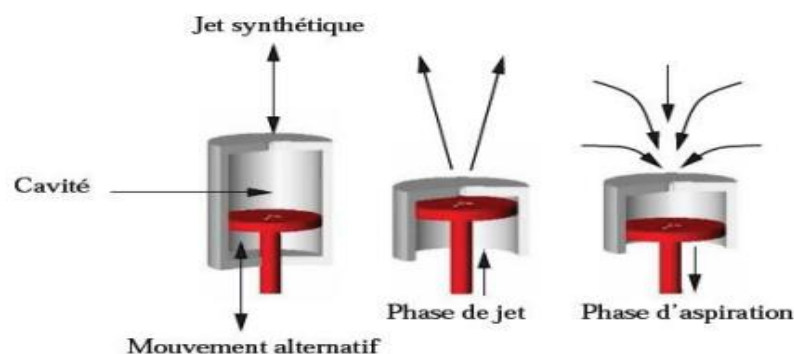


Figure III. 16 -Principe du jet synthétique généré par un piston. [42]

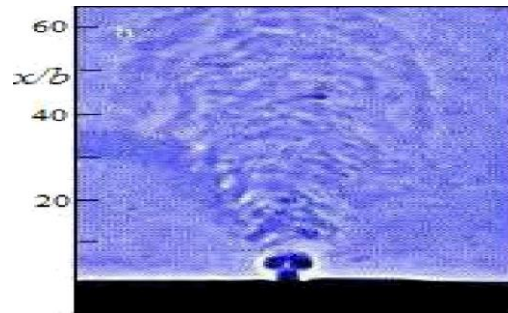


Figure III. 17 Visualisation Schlieren d'un jet synthétique d'après Glezer et Amitay. [41]

• Jet pulsé

Wu et al [43], suivis de Johari et al [44] ont montré qu'une modulation en amplitude à basse fréquence des micro-jets permet une pénétration quatre fois plus importante dans l'écoulement transverse, on parle alors de jets pulsés (Figure II.9). La fréquence d'actionnement a une influence directe sur la forme des jets alors créés, puisqu'une fréquence plus élevée induit un rapprochement des paires de tourbillons créés qui se recombinent alors pour former une structure analogue à un jet libre. A l'inverse une fréquence trop faible empêche une bonne interaction des jets avec l'écoulement.

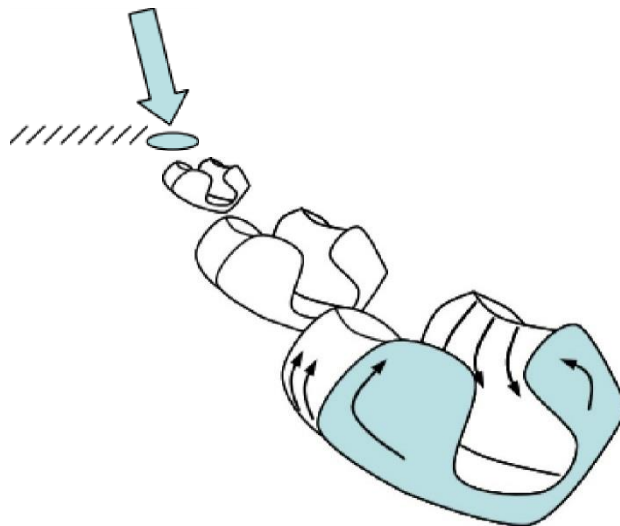


Figure III. 18 Jet pulsé. [45]

6.2. Le contrôle passif

Les méthodes de contrôle passives présentent l'avantage d'être relativement bon marché et simples à mettre en œuvre, ainsi que faisables dans des conditions pratiques réelles et ne demande aucun apport d'énergie. Ce type de contrôle consiste à modifier la forme géométrique de l'obstacle ou à introduire des éléments qui forcent l'écoulement à adopter un comportement particulier.

6.2.1. Parois rainurées ou « riblets »

Bien que son mode d'action ne soit pas encore parfaitement compris, un mécanisme de contrôle passif de la couche limite fait l'objet de plusieurs études, en particulier pour sa capacité de réduction de la traînée : ce sont les riblets [22] qui se présentent sous la forme de surfaces striées ou rainurées longitudinalement, c'est-à-dire dans le sens de l'écoulement. Le plus grand nombre d'essais en soufflerie a été mené à bien avec des rainures de forme triangulaire [46].

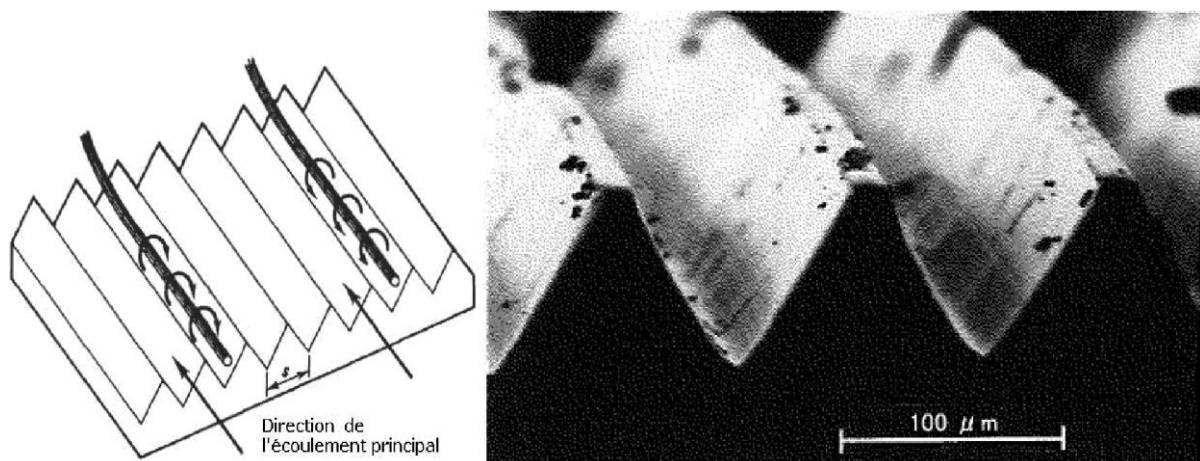


Figure III. 19 Gauche : principe de fonctionnement des riblets. Droite : agrandissement des riblets fabriqués par 3M. [47]

6.2.2. Les dispositifs LEBU

Cette méthode consiste à insérer des lamelles dans la partie extérieure de la couche limite turbulente pour casser les grosses structures tourbillonnaires de l'écoulement extérieur en réduisant les fluctuations de vitesse verticales. Il s'agit de créer une rugosité à la surface pour modifier les structures cohérentes ce qui assure une modification de la structure de la couche limite turbulente.

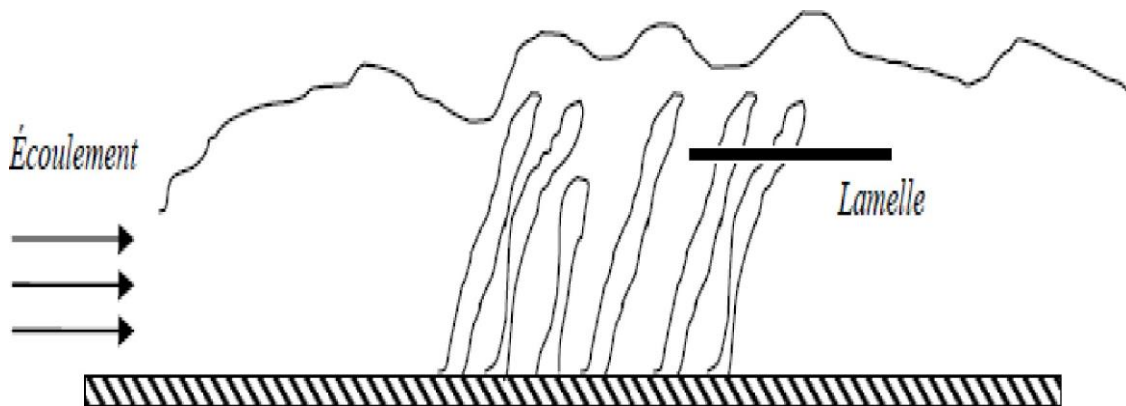


Figure III. 20 Réduction du frottement par insertion de lamelle. [27]



Figure III. 21 Contrôle de la vorticité grâce à des riblets ou des systèmes LEBU. [20]

6.2.3 Amplificateurs de turbulence passifs

Le principe simple de ces dispositifs appelés turbulators est de forcer la transition dans la couche limite. Ainsi des éléments solides prenant la forme de rugosités dentelées, striées ou saillantes, placées dans la zone du bord d'attaque d'un profil, sont capables de générer des perturbations non linéaires provoquant une transition «by-pass». De nombreuses techniques peuvent être utilisées afin de provoquer la transition, mais le juste choix de la forme des éléments solides déclencheurs reste très délicat. Un simple fil, des rugosités calibrées, des fines pellicules autocollantes ou des bandes de scotch ont été par exemple utilisées avec succès pour provoquer une transition de la couche limite.

6.2.4 Dispositifs hypersustentateurs

a) Définition

Il s'agit de dispositifs situés sur les ailes qui permettent d'augmenter la portance en jouant également avec la traînée ou en modifiant le profil de l'aile. Les dispositifs hypersustentateurs possèdent plusieurs rôles. D'une part, ils ont pour but de diminuer la vitesse de décrochage. D'autre part, de diminuer la distance de décollage en augmentant la portance plus rapidement, et la distance d'atterrissage en réduisant la vitesse de sustentation et donc en augmentant la traînée.

b) Dispositifs de bord d'attaque

Les bords de bord d'attaque sont utilisés pour guider l'écoulement et, par conséquent, pour éviter un contournement trop brutal du bord d'attaque qui perturbe l'écoulement et favorise les décollements de la couche limite [48].

❖ Bec à fente

Ce dispositif laisse apparaître une fente entre le bec et l'aile afin de retarder l'apparition d'un écoulement turbulent sur l'extrados, surtout aux grands angles d'attaque. Leur déploiement peut être commandé par le pilote ou automatique grâce à la dépression locale lorsque l'angle d'incidence est élevé.

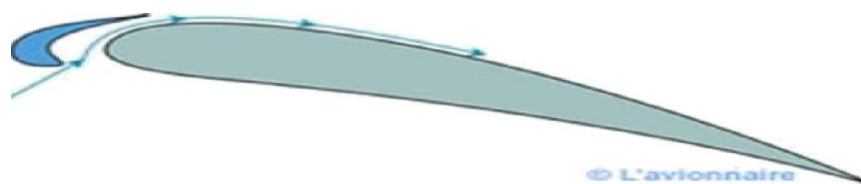


Figure III. 22 Bec à fente. [48]

❖ Bord d'attaque basculant

Partie avant de l'aile qui bascule, ce qui augmente l'effet de courbe de l'aile sans laisser de fente.

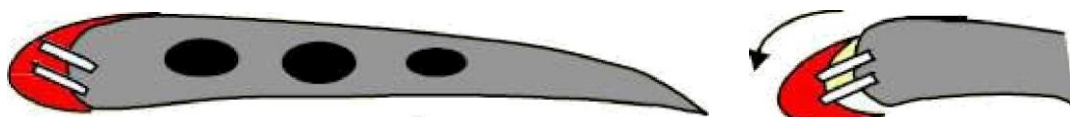


Figure III. 23 Bord d'attaque basculant. [48]

❖ Volet de Krüger

Volet (1) qui se déploie et se positionne contre le bord d'attaque, ensuite un volet secondaire arrondi (2) vient se mettre dans le prolongement du volet précédent. Ce type de volet accroît la surface alaire.

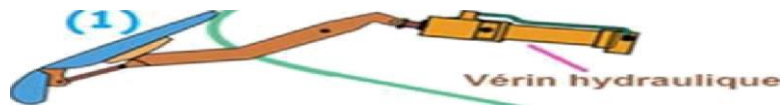


Figure III. 24 Volet de Krüger. [48]

❖ Bec Betz

qui se déploie en couissant sur des galets. Dispositif similaire au volet de Krüger mais donne une courbure plus faible à l'aile.



Figure III. 25 Bec Betz. [48]

• Influence sur le coefficient de portance

Ces quatre dispositifs de bord d'attaque permettent d'augmenter l'incidence de l'aile en retardant le décrochage grâce à l'effet de courbure, à l'effet de fente ou à l'augmentation de la surface alaire. L'augmentation de la surface portante combinée à l'action d'une fente permet d'augmenter le coefficient de portance maximale jusqu'à 60%. Les fentes ne font que prolonger la courbe du coefficient de portance. L'utilisation de volets permet d'augmenter le coefficient de portance pour toute la plage des angles d'attaque.

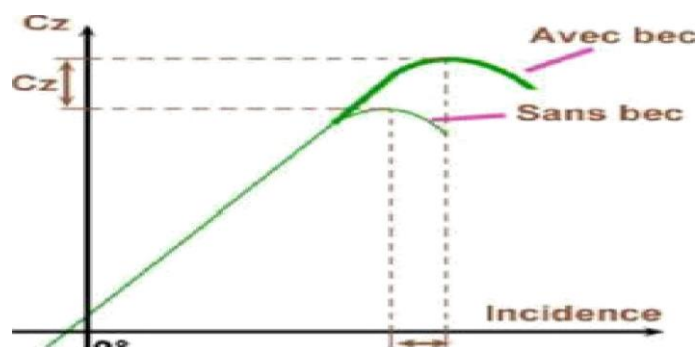


Figure III. 26 Cette figure montre l'augmentation du coefficient de portance et le recul de l'angle de décrochage lorsqu'on emploie des

• Les effets des becs de bord d'attaque

Augmentation plus ou moins importante de la portance (en fonction du type utilisé).

Augmentation de la traînée.

Augmentation de la sensibilité au vent. Réduction de la vitesse de décrochage.

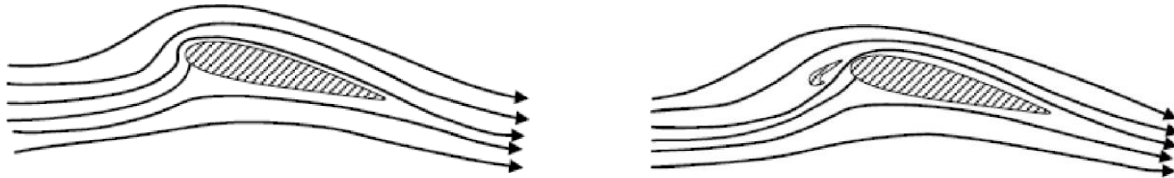


Figure III. 28 L'effet d'hypersustentateurs de bord d'attaque. [48]

c) Dispositifs de bord de fuite

Les volets de bord de fuite sont employés pour augmenter la déflexion de l'écoulement par l'augmentation de la surface et de la courbure du profil, donc permettent d'avoir un coefficient de portance maximum sans l'angle d'incidence critique [48].

❖ Les volets normaux

Les plus simples et également les plus efficaces, une portion complète du bord de fuite est déployée vers le bas augmentant ainsi la courbure de l'aile.

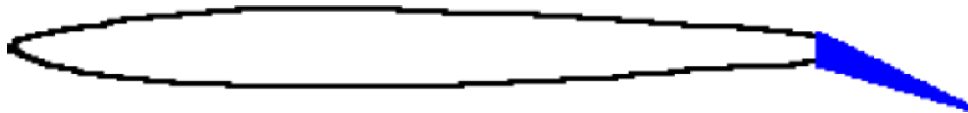


Figure III. 29 Volet normal. [48]

❖ Les volets d'intrados

Il augmente la portance en augmentant la courbure de l'aile au niveau de l'intrados mais crée une forte traînée.

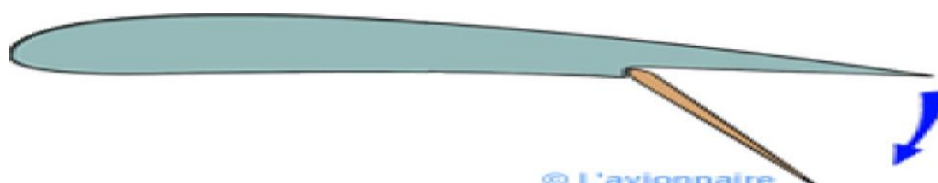


Figure III. 30 Volet d'intrados. [48]

❖ Les volets de courbure

Il permet de faire varier la courbure de l'aile et donc de faire varier la portance et la traînée.

Volet vers le bas → Portance et traînée augmentent.

Volet vers le haut (existe pour les planeurs) → Portance et traînée diminuent → Vitesse augmente.

Ce type de volet peut être combiné à une fente pour retarder le décollement de la couche limite.



Figure III. 31 Volet de courbure. [48]

❖ Volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière

Ce volet permet d'augmenter la surface alaire et l'effet de courbure de l'aile. Ce type de volet peut être combiné à une ou plusieurs fentes pour retarder le décollement de la couche limite sur l'extrados.

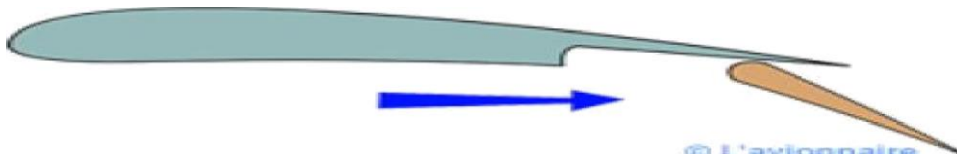


Figure III. 32 Volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière. [48]

❖ Volet de courbure à fente

Ce type de volet allie le braquage vers le bas avec un léger recul, qui ouvre une fente entre l'aile et le volet pour permettre à l'air de passer de l'intrados vers l'extrados afin de redonner de l'énergie à la couche limite et de retarder le décollement de celle-ci sur le volet.

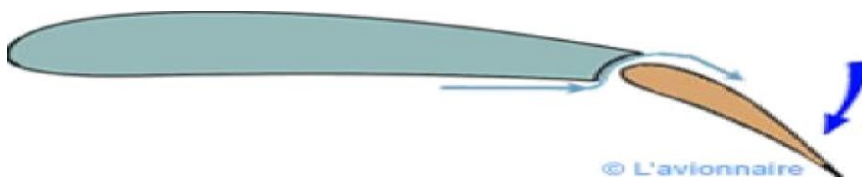


Figure III. 33 Volet de courbure à fente. [48]

❖ Volet Fowler à une fente

Le volet Fowler combine un déplacement vers l'arrière pour augmenter la surface alaire avec un braquage vers le bas pour augmenter la courbure associée à une fente pour traiter la couche limite sur l'extrados du volet. Volet Fowler à une fente

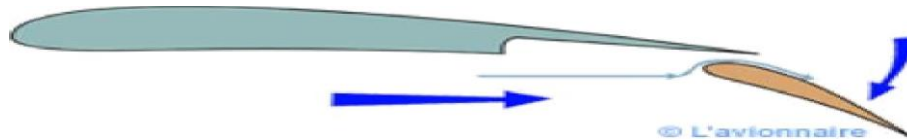


Figure III. 34 Volet Fowler à une fente. [48]

❖ Volet Fowler d'intrados avec déplacement vers l'arrière associé à plusieurs fentes

Ce type de volet peut être en deux ou trois parties, avec une, deux ou trois fentes. Volet Fowler d'intrados avec déplacement vers l'arrière associé à plusieurs fentes.

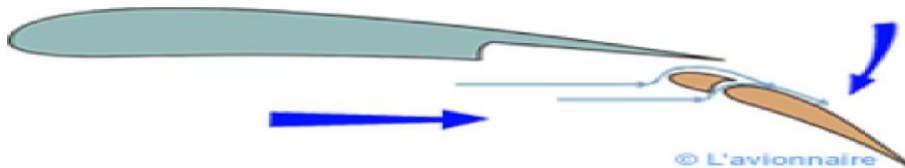


Figure III. 35 Volet Fowler d'intrados avec déplacement vers l'arrière associé à plusieurs fentes. [48]



• Influence sur la polaire

Figure III. 36 Volets à fentes multiples–Boeing.747. [49]

Grâce à ces volets, on peut augmenter le coefficient de portance C_z et le coefficient de traînée C_x , mais la finesse diminue. En effet, on constate sur la polaire que le point de finesse maximale i recule, ceci d'autant plus que l'angle de braquage est élevé. Par contre, on remarque que le décrochage est retardé : le coefficient de portance maximal est plus grand et atteint pour de plus grandes incidences.

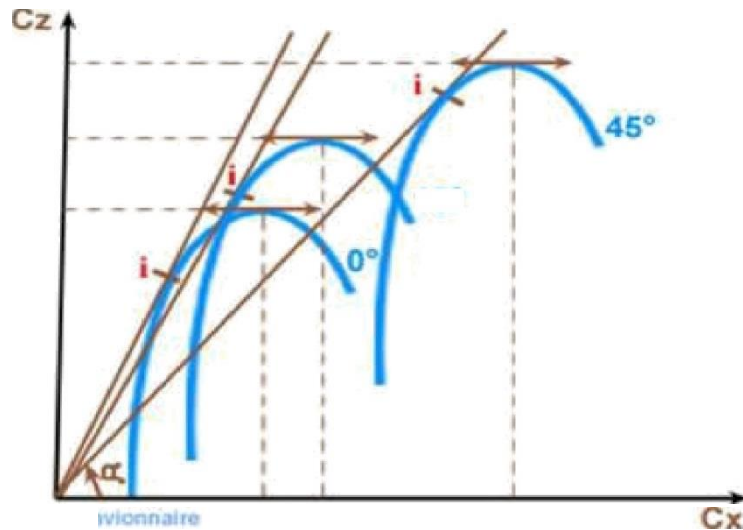


Figure III. 37 Le coefficient de portance en fonction de coefficient de traînée. [49]









| RÉCAPITULATIF DES EFFETS DES DIFFÉRENTS TYPES DE VOIETS | | Augmentation de la portance en % |
|--|---|----------------------------------|
| Profil de base |  | |
| Voilet simple |  | 50 % |
| Voilet d'intrados |  | 67 % |
| Voilet à fente |  | 52 % |
| Bec automatique |  | 30 % |
| Fente avant et volet simple |  | 70 % |
| Aile Fowler surface augmentée de 30 % environ |  | 90 % |
| Aile Fowler avec fente avant |  | 95 % |

Figure III. 38 effets des volets sur le coefficient de portance. [47]

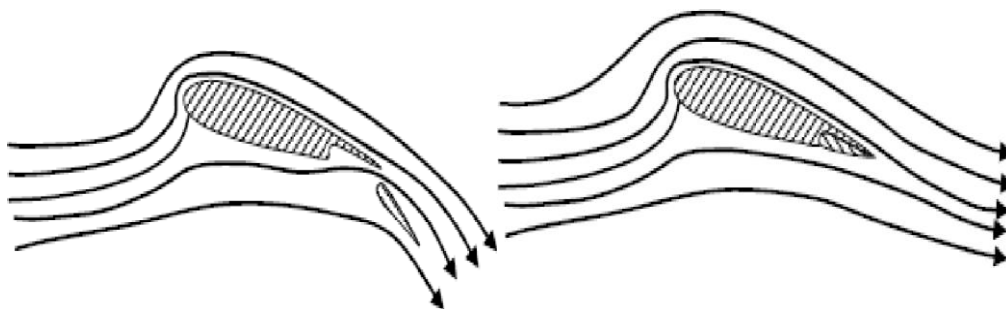


Figure III. 39 L'effet d'hypersustentateurs de bord de fuite. [48]

7. Conclusion

Dans le cadre de ce chapitre, nous avons procédé en premier lieu à donner quelques rappels théoriques sur la couche limite ainsi que du rôle prépondérant qu'elle joue, du fait qu'elle permet de déterminer le comportement d'un écoulement dans sa globalité. En deuxième lieu, les caractéristiques aérodynamiques et géométriques des profils ont été citées avec la mise en évidence des effets indésirables de la couche limite.

Afin d'améliorer les performances aérodynamiques, notamment dans le domaine aéronautique, le contrôle des écoulements constitue une solution de rupture prometteuse. Il présente à la fois un enjeu majeur pour l'industrie et un défi pour les scientifiques. Les retombées visées par le contrôle sont d'ordre à la fois économique (réduction de la consommation) et environnemental.

Le travail effectué dans ce chapitre porte sur l'étude des différentes stratégies de contrôle des écoulements séparés en particulier au contrôle passif par les générateurs de tourbillons. Les VGs passifs présentent énormément d'avantages pour l'industrie aéronautique, coté économique et coté confort parce qu'ils constituent une solution simple d'utilisation et en même temps pas très coûteuse.

Chapitre IV

Simulation numérique

1. Introduction

Dans ce chapitre, nous allons proposer de faire une étude aérodynamique pour différents profils NACA, tel que (0012, 0015, 2412,4412). En effet, dans la plupart de ces problèmes, la résolution analytique des équations régissant des phénomènes écoulement de fluide, n'est possible que sous certaines hypothèses simplificatrices, qui ne permettent pas de faire une étude réaliste des phénomènes physique observés. Pour cela une simulation numérique muni, nous utilisons le logiciel ANSYS ACADYMIC STUDENT version 2021.

2. L'utilisation de ANSYS fluent

ANSYS utilise une méthode de discrétisation des équations différentielles initiales de type volumes finis. Sur chaque volume élémentaire obtenu après maillage, les équations de conservation sont appliquées sous leur forme intégrale. Les variables inconnues du système d'équations (pression, vitesse, etc...) sont définies au centre de chaque cellule (volume élémentaire). ANSYS offre une grande variété de possibilités pour la modélisation en mécanique des fluides qu'il s'agisse d'une simulation, 2D ou 3D, interne ou externe, stationnaire ou permanent, compressible ou incompressible.

2.1. Création Domain de travaille sur workbench

Pour créer un domaine de travaille sur workbench (Analysis System) c'est-à-dire une chaine de calcul pour une simulation ANSYS

- Sélectionner avec la souris Fluid Flow (Fluent) dans le menu de gauche.
- Faire glisser dans la fenêtre principale (Project Schematics).

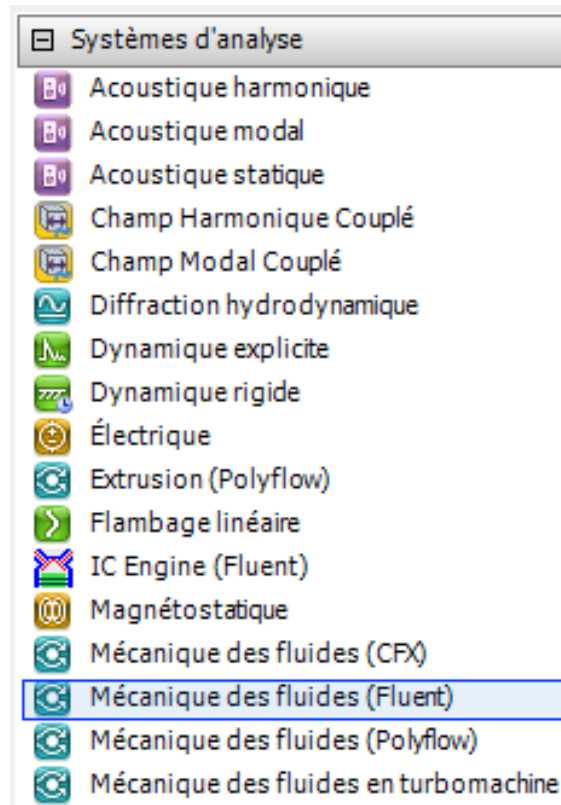


Figure IV. 1 Système d’analyse sur Workbench.

Le système est composé de différentes cases associées à des différentes étapes successives réalisées chacune avec un logiciel de la suite ANSYS.

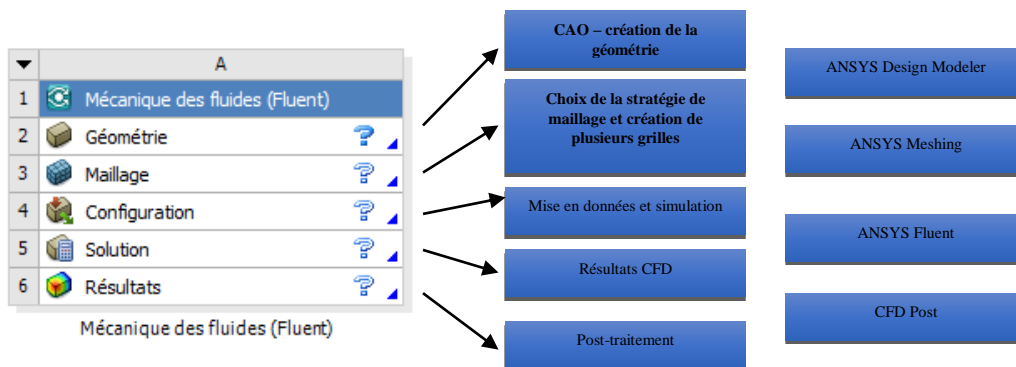


Figure IV. 2 Les différentes étapes du système.

2.2.1 Construction de la géométrie

Cette étape consiste à dessiner la géométrie du problème : le profil d'aile et le domaine du fluide environnant, avec le logiciel ANSYS Design Modeler.

a) Dessiner le profil

Pour la simulation CFD, les coordonnées airfoil surface (X (mm), Y (mm)) (voir annexe A) avec la longueur de la corde est 1 mètre pour les profils aérodynamiques sont importées, créer une extrusion d'un mètre de profondeur suivant l'axe XY(fig3). Afin d'obtenir la géométrie est créée qui sera utilisée pour la simulation, voir annexe A

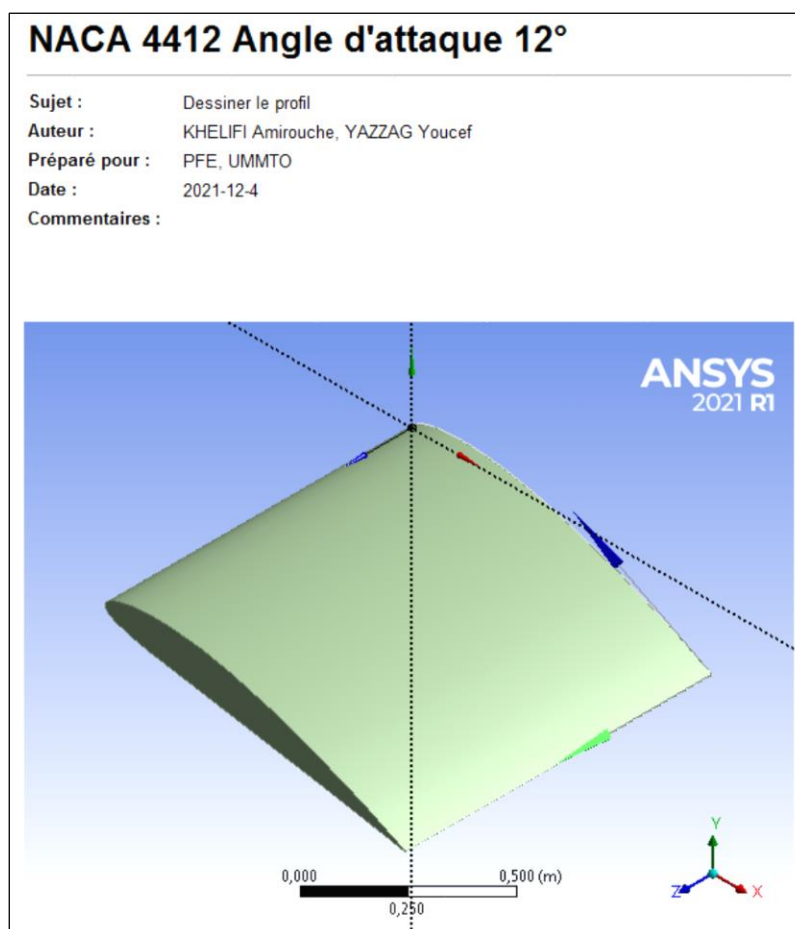


Figure IV. 3 Géométrie du profil.

b) Création d'esquisse

Nous allons dessiner le domaine de calcul autour du profil d'aile (fig4)

- Sélectionner XY plane.
- Créer une esquisse.
- Dessiner un rectangle de (1.4m×0.8m).
- Créer une extrusion d'un mètre de profondeur suivant l'axe XY.
- Domaine de fluide : le profil est placé dans un rectangle (champ d'écoulement).
- Paramétrage de la géométrie : une longueur de 1.4m, une hauteur de 0.8m et une profondeur d'un mètre.
- Créer un booléen et faire une soustraction de profil dans parallélogramme

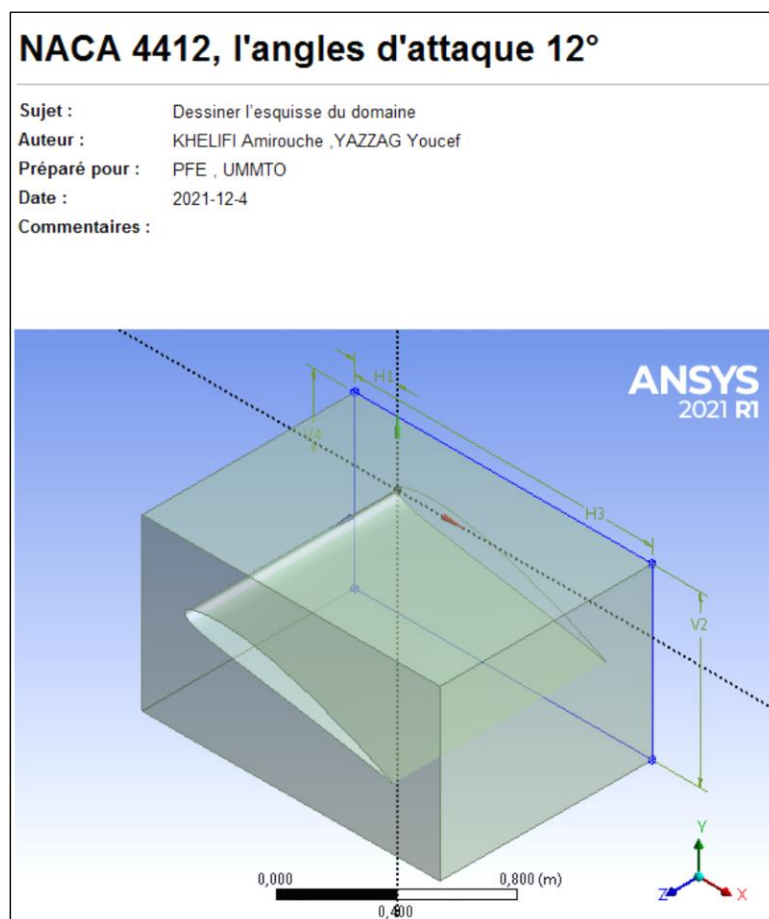


Figure IV. 4 l'esquisse de domaine

2.2.2. Maillage de la géométrie

Nous avons utilisé un maillage structuré (linéaire), car il présente les avantages suivants :

- Economique les nombre d'élément : présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

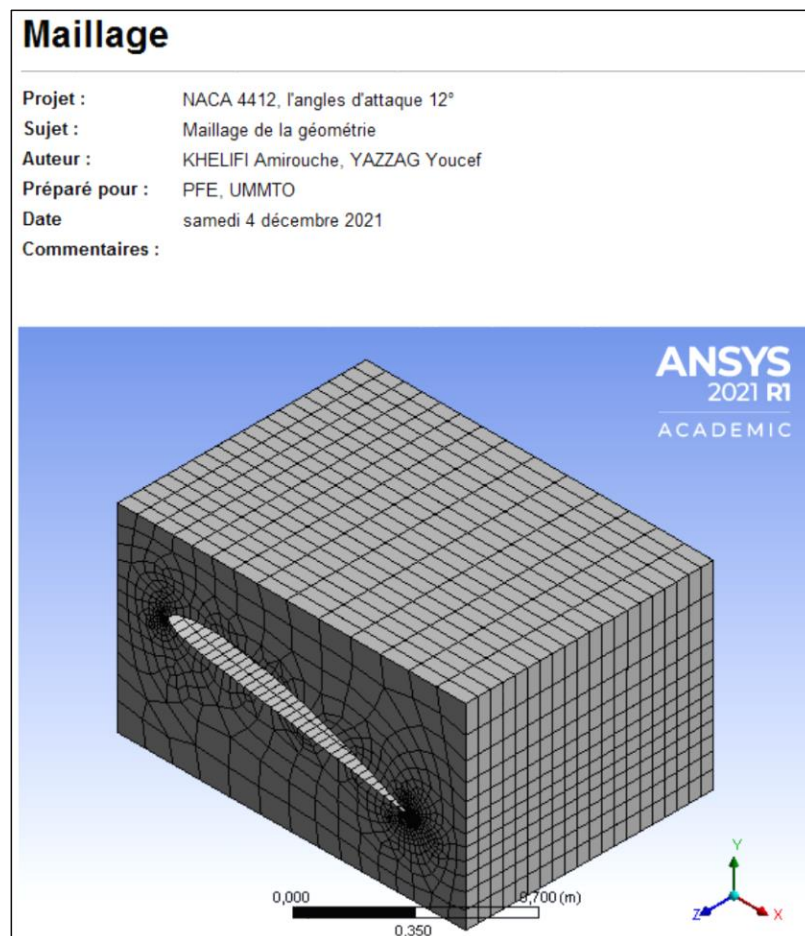


Figure IV. 5 Géométrie maillée.

a) Dimensionnement de l'arête

Pour avoir une meilleure précision des résultats par le solveur FLUENT nécessite un maillage suffisamment raffiné de sorte que les résultats soient exploitables pour notre géométrie. On a choisi un maillage triangulaire de pas 15cm et nombres de division 420 pour le distributeur et le diffuseur dans le but de diminuer le temps de calcul.

b) Inflation

Un maillage très raffiné au niveau de l'airfoil de 12 couches et épaisseur maximal 0,2 m dans le but d'obtenir des résultats précis.

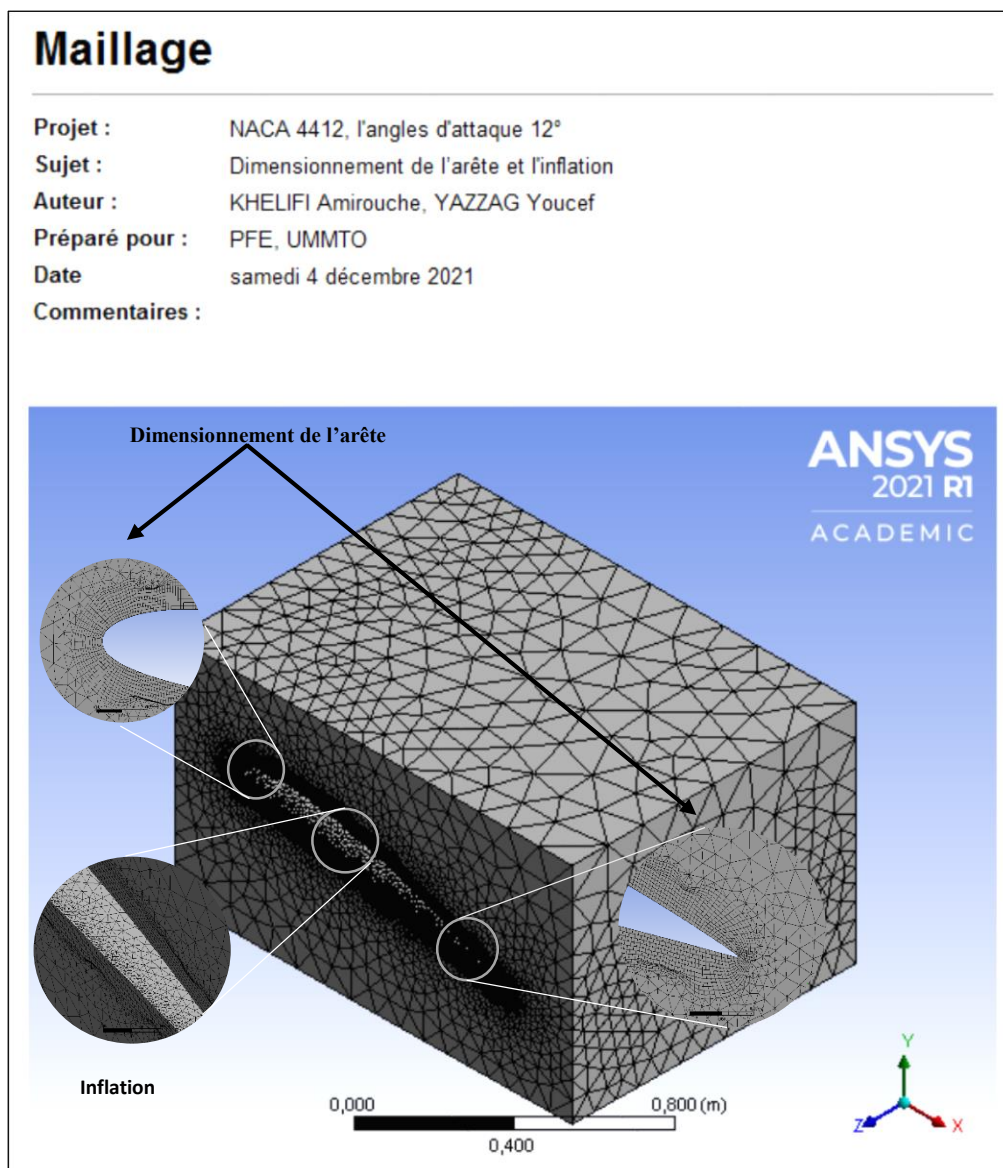


Figure IV. 6 Dimensionnement de l'arête et l'inflation

c) Spécification des zones de la géométrie

Pour sélectionner les faces dans la simulation, il faut nommer les sections dans le maillage ; pour l'interface de l'entrée de fluide nous mettrons inlet, pour la sortie outlet, pour le profil airfoil et pour les autres interfaces, nous mettrons sym 1 et sym 2. Voir la figure (IV.7).

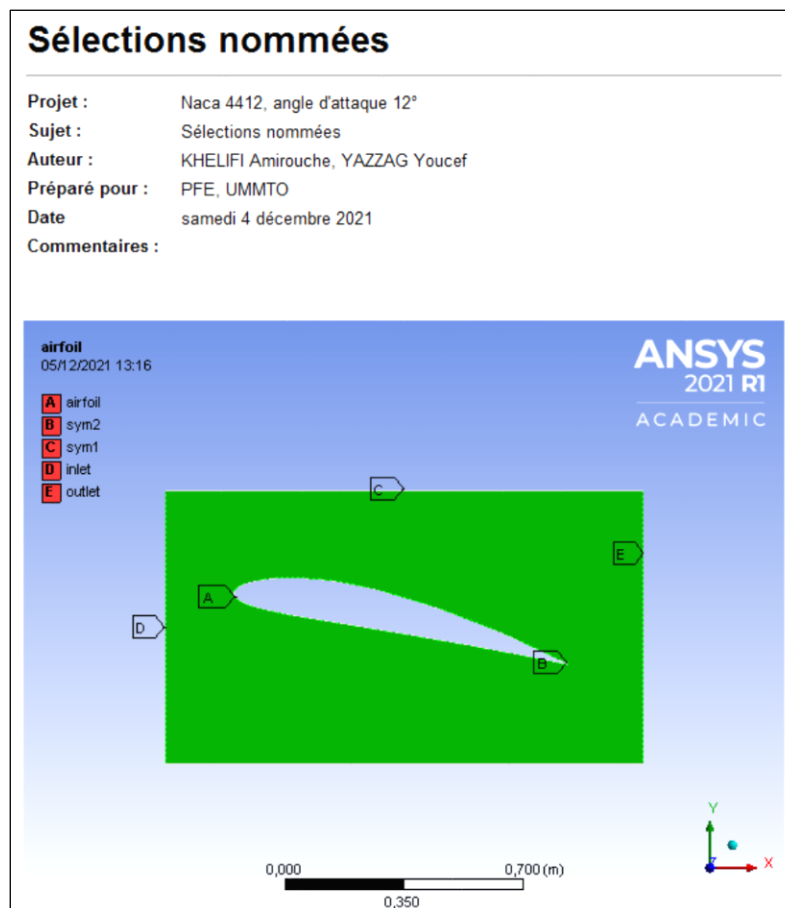


Figure IV. 7 Sections nommées.

2.2.3. Condition aux limites

La condition selon laquelle la surface de l'aile est une ligne de courant signifie que la composante de vitesse totale normale à la surface est nulle. Pour laminaire (\times), écoulement constant et incompressible à vitesse 20 m/s dans un modèle visqueux de l'air ayant une densité autour du profil aérodynamique a été simulée par résoudre les équations de conservation de la masse et de la quantité de mouvement ayant une densité de $1,225 \text{ kg/m}^3$ et viscosité. $\times \text{ kg/ms}$ à température ambiante 288,16 k. Dans une solution stable basée sur la densité environnement convertit les équations d'écoulement déterminantes en équations algébriques qui peuvent être résolues numériquement et l'entrée de la vitesse du système est définie en entrant à 0° AOA

(selon le problème déclaration), à une magnitude totale de un. Nous définirons également la pression manométrique à l'entrée comme étant nulle.

En ce qui concerne la sortie, la seule chose que l'on peut supposer est que la pression manométrique est nulle (Ambiant condition atmosphérique est imposée à la sortie). Quant à la l'aile elle-même, nous la traiterons comme un mur. Non des conditions aux limites de glissement sont imposées. Lorsque les pré-calculs sont prêts, FLUENT peut être exécuté pour terminer la simulation en chargeant la case Fluid Flow (FLUENT) en la glissant-déposant dans le schéma du projet. Il est maintenant prêt à créer la géométrie pour la simulation. La pression et les mesures de vitesse sont effectuées pour des angles d'attaque de $0^\circ < \text{AOA} < 18^\circ$ pour les quatre profils de NACA à nombre de Reynolds fixe d'écoulement laminaire. (Voir annexe B)

2.2.4 Étape d'exécution

La dernière étape de la simulation, nous allons donner le nombre d'itération pour faire lancer la simulation (fig7), afin d'obtenir les résultats : la convergence (fig8) et les contours (vitesse, turbulence et pression).

Check Case... Update Dynamic Mesh...

Pseudo Transient Settings

Fluid Time Scale

Time Step Method: Automatic Time Scale Factor: 1

Length Scale Method: Conservative Verbosity: 0

Parameters

Number of Iterations: 100 Reporting Interval: 1

Profile Update Interval: 1

Solution Processing

Statistics

Data Sampling for Steady Statistics

Data File Quantities...

Solution Advancement

Calculate

Figure IV. 8 Choix des paramètres.

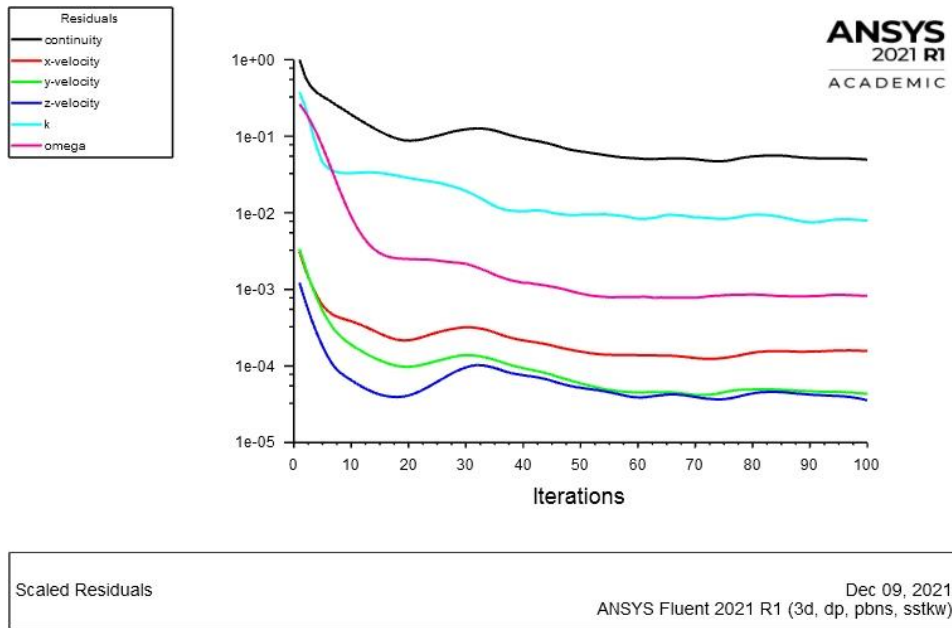


Figure IV. 9 Histoire convergence des résiduels.

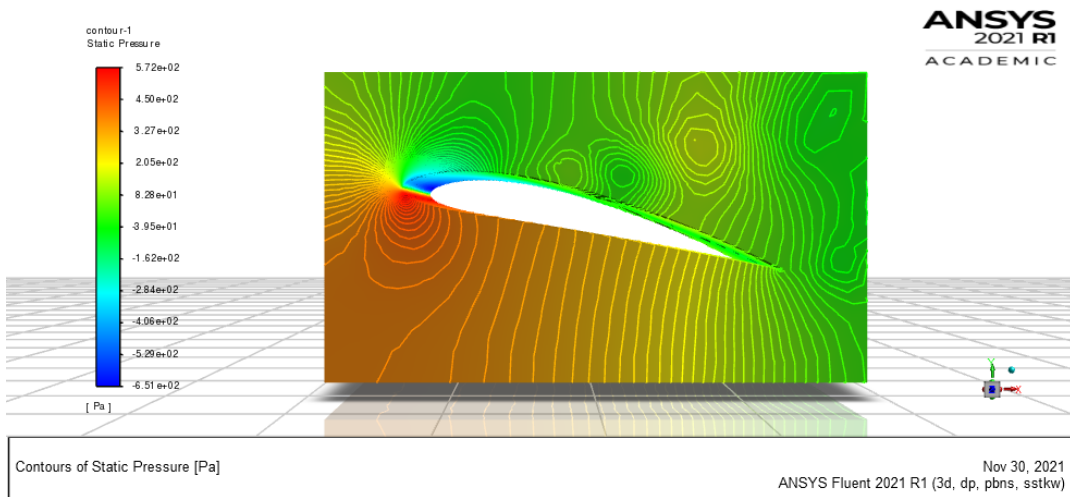


Figure IV. 10 contour de Pression.

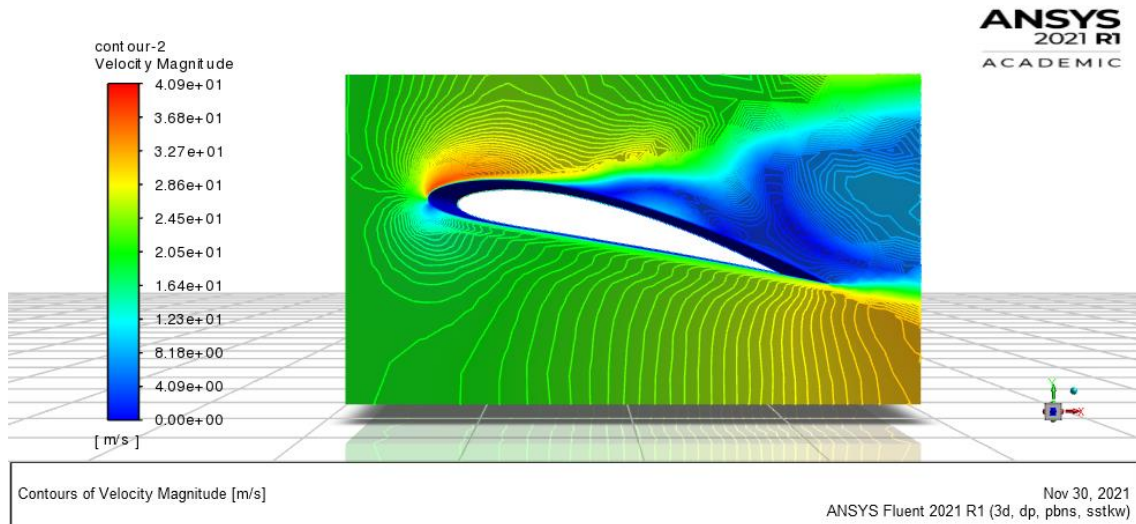


Figure IV. 11 contour de Vitesse.

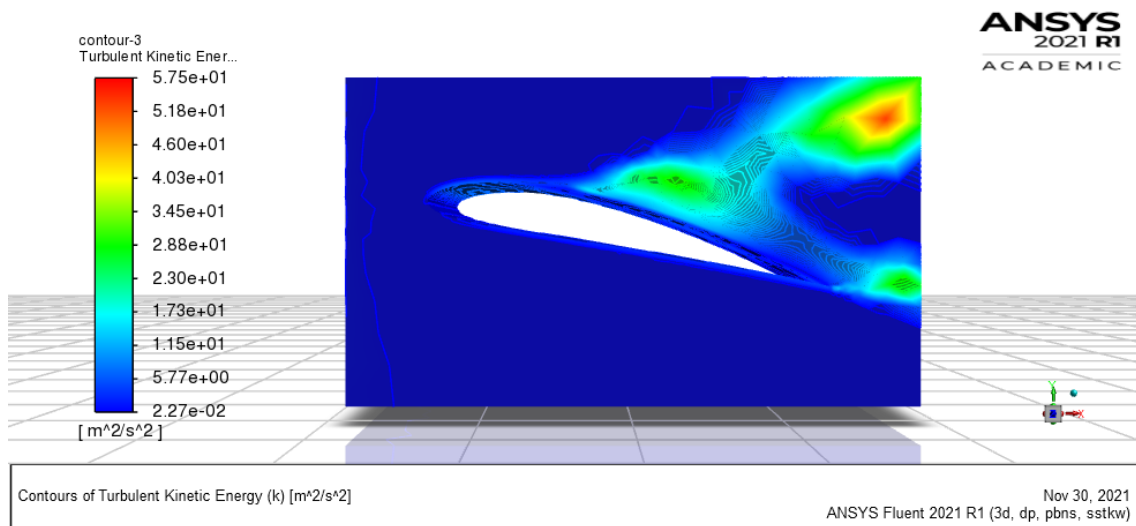


Figure IV. 12 contour de turbulence.

3. Résultats et interprétation

3.1. La pression statique

3.1.1. Les profils symétrique

Les Contours des composantes de pression à des angles d'attaque 0°, 6°, 12° et 18° des profils NACA 0012, NACA 0015, sont également représentés sur (Figure 12).

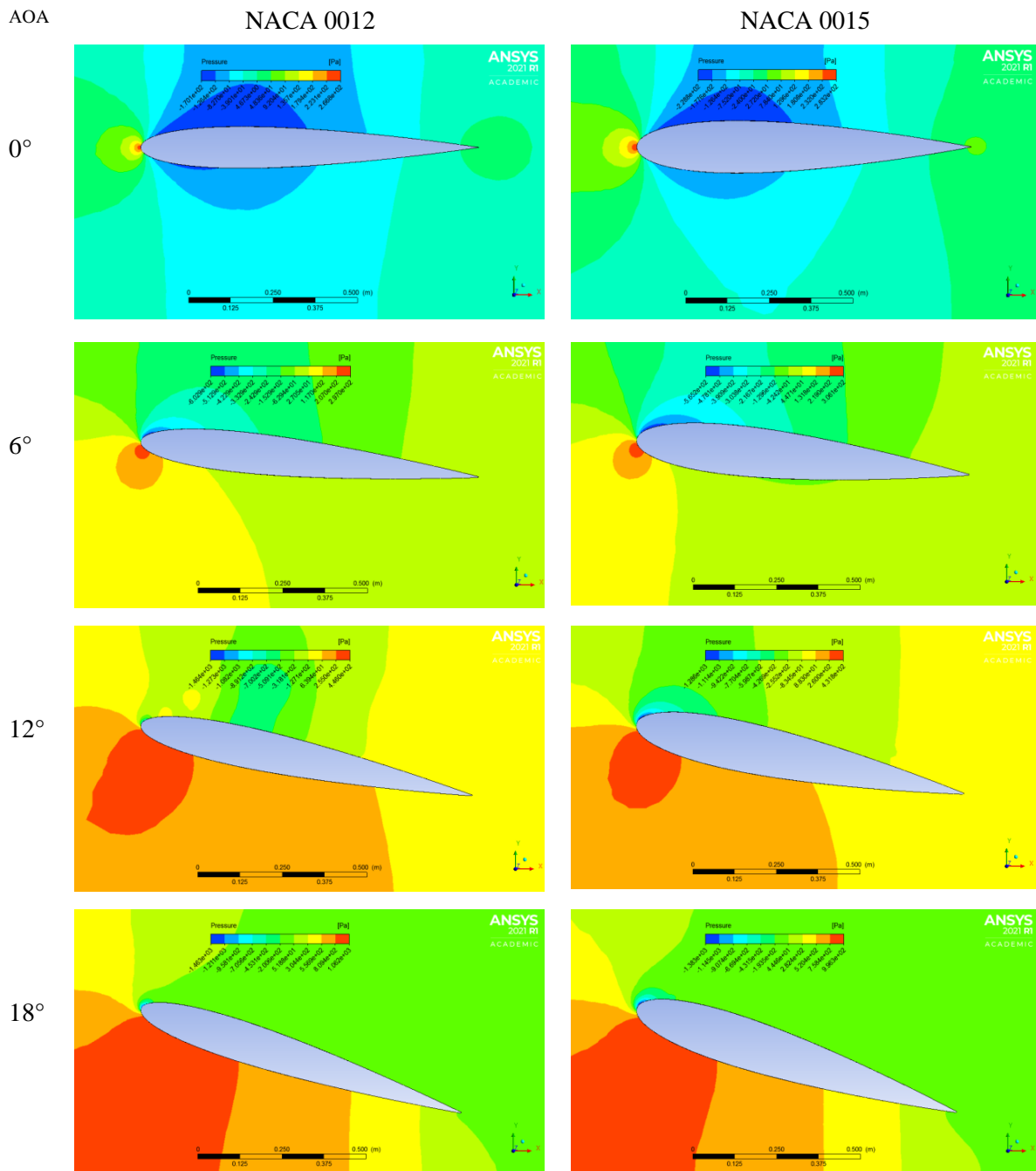


Figure IV. 13 la pression dans profils symétrique

À zéro degré soulever les répartitions de pression sur les surfaces supérieure et inférieure est identique.

Contours de statique la pression montre que la pression statique augmente à la surface inférieure de l'aile avec l'augmentation de l'angle d'attaque.

3.1.2. Les profils dissymétrique

Les Contours des composantes de pression à des angles d'attaque 0°, 6°, 12° et 18° des profils NACA 2412, NACA 4412, sont également représentés sur (Figure 13).

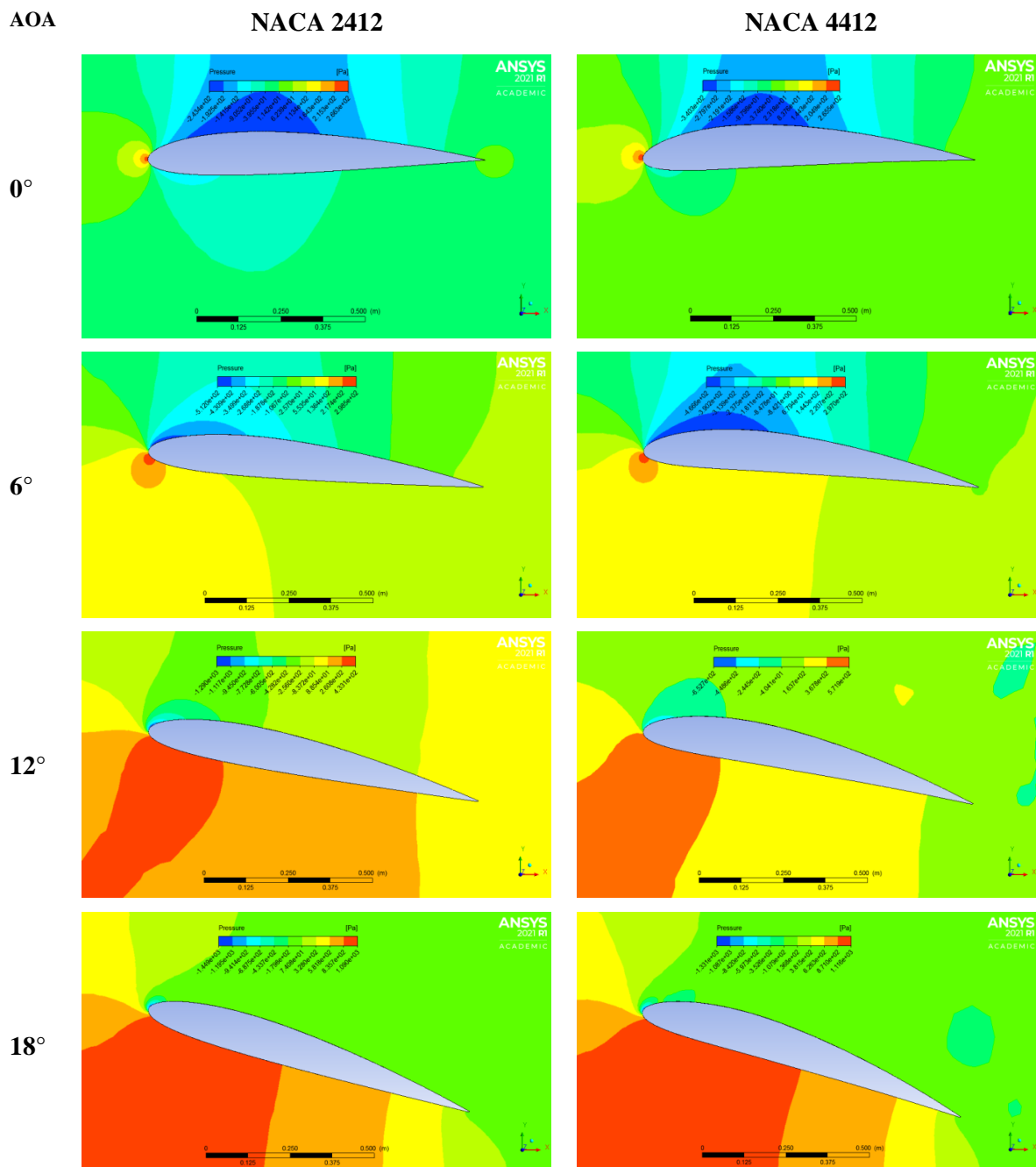


Figure IV. 14 la pression dans profils dissymétrique

D'après la figure ci-dessus à 0°, est clairement a indiqué que les ailes auront un gradient de pression plus important à petit angle, donc pour la portance. La pression sur le côté inférieur de l'aile est plus grande que celle du flux d'écoulement entrant et effectivement poussé la voilure vers le haut.

3.1.3. Les profils symétrique et dissymétrique

Les Figures (12) et (13) montrent les conséquences de simulation de la pression statique de 0° à 18° pour l'angle d'attaque modèle visqueux de l'air comme milieu fluide.

La pression dans les profils dissymétriques NACA 2412, NACA 4412 est supérieure par rapport au profil symétrique NACA 0012, NACA 0015 dans le côté inférieur, entre les deux profils symétriques il ne y a pas vraiment une différence de pression entre aux mais par contre dans les deux profils dissymétrique la pression est plus élevée dans le profil NACA 4412 par rapport à NACA 2412.

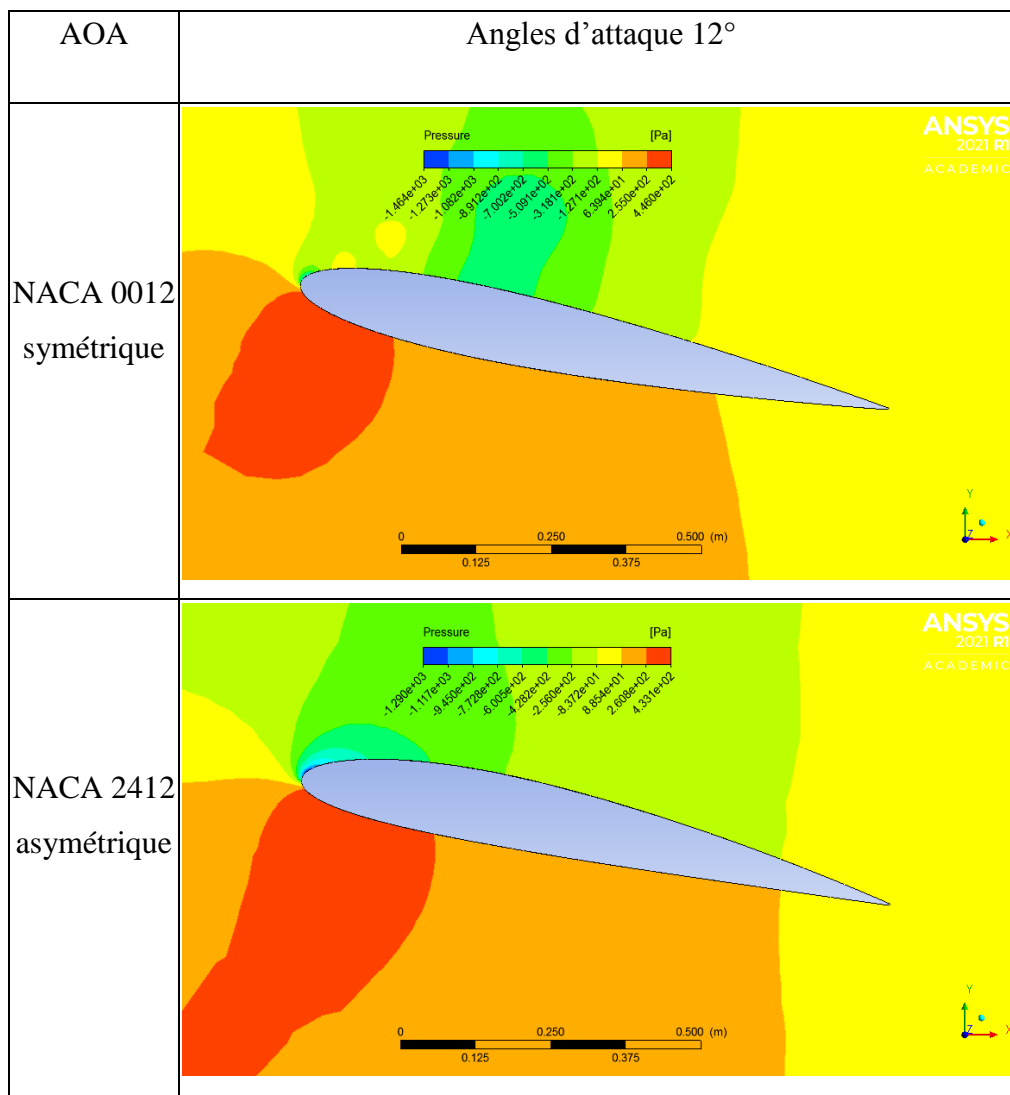


Figure IV. 15 la pression dans profils symétrique et dissymétrique

3.2. La vitesse

3.2.1. Les profils symétrique

Les Contours des composantes de vitesse à des angles d'attaque 0°, 6°, 12° et 18° des profils NACA 0012, NACA 0015 sont également représentés sur (Figure 14).

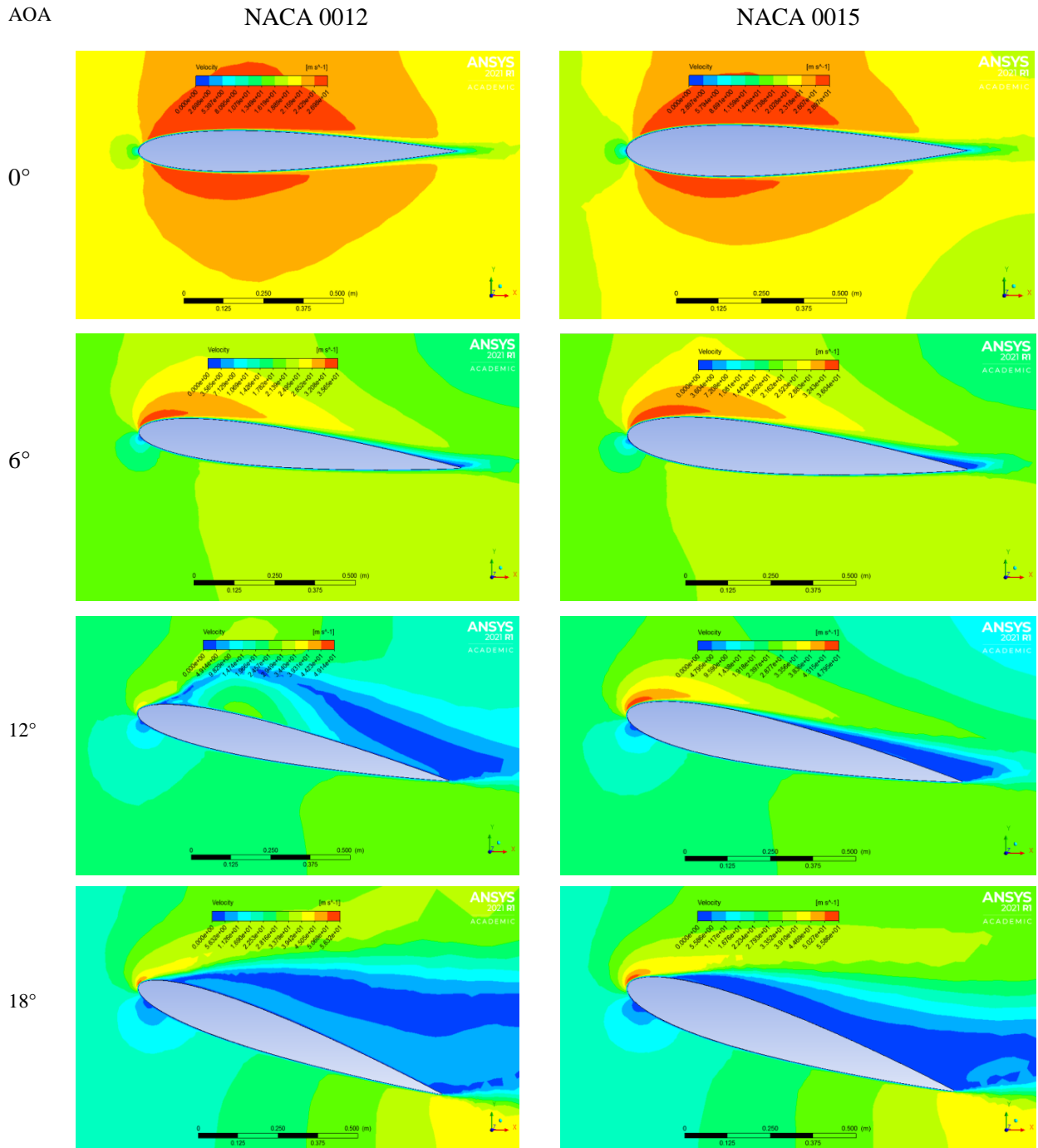


Figure IV. 16 la vitesse dans profils symétrique

Contours de la vitesse montre que la vitesse augmente à la surface supérieure de l'aile avec la diminution de l'angle d'attaque, elle est très élevée dans le profil NACA 0012.

3.2.2. Les profils dissymétrique

Les Contours des composantes de vitesse à des angles d'attaque 0°, 6°, 12° et 18° des profils NACA 2412, NACA 4412 sont également représentés sur (Figures X).

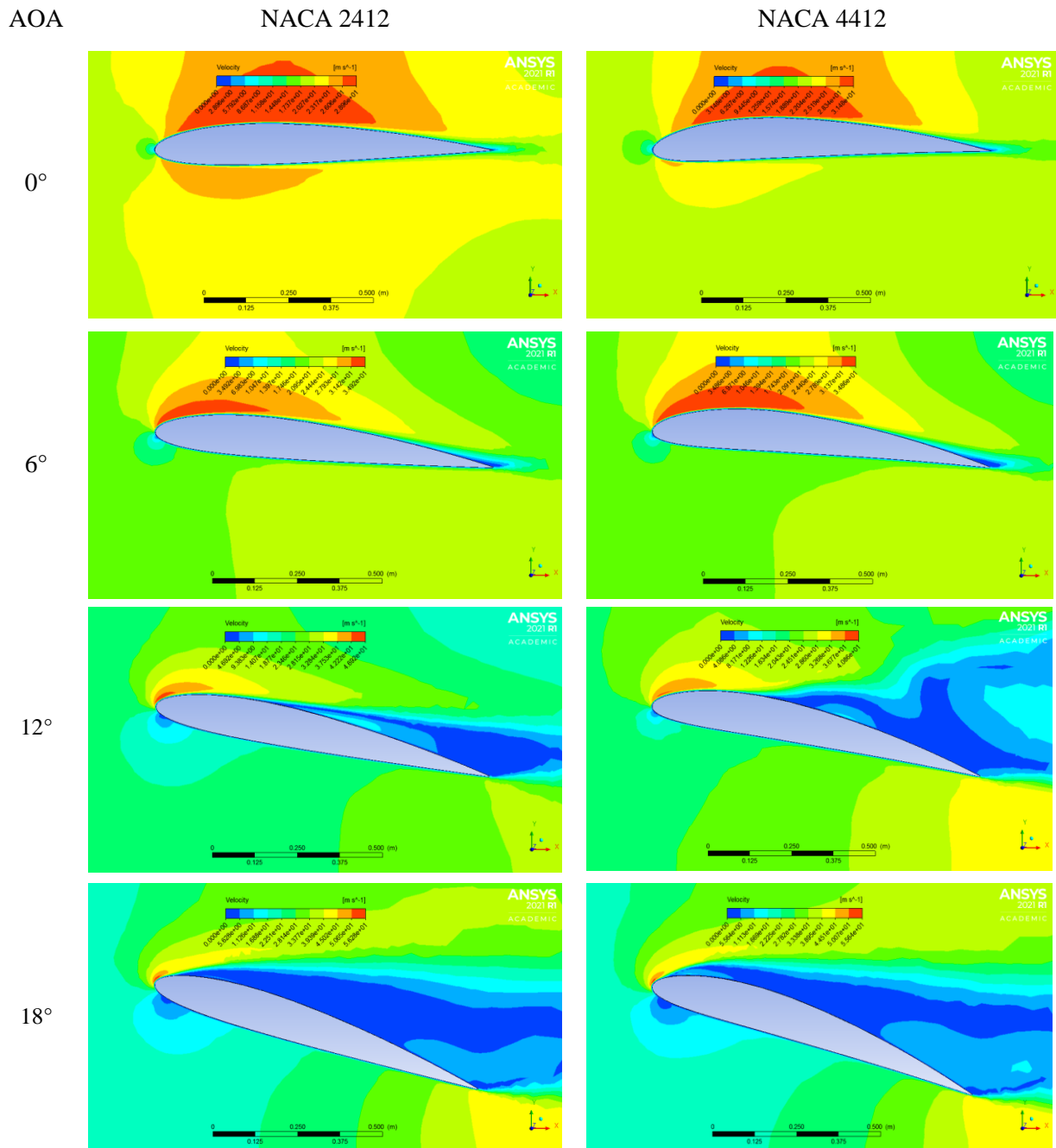


Figure IV. 17 la vitesse dans profils dissymétrique

Contours de la vitesse montre que la vitesse augmente à la surface supérieure de l'aile avec la diminution de l'angle d'attaque, elle est très élevée dans le profil NACA 4412.

3.2.3. Les profils symétrique et dissymétrique

Les points de fuite de stagnation de bord, déplacé légèrement vers l'avant sur le profil aérodynamique à de faibles angles d'attaque et il a sauté rapidement à bord d'attaque à l'angle de décrochage. Un point de stagnation est un point dans un champ d'écoulement où la vitesse locale du fluide est nulle.

Les deux dernier profil asymétrique NACA 2412 et NACA 4412 la stagnation est plus large et vacillement par rapport à les deux premier profils symétrique NACA 0012 et NACA 0015.

Dans les deux profil symétrique la stagnation est très proche à l'extrados dans le profil NACA 0015, et pour les deux autres profil dissymétrique la stagnation est très proche à l'extrados dans le profil 2412.

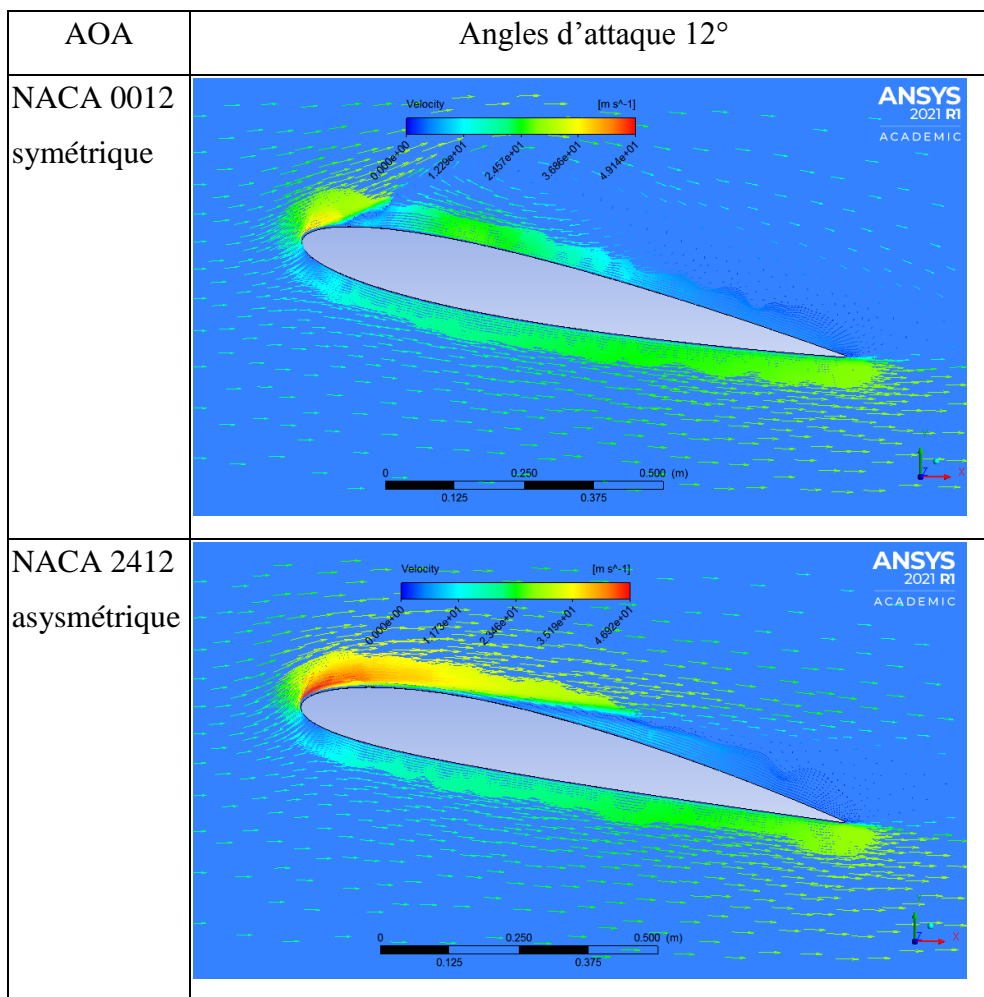


Figure IV. 18 vecteur de vitesse dans les profils symétrique et dissymétrique

3.3. Les turbulences

3.3.1. Les profils symétriques

Les Contours des composantes de la turbulence à des angles d'attaque 0°, 6°, 12° et 18° des profils NACA 0012, NACA 0015, sont également représentés sur (Figure 18).

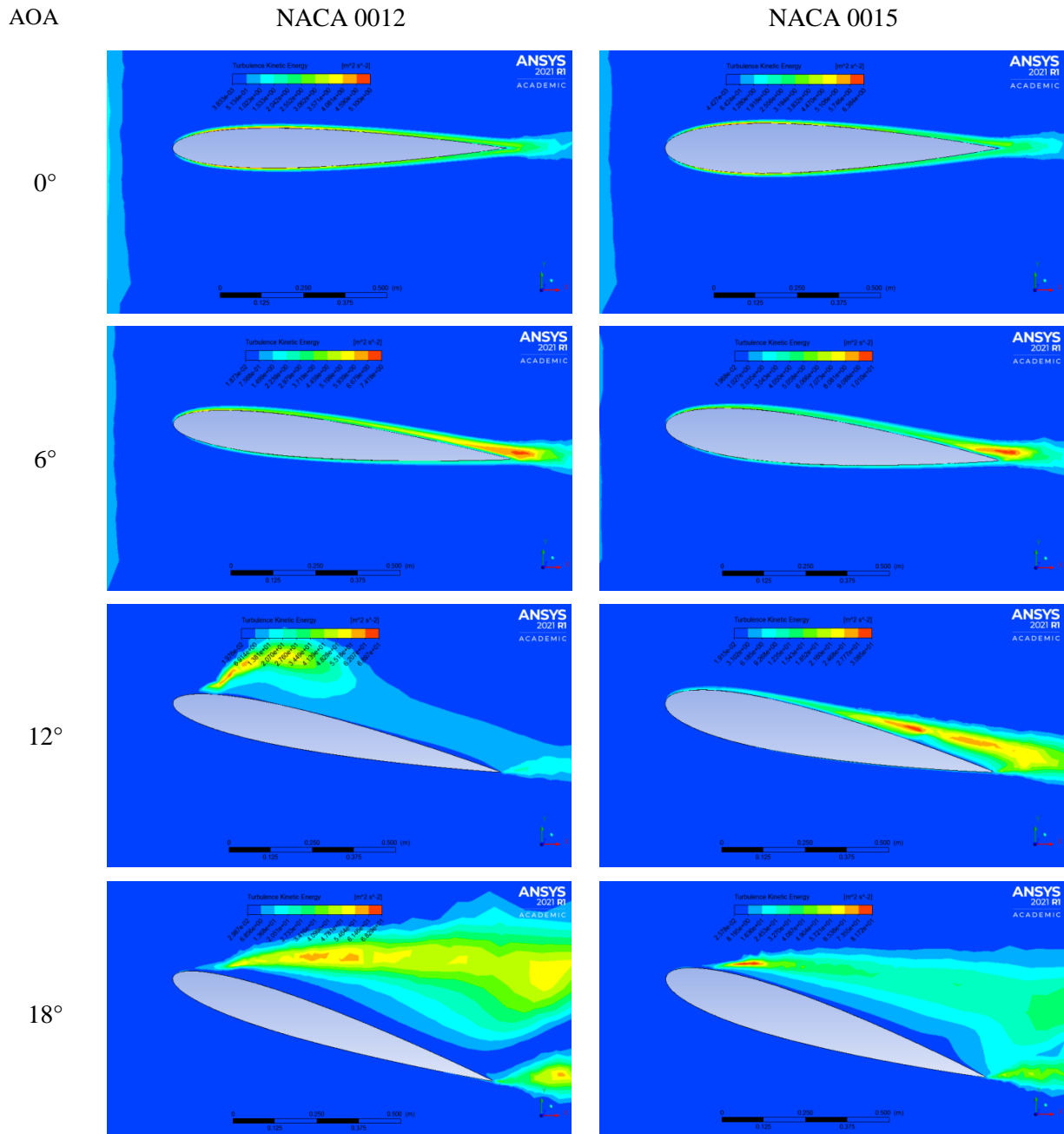


Figure IV. 19 la turbulence dans les profils symétriques

La couche limite est laminaire au AOA inférieur à 12°, et turbulente dans AOA supérieur à 12° et passe d'un régime à un autre par une transition que on peut la voir dans NACA 0012 à AOA 12° (fig. 18).

3.3.2. Les profils dissymétrique

Les Contours des composantes de vitesse à des angles d'attaque 0°, 6°, 12° et 18° des profils NACA 2412, NACA 4412 sont également représentés sur (Figure 19).

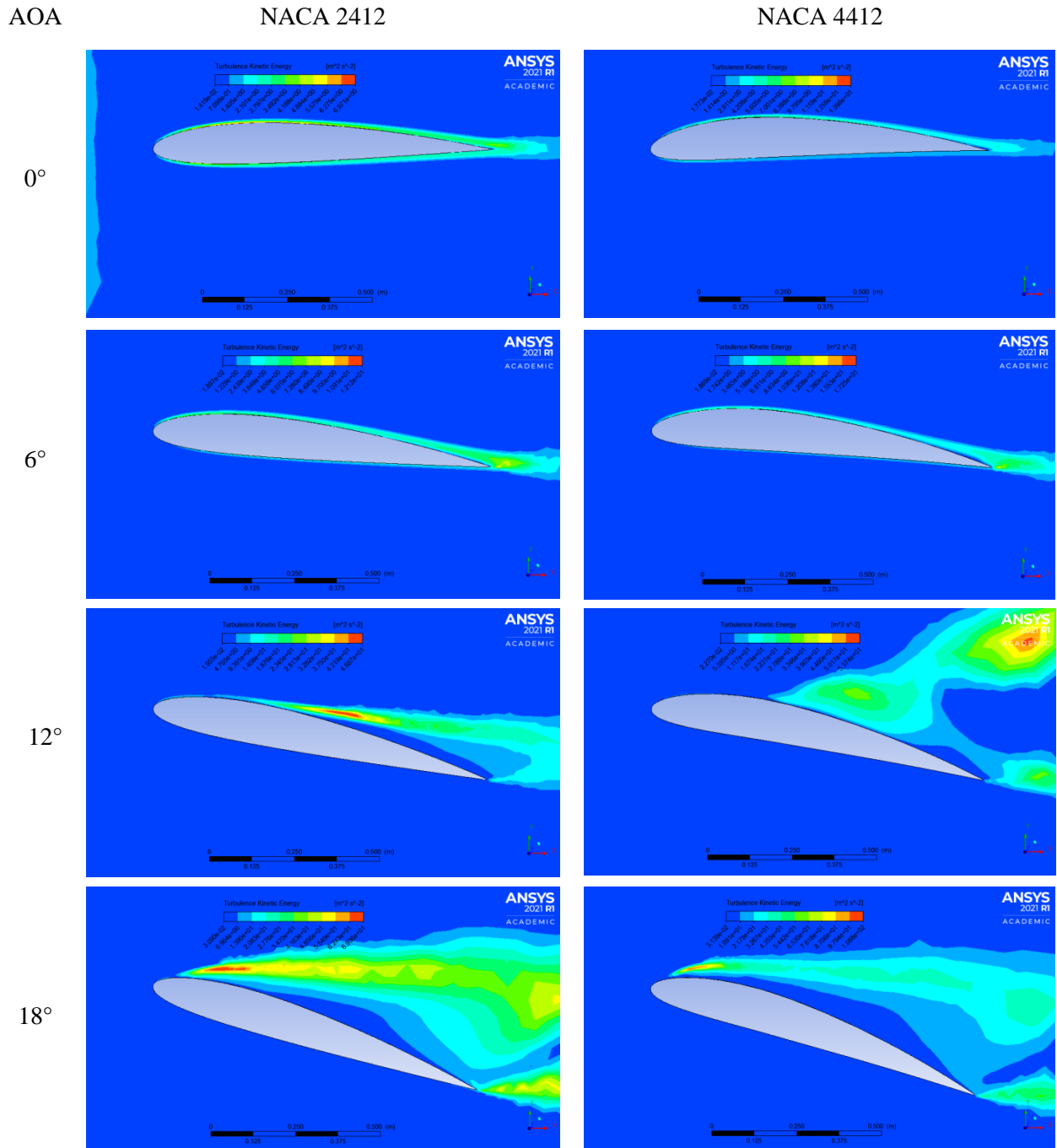


Figure IV. 20 la turbulence dans les profils dissymétriques

La couche limite est turbulente dans AOA supérieur à 12° et la transition passe dans AOA inférieur à 12° dans NACA 2412.

3.3.3. Les profils symétrique et dissymétrique

Dans les profils dissymétrique le décollement passe dans AOA inférieur par rapport à les profils symétrique.

L'écoulement d'air reste collé au profil d'aile (Fig. 19). A partir de 12° l'on peut observer sur la face supérieure du profil d'aile, qu'un décollement de l'écoulement commence à apparaitre, ceci en prélude du phénomène de décrochage qui se produira dans l'intervalle d'angle 17° à 18°.

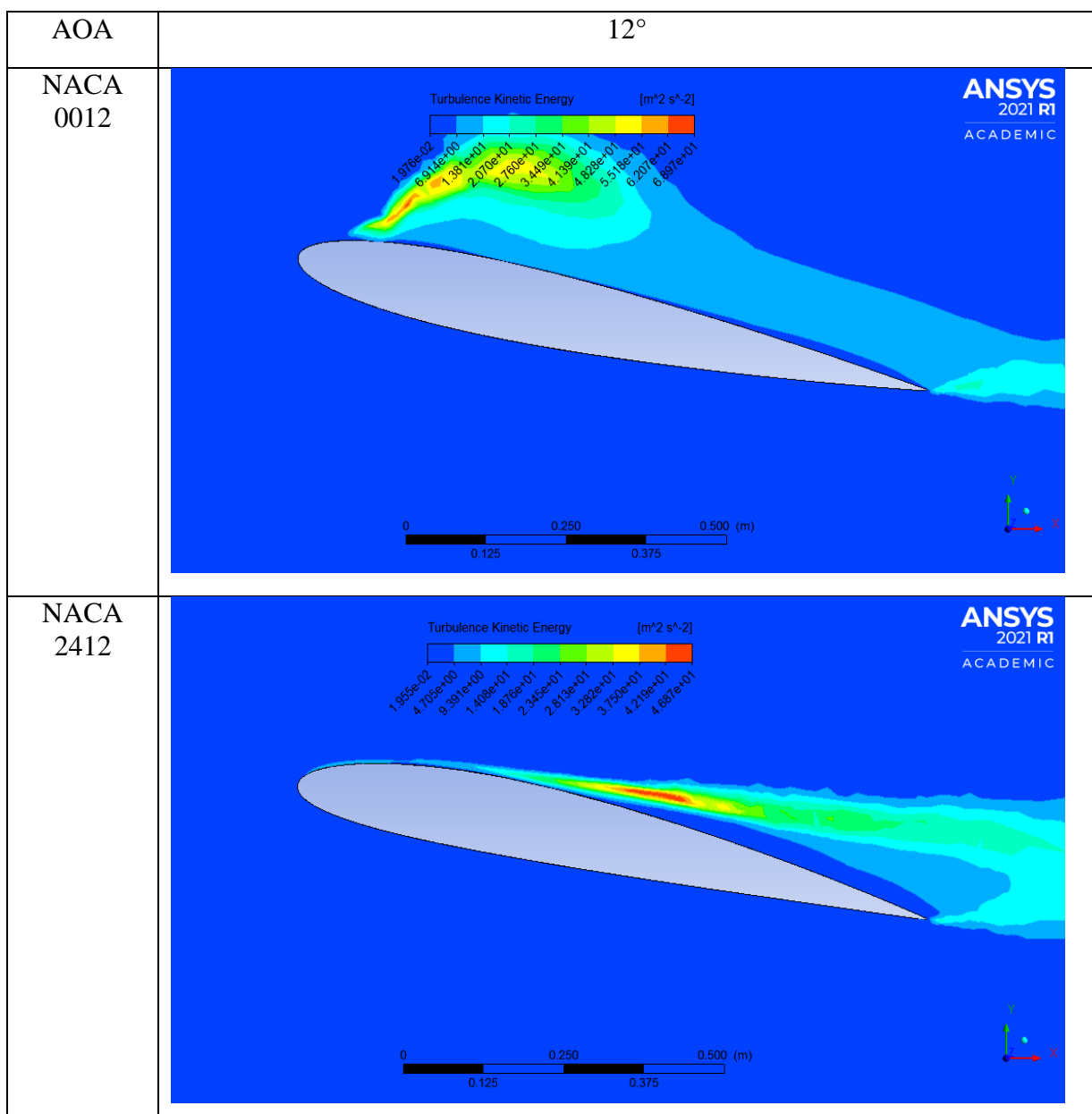


Figure IV. 21 la turbulence dans les profils symétrique et dissymétrique

4. Conclusion

La pression dans les profils dissymétriques est supérieure par rapport au profil symétrique dans le côté inférieur, les points de fuite de stagnation de bord, déplacé légèrement vers l'avant sur le profil aérodynamique à de faibles angles d'attaque et il a sauté rapidement à bord d'attaque à l'angle de décrochage, dans les profils dissymétrique le décollement passe dans AOA inférieur par rapport à les profiles symétrique, ceci en prélude du phénomène de décrochage qui se produira dans l'intervalle d'angle 17° à 18° .

Conclusion général

Conclusion général

Le présent travail a porté essentiellement sur la simulation numérique d'un écoulement incompressible autour des profils de type NACA (symétrique, dissymétrique), utilisant comme outil de calcul le code en volumes finis ANSYS.

Les principaux objectifs de ce travail sont atteints, notamment une maîtrise avancée du logiciel de calcul « ANSYS ». Les différents résultats ont porté sur l'analyse du champ dynamique.

Compte tenu des différents réglages disponibles dans le logiciel et de la base théorique des différents paramètres à régler, nous avons passé un temps considérable dans la phase d'apprentissage du code de calcul sur ANSYS. En parallèle, nous avons réalisé plusieurs "fausses routes" sur la géométrie, le maillage, les conditions aux limites et les valeurs de référence de "Fluent". A travers les résultats obtenus dans ce mémoire, nous avons pu étudier l'influence de la vitesse de l'écoulement, la vitesse d'entrée, l'angle d'attaque, l'épaisseur du profil sur la position du point de la transition.

Nous avons remarqué que :

A 0 degré, la répartition de la pression dans le profil (symétrique, asymétrique) est la même sur les parties supérieure et inférieure (extrados, intrados) du profilé. En augmentant l'angle d'attaque, la pression à la partie inférieure (intrados) du profilé sera très élevée.

Au fur et à mesure que l'angle d'attaque diminue. La vitesse de la surface supérieure (extrados) du profil (symétrique, dissymétrique) augmente.

La couche limite est laminaire pour les profils (symétriques, dissymétriques) lorsque l'angle d'attaque est inférieur à 12 degré, turbulente lorsque l'angle est supérieur à 12 degré et passe d'un état à l'autre par la transition visible dans NACA 0012 et NACA 2412 à l'angle 12 degré.

Des études récentes sur l'écoulement laminaire ont montré que des avantages significatifs peuvent être obtenus en contrôlant et en maintenant la couche limite laminaire sur la voilure d'un avion de transport. Le contrôle de l'écoulement laminaire nécessite de nombreuses recherches théoriques et expérimentales pour prédire l'emplacement de la transition.

Bibliographes

Bibliographes

- [1] **Louis Taurel**, "Aérodynamique des profils et des ailes", Aérodynamique expérimentale, tome I, 1ère partie, Ecole nationale supérieure d'ingénierie de construction aéronautique, 1995;
- [2] **Marc Villeneuve**, "Caractéristique de l'avion ", école polytechnique de Montréal, janvier 1993 ;
- [3] **Julien Iainé** « Optimisation d'aubes de turbomachines : minimisation de la réponse » Mémoire de master, Université de Montréal, 2017.pag 15.
- [4] **S. M. Bogdonoff** et H. E. Bogdonoff, « Blade Design Data for Axial-Flow Fan and Compressors », rap. tech., NACA, 1945.
- [5] **H. SCHLICHTING** Boundary layer theory. Ed Mc GRAW-HILL, 1967.
- [6] **Nahoui Azzedine**, « Contrôle de la couche limite laminaire incompressible bidimensionnelle autour d'un profil », Université Mentouri de Constantine, 2014.
- [7] Source internet :
<http://www.aerodrome-ecuvillens.ch/pilote%20guide/aerodynamique.pdf>
- [8] **TH. Faur** « Aérodynamique Appliquée » Travaux Dirigés 2009. Université Pierre et Marie Curie–Paris 6 École Normale Supérieure de Cachan.
- [9] Source internet :
<http://aerodynamique.chez.com/profil.html>
- [10] **E.N. Jacobs, K.E. Ward, & R.M. Pinkerton**. NACA Report No. 460, "The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel" . NACA, 1933.
- [11] "Fundamentals of aerodynamics", **John D. Anderson Jr.**, third ed, chap 4 .
- [12] a et b **Jack Moran**, An introduction to theoretical and computational aerodynamics, Dover, 2003 (ISBN 0-486-42879-6, lire en ligne [archive]).
- [13] a et b : Airfoil Tools NACA 4 digit airfoil calculation .
- [14] **ABDOU AMEL** « Etude numérique d'une couche limite turbulente autour d'un profil bidimensionnel », Mémoire de master université de MentouriConstantine,2012.
- [15] Source internet :
<https://www.docsity.com/en/aerodynamics-forces-and-moments-fluid-mechanics-lecture-notes/161636/>

- [16] **I. Trebinjac**, *Mesure et Analyse des Ecoulements Tridimensionnels et Instationnaires dans les Turbomachines à Haute Vitesse*, Habilitation à diriger des recherches, Laboratoire de Mécanique des Fluides et d'Acoustique, Ecole Centrale de Lyon, 2003.
- [17] **J-C. Chassaing**, *Aéroélasticité Supersonique d'une Surface Portante 2-D*, Proposition de Stage de M1, Institut Jean Le Rond d'Alembert, Université Pierre et Marie Curie, Paris, 2009.
- [18] **N. Bodard**, *Interaction Fluide-Structure par la Méthode des Eléments Spectraux*, Thèse de Doctorat N° 3603, Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL), 2006.
- [19] **R. Glowinski, T-W. Pan, T.I. Halsa, D.D. Joseph, et J. Periaux**, A Distributed Lagrange Multiplier/Fictitious Domain Method for the Simulation of Flow Around Moving Rigid Bodies: Application to Particulate Flow, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering* 184, pp. 241-268, 2000.
- [20] **R. Glowinski, T-W. Pan et J. Periaux**, A Fictitious Domain Method for Dirichlet Problem and Applications, *Comput. Meth. Appl. Mech. Engrg.*, 111: pp. 283-303, 1994.
- [21] **T. Nomura et T.J.R. Hughes**, An Arbitrary Lagrangian-Eulerian Finite Element Method for Interaction of Fluid and a Rigid Body, *Computer Methods in Applied Mechanics Engineering*. 95: pp. 115-138, 1992.
- [22] **I. Robertson, L. Li, S.J. Sherwin et P.W. Bearman**, A Numerical Study of Rotational and Transverse Galloping Rectangular Bodies, *J. of fluids and structure*, 17: pp. 681-699, 2003.
- [23] **A. Charneau**, *A Computational Thermal-Fluid Modeling Approach to Pulsed and Steady Gas Core Reactors*, Thesis Presented to the Graduate School of the University of Florida in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of Science, 2004.
- [24] **S. B. Chambers**, *Investigation of Combustive Flows and Dynamic Meshing in Computational Fluid Dynamics*, Thesis Submitted to the Office of Graduate Studies of Texas A&M University in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science, 2004.
- [25] **P-Y. Passaggia**, *Numerical Simulation of Nucleate Boiling and Application to Hypervaportrons*, Thesis submitted in partial fulfilment of the requirements for the degree of Master of Science, Cranfield University, 2007.
- [26] **S. Djouimaa**, *Simulation de l'Écoulement Transsonique Turbulent Autour d'une Aube de Turbine*, Thèse de Doctorat en génie mécanique option énergétique, Département Mécanique, Faculté des Sciences de l'Ingénieur, Université de Batna, 2007.
- [27] **L. Ait Moudid**, *Couplage Fluide-Structure pour la Simulation Numérique des Ecoulements Fluides dans une Conduite à Parois Rigides ou Elastiques en Présence*

d'Obstacles ou Non, Thèse de Doctorat, Université d'Artois, Faculté des Sciences Jean Perrin, 2007.

[28] **F. Axisa**, *Modélisation des Systèmes Mécaniques, Interactions Fluide Structure*, Hermès, 2001.

[29] **R. Dat**, *Sur les Mécanismes de Couplage Ecoulement-Structure*, Revue Française de Mécanique N° 1995-1, pp. 13-22.

[30] **F.W. Lanchester**, *Torsionnal Vibrations of the Tail of an Airplane*, R & M 276, Part 1, 1916.

[31] **M. Naudin, J-M Pugnet**, *Vibrations et Contraintes Alternées dans les Turbomachines*, Techniques de l'ingénieur BM4175, 1999.

[32] **S.Giuliani J. Donea et J.P. Halleux**, *An Arbitrary Lagrangian-Eulerian Finite Element Method for Transient Dynamic Fluid-Structure Interactions*, Comp.Meth. in Applied Mechanics and Engineering 33, pp. 689- 723, 1982.

[33] **E.H. Dowell**, *Aeroelasticity of Plates and Shells*, Noordhoff International Publishing, 1975.

[34] **Y.C.Fung**, *An Introduction to the Theory of Aeroelasticity*, Wiley and Son, New York, 1958.

[35] **H. Tran, B. Koobus, et C. Farhat**, *Numerical Simulation of Vortex Shedding Flows Past Moving Obstacles Using the k- Turbulence Model on Unstructured Dynamic Meshes*, Revue Européenne des Eléments Finis, Vol. 6, N°. 5/6, pp. 611-642, 1998.

[36] **M. P. Rast**, *Simultaneous Solution of the Navier-Stokes and Elastic Membrane Equations by a Fem*, Int.Journal for Num. Meth. In Fluids, Vol.19, pp. 1115-1135, 1994.

[37] **C.A. Marchaj**, *Aero-Hydrodynamics of Sailing*, Dodd, Mead and Company, New York, 1979.

[38] **E. Lefrançois**, *Modèle Numérique de Couplage Fluide-Structure pour l'Etude des Phénomènes Aéroélastiques avec Applications aux Moteurs Fusée*, Thèse de Doctorat Discipline Physique, Faculté des Sciences de l'Université de Rouen France, 1998.

[39] **T. Fanion, M.A. Fernandez et P. Le Tallec**, *Deriving Adequate Formulations for Fluid-Structure Interactions Problems : from ALE to Transpiration*, Revue Européenne Eléments Finis, 9(6-7), pp. 681-708, 2000.

[40] **J.Y. Renou**, *Une Méthode Eulérienne pour le Calcul des Forces Fluide-Elastiques*, PhD Thesis, Université de Paris VI, 1998.

[41] **S. Piperno**, *Interaction Fluide-Structure*, Mastère de Mécanique Numérique, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2005-2006

- [42] **Idris**, *La lettre de l'IDRIS*, 2002, disponible sur le site <http://www.idris.fr>
- [43] **P. Métier**, *Modélisation, Analyse Mathématique et Applications Numériques de Problèmes d'Interaction Fluide- Structure Instationnaires*, Thèse de Doctorat, Université Pierre et Marie Curie, Paris VI, Ecole Doctorale de Sciences Mathématiques de Paris Centre, 2003.
- [44] **A. Leroyer et M. Visonneau**, *Simulations d'Écoulements Autour de Corps en Mouvement*, Ecole Centrale de Nantes, Laboratoire de Mécanique des Fluides, Division Modélisation Numérique, UMR CNRS 6598, 16^{ème} Congrès Français de Mécanique, Nice, 1-5 septembre 2003.
- [45] **Ch. Hirsch**, *Développements Récents des Méthodes de Calculs dans les Turbomachines*, Revue Française de Mécanique N° 4, pp. 5-10, 1988.
- [46] **G. Meauze**, *Turbomachines: Calcul des Écoulements Compressibles*, Techniques de l'ingénieur, B4181, pp. 1-20.
- [47] **J. Neubeauer**, *Aérodynamique 3-D Instationnaire des Turbomachines Axiales Multi-Étages*, Thèse de Doctorat de l'Université Paris 6, Spécialité : Mécanique, 2004.
- [48] **I. Zentner**, *Etude de la Stabilité de Systèmes Aéroélastiques en Présence d'Excitations Aléatoires Multiplicatives*, Thèse de Doctorat de l'Ecole Nationale des Ponts et Chaussées, Discipline: Structures et Matériaux, 2005.
- [49] **E. José**, *Modélisation en Régime Nominal et Partiel de l'Écoulement Méridien dans les Turbomachines Axiales et Hélicocentrifuges*, Thèse de Doctorat, Spécialité Mécanique, Laboratoire d'Energétique et Mécanique des Fluides Internes, Arts et Métiers [ENSAM], 2002.

Annexe

Non sécurisé | airfoilttools.com/plotter/index

king tech arab - Re... Instagram YouTube Nouvel onglet

NACA 4 digit airfoils
NACA 5 digit airfoils
NACA 6 series airfoils

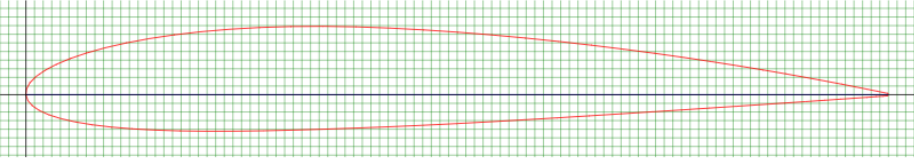
Airfoils A to Z

A a18 to avistar (88)
 B b29root to bw3 (22)
 C c141a to curtisc72 (40)
 D dae11 to du861372 (28)
 E e1098 to esa40 (209)
 F falcon to fxs21158 (121)
 G geminism to gu255118 (419)
 H hh02 to ht23 (63)
 I isa571 to isa962 (4)
 J j5012 to joukowsk0021 (7)
 K k1 to kenmar (11)
 L l1003 to lwk80150k25 (24)
 M m1 to mue139 (95)
 N n0009sm to nplx (174)
 O oa206 to oaf139 (9)
 P p51droot to pw98mod (16)
 R r1046 to rhodesg36 (63)
 S s1010 to supermarine371ii (176)
 T tempest1 to tsagi8 (8)
 U ua2 to usnps4 (36)
 V v13006 to vr9 (17)
 W waspsm to whitcomb (4)
 Y ys900 to ys930 (3)
 List of all airfoils

Site

Home
 Contact
 Privacy Policy

Instant Logo Maker



Name = NACA.2412 Airfoil M=2.0% P=40.0% T=12.0%
 Chord = 1000mm Radius = 0mm Thickness = 100% Origin = 0% Pitch = 0°

[Open full size plan in new window](#) [Open paginated plan in new window for multi page printing](#)
[CSV file of coordinates](#) [SVG image as text file](#)
[Restore defaults](#) [Download PDF file](#)

| | | |
|--------------------|-------------------------------------|---|
| Airfoil | user-000 - NACA 2412 Airfoil M | Choose from database list or add you own airfoils here |
| Chord (mm) | 1000 | Chord width in millimetres. (1 inch = 25.40mm) |
| Radius (mm) | 0 | Radius of camber in millimetres, Zero for no curve |
| Thickness (%) | 100 | Thickness adjustment. 100% is normal thickness. 50% is half. 200% is double |
| Origin (%) | 0 | Adjust the position of the origin e.g. 50% is mid chord |
| Pitch (degrees) | 0 | Pitch or angle of attack. 180 flips the plot |
| Halo (mm) | 0 | Line parallel to airfoil for wing covering or jig. Negative values are external, positive internal. |
| Halo (mm) | 0 | Second line parallel to airfoil as above |
| Colour | Colour | Colour palette or black & white |
| Line thickness (%) | 100 | Scale the line thickness (10% to 500%) |
| Reverse | <input type="checkbox"/> | Plot a mirror image |
| Data box | <input checked="" type="checkbox"/> | Print the airfoil data on the image |

Annexe A

Annexe A

NACA 0012, AOA=6°

| X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) |
|------------|-------------|------------|-----------|------------|-------------|------------|-------------|
| 994.653601 | -103.275366 | 502.794685 | 0.385758 | 0.536132 | 2.737958 | 476.007479 | -104.231320 |
| 994.411613 | -103.214739 | 487.276484 | 2.986096 | 0.000000 | 0.000000 | 491.727211 | -104.914221 |
| 993.686433 | -103.034952 | 471.767138 | 5.527185 | -0.044838 | -2.789595 | 507.452483 | -105.544412 |
| 992.479265 | -102.734121 | 456.282246 | 8.004367 | 0.404491 | -5.593925 | 523.168272 | -106.121319 |
| 990.789901 | -102.314234 | 440.836412 | 10.413091 | 1.347307 | -8.409902 | 538.858040 | -106.649238 |
| 988.621219 | -101.776600 | 425.446021 | 12.746608 | 2.783712 | -11.236532 | 554.506554 | -107.129585 |
| 985.975313 | -101.120433 | 410.123792 | 15.001570 | 4.710829 | -14.072506 | 570.096595 | -107.563565 |
| 982.852863 | -100.348821 | 394.886214 | 17.172222 | 7.126877 | -16.915627 | 585.614815 | -107.953799 |
| 979.259837 | -99.462391 | 379.747995 | 19.255007 | 10.031072 | -19.763801 | 601.043993 | -108.301492 |
| 975.197020 | -98.463238 | 364.722537 | 21.243488 | 13.417654 | -22.614411 | 616.368900 | -108.608060 |
| 970.669177 | -97.353872 | 349.826642 | 23.134894 | 17.286047 | -25.463375 | 631.575088 | -108.877013 |
| 965.681278 | -96.134817 | 335.071825 | 24.923993 | 21.631384 | -28.309176 | 646.645546 | -109.107568 |
| 960.237985 | -94.809578 | 320.474785 | 26.607019 | 26.449006 | -31.148308 | 661.567712 | -109.304437 |
| 954.344059 | -93.380667 | 306.048242 | 28.180624 | 31.734357 | -33.976269 | 676.324576 | -109.466839 |
| 948.006254 | -91.850805 | 291.806799 | 29.640256 | 37.482674 | -36.790549 | 690.902791 | -109.597393 |
| 941.228443 | -90.221405 | 277.765270 | 30.983353 | 43.687415 | -39.586437 | 705.287124 | -109.697514 |
| 934.019159 | -88.497385 | 263.935380 | 32.206672 | 50.344809 | -42.361526 | 719.462450 | -109.767623 |
| 926.385259 | -86.680472 | 250.331942 | 33.307650 | 57.446324 | -45.110898 | 733.416310 | -109.811438 |
| 918.333286 | -84.775376 | 236.968776 | 34.283828 | 64.985312 | -47.830837 | 747.133579 | -109.829382 |
| 909.871197 | -82.782932 | 223.856716 | 35.133064 | 72.955126 | -50.517628 | 760.600020 | -109.822973 |
| 901.007420 | -80.709054 | 211.010680 | 35.853789 | 81.348017 | -53.168446 | 773.804483 | -109.793051 |
| 891.751795 | -78.555781 | 198.442498 | 36.443753 | 90.155454 | -55.778371 | 786.731633 | -109.742027 |
| 882.110970 | -76.326830 | 186.165204 | 36.902594 | 99.367699 | -58.344369 | 799.369221 | -109.671629 |
| 872.095676 | -74.025339 | 174.189736 | 37.229160 | 108.978106 | -60.862726 | 811.704216 | -109.581493 |
| 861.714342 | -71.657222 | 162.528135 | 37.423192 | 118.975943 | -63.330303 | 823.725153 | -109.475442 |
| 850.978901 | -69.223732 | 151.193432 | 37.484326 | 129.352469 | -65.744168 | 835.419994 | -109.353217 |
| 839.899875 | -66.729997 | 140.194789 | 37.413610 | 140.096064 | -68.100086 | 846.775394 | -109.217435 |
| 828.486006 | -64.178948 | 129.543144 | 37.209894 | 151.195786 | -70.396905 | 857.782190 | -109.069146 |
| 816.749804 | -61.575921 | 119.250745 | 36.874907 | 162.642895 | -72.631696 | 868.429027 | -108.911178 |
| 804.703100 | -58.923166 | 109.326753 | 36.409699 | 174.424567 | -74.802106 | 878.703969 | -108.742277 |
| 792.356309 | -56.226804 | 99.782316 | 35.815107 | 186.528971 | -76.905885 | 888.597544 | -108.566474 |
| 779.722257 | -53.489189 | 90.624709 | 35.093384 | 198.945169 | -78.941885 | 898.098601 | -108.384609 |
| 766.812565 | -50.714559 | 81.864087 | 34.245473 | 211.660335 | -80.907751 | 907.199868 | -108.198933 |
| 753.641731 | -47.908460 | 73.509818 | 33.274412 | 224.662431 | -82.803223 | 915.891292 | -108.009396 |
| 740.220486 | -45.074030 | 65.570067 | 32.181354 | 237.936539 | -84.626735 | 924.163402 | -107.820030 |
| 726.562441 | -42.215718 | 58.052111 | 30.968551 | 251.471615 | -86.378130 | 932.008240 | -107.629998 |
| 712.682304 | -39.337079 | 50.963223 | 29.638254 | 265.253631 | -88.056940 | 939.418428 | -107.442546 |
| 698.591486 | -36.444340 | 44.312773 | 28.193501 | 279.267564 | -89.662590 | 946.386899 | -107.257938 |
| 684.304697 | -33.541060 | 38.104949 | 26.635862 | 293.501272 | -91.195817 | 952.904284 | -107.079212 |
| 669.836541 | -30.631788 | 32.347129 | 24.968585 | 307.939732 | -92.656046 | 958.966500 | -106.906942 |
| 655.199528 | -27.721863 | 27.044495 | 23.193135 | 322.567712 | -94.044694 | 964.566378 | -106.742387 |
| 640.410460 | -24.814055 | 22.202439 | 21.312968 | 337.372075 | -95.362390 | 969.698734 | -106.587013 |
| 625.480646 | -21.915587 | 17.826246 | 19.330545 | 352.335705 | -96.609346 | 974.358284 | -106.443282 |
| 610.426886 | -19.029228 | 13.920994 | 17.246337 | 367.446250 | -97.788286 | 978.540054 | -106.310669 |
| 595.262583 | -16.161417 | 10.488095 | 15.064219 | 382.686697 | -98.898428 | 982.238863 | -106.190642 |
| 580.002339 | -13.316703 | 7.533725 | 12.785552 | 398.042601 | -99.943281 | 985.453506 | -106.085086 |
| 564.662749 | -10.499849 | 5.059088 | 10.412221 | 413.498836 | -100.923266 | 988.178018 | -105.993372 |
| 549.256322 | -7.716189 | 3.066382 | 7.946005 | 429.038076 | -101.840584 | 990.411090 | -105.918381 |
| 533.799653 | -4.970486 | 1.558695 | 5.387586 | 444.647183 | -102.695865 | 992.150837 | -105.858909 |
| 518.307345 | -2.267291 | 1.558695 | 5.387586 | 460.308728 | -103.492306 | 993.394171 | -105.815635 |
| | | | | | | 994.140884 | -105.790551 |
| | | | | | | 994.390190 | -105.781561 |

Annexe A

NACA 0015, AOA=6°

| X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) |
|------------|-------------|------------|-----------|------------|-------------|------------|-------------|
| 994.686528 | -102.962091 | 519.664125 | 10.641603 | 0.608779 | 3.429151 | 474.598853 | -117.633497 |
| 994.445376 | -102.893508 | 504.178119 | 13.548255 | 0.000000 | 0.000000 | 490.343777 | -118.076718 |
| 993.723018 | -102.686869 | 488.685109 | 16.388273 | -0.117485 | -3.480788 | 506.095703 | -118.453306 |
| 992.520345 | -102.343274 | 473.199491 | 19.155118 | 0.260242 | -6.966365 | 521.839297 | -118.765671 |
| 990.837253 | -101.863715 | 457.736655 | 21.842144 | 1.132501 | -10.453645 | 537.558228 | -119.016118 |
| 988.676724 | -101.248509 | 442.311205 | 24.444801 | 2.499290 | -13.942626 | 553.237056 | -119.208053 |
| 986.040538 | -100.499851 | 426.939419 | 26.955343 | 4.357941 | -17.430012 | 568.858350 | -119.344672 |
| 982.929587 | -99.618842 | 411.633915 | 29.369428 | 6.706673 | -20.913605 | 584.408870 | -119.427598 |
| 979.349836 | -98.606108 | 396.411180 | 31.681302 | 9.544805 | -24.390317 | 599.871184 | -119.460028 |
| 975.301862 | -97.465732 | 381.285714 | 33.885418 | 12.866580 | -27.857530 | 615.229958 | -119.444371 |
| 970.790534 | -96.199232 | 366.270917 | 35.975341 | 16.671420 | -31.311164 | 630.470744 | -119.384137 |
| 965.820615 | -94.809119 | 351.383384 | 37.946309 | 20.954667 | -34.747711 | 645.576219 | -119.281527 |
| 960.396868 | -93.297904 | 336.634839 | 39.795079 | 25.711766 | -38.162671 | 660.534135 | -119.138270 |
| 954.524057 | -91.668100 | 322.041667 | 41.514902 | 30.938059 | -41.552537 | 675.327061 | -118.957562 |
| 948.208726 | -89.924416 | 307.616587 | 43.102431 | 36.628991 | -44.912809 | 689.941756 | -118.741027 |
| 941.454643 | -88.069260 | 293.374203 | 44.553112 | 42.777913 | -48.239772 | 704.362779 | -118.492071 |
| 934.270550 | -86.105560 | 279.329224 | 45.863390 | 49.381475 | -51.527040 | 718.574898 | -118.212108 |
| 926.662991 | -84.038028 | 265.493376 | 47.030021 | 56.430935 | -54.771684 | 732.565762 | -117.903863 |
| 918.638614 | -81.870377 | 251.881472 | 48.050442 | 63.919749 | -57.968993 | 746.320034 | -117.569746 |
| 910.205061 | -79.606429 | 238.507121 | 48.920207 | 71.841480 | -61.113264 | 759.823478 | -117.211276 |
| 901.371074 | -77.249112 | 225.381368 | 49.639160 | 80.188483 | -64.200677 | 773.064735 | -116.831283 |
| 892.146076 | -74.804445 | 212.518921 | 50.203745 | 88.952122 | -67.227307 | 786.028574 | -116.431181 |
| 882.536923 | -72.274154 | 199.931715 | 50.612707 | 98.122870 | -70.188131 | 798.702539 | -116.014690 |
| 872.553929 | -69.665355 | 187.632783 | 50.865681 | 107.694079 | -73.079433 | 811.073491 | -115.582438 |
| 862.205939 | -66.979985 | 175.633170 | 50.962513 | 117.655122 | -75.897081 | 823.130072 | -115.137255 |
| 851.504366 | -64.224270 | 163.944705 | 50.900953 | 127.997258 | -78.638145 | 834.859931 | -114.681865 |
| 840.459939 | -61.401349 | 152.580630 | 50.682626 | 138.708866 | -81.298386 | 846.249929 | -114.216897 |
| 829.081087 | -58.517135 | 141.550000 | 50.307586 | 149.779216 | -83.874666 | 857.290593 | -113.746383 |
| 817.380529 | -55.574976 | 130.863966 | 49.776673 | 161.199462 | -86.365049 | 867.970774 | -113.271162 |
| 805.369782 | -52.580105 | 120.534773 | 49.091614 | 172.956987 | -88.765193 | 878.278016 | -112.794954 |
| 793.059368 | -49.537649 | 110.571583 | 48.253460 | 185.039754 | -91.074839 | 888.203262 | -112.317811 |
| 780.462005 | -46.450957 | 100.985648 | 47.264043 | 197.436927 | -93.291841 | 897.734947 | -111.844551 |
| 767.589107 | -43.326255 | 91.784243 | 46.125615 | 210.135682 | -95.413847 | 906.866004 | -111.375436 |
| 754.455276 | -40.168096 | 82.977733 | 44.841109 | 223.124085 | -97.439602 | 915.585964 | -110.914395 |
| 741.071034 | -36.981605 | 74.575381 | 43.412569 | 236.387009 | -99.369527 | 923.885670 | -110.462474 |
| 727.449992 | -33.771232 | 66.585457 | 41.842140 | 249.913618 | -101.201479 | 931.756849 | -110.021823 |
| 713.606649 | -30.542522 | 59.015445 | 40.134065 | 263.689676 | -102.936976 | 939.192229 | -109.594692 |
| 699.552521 | -27.300706 | 51.872725 | 38.291589 | 277.700160 | -104.575446 | 946.184427 | -109.184327 |
| 685.302212 | -24.050337 | 45.166457 | 36.315761 | 291.932927 | -106.117624 | 952.724286 | -108.791778 |
| 670.870118 | -20.797956 | 38.901246 | 34.212130 | 306.372850 | -107.563930 | 958.807617 | -108.418615 |
| 656.268854 | -17.547904 | 33.084368 | 31.982948 | 321.004698 | -108.915780 | 964.427041 | -108.068085 |
| 641.514804 | -14.306931 | 27.721213 | 29.631670 | 335.815333 | -110.173804 | 969.577377 | -107.741653 |
| 626.619588 | -11.079276 | 22.817066 | 27.160757 | 350.787325 | -111.341199 | 974.253442 | -107.440787 |
| 611.599696 | -7.870693 | 18.377320 | 24.573664 | 365.908531 | -112.418698 | 978.450055 | -107.166952 |
| 596.468528 | -4.687618 | 14.407260 | 21.872853 | 381.161731 | -113.407508 | 982.162139 | -106.920621 |
| 581.240583 | -1.535597 | 10.908299 | 19.062197 | 396.532479 | -114.311139 | 985.388281 | -106.705668 |
| 565.932247 | 1.578620 | 7.886613 | 16.143058 | 412.005438 | -115.132000 | 988.122514 | -106.521464 |
| 550.556134 | 4.650690 | 5.343510 | 13.118315 | 427.563284 | -115.872294 | 990.363739 | -106.368900 |
| 535.128628 | 7.673865 | 3.281188 | 9.989747 | 443.192774 | -116.533643 | 992.109757 | -106.249756 |
| 994.686528 | -102.962091 | 1.702944 | 6.760026 | 458.876374 | -117.120239 | 993.357587 | -106.163718 |
| 994.445376 | -102.893508 | 519.664125 | 10.641603 | | | 994.107121 | -106.111781 |
| 993.723018 | -102.686869 | 504.178119 | 13.548255 | | | 994.357263 | -106.094835 |

Annexe A

NACA 2412, AOA=6°

| X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) |
|------------|-------------|------------|-----------|------------|------------|------------|-------------|
| 994.736827 | -103.287130 | 520.983964 | 16.808425 | 0.261799 | 2.777852 | 477.554840 | -84.677948 |
| 994.498501 | -103.210800 | 505.411601 | 19.658795 | 0.000000 | 0.000000 | 493.175197 | -85.512291 |
| 993.785509 | -102.982018 | 489.826794 | 22.429026 | 0.233622 | -2.780653 | 508.802459 | -86.319205 |
| 992.597748 | -102.601781 | 474.245926 | 25.112370 | 0.962660 | -5.525897 | 524.421186 | -87.102095 |
| 990.936212 | -102.070191 | 458.681718 | 27.705478 | 2.184234 | -8.234424 | 540.016146 | -87.862377 |
| 988.802681 | -101.389447 | 443.151547 | 30.201497 | 3.896355 | -10.906024 | 555.571112 | -88.601362 |
| 986.198151 | -100.559653 | 427.671117 | 32.596764 | 6.097138 | -13.539495 | 571.070855 | -89.320466 |
| 983.126284 | -99.584212 | 412.254928 | 34.885734 | 8.782815 | -16.132429 | 586.501136 | -90.021208 |
| 979.588862 | -98.465322 | 396.844461 | 37.066513 | 11.950298 | -18.685507 | 601.844736 | -90.704796 |
| 975.588762 | -97.204289 | 381.474582 | 39.107282 | 15.594717 | -21.197212 | 617.088515 | -91.371859 |
| 971.130645 | -95.804622 | 366.210615 | 40.998159 | 19.712201 | -23.666132 | 632.215360 | -92.022610 |
| 966.217285 | -94.268621 | 351.070252 | 42.735274 | 24.297881 | -26.090748 | 647.211922 | -92.659667 |
| 960.853132 | -92.601784 | 336.067208 | 44.315174 | 29.345893 | -28.469440 | 662.062289 | -93.281359 |
| 955.044048 | -90.805730 | 321.218495 | 45.737077 | 34.851266 | -30.801684 | 676.751126 | -93.890095 |
| 948.794588 | -88.884961 | 306.539029 | 46.999414 | 40.807143 | -33.085755 | 691.265503 | -94.484517 |
| 942.110405 | -86.843088 | 292.045614 | 48.099414 | 47.207555 | -35.321025 | 705.589195 | -95.065935 |
| 934.996944 | -84.685711 | 277.753376 | 49.037499 | 54.044653 | -37.505664 | 719.708174 | -95.633882 |
| 927.461952 | -82.415654 | 263.676344 | 49.813199 | 61.312363 | -39.640039 | 733.609302 | -96.188986 |
| 919.511763 | -80.039617 | 249.830533 | 50.425836 | 69.001840 | -41.722215 | 747.277556 | -96.730675 |
| 911.152137 | -77.560216 | 236.230077 | 50.875937 | 77.106227 | -43.750465 | 760.700793 | -97.259684 |
| 902.392389 | -74.984462 | 222.889316 | 51.166015 | 85.616259 | -45.726832 | 773.863102 | -97.774339 |
| 893.240164 | -72.316177 | 209.824268 | 51.295393 | 94.524190 | -47.648492 | 786.753332 | -98.275480 |
| 883.703889 | -69.561273 | 197.047389 | 51.267790 | 103.819864 | -49.516387 | 799.357457 | -98.762639 |
| 873.792097 | -66.724670 | 184.572813 | 51.083730 | 113.495327 | -51.329681 | 811.663542 | -99.234560 |
| 863.514211 | -63.812384 | 172.412995 | 50.746932 | 123.539428 | -53.089215 | 823.658449 | -99.691874 |
| 852.878658 | -60.830330 | 160.582382 | 50.260905 | 133.943113 | -54.795041 | 835.331029 | -100.135421 |
| 841.897163 | -57.781751 | 149.092332 | 49.628478 | 144.697327 | -56.447213 | 846.667569 | -100.561748 |
| 830.578836 | -54.675648 | 137.956296 | 48.853264 | 155.789821 | -58.047461 | 857.658803 | -100.972897 |
| 818.935402 | -51.515265 | 127.184741 | 47.939190 | 167.210442 | -59.596728 | 868.291699 | -101.368504 |
| 806.976284 | -48.306620 | 116.789236 | 46.891075 | 178.948040 | -61.095853 | 878.556311 | -101.747525 |
| 794.712788 | -45.056933 | 106.781346 | 45.713735 | 190.992462 | -62.545781 | 888.442694 | -102.108913 |
| 782.157530 | -41.770548 | 97.170545 | 44.411201 | 203.331251 | -63.950229 | 897.939595 | -102.454502 |
| 769.321816 | -38.454686 | 87.967615 | 42.990386 | 215.952367 | -65.308938 | 907.037173 | -102.782254 |
| 756.218158 | -35.114684 | 79.181924 | 41.454326 | 228.845447 | -66.624841 | 915.727263 | -103.093320 |
| 742.859171 | -31.754884 | 70.822160 | 39.809147 | 241.996150 | -67.900451 | 924.000810 | -103.387754 |
| 729.256057 | -28.383503 | 62.896017 | 38.061079 | 255.394218 | -69.137709 | 931.847973 | -103.663516 |
| 715.424311 | -25.006190 | 55.412968 | 36.214153 | 269.025203 | -70.340122 | 939.261476 | -103.922859 |
| 701.374558 | -21.627080 | 48.379711 | 34.274704 | 282.876859 | -71.509419 | 946.234463 | -104.164056 |
| 687.122084 | -18.253812 | 41.802842 | 32.248072 | 296.937723 | -72.649425 | 952.757773 | -104.388155 |
| 672.680394 | -14.891827 | 35.688849 | 30.138602 | 311.192459 | -73.762548 | 958.826331 | -104.595629 |
| 658.062889 | -11.547561 | 30.044327 | 27.951635 | 325.627720 | -74.851409 | 964.433277 | -104.784750 |
| 643.284172 | -8.225566 | 24.872888 | 25.692823 | 340.230945 | -75.920719 | 969.572333 | -104.957876 |
| 628.357541 | -4.933273 | 20.181019 | 23.366513 | 354.988000 | -76.971005 | 974.238630 | -105.113490 |
| 613.298593 | -1.675337 | 15.972125 | 20.976369 | 369.885227 | -78.007870 | 978.427090 | -105.252062 |
| 598.121725 | 1.541701 | 12.248819 | 18.528149 | 384.908492 | -79.031838 | 982.132636 | -105.374065 |
| 582.840336 | 4.711405 | 9.016285 | 16.023319 | 400.093181 | -80.050651 | 985.352286 | -105.479186 |
| 567.472015 | 7.828910 | 6.275045 | 13.466852 | 415.448449 | -81.044156 | 988.082845 | -105.569100 |
| 552.029167 | 10.887884 | 4.027505 | 10.862517 | 430.887878 | -82.002265 | 990.320546 | -105.641400 |
| 536.528387 | 13.883568 | 2.275760 | 8.211100 | 446.395347 | -82.925293 | 992.063191 | -105.697865 |
| 994.736827 | -103.287130 | 1.021118 | 5.515478 | 461.956409 | -83.816751 | 993.308789 | -105.738287 |
| 994.498501 | -103.210800 | 520.983964 | 16.808425 | | | 994.057446 | -105.761671 |
| 993.785509 | -102.982018 | 505.411601 | 19.658795 | | | 994.306963 | -105.769797 |

Annexe A

NACA 4412, AOA=6°

| X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) | X(mm) | Y(mm) |
|------------|-------------|------------|-----------|------------|------------|------------|-------------|
| 994.818537 | -103.303762 | 646.152864 | 8.334290 | 18.197057 | 25.212004 | 357.640818 | -57.327692 |
| 994.583871 | -103.211728 | 631.229729 | 12.023392 | 14.151375 | 22.432667 | 372.324518 | -58.224469 |
| 993.882963 | -102.934947 | 616.166797 | 15.654790 | 10.608810 | 19.637655 | 387.129293 | -59.165143 |
| 992.714609 | -102.475303 | 600.976683 | 19.224143 | 7.570880 | 16.831834 | 402.142766 | -60.157917 |
| 991.079698 | -101.833895 | 585.675458 | 22.721716 | 5.040201 | 14.020964 | 417.399056 | -61.165151 |
| 988.981214 | -101.011036 | 570.278614 | 26.141861 | 3.015987 | 11.207137 | 432.737785 | -62.162951 |
| 986.418844 | -100.009710 | 554.799659 | 29.479134 | 1.500855 | 8.396113 | 448.144715 | -63.152836 |
| 983.395363 | -98.832219 | 539.254871 | 32.725792 | 0.494019 | 5.589984 | 463.604405 | -64.138212 |
| 979.913439 | -97.481862 | 523.658855 | 35.877284 | -0.006301 | 2.790948 | 479.102618 | -65.120598 |
| 975.975848 | -95.960940 | 508.027891 | 38.925865 | 0.000000 | 0.000000 | 494.624019 | -66.102405 |
| 971.585155 | -94.273745 | 492.377576 | 41.866880 | 0.506949 | -2.744023 | 510.153272 | -67.086042 |
| 966.746020 | -92.423783 | 476.723407 | 44.694677 | 1.510352 | -5.404481 | 525.675250 | -68.071931 |
| 961.461897 | -90.416445 | 461.081870 | 47.403502 | 3.005341 | -7.979858 | 541.175611 | -69.062587 |
| 955.736451 | -88.255133 | 445.467571 | 49.988803 | 4.989824 | -10.470939 | 556.638338 | -70.057331 |
| 949.575022 | -85.946441 | 429.896108 | 52.445925 | 7.459821 | -12.877307 | 572.047991 | -71.059569 |
| 942.983159 | -83.494975 | 414.385069 | 54.770001 | 10.410255 | -15.199432 | 587.390647 | -72.067837 |
| 935.966307 | -80.906333 | 398.802604 | 56.959808 | 13.838144 | -17.437002 | 602.650970 | -73.084545 |
| 928.528915 | -78.186012 | 383.201063 | 58.958563 | 17.737415 | -19.590383 | 617.813047 | -74.108020 |
| 920.678313 | -75.340814 | 367.699164 | 60.747754 | 22.101892 | -21.660938 | 632.861647 | -75.139678 |
| 912.421829 | -72.377543 | 352.312713 | 62.324715 | 26.925608 | -23.648039 | 647.783842 | -76.178161 |
| 903.765903 | -69.301904 | 337.061809 | 63.689344 | 32.203382 | -25.553153 | 662.563509 | -77.223785 |
| 894.717758 | -66.121694 | 321.961476 | 64.841068 | 37.926943 | -27.378427 | 677.184632 | -78.275872 |
| 885.284934 | -62.841727 | 307.030032 | 65.781983 | 44.090325 | -29.123234 | 691.635381 | -79.332173 |
| 875.476435 | -59.472000 | 292.283495 | 66.511412 | 50.685152 | -30.790716 | 705.899635 | -80.393005 |
| 865.300792 | -56.017431 | 277.740184 | 67.031451 | 57.704360 | -32.381135 | 719.963470 | -81.456905 |
| 854.766226 | -52.485923 | 263.416430 | 67.344405 | 65.138684 | -33.896535 | 733.812074 | -82.521309 |
| 843.883048 | -48.884593 | 249.328772 | 67.454570 | 72.979853 | -35.339063 | 747.433407 | -83.585958 |
| 832.659374 | -45.222337 | 235.493540 | 67.364251 | 81.220594 | -36.710970 | 760.811661 | -84.648185 |
| 821.107609 | -41.505488 | 221.926384 | 67.078841 | 89.850541 | -38.015190 | 773.933908 | -85.706632 |
| 809.237071 | -37.741057 | 208.642745 | 66.601746 | 98.861322 | -39.254864 | 786.788319 | -86.759049 |
| 797.057968 | -33.937156 | 195.659371 | 65.939249 | 108.242782 | -40.430937 | 799.359084 | -87.802769 |
| 784.581504 | -30.102001 | 182.990027 | 65.097947 | 117.985342 | -41.548433 | 811.636260 | -88.836748 |
| 771.819979 | -26.242918 | 170.649264 | 64.082345 | 128.078640 | -42.610287 | 823.604927 | -89.859417 |
| 758.784700 | -22.367128 | 158.652049 | 62.900923 | 138.514197 | -43.620635 | 835.255455 | -90.866747 |
| 745.486871 | -18.482848 | 147.010056 | 61.559494 | 149.280655 | -44.582304 | 846.572926 | -91.857170 |
| 731.940887 | -14.596618 | 135.738356 | 60.067534 | 160.367442 | -45.500217 | 857.547499 | -92.828647 |
| 718.157059 | -10.715555 | 124.849720 | 58.431746 | 171.765084 | -46.378406 | 868.167344 | -93.778929 |
| 704.150464 | -6.849287 | 114.354041 | 56.660138 | 183.462014 | -47.221688 | 878.421626 | -94.705871 |
| 689.932515 | -3.004042 | 104.264296 | 54.761402 | 195.447660 | -48.034984 | 888.299510 | -95.607330 |
| 675.517605 | 0.813640 | 94.591477 | 52.744438 | 207.710559 | -48.822118 | 897.791051 | -96.482259 |
| 660.919921 | 4.595229 | 85.345580 | 50.618250 | 220.240925 | -49.590105 | 906.885622 | -97.326525 |
| 994.818537 | -103.303762 | 76.536391 | 48.389853 | 233.026301 | -50.342664 | 915.575163 | -98.140288 |
| 994.583871 | -103.211728 | 68.172127 | 46.070451 | 246.055120 | -51.084610 | 923.848053 | -98.919308 |
| 993.882963 | -102.934947 | 60.263674 | 43.667948 | 259.315501 | -51.823747 | 931.697121 | -99.664843 |
| 992.714609 | -102.475303 | 52.815846 | 41.189883 | 272.797081 | -52.563005 | 939.113731 | -100.372969 |
| 991.079698 | -101.833895 | 45.837749 | 38.646359 | 286.488084 | -53.309192 | 946.091025 | -101.041959 |
| 988.981214 | -101.011036 | 39.335191 | 36.044810 | 300.374954 | -54.066917 | 952.618953 | -101.671764 |
| 986.418844 | -100.009710 | 33.314976 | 33.392565 | 314.445915 | -54.842984 | 958.693642 | -102.260969 |
| 983.395363 | -98.832219 | 27.782024 | 30.698155 | 328.688510 | -55.641113 | 964.306246 | -102.807641 |
| 979.913439 | -97.481862 | 22.741148 | 27.969121 | 343.092063 | -56.467219 | 969.450902 | -103.310157 |
| 975.975848 | -95.960940 | 646.152864 | 8.334290 | 18.197057 | 25.212004 | 974.123631 | -103.768099 |
| | | 631.229729 | 12.023392 | 14.151375 | 22.432667 | 978.317578 | -104.179741 |

Annexe B

Annexe B

Les conditions aux limites

Inlet

| | |
|--|-------------------------------|
| Velocity Specification Method | Magnitude, Normal to Boundary |
| Reference Frame | Absolute |
| Velocity Magnitude [m/s] | 20 |
| Supersonic/Initial Gauge Pressure [Pa] | 100000 |
| Turbulent Specification Method | Intensity and Viscosity Ratio |
| Turbulent Intensity [%] | 5 |
| Turbulent Viscosity Ratio | 10 |

Outlet

| | |
|---|-------------------------------|
| Backflow Reference Frame | Absolute |
| Gauge Pressure [Pa] | 0 |
| Pressure Profile Multiplier | 1 |
| Backflow Direction Specification Method | Normal to Boundary |
| Turbulent Specification Method | Intensity and Viscosity Ratio |
| Backflow Turbulent Intensity [%] | 5 |
| Backflow Turbulent Viscosity Ratio | 10 |
| Backflow Pressure Specification | Total Pressure |

Référence valeurs

| | |
|----------------------------|-------------------------|
| Area | 1 m ² |
| Density | 1.225 kg/m ³ |
| Enthalpy | 0 J/kg |
| Length | 1 m |
| Pressure | 0 Pa |
| Temperature | 288.16 K |
| Velocity | 1 m/s |
| Viscosity | 1.7894e-05 kg/(m s) |
| Ratio of Specific Heats | 1.4 |
| Yplus for Heat Tran. Coef. | 300 |