

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA I
INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES
SPATIALES

MEMOIRE

Présenté pour obtenir le diplôme de master en aéronautique
Option : Structure des avions

THEME

***Onde de choc et champ de pression des différents
types de profils d'aile dans un écoulement transsonique***

Présenté par :

FERHI TAHA

Encadré par :

Dr. E. Sari

Blida, juillet 2022

RÉSUMÉ

Le but de ce projet de fin d'études est de déterminer le champ de pression et de contrôler l'onde de choc autour de trois types de profils d'ailes à savoir : Symétrique, conventionnelle et supercritique. Ceci est réalisé en développant une modélisation mathématique consolidée par des simulations en régime transsonique sous logiciel Ansys Fluent 19.0.

ABSTRACT

The goal of this master project is to determine the pressure field and the control of the shock wave around three types of wing profile: Symmetric, conventional and supercritical. This is achieved by developing a mathematical model consolidated by simulations carried out on Ansys Fluent 19.0 in transonic regime.

ملخص

في مشروع نهاية الدراسة هذا، سنقوم بعمل نمذجة ومحاكاة في نظام ما بعد الصوت على *Ansys 19.0* من أجل تحديد مجال الضغط وكذلك التحكم في موجة الصدمة حول ثلاثة أنواع من الاجنحة : متماثل, تقليدي وفوق حرج من خلال دراسة تباين زاوية الحدوث ورقم ماخ.

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail :

À mes parents et mes sœurs

À toute ma famille et mes à amis

À tous ceux qui m'ont soutenu dans ma carrière universitaire.

.... FERHI TAHA

Remerciements

Je tiens à témoigner ma profonde et respectueuse gratitude envers ma promotrice Dr. SARI enseignante à l'institut d'Aéronautique et des études spatiales, pour m'avoir accompagnée et soutenue tout au long de ce projet, pour ses précieux conseils et encouragements. Elle a toujours été si généreuse tant que pour les informations que pour les efforts.

Je tiens aussi à remercier les membres du jury pour leur présence, pour leur lecture de mon mémoire ainsi que pour les remarques qu'ils m'adresseront lors de la soutenance afin d'améliorer la qualité de ce document.

Sommaire

Introduction générale

Chapitre I : **Ecoulement transsonique autour d'un profil d'aile**

| | |
|--|----|
| I.1 Introduction | 19 |
| I.2 Caractéristiques géométriques des profils d'aile | 19 |
| I.2.1 Profil te type NACA | 20 |
| I.2.2 Equation de la cambrure des profils utilisés | 21 |
| I.3 Description des profils utilisés | 21 |
| I.3.1 Le profil symétrique | 21 |
| I.3.2 Le profil conventionnel | 22 |
| I.3.3 Le profil supercritique | 22 |
| I.4 Caractéristiques aérodynamiques des profils d'aile | 23 |
| I.5 L'écoulement transsonique | 29 |
| I.5.1 Les ondes de choc | 29 |

Chapitre II : **Modélisation mathématique et résolution numérique**

| | |
|---|----|
| II.1 Introduction | 35 |
| II.2 Modèle mathématiques d'un écoulement nos visqueux | 35 |
| II.2.1 Equation de continuité | 35 |
| II.2.2 Equation d'Euler | 35 |
| II.2.3 Equation de Laplace | 36 |
| II.2.4 Théorème de Bernoulli | 36 |
| II.2.5 Equation de conservation de l'énergie | 36 |
| II.3 Modèle des écoulements potentiels | 36 |
| II.3.1 Les équations fondamentales régissant les écoulements potentiels | 37 |
| II.4 Linéarisations des écoulements potentiels | 39 |
| II.4.1 Condition aux limites | 39 |

| | |
|---|----|
| II.4.2 Imperméabilité de la surface | 40 |
| II.4.3 Condition à l'infini | 40 |
| II.5 Résolution numérique par la méthode des éléments finis | 41 |
| II.5.1 Domaines d'applications | 41 |
| II.5.2 Principe générale | 41 |

Chapitre III : Présentation du logiciel de simulation

| | |
|---|----|
| III.1 Introduction | 45 |
| III.2 Présentation du logiciel « Ansys FLUENT » | 45 |
| III.2.1 Présentation | 45 |
| III.2.2 SOLVEUR | 46 |
| III.2.3 POST-PROCESSEUR | 48 |
| III.3 Les étapes de simulation | 49 |
| III.3.1 Sélection du system « Fluid flow FLUENT » | 49 |
| III.3.2 Création de la géométrie | 51 |
| III.3.3 Le maillage | 56 |
| III.3.4 Choix des schémas de discrétisation et du solveur | 59 |
| III.3.5 Choix de modèle de turbulence | 60 |
| III.3.6 Choix de matériels (fluid air) | 60 |
| III.3.7 Conditions aux limites | 62 |
| III.3.8 Choix des moniteurs | 62 |
| III.3.9 Report de définitions | 63 |
| III.3.10 Initialisation | 63 |
| III.3.11 Calcul | 64 |

Chapitre IV : Résultats et interprétations

| | |
|---|----|
| IV.1 Introduction | 67 |
| IV.2 Résultats et interprétations | 67 |
| IV.2.1 Profil symétrique (NACA 0012) | 67 |
| IV.2.2 Profil conventionnelle Clark Y | 73 |
| IV.2.3 Profil supercritique (SC(2)0518) | 79 |
| IV.3 Comparaison des résultats | 84 |

Conclusion générale

Références

Figures

Chapitre I : **Ecoulement transsonique autour d'un profil d'aile**

| | |
|--|----|
| Figure I-1 : Caractéristiques géométriques d'un profil | 19 |
| Figure I-2 : Profil symétrique et supercritique | 21 |
| Figure I-3 : Profil symétrique NACA 0012 | 21 |
| Figure I-4 : Profil Conventionnel Clark Y | 22 |
| Figure I-5 : Profil supercritique sc(2) 0518 | 22 |
| Figure I-6 : Caractéristiques aérodynamiques d'un profil | 23 |
| Figure I-7 : La courbe C_z en fonction de l'incidence | 24 |
| Figure I-8 : La courbe C_x en fonction de l'incidence | 24 |
| Figure I-9 : Trainée induite | 25 |
| Figure I-10 : La trainée de forme | 26 |
| Figure I-11 : La Polaire | 27 |
| Figure I-12 : Les forces de pression sur un profil d'aile | 27 |
| Figure I-13 : Onde de choc dans un écoulement transsonique | 29 |
| Figure I-14 : Onde de choc sur un profil d'aile | 30 |
| Figure I.15 : Effet de l'onde de choc droite sur la pression, la densité, la température, la vitesse et le nombre de Mach | 31 |

Chapitre III : **Présentation du logiciel de simulation**

| | |
|--|----|
| Figure III-1 : Ansys FLUENT version 19.0 | 46 |
| Figure III-2 : Workbench | 50 |
| Figure III-3 : Création de la simulation sous workbench | 50 |
| Figure III-4 : Fenêtre de type d'analyse 2D | 51 |
| Figure III-5 : Fenêtre géométrie | 52 |

| | |
|---|----|
| Figure III-6: Fenêtre d'unités | 52 |
| Figure III-7 : Fenêtre création de profil | 52 |
| Figure III-8 : Fenêtre de sélection des coordonnées | 52 |
| Figure III-9 : Fenêtre de téléchargement des coordonnées du profil (NACA 0012) | 53 |
| Figure III-11 : Profil NACA0012 | 53 |
| Figure III-10 : Fenêtre surface à partir d'arêtes | 53 |
| Figure III-12 : Fenêtre d'un nouveau plan (plan 4) | 54 |
| Figure III-13 : Fenêtre de la surface (à partir d'esquisses) | 54 |
| Figure III-14 : Fenêtre d'enlever la matière | 54 |
| Figure III-15 : Après l'enlèvement de la matière | 55 |
| Figure III-16 : La géométrie | 55 |
| Figure III-17 : Le premier maillage | 56 |
| Figure III-18 : Fenêtre de dimensionnement de l'arête | 57 |
| Figure III-19 : Finition du dimensionnement | 57 |
| Figure III-20 : Fenêtre des sélections nommées | 57 |
| Figure III-15 : Maillage de la géométrie | 57 |
| Figure III-22 : Critère de qualité des éléments | 58 |
| Figure III-23 : Fenêtre de lancement du FLUENT | 59 |
| Figure III-24 : Fenêtre de configuration du solveur | 60 |
| Figure III-25 : Fenêtre des détails pour le modèle k oméga sst | 61 |
| Figure III-26 : Fenêtre de choix de matériaux | 61 |
| Figure III-27 : Fenêtre de condition aux limites | 62 |
| Figure III-28 : Fenêtre 'Residual' | 62 |
| Figure III-29 : Sélection des forces | 63 |
| Figure III-30: Fenêtre de portance | 64 |
| Figure III-31 : Fenêtre de l'initialisation | 64 |
| Figure III-32 : Fenêtre d'exécution | 64 |

Chapitre IV : Résultats et interprétations

| | |
|--|----|
| Figure IV-1: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.7$ (NACA0012) | 67 |
| Figure IV-2: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (NACA0012) | 67 |
| Figure IV-3: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.75$ (NACA0012) | 68 |
| Figure IV-4: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.75$ (NACA0012) | 68 |
| Figure IV-5: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.8$ (NACA0012) | 68 |
| Figure IV-6: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (NACA0012) | 68 |
| Figure IV-7: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.85$ (NACA0012) | 69 |
| Figure IV-8: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.85$ (NACA0012) | 69 |
| Figure IV-9: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.9$ (NACA0012) | 69 |
| Figure IV-10: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (NACA0012) | 69 |
| Figure IV-11: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.95$ (NACA0012) | 70 |
| Figure IV-12: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.95$ (NACA0012) | 70 |
| Figure IV-13: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=1$ (NACA0012) | 70 |
| Figure IV-14: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=1$ (NACA0012) | 70 |
| Figure IV-15 : C_p fonction de la position (X/C) avec variation du nombre de Mach NACA0012 | 71 |
| Figure IV-16: Champ de pression à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (NACA0012) | 72 |
| Figure IV-17: Champ de Mach à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (NACA0012) | 72 |
| Figure IV-18: Champ de pression à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (NACA0012) | 72 |
| Figure IV-19: Champ de Mach à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (NACA0012) | 72 |
| Figure IV-20 : C_p en fonction de position (X/C) avec la variation d'angle d'incidence NACA0012 | 73 |
| Figure IV-21: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (Clark Y) | 74 |
| Figure IV-22: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (Clark Y) | 74 |
| Figure IV-23: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.75$ (Clark Y) | 74 |
| Figure IV-24: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (Clark Y) | 74 |
| Figure IV-25: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (Clark Y) | 75 |
| Figure IV-26: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (Clark Y) | 75 |
| Figure IV-27: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.85$ (Clark Y) | 75 |
| Figure IV-28: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.85$ (Clark Y) | 75 |

| | |
|---|----|
| Figure IV-29: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (Clark Y) | 76 |
| Figure IV-30: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (Clark Y) | 76 |
| Figure IV-31: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.95$ (Clark Y) | 76 |
| Figure IV-32: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.95$ (Clark Y) | 76 |
| Figure IV-33: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=1$ (Clark Y) | 77 |
| Figure IV-34: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=1$ (Clark Y) | 77 |
| Figure IV-35 : C_p en fonction de position (X/C) avec la variation du nombre de Mach (Clark Y) | 77 |
| Figure IV-36: Champ de pression à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (Clark Y) | 78 |
| Figure IV-37: Champ de Mach à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (Clark Y) | 78 |
| Figure IV-38: Champ de pression à $\alpha=4^\circ$ et $M=0.75$ (Clark Y) | 78 |
| Figure IV-39: Champ de Mach à $\alpha=4^\circ$ et $M=0.75$ (Clark Y) | 78 |
| Figure IV-40 : C_p en fonction de position (X/C) avec la variation d'angle d'incidence (Clark Y) | 79 |
| Figure IV-41: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (SC(2)0518) | 80 |
| Figure IV-42: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (SC(2)0518) | 80 |
| Figure IV-43: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518) | 80 |
| Figure IV-44: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518) | 80 |
| Figure IV-45: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (SC(2)0518) | 81 |
| Figure IV-46: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (SC(2)0518) | 81 |
| Figure IV-47,48: Champ de pression & de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.85$ (SC(2)0518) | 81 |
| Figure IV-49: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (SC(2)0518) | 82 |
| Figure IV-50: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (SC(2)0518) | 82 |
| Figure IV-51: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.95$ (SC(2)0518) | 82 |
| Figure IV-52: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.95$ (SC(2)0518) | 82 |
| Figure IV-53,54: Champ de pression & de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=1$ (SC(2)0518) | 83 |
| Figure IV-55 : C_p fonction de position (X/C) avec la variation du nombre de Mach (SC(2)0518) | 83 |
| Figure IV-56: Champ de pression à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518) | 85 |
| Figure IV-57: Champ de Mach à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518) | 85 |
| Figure IV-58, 59: Champ de pression & de Mach à $\alpha=4^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518) | 85 |
| Figure IV-60: C_p fonction de position (X/C) avec la variation d'angle d'incidence (SC(2)0518) | 86 |

Tableaux

| | |
|--|----|
| Tableau III-1 : Les processus utilisés dans le projet workbench | 51 |
| Tableau III-2 : Spectre métrique de qualité d'orthogonalité | 58 |

Symboles

\mathcal{R} : La résultante de la force aérodynamique

\mathcal{R}_x : la traînée

\mathcal{R}_z : la portance

ρ : La masse volumique

V : Vitesse de l'aile

S : Surface de l'aile

C_z : Coefficient de portance

C_x : Coefficient de traînée

C_p : Coefficient de pression

P_{dy} : La pression dynamique qui s'écrit sous la forme

p_∞ : La pression de l'écoulement libre

M_∞ : Nombre de Mach de l'écoulement libre à l'infini amont

a_∞ : vitesse de son à l' infini

U_∞ : La vitesse de l'écoulement à l'infini

ρ_∞ : Masse volumique de l'air dans l'écoulement à l'infini amont

γ : Rapport de la chaleur spécifique

M : Nombre de Mach

E_t : Énergie totale

t : Le temps

p : La pression thermodynamique

\vec{f}_m : La force par unité de masse

\dot{q} : Le flux de chaleur due à la conduction

r : La perte de chaleur volumique due au rayonnement

C_∞ : Célérité du son à l'infini

V_∞ : La vitesse de l'écoulement libre

$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$: Les composantes de vitesse de perturbation

$\Phi(x, y, z, t)$: Fonction potentielle

ΔC_p : Différence des coefficients de pression

p^* : Estimation de pression

J_f^* : Le flux massique résultant

p' : La correction de pression

J_f' : La correction de flux

J_f : Le flux correct sur la face

Introduction

INTRODUCTION GENERALE

Au cours des dernières années, de nombreux travaux ont été consacrés à l'étude des forces aérodynamiques et le champ de pression sur les ailes. Ces caractéristiques aérodynamiques sont nécessaires pour étudier la stabilité dynamique d'un avion. Ces problèmes ont reçu une attention accrue avec l'avènement des avions transsoniques [2].

L'écoulement transsonique est l'air qui circule autour d'un objet à une vitesse qui crée une région de flux d'air subsonique et supersonique autour de cet objet. La plage exacte de vitesse dépend du nombre de Mach critique de l'objet (le nombre de Mach le plus bas à partir duquel l'écoulement de l'air atteint la vitesse du son en un point de l'appareil), mais l'écoulement transsonique est observé à des vitesses de vol proches de la vitesse du son (343 m/s au niveau de la mer), créant des ondes de choc au niveau de l'aile [3].

Le but de ce travail est de contrôler la position de l'onde de choc sur le profil d'aile dans un écoulement transsonique ceci à travers une comparaison entre trois profils d'aile : Symétrique, conventionnelle et supercritique. L'écoulement est supposé compressible et stationnaire d'un fluide parfait non visqueux et irrotationnel. Afin d'étudier la position des ondes de choc sur les trois types de profils, on a établi des simulations pour différentes valeurs du nombre de Mach et d'angle d'incidence.

Il est à savoir que l'écoulement est modélisé par les équations d'Euler qui sont des équations aux dérivées partielles non linéaires décrivant le mouvement des fluides dans l'approximation des milieux continus.

La simulation numérique de ce problème est réalisée à l'aide du logiciel Ansys Fluent version 19.0. Ansys est un logiciel qui enveloppe toutes les étapes nécessaires associées à une simulation numérique telles que: Le traitement géométrique, le maillage, la résolution, le traitement de résultats et l'optimisation. Ansys offre aussi une plateforme de calcul multi-physique intégrant la mécanique des fluides et des structures, l'électromagnétisme, la thermique ainsi que la simulation des systèmes et des circuits.

Ce travail de mémoire de Master est organisé en quatre chapitres initiés par une introduction générale et clôturés par une conclusion générale selon le plan suivant :

- Le premier chapitre est une introduction générale sur les caractéristiques géométriques et aérodynamiques d'aile et des écoulements transsoniques ;
- Le second chapitre décrit la formulation mathématique du problème physique et la méthode de résolution « Méthode des éléments finis » ;
- Le troisième chapitre présente le logiciel utilisé en présentant toutes les étapes utilisées pour la simulation ;
- Le dernier chapitre présente les résultats et leurs interprétations (Champ de pression et de Mach, Courbes de coefficient de pression) puis présente une comparaison entre les trois profils d'aile choisis (NACA 0012, Clark Y et SC(2)0518 selon une variation du nombre de Mach et l'angle d'incidence ;
- Enfin, une conclusion générale est présentée et des perspectives sont proposées.

Chapitre I

ÉCOULEMENT TRANSSONIQUE AUTOUR D'UN PROFIL D'AILE

Chapitre I : Ecoulement transsonique autour d'un profil d'aile

I.1 Introduction

Ce chapitre est consacré à la présentation des caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils d'ailes avec les différentes forces exercées sur eux en vol. Aussi, une description des profils utilisés sera présentée (Profils : Symétriques, conventionnel et supercritique).

I.2 Caractéristiques géométriques des profils d'aile

La section verticale de l'aile prise dans un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion détermine un contour géométrique que l'on utilise pour figurer le profil d'une aile avion. La Figure I-1, illustre les différents termes techniques associés aux caractéristiques géométriques d'un profil.

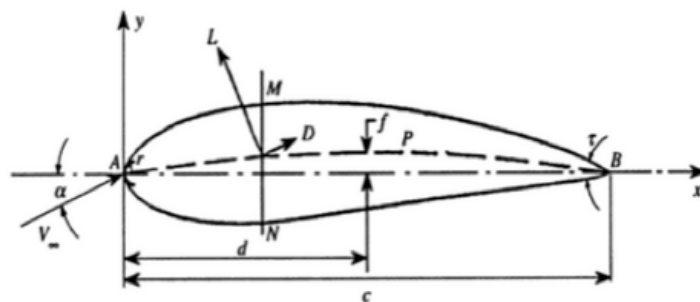


Figure I-16 : Caractéristiques géométriques d'un profil

Selon cette figure, on définit les grandeurs géométriques d'un profil aérodynamique, telles que :

- | | | |
|----------------------------|---------------------------|---|
| A : Bord d'attaque. | B : Bord de fuite. | AB : Corde de référence du profil. |
| AMB : Extrados. | ANB : Intrados. | APB : Ligne de cambrure du profil. |

c : Longueur de la corde de référence. **f** : Cambrure maximale.
d : Position de la cambrure maximale de profil. **r** : Rayon du bord d'attaque.
 α : Angle d'attaque (Incidence géométrique / à la vitesse de l'écoulement, V^∞).
 τ : Angle du bord de fuite.

Le milieu des segments perpendiculaire à la corde de référence ' MN ' est appelé la ligne de cambrure moyenne ou squelette de profil. On note ' f ' la plus grande ordonnée de la ligne de cambrure moyenne par rapport à ' AB '. La cambrure relative ' f/c ' est le rapport de la flèche maximale à la corde de profil et la valeur maximale du segment ' MN ' représente l'épaisseur maximale du profil, e_{max} . L'expression $e_{max}/c = t$ correspond à l'épaisseur relative maximale qui est le rapport entre l'épaisseur maximum et la corde du profil. Sur la même figure apparaissent les forces aérodynamiques : La portance ' L ' et la traînée ' D ' [1].

Les profils de type NACA sont les meilleurs parmi les autres types de profils aérodynamiques tels que à titre d'exemple : RAE, NLR, NASA/LRC... et on en utilise certains couramment tant en pratique que pour la validation des méthodes numériques.

1.2.1 Profil de type NACA

NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) est un organisme créé pendant les années 50, ces profils sont classés en famille de profil à quatre chiffres, celle à cinq chiffres et les profils laminaires.

a) NACA à quatre chiffres

Dans cette famille on identifie un profil par quatre chiffres. Par exemple, dans le cas du profil NACA 2415 :

- Le 2 représente la cambrure relative (2%) ;
- Le 4 représente la position de la cambrure relative (40%) ;
- Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%).

b) NACA à cinq chiffres

Dans cette famille, cinq chiffres caractérisent chaque profil. Par exemple : NACA 23012 :

- Le 2 représente le coefficient de portance caractéristique ($3/2 \times 0.2 = 0.3$) ;
- Le 30 représente le double de la distance du bord d'attaque à la position de la cambrure (15%) ;
- Le 12 représente l'épaisseur relative maximale (12%).

I.2.2 Equation de la cambrure des profils utilisés

On utilise les profils symétriques NACA 00t et le profil supercritique 14%, représenté dans la figure suivante :



Figure I-17 : Profil symétrique et supercritique

Dans le cas des profils symétriques, on utilise l'expression suivante pour calculer la forme géométrique [2] :

$$Y = \frac{t}{0.2} (0.2969\sqrt{x} - 1.260x - 0.3537x^2 + 0.2430x^3 - 0.1015x^4) \quad (I-1)$$

Le rayon de courbure au bord d'attaque correspond à : $r = 1.1019t^2$

t : représente l'épaisseur relative maximale du profil.

I.3 Description des profils utilisés (symétrique, conventionnel et le supercritique)

I.3.1 Le profil symétrique :

L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde. La ligne moyenne est rectiligne et confondue avec la corde.

Ce profil n'a pas de portance aux faibles incidences car, à 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. Il est utilisé pour la voltige. L'aile la plus représentative de ce type de profils est le NACA 0012 [4].

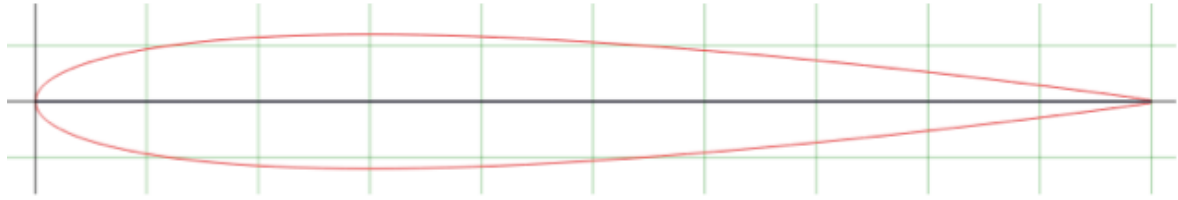


Figure I-18: Profil symétrique NACA 0012

I.3.2 Le profil conventionnel :

Il s'agit d'un profil ayant un intrados relativement plat et un extrados cambé (convexe). La ligne moyenne est à simple courbure. Ce profil a une très forte portance dès les faibles incidences et une traînée moyenne. Il est très utilisé en modélisme car il est facile à construire et donne de bons résultats. L'aile la plus représentative de ce type de profils est le Clark Y.

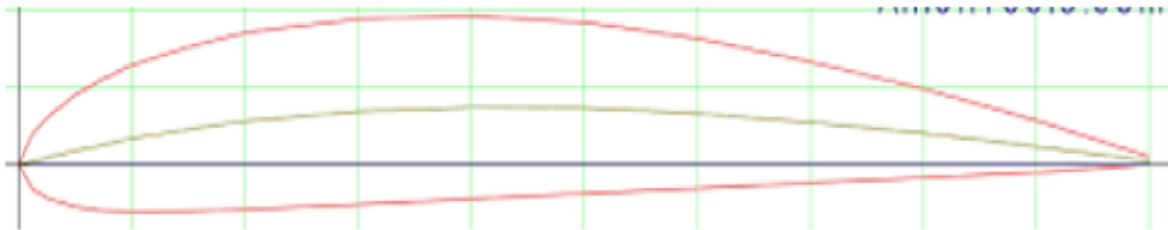


Figure I-19: Profil Conventionnel Clark Y

I.3.3 Le profil supercritique :

Les profils supercritiques se caractérisent par leur surface supérieure aplatie, leur section arrière très cambrée (incurvée vers le bas) et leur rayon de bord d'attaque plus large que les profils laminaires de la série NACA 6 [5].

Quelques avantages :

- Ils ont un nombre de Mach de traînée divergence plus élevé [6].
- Ils développent des ondes de choc plus loin à l'arrière que les profils aérodynamiques traditionnels [7].
- Un profil d'aile dont la vitesse critique est plus grand que pour un profil conventionnel.
- Ils réduisent considérablement la séparation de la couche limite induite par les chocs et leur géométrie permet une aile plus efficace conception



Figure I-20 : Profil supercritique sc(2) 0518

I.4 Caractéristiques aérodynamiques des profils d'aile

L'aérodynamique est l'étude des forces exercées par l'air sur un objet. Un avion doit être le plus aérodynamique possible afin d'atteindre de hautes vitesses, cependant il doit également subir des forces suffisantes pour se maintenir en l'air, il s'agit de la Portance \mathcal{R}_z et la traînée \mathcal{R}_x . La résultante de ces deux forces fondamentales est la force aérodynamiques \mathcal{R} . On note que ces deux forces sont mesurables par une soufflerie.

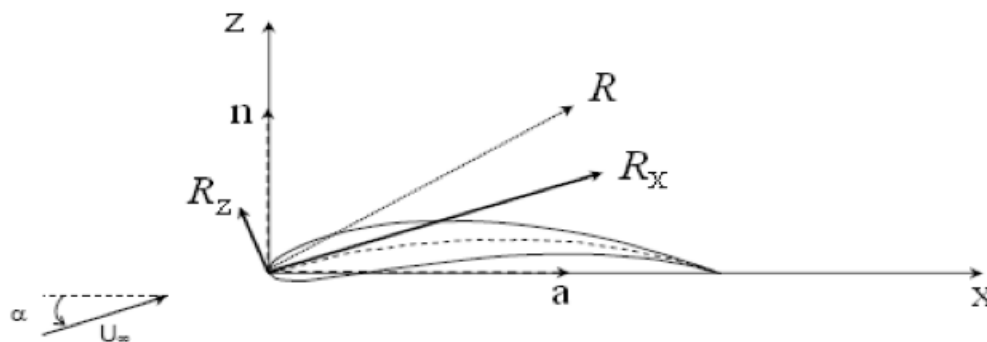


Figure I-21 : Caractéristiques aérodynamiques d'un profil

a) La portance \mathcal{R}_z

On peut dire, de la façon la plus courte et la plus directe, que la portance est la force qui permet à un avion de voler.

Plus généralement dit, c'est la force qui permet à « plus lourd que l'air » de tenir en l'air [8].

$$\mathcal{R}_z = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \quad (I-2)$$

Avec :

ρ : La masse volumique ; V : Vitesse de l'aile ; S : Surface de l'aile

C_z : Coefficient de portance, qui dépend de :

- La forme du profil ;
- L'angle d'incidence ;
- Le nombre de Reynolds ;
- Le nombre de Mach ;

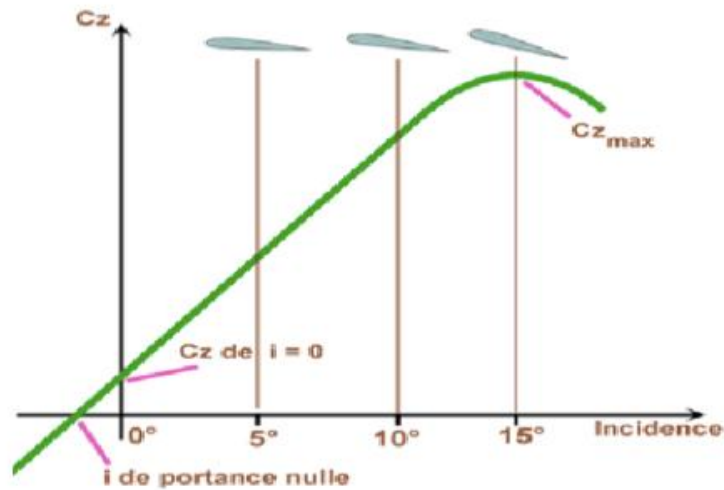


Figure I-22 : La courbe C_z en fonction de l'incidence

b) La traînée \mathcal{R}_x

Cette composante de la résultante aérodynamique s'oppose à la poussée, et freine par conséquent l'avion [9].

$$\mathcal{R}_x = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x \quad (I-3)$$

Avec: c_x Coefficient de traînée, qui dépend de :

- Forme de profil
- Angle d'incidence
- Nombre de Reynolds
- Nombre de Mach

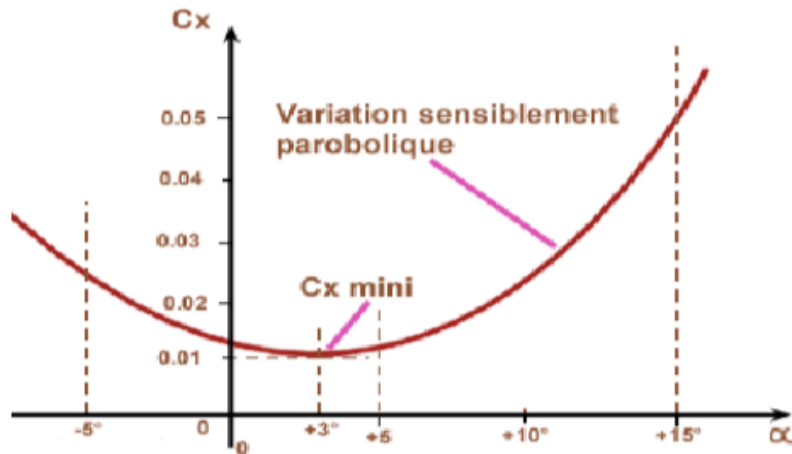


Figure I-23 : La courbe C_x en fonction de l'incidence

Types de traînée :

b.01. Traînée induite :

Force de résistance à l'avancement induite par la portance. Ludwig Prandtl (1918) a proposé la théorie du mécanisme de résistance induite. Pour avoir de la portance, il faut une surpression par rapport à l'intrados de l'aile et/ou une dépression par rapport à l'extrados de l'aile. Sous l'effet de cette différence de pression, l'air contourne les bouts d'ailes et s'écoule directement de l'intrados vers l'extrados, créant une déviation du flux d'air.

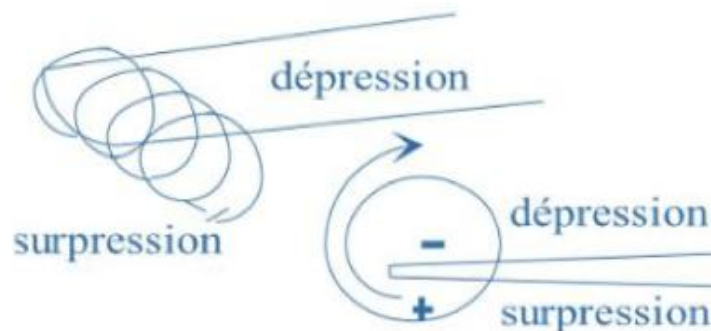


Figure I-24 : Trainée induite

Facteurs affectant la traînée induite :

- ✓ La traînée induite varie avec le carré du coefficient de portance (la valeur de portance) ;
- ✓ La traînée induite est inversement proportionnelle au carré de la vitesse. En effet, plus la vitesse est élevée, plus l'incidence est grande et plus le vortex est fort ;

- ✓ Le coefficient de traînée induite est inversement proportionnelle à l'allongement [8].

b.02. Traînée parasite :

Elle est composée de :

1) La Traînée de forme :

Liée à la forme du profil. Cette Traînée se réduit en donnant au corps la forme la plus profilée que possible. Le décollement de la couche limite entraîne une augmentation de la traînée de forme.

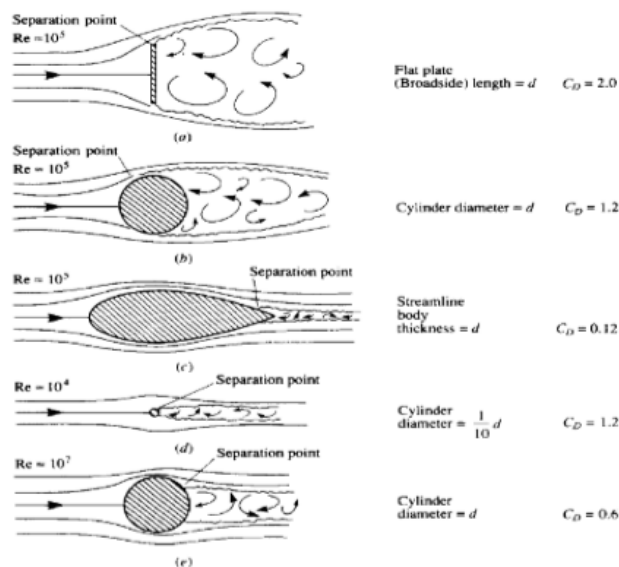


Figure I-25 : La traînée de forme

2) La Traînée de frottement :

Due au contact de l'air avec la surface d'un corps où les filets d'air sont freinés par les forces de frottement. Ces forces sont telles que la vitesse des filets d'air est nulle au contact du corps. Cette vitesse est en fonction de la couche limite, la rugosité, la forme et l'épaisseur du profil, l'angle d'attaque et la surface totale du revêtement de l'avion.

b.03. La Trainée d'onde :

C'est la trainée rencontrée lorsque la vitesse d'écoulement impose une variation de densité de fluide comme les ondes de choc en régime transsonique et supersonique.

c) La polaire et finesse

c.01. La polaire :

Une courbe paramétrée en fonction de l'angle d'incidence de l'aile [10]. Il existe principalement deux sortes de polaires :

- La polaire de Gustave Eiffel ;
- La polaire d'Otto Lilienthal.

c.02. La finesse :

On appelle la finesse d'un avion, le rapport de sa trainée à sa portance [11]. Elle dépend de l'incidence et elle est maximale pour un angle optimal.

$$finesse = (\mathcal{R}_z / \mathcal{R}_x) \quad (I-4)$$

Avec : \mathcal{R}_z est la portance et \mathcal{R}_x est la trainée.

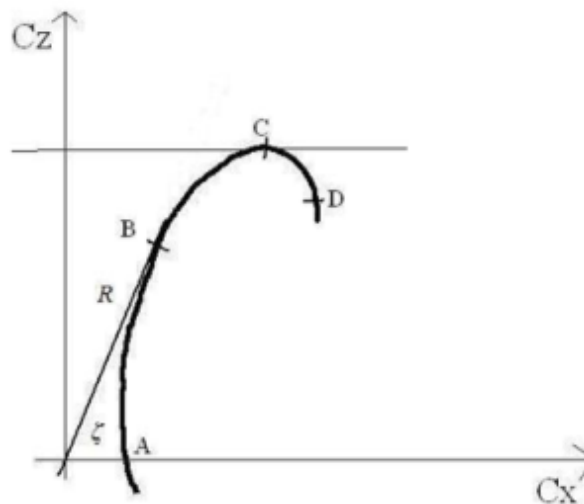


Figure I-26: La Polaire

d) Champ de pression :

Vecteur de force à deux composantes décrivant la pression dynamique et la pression émergente de system avec des particules interagissant de manière rapprochée. La figure (I-12) ci-dessus illustre le champ de pression autour d'un profil d'aile.

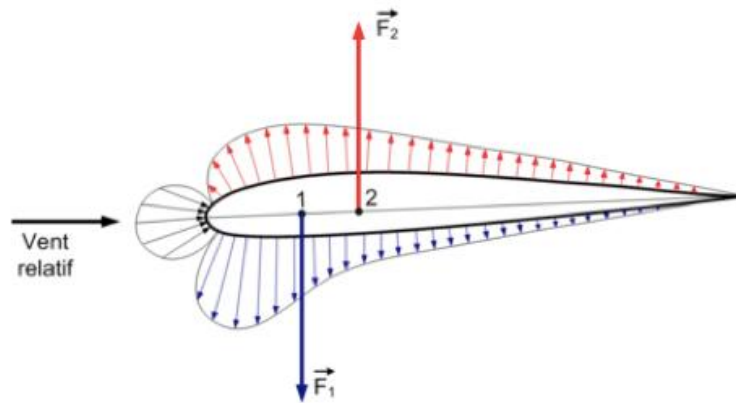


Figure I-27 : Les forces de pression sur un profil d'aile

L'expression du coefficient de pression est donnée par :

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{P_{dy}} \quad (I-5)$$

Avec : C_p est le coefficient de pression ;

P_{dy} est la pression dynamique qui s'écrit sous la forme :

$$P_{dy} = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \quad (I-6)$$

Multipliant l'équation (0-1) par $\frac{\gamma P_\infty}{\gamma P_\infty}$, on obtient :

$$P_{dy} = \frac{\gamma P_\infty}{2} \frac{\rho_\infty}{\gamma P_\infty} U_\infty^2 \quad (I-7)$$

Avec : $\frac{\gamma P_\infty}{\rho_\infty}$ est l'équation de la vitesse du son a_∞^2 .

L'équation (I-2) devient :

$$P_{dy} = \frac{\gamma}{2} P_\infty \frac{U_\infty^2}{a_\infty^2} \quad (I-8)$$

avec :

$$M_{\infty} = \frac{U_{\infty}}{a_{\infty}} \quad (I-9)$$

donc :

$$P_{dy} = \frac{\gamma}{2} P_{\infty} M_{\infty}^2 \quad (I-10)$$

L'équation de coefficient de pression devient :

$$C_p = \frac{2}{\gamma M_{\infty}^2} \left(\frac{P}{P_{\infty}} - 1 \right) \quad (I-11)$$

d'où:

$$\frac{P}{P_{\infty}} = \left[1 - \frac{\gamma - 1}{2} M_{\infty}^2 \left(\frac{q^2}{U_{\infty}^2} - 1 \right) \right]^{\gamma-1/\gamma} \quad (I-12)$$

En remplaçant l'équation (I-3) dans l'expression de C_p on obtient :

$$C_p = \frac{2}{\gamma M_{\infty}^2} \left\{ \left[1 - \frac{\gamma - 1}{2} M_{\infty}^2 \left(\frac{q^2}{U_{\infty}^2} - 1 \right) \right]^{\gamma-1/\gamma} - 1 \right\} \quad (I-13)$$

Avec : γ est le rapport de chaleur spécifique.

I.5 L'écoulement transsonique

Lors d'un vol d'un avion de transport, l'écoulement autour du fuselage et des ailes est transsonique, c'est-à-dire qu'il existe des régions avec des nombres de Mach supérieurs à 1 et d'autres régions avec des nombres de Mach inférieurs ($M = 0,6$ ou $0,7$ à $1,2$).

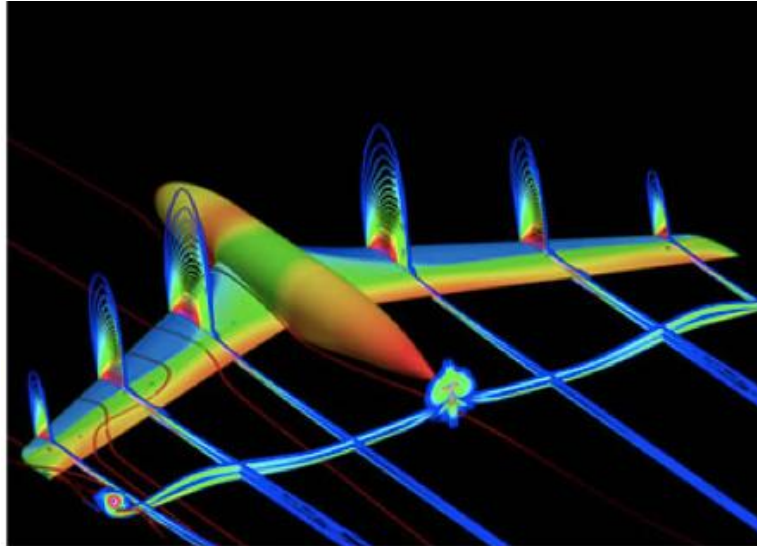


Figure I-28 : Onde de choc dans un écoulement transsonique

I.5.1 Les ondes de choc

Une onde de choc, est une zone très mince de compression, correspond à une variation brusque des paramètres physiques du système aile-flux d'air, tels que la densité, la température, la pression... elle provoque le décollement de la couche limite, avec formation de turbulences. Ces turbulences se forment sur l'arrière de l'aile; là où se trouvent les ailerons, qui seront donc soumis à un écoulement turbulent.

Les facteurs influents sur l'onde de choc sont :

- Forme, taille et poids de l'avion ;
- Vitesse atteinte et altitude de vol.

Les ondes de choc augmentent considérablement avec la vitesse et le poids de l'avion, mais diminuent avec l'altitude en raison de la moindre résistance de l'air.

En général, un avion génère plusieurs ondes de choc (à la fois dans le nez et la queue) qui selon la configuration de l'avion peuvent ou non se regrouper à un moment donné pendant le vol.

La force issue de l'onde de choc est progressivement atténuée par la résistance de l'air, mais il faut compter environ 40 km dans des conditions normales pour la voir se dissiper totalement.

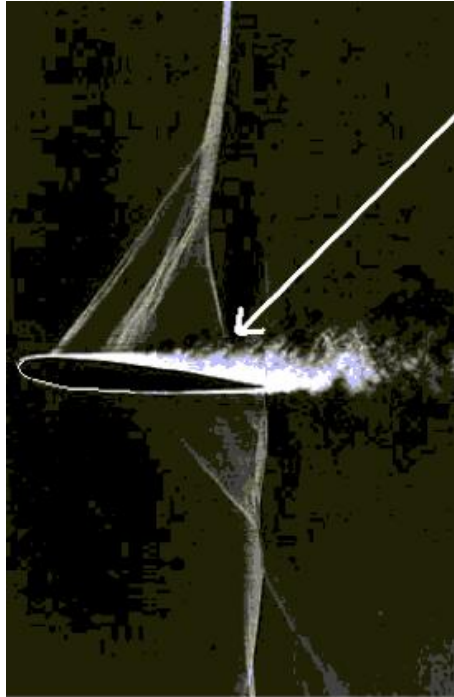


Figure I-29 : Onde de choc sur un profil d'aile

Il existe deux types des ondes de chocs :

- Ondes de chocs obliques ;
- Ondes de chocs droites.

Les ondes de choc droites sont des surfaces de discontinuité d'épaisseur négligeable séparant une région amont désignée par l'indice 1 et une région en aval d'indice 2. La modélisation des phénomènes des ondes de choc e base principalement sur la conservation de masse, de quantité de mouvement et de l'énergie.

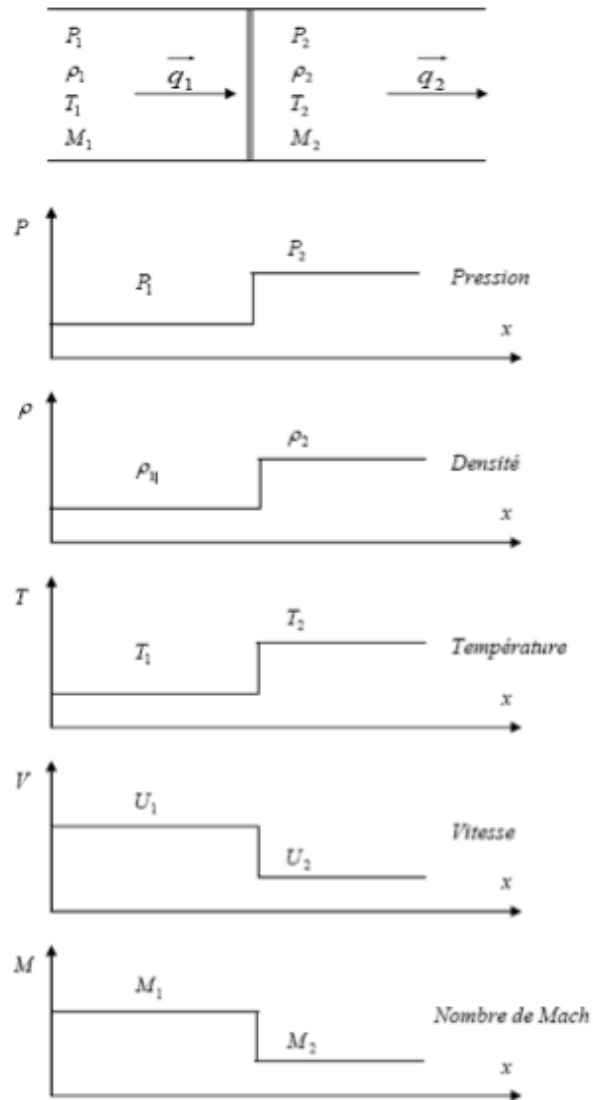


Figure I.15 : Effet de l'onde de choc droite sur la pression, la densité, la température, la vitesse et le nombre de Mach

Chapitre II

MODELISATION MATHEMATIQUE ET RESOLUTION NUMERIQUE

Chapitre II : Modélisation mathématique et résolution numérique

II.1 Introduction

Dans ce chapitre, on va présenter les différents modèles mathématiques associés au problème traité. Une fois le modèle mathématique est cerné, nous proposons sa résolution par le biais de la méthode des éléments finis.

II.2 Modèle mathématiques d'un écoulement non visqueux

L'écoulement non visqueux est l'écoulement d'un fluide non visqueux, dans lequel la viscosité du fluide est nulle (en négligeant les termes visqueux dans les équations de Navier-Stokes) [12].

II.2.1 Equation de continuité

Cette équation est donnée par :

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho}{\partial t} \operatorname{div}(\rho \vec{V}) &= 0 \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w) &= 0\end{aligned}\tag{II-1}$$

II.2.2 Equation d'Euler

L'équation d'Euler est simplement l'équation de Navier-Stokes où l'on a négligé le terme de viscosité [12]. Les équations d'Euler sont des équations plus faciles à traiter numériquement.

$$\begin{aligned}-\frac{\partial P}{\partial x} &= \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) \\ -\frac{\partial P}{\partial y} &= \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \\ -\rho g - \frac{\partial P}{\partial z} &= \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right)\end{aligned}\tag{II-2}$$

II.2.3 Equation de Laplace (fluide au repos)

$$P + \rho gz = cte \quad (II-3)$$

II.2.4 Théorème de Bernoulli

Ce théorème est applicable à des écoulements :

- Idéals ($\tau = 0$)
- Incompressibles ($\rho = cte$)
- Soumis à des forces de volume qui dérivent d'un potentiel ($\vec{f}_m = -\nabla U$)
- Permanent ($\frac{\partial}{\partial t} = 0$)

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 + \rho gz = cte \quad (II-4)$$

II.2.5 Equation de conservation de l'énergie

Elle est basée sur le premier principe de la thermodynamique :

$$\frac{\partial(\rho E_t)}{\partial t} + \text{div}[(\rho E_t + p)\vec{V}] = \rho \vec{f}_m \vec{V} - \text{div}(\dot{q}) + r \quad (II-5)$$

avec : ρ : La masse volumique [kg/m^3]

E_t : Énergie totale [J/kg]

t : Le temps [s]

p : La pression thermodynamique [Pa]

\vec{f}_m : La force par unité de masse [N/kg]

\dot{q} : Le flux de chaleur due à la conduction [J/m^2s]

r : La perte de chaleur volumique due au rayonnement [J/m^3s]

II.3 Modèle des écoulements potentiels

On dit qu'un écoulement est potentiel si le champ de vitesse est irrotationnel [13]. Dans sa forme linéaire, la forme de l'équation potentielle de vitesse est :

$$(1 - M_\infty^2)\Phi_{xx} + \Phi_{yy} + \Phi_{zz} - \frac{2M_\infty}{C_\infty}\Phi_{xt} - \frac{1}{C_\infty^2}\Phi_{tt} = 0 \quad (II-6)$$

avec : M_∞ est le nombre de Mach et C_∞ est la Célérité du son.

II.3.1 Les équations fondamentales régissant les écoulements potentiels

Le champ de vitesse est irrotationnel c'est-à-dire :

$$\vec{V} = \nabla\Phi \quad (\text{II-7})$$

En utilisant l'équation de continuité :

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dt} + \nabla^2\Phi = 0 \quad (\text{II-8})$$

avec :

$$\nabla\vec{V} = \nabla^2\Phi \quad (\text{II-9})$$

En utilisant l'équation de quantité de mouvement :

$$\frac{\vec{V}}{dt} = -\nabla \int \frac{dp}{\rho} \quad (\text{II-10})$$

avec :

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{\partial\vec{V}}{\partial t} + \nabla\left(\frac{\vec{V}^2}{2}\right) - \vec{V} \times \vec{\omega} \quad (\text{II-11})$$

La dérivée locale du vecteur vitesse (l'équation (0-1)) peut être écrite sous la forme suivante :

$$\frac{\partial\vec{V}}{\partial t} = \nabla\left(\frac{\partial\Phi}{\partial t}\right) \quad (\text{II-12})$$

En considérant les équations (II-2), (II-3) et (II-4), l'équation de quantité de mouvement devient :

$$\nabla\left(\frac{\partial\Phi}{\partial t} + \frac{\vec{V}^2}{2} + \int \frac{dp}{\rho}\right) = 0 \quad (\text{II-13})$$

En intégrant l'équation (II-5), on déduit l'équation de Bernoulli :

$$\frac{\partial\Phi}{\partial t} + \frac{1}{2}(\vec{V}^2 - \vec{V}_\infty^2) + \int_{p_\infty}^p \frac{dp}{\rho} \quad (\text{II-14})$$

où : V_∞ : La vitesse de l'écoulement libre ;

p_∞ : La pression de l'écoulement libre.

L'équation de la célérité de son est donnée par :

$$\frac{dp}{dt} = \frac{d\rho}{dt} C^2 \quad (\text{II-15})$$

On utilise la règle de Leibnitz pour combiner les équations (II-6), (II-7) et (II-8) :

$$\frac{d}{dt} \int_{p_\infty}^p \frac{dp}{\rho} = \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dt} \quad (\text{II-16})$$

En appliquant la dérivée totale à l'équation de Bernoulli et en remplaçant dans l'équation (II-9), on obtient :

$$\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dt} = \frac{1}{C^2} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \frac{\vec{V}^2}{2} \right) \quad (\text{II-17})$$

Par substitution dans l'équation ci-dessus :

$$\nabla \Phi^2 - \frac{1}{C^2} \left(\frac{\partial^2 \Phi}{\partial t^2} + \frac{\partial}{\partial t} (\nabla \Phi^2) + \nabla \Phi \nabla \left(\frac{\nabla \Phi^2}{2} \right) \right) = 0 \quad (\text{II-18})$$

L'équation (II-10) est l'équation exacte de l'écoulement potentiel.

Dans les écoulements potentiels la pression est décrite sous la forme d'un coefficient de pression C_p qui peut être défini comme [14] :

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad (\text{II-19})$$

L'équation de la célérité du son dans un écoulement isentropique :

$$C^2 = \left(\frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_s = \gamma RT = \frac{\gamma p}{\rho} \quad (\text{II-20})$$

γ : Le rapport de chaleur spécifique (cte).

L'équation d'énergie pour un écoulement isentropique :

$$\int_{p_\infty}^p \frac{dp}{\rho} = \int_{C_\infty}^C \frac{d(C^2)}{\gamma - 1} = \frac{1}{\gamma - 1} (C^2 - C_\infty^2) \quad (\text{II-21})$$

En combinant l'équation de Bernoulli (II-11) avec les deux équations (II-12) et (II-13) on trouve l'expression exacte du coefficient de pression dans un écoulement isentropique :

$$C_p = \left(\left(1 - \frac{\gamma - 1}{C^2} \left[\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \frac{1}{2} (\nabla \Phi^2 - \overline{V_\infty^2}) \right]^{\gamma/\gamma-1} - 1 \right) \right) \quad (\text{II-22})$$

II.4 Linéarisations des écoulements potentiels

L'équation du potentiel de vitesse peut être soumise à une linéarisation totale. On néglige donc les termes non linéaires (dans l'expression du coefficient de pression).

Si l'écoulement du fluide est isolé de toute source de perturbation, il est commode d'utiliser un potentiel de perturbation $\varphi(x, y, z, t)$, car on a supposé qu'il est composé d'un courant avec une vitesse uniforme V_∞ parallèle à l'axe des x :

$$\Phi(x, y, z, t) = V_\infty x + \varphi(x, y, z, t) \quad (\text{II-23})$$

$u = \varphi_x, v = \varphi_y, w = \varphi_z$ sont les composantes de la vitesse de perturbation.

avec : $u \ll V_\infty ; v \ll V_\infty ; w \ll V_\infty$

L'équation de l'écoulement perturbé est :

$$(1 - M_\infty^2) \varphi_{xx} + \varphi_{yy} + \varphi_{zz} - \frac{2M}{C_\infty} \varphi_{xt} - \frac{1}{C_\infty^2} \varphi_{tt} = 0 \quad (\text{II-24})$$

Avec :

$$C_p = -\frac{2}{V_\infty} \varphi_{xx} - \frac{2}{V_\infty^2} \varphi_t \quad (\text{II-25})$$

II.4.1 Condition aux limites

Afin de pouvoir résoudre l'équation (II-24) dans le cas d'un écoulement autour du profil aérodynamique, quatre conditions aux limites sont nécessaires pour que la solution du problème soit unique [15].

II.4.2 Imperméabilité de la surface

Puisqu'on suppose que l'écoulement n'est pas séparé, la ligne d'écoulement contient la configuration de l'aéronef et de chaque point (x,y,z) de la surface vibrante, la vitesse perpendiculaire à la surface est égale à la vitesse d'écoulement dans la même direction.

$$S(x, y, z, t) = 0 \quad (\text{II-26})$$

Les particules fluides sont assignées à se déplacer selon les lois suivantes :

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{\partial\varphi}{\partial t} + (V_\infty + u) \frac{\partial\varphi}{\partial x} + v \frac{\partial\varphi}{\partial y} + w \frac{\partial\varphi}{\partial z} \quad (\text{II-27})$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{\partial\varphi}{\partial t} + V_\infty \frac{\partial\varphi}{\partial x} \quad (\text{II-28})$$

II.4.3 Condition à l'infini

Quelle que soit la nature des interférences générées par la machine, elles doivent être réduites au fur et à mesure que nous nous éloignons de la machine, nous devons trouver un flux uniforme au lieu de perturber. Cette situation conduit à l'annulation du potentiel de perturbation et de ses dérivées à l'infini :

$$\varphi = 0 \quad ; \quad \varphi_t = 0 \quad ; \quad \nabla\varphi = 0 \quad (\text{II-29})$$

II.4.1.1 Condition de Kutta

La pression au bord de fuite est une condition finie et continue résultant en l'élimination de la différence de pression intrados et extrados :

$$\Delta C_{pT}(x, y, z, t) = 0 \quad (\text{II-30})$$

II.4.1.2 Condition de sillage

Moins de perturbations à l'avant, mais plus hautes à l'arrière (zone tourbillonnaire non supportée) :

$$\Delta C_{pt}(x, y, z, t) = 0 \quad (\text{II-31})$$

II.5 Résolution numérique par la méthode des éléments finis

La méthode des éléments finis est apparue dans les années 50 et c'est développé grâce à la mise en place d'un nombre croissant d'éléments finis [16]. Elle est utilisée pour résoudre numériquement des équations aux dérivées partielles. Par exemple, ceux-ci peuvent représenter analytiquement le comportement dynamique de certains systèmes physiques (aérodynamiques, mécaniques....)

II.5.1 Domaines d'applications

Calcul de structures, étude des contacts électromagnétisme, hydraulique, aérodynamique, finance, ingénierie biomédicale, ...

II.5.2 Principe générale

Les méthodes d'éléments finis peuvent résoudre des *EDP* qui recherchent "suffisamment" de solutions approchées fiables de manière discrète. En général, cette équation aux dérivées partielles est liée à une fonction u définie sur le domaine. Il inclut des conditions aux limites pour assurer l'existence et l'unicité de la solution.

Sauf cas particuliers, la discrétisation passe par la redéfinition et l'approximation de la géométrie, on considère donc les problèmes posés par la géométrie approximée par des champs polygonaux ou polyédriques. Une fois la géométrie approximée, il faut choisir un espace pour approximer la solution du problème, dans MEF cet espace est défini à l'aide de la grille du domaine (ce qui explique aussi pourquoi la géométrie doit être approximée). Le maillage du domaine permet de définir son pavage, dont les pavés sont des éléments finis. L'élément fini est la fonction de base des données et de l'espace approximatif de l'élément de base, dont le support est l'élément, et est défini par interpolation.

Bien qu'il existe de nombreux logiciels qui tirent parti de cette approche et peuvent "résoudre" des problèmes dans divers domaines, il est important que l'utilisateur ait une bonne compréhension de ce qu'il fait, notamment en ce qui concerne le choix des maillages et des types qui doivent être adaptés à les éléments proposés du problème : Aucun logiciel ne fera tout pour l'utilisateur, et vous devez toujours être critique des solutions approximatives. A cette fin, il existe des indicateurs d'erreur et des estimateurs d'erreur qui permettent d'ajuster différents paramètres.

Solutions trouvées, mais il reste à déterminer les propriétés de la méthode ainsi développée, notamment l'unité des solutions possibles ou la stabilité numérique de la carte de résolution. Il faut trouver une juste estimation de l'erreur associée à la discrétisation et prouver que la méthode ainsi écrite converge, c'est-à-dire que si la finesse du maillage tend aussi vers 0, l'erreur tend vers 0 [17].

Chapitre III

PRESENTATION DU LOGICIEL DE SIMULATION

Chapitre III : Présentation du logiciel de simulation

III.1 Introduction

Les simulations numériques peuvent représenter des phénomènes physiques complexes qui sont généralement décrits par des modèles mathématiques basés sur des équations aux dérivées partielles. L'ordinateur résout numériquement ces équations en utilisant des méthodes appropriées telles que dans notre cas la méthode des éléments finis.

Dans ce chapitre, nous allons présenter le logiciel 'Ansys Fluent' puis nous indiquons l'ensemble des étapes de simulation associées aux trois profils : Symétrique, conventionnel et supercritique. Ceci est considéré pour les deux écoulements compressible et incompressible. Nous précisons que les calculs numériques ont été menés à l'aide du code de calcul « Ansys FLUENT » version 19.0.

III.2 Présentation du logiciel « Ansys FLUENT »

III.2.1 Présentation

FLUENT est un logiciel de modélisation dédié à la mécanique des fluides. Il permet de résoudre les écoulements des fluides et le transfert de chaleur pour différents types de problèmes. Il peut à titre d'exemple, évaluer la portance et la traînée d'une aile d'avion où évaluer le phénomène de refroidissement des circuits électroniques ventilés. FLUENT offre aussi la possibilité d'étudier différents types d'écoulements physiques, tels que les écoulements compressibles ou incompressibles, visqueux ou non-visqueux, laminaires ou turbulents, 2D ou 3D, stationnaires ou instationnaires ...

FLUENT est reconnu par son logo présenté par la Figure (III-1) ci-dessous. Il s'agit de la version 19.0. FLUENT repose sur l'utilisation de la méthode des volumes finis comme processus de discrétisation des équations gouvernantes. Cette technique, basée sur l'intégration des équations sur un volume de contrôle, est réalisée selon les étapes suivantes:

- Maillage de calcul, il s'agit de la division du domaine en volumes de contrôle discrets ;
- Intégration des équations gouvernantes sur chaque volume pour construire des équations algébriques avec des variables discrètes (par exemple la vitesse) ;
- Linéarisation des équations discrétisées et solution du système d'équations linéaires résultant pour tenir compte des effets turbulents.



Figure III-1 : Ansys FLUENT version 19.0

FLUENT comprends deux fonctions :

III.2.2 SOLVEUR

Permet de définir numériquement les conditions opératoires dans lesquelles la simulation est effectuée, aussi bien que la spécification des conditions aux limites. Le solveur permet de choisir le processus itératif en proposant plusieurs schémas numériques pour la discrétisation spatiale, temporelle et pour le couplage de vitesse et de pression.

III.2.2.1 SOLVEUR basé sur la pression

Permet de résoudre des problèmes de manière couplé ou séparé. Fluent permet de choisir un des quatre algorithmes de couplage vitesse- pression : SIMPLE, SIMPLEC, SIMPLER et PISO.

a- Simple

L'algorithme SIMPLE utilise une relation entre la vitesse et les corrections de pression pour imposer la conservation de la masse et pour obtenir le champ de pression, soit :

$$J_f^* = \hat{J}_f^* + d_f(p_{c0}^* - p_{c1}^*) \quad (\text{III-1})$$

avec :

p^* : est l'estimation de pression ;

J_f^* : est le flux massique résultant.

Pour résoudre l'équation (III-1) on ajoute une correction J_f' au flux sur la face J_f^* :

$$J_f = J_f^* + J_f' \quad (\text{III-2})$$

avec :

$$J_f' = d_f(p'_{c0} + p'_{c1}) \quad (\text{III-3})$$

p' : est la correction de pression.

L'équation de correction de pression peut être résolue en utilisant la méthode 'Algebraic Multigrid, AMG'. Une fois la solution est obtenue, la pression dans la cellule correspondante et les flux sur la face sont donnés par :

$$p = p^* + \alpha_p p' \quad (\text{III-4})$$

et :

$$J_f = J_f^* + d_f(p'_{c0} + p'_{c1}) \quad (\text{III-5})$$

b. Simplec

La seule différence entre SIMPLE et SIMPLEC se situe dans l'expression utilisée pour la correction de flux sur la face J'_f , sans ce cas on a :

$$J_f = J_f^* + d_f(p'_{c0} + p'_{c1}) \quad (\text{III-6})$$

avec d_f est une fonction de $(a_p - \sum nb a_{nb})$. L'utilisation de cette formulation accélère la convergence dans les problèmes où le couplage pression-vitesse est le moyen principal pour obtenir une solution.

c. Simpler

L'algorithme SIMPLE-Revised consiste à résoudre l'équation de pression pour obtenir le champ de pression et à résoudre l'équation de correction de pression seulement pour corriger les vitesses. SIMPLER est une version améliorée de l'algorithme SIMPLE.

d. PISO

L'algorithme PISO (Pressure-Implicit with Splitting of Operators) a été proposé par Issa en 1986 sans itérations et avec un pas temporel important et un effort de calcul minimum. Il s'agit d'une extension de l'algorithme SIMPLE utilisé en dynamique des fluides computationnelle pour résoudre les équations de Navier-Stokes. PISO est une procédure de calcul pression-vitesse pour les équations de Navier-Stokes développée à l'origine pour le calcul non itératif d'écoulement compressible instable, mais elle a été adaptée avec succès aux problèmes d'équilibre.[17]

III.2.2.2 SOLVEUR basée sur la densité

Le solveur basé sur la densité résout simultanément les équations de continuité, de quantité de mouvement, d'énergie et d'espèce en tant que système (ou vecteur) d'équations. Les équations avec des scalaires supplémentaires sont résolues séquentiellement (c'est-à-dire séparées les unes des autres du système couplé). Il existe deux algorithmes pour résoudre les équations couplées : les formulations couplées explicites et les formulations couplées implicites.

III.2.3 POST-PROCESSEUR

Il permet de visualiser la géométrie et le maillage du domaine mais surtout d'afficher les résultats obtenus, il est ainsi possible de visualiser les champs (pression, vitesse, température...) ainsi que toutes les grandeurs calculées. Il offre aussi la possibilité de tracer et visualiser les lignes de courants.

III.3 Les étapes de simulation

Le but de cette simulation est de se familiariser avec quelques concepts et termes aérodynamiques de base tels que le coefficient de portance, de traînée et de pression. Nous allons étudier l'écoulement de l'air à travers les trois types de profil et nous allons analyser le problème en utilisant Ansys FLUENT. Nous utiliserons sept valeurs différentes de vitesse ($M = 0.7, 0.75, 0.8, 0.85, 0.9, 0.95, \text{ et } 1$) pour trois angles d'attaque ($0^\circ, 2^\circ \text{ et } 4^\circ$).

ANSYS est le premier éditeur mondial de calcul par éléments finis (FEA). La solution logicielle proposée résout efficacement le problème de vérification du produit et optimise le processus de sa conception. L'interface Workbench est une plateforme qui encapsule différentes applications de simulation : Mécanique, Fluent, ACP (composite), DesignXplorer (optimisation), SpaceClaim (modélisation) ... etc. La plateforme est basée sur le schéma de principe du projet de simulation et permet à l'utilisateur d'organiser et d'enchaîner facilement ses différents calculs.

III.3.1 Sélection du system « Fluid flow FLUENT »

ANSYS nous permet de créer des chaînes de calcul pour les simulations et l'analyse du système et de gérer automatiquement l'interaction entre différents logiciels de géométrie, de maillage, de simulation et de post-traitement. Pendant la phase de simulation, les étapes sont exécutées séquentiellement selon les deux Figures (III-2) et (III-3) ci-dessous.

De plus, le Tableau III-1 présente les processus utilisés dans un projet ainsi les sous-logiciels associés, à savoir :

- Ansys design modeler : Pour la création de la géométrie ;
- Ansys meshing : Pour la réalisation du maillage ;
- Ansys FLUENT : Pour l'introduction des données, la simulation et l'obtention des résultats CFD ;
- CFD post : Pour le Post-traitement.

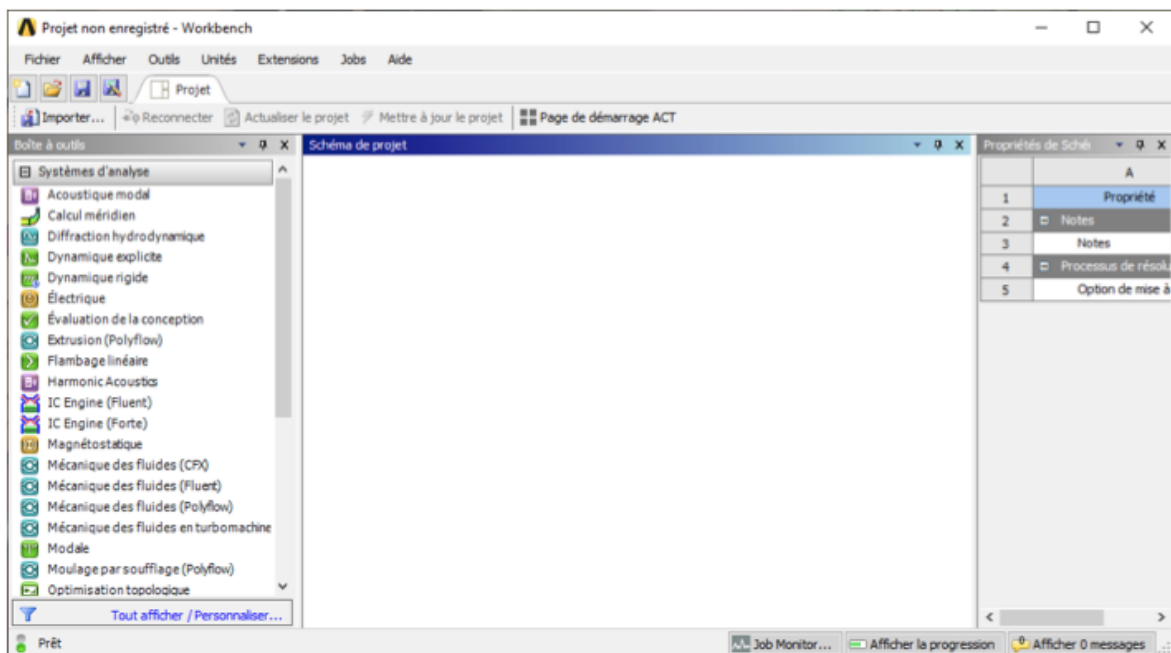


Figure III-2 : Workbench

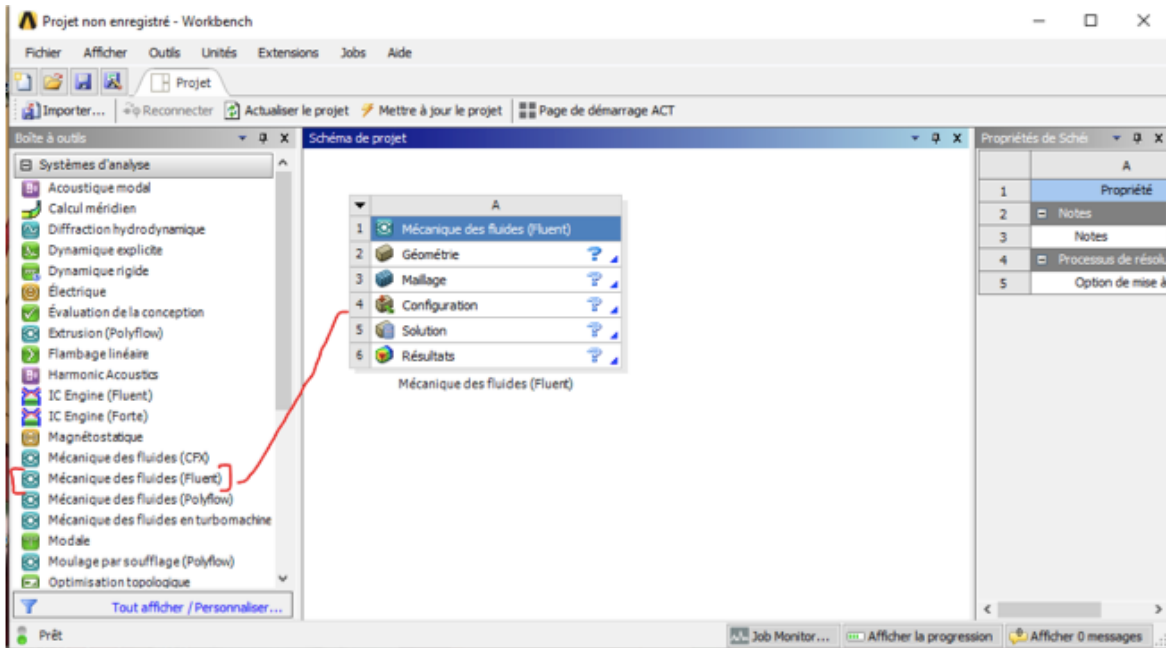







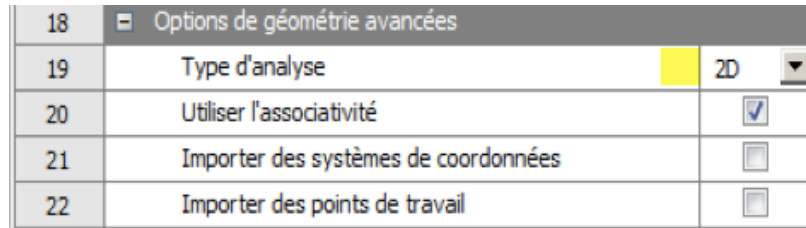
Figure III-3 : Création de la simulation sous workbench

Tableau III-1: Les processus utilisés dans le projet workbench

| | | |
|--|--|----------------------|
|  Géométrie | CAO « création de la géométrie » | Ansys design modeler |
|  Maillage | Le maillage | Ansys meshing |
|  Configuration | Introduction des données et simulation | Ansys FLUENT |
|  Solution | Résultats CFD | |
|  Résultats | Post-traitement | CFD post |

III.3.2 Création de la géométrie

La création de géométrie est réalisée par la rubrique 'Options de géométrie avancées', en sélectionnant type d'analyse 2D tel qu'illustré par la figure (III-4).



| | | |
|----|--------------------------------------|-------------------------------------|
| 18 | Options de géométrie avancées | |
| 19 | Type d'analyse | 2D |
| 20 | Utiliser l'associativité | <input checked="" type="checkbox"/> |
| 21 | Importer des systèmes de coordonnées | <input type="checkbox"/> |
| 22 | Importer des points de travail | <input type="checkbox"/> |

Figure III-4: Fenêtre de type d'analyse 2D

Le menu présenté par la Figure (III-5) apparaît, un clic sur 'Nouvelle géométrie Designmodeler' puis on sélectionne l'unité mètre (Figure (III-6)). Dans le plan XY Sélectionnez 'voir' puis 'concept' puis clic sur courbe 3d, ceci selon la Figure (III-7). Par la suite on sélectionne un fichier de coordonnées selon la Figure (III-8), dans notre cas il s'agit d'un fichier téléchargé à partir de l'adresse <http://airfoiltools.com>, et finalement un clic sur générer. La fenêtre de téléchargement des coordonnées du profil (NACA 0012) est présentée par la Figure (III-9).

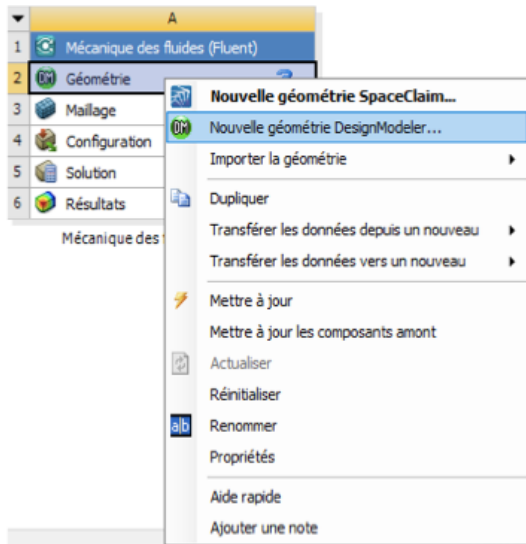


Figure III-5: Fenêtre géométrie

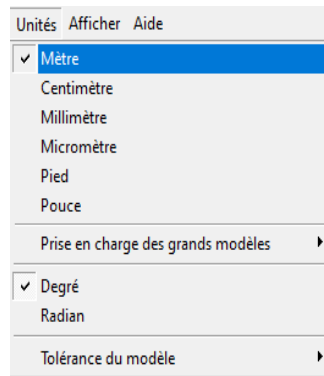


Figure III-6: Fenêtre d'unités

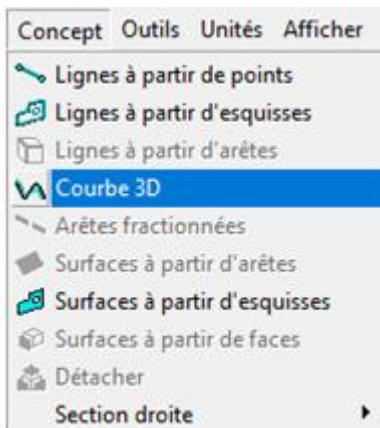


Figure III-7 : Fenêtre création de profil

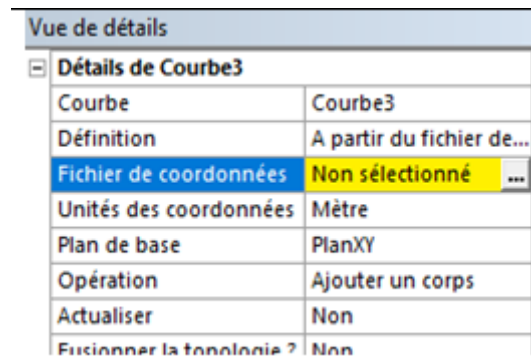


Figure III-8 : Fenêtre de sélection des coordonnées

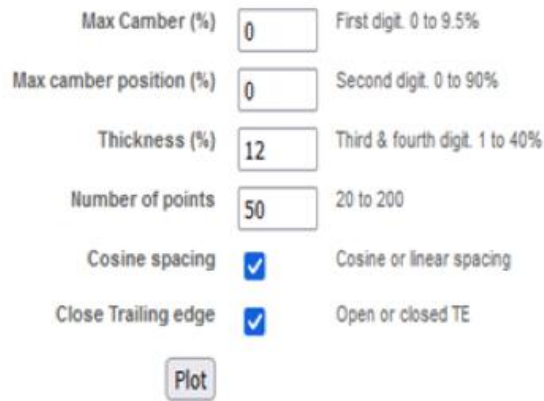


Figure III-9 : Fenêtre de téléchargement des coordonnées du profil (NACA 0012)

Dans le même menu, on sélectionne 'Surfaces à partir d'arêtes' (Figure(III-10)), dans la sous-rubrique on sélectionne courbe 1 puis un clic sur générer permet d'obtenir la Figure (III-11).

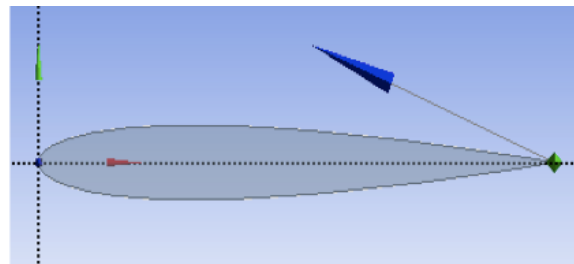
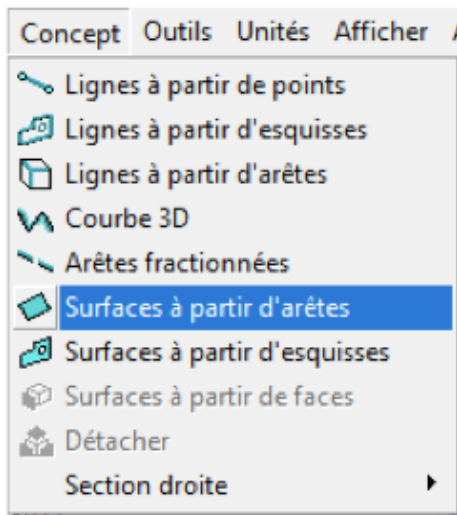


Figure III-11 : Profil NACA0012

Figure III-10 : Fenêtre surface à partir d'arêtes

On a la possibilité de créer un nouveau repère (nouveau plan) avec le décalage d'un mètre (1m) par exemple par rapport à X, ceci est réalisé selon le menu illustré par la Figure (III-12).

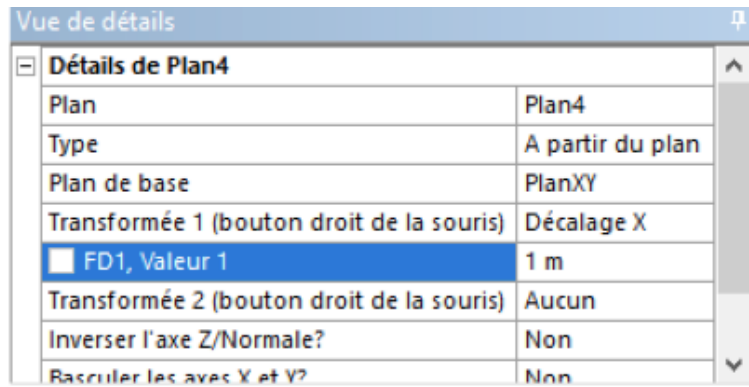


Figure III-12 : Fenêtre d'un nouveau plan (plan 4)

Dans le plan 4 on sélectionne 'Esquisse' pour désigner un rectangle et un arc autour du profil. On sélectionne aussi 'Surfaces à partir d'esquisses' tel qu'illustré par Figure (III-13), après on enlève le profil (la matière) en sélectionnant 'Opération de corps' présenté par la Figure (III-14). Une fois la matière est enlevée, on obtient les résultats présentés par les deux Figures (III-15 et 16).

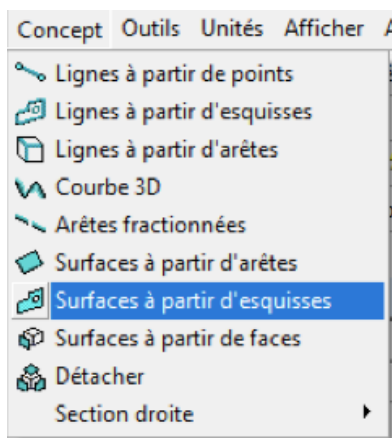


Figure III-13 : Fenêtre de la surface (à partir d'esquisses)

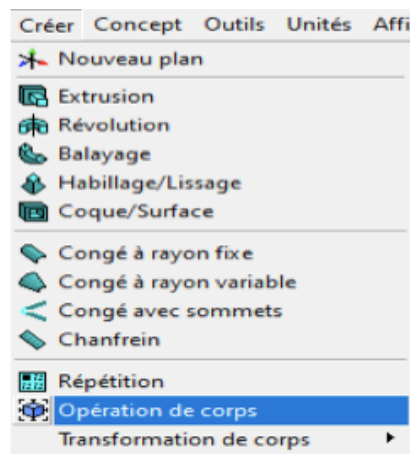


Figure III-14 : Fenêtre d'enlever la matière

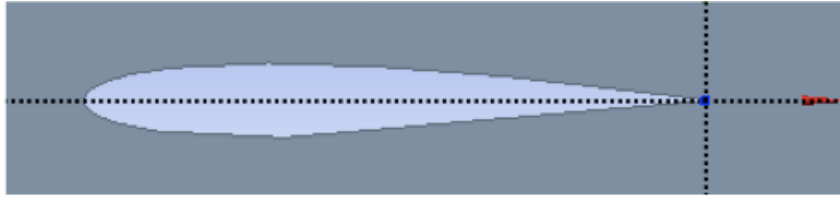


Figure III-15 : Après l'enlèvement de la matière

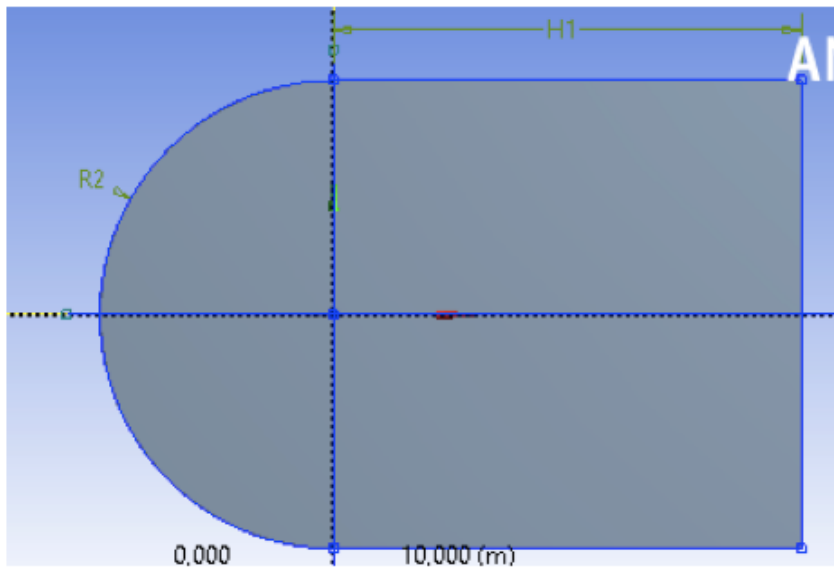


Figure III-16 : La géométrie

III.3.3 Le maillage

Le maillage a été réalisé à l'aide du Sous-logiciel 'Meshing' intégré dans ANSYS Workbench, il prend en charge différents types d'éléments : Triangulaires et quadrilatères en 2D, tétraèdres, hexaèdres, pyramides et hybrides en 3D.

III.3.3.1 Maillage structuré

Les grilles structurées sont identifiées par des connexions régulières. Les choix d'éléments possibles sont le quadrilatère en 2D (notre cas) et l'hexaèdre en 3D. Le modèle nécessite un espace réduit, c'est-à-dire que les connexions du maillage sont définies selon la capacité de stockage. Ce maillage peut fournir une meilleure convergence et une résolution plus élevée.

III.3.3.2 Maillage non-structuré

Les grilles non structurées (Figure (III-17)) sont identifiées par des connexions irrégulières. Elles ne peuvent pas être facilement représentées en mémoire sous forme de tableau 2D ou 3D. Cela permet d'utiliser n'importe quel élément au niveau du solveur. Ces maillages utilisent généralement des triangles 2D et des tétraèdres 3D.

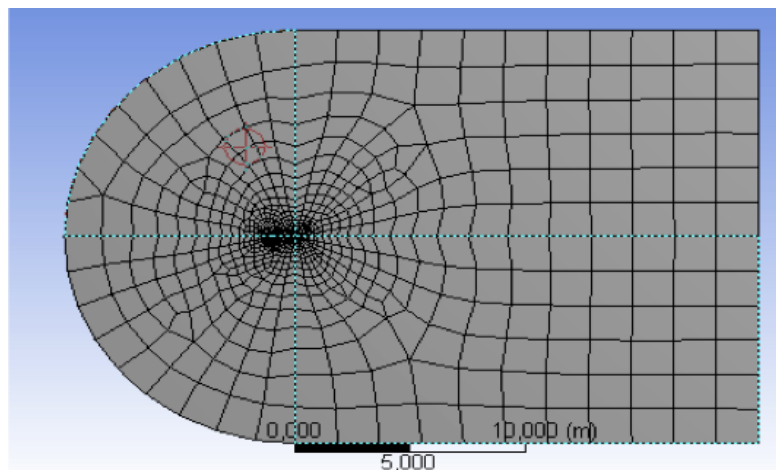


Figure III-17 : Le premier maillage

La fenêtre 'dimensionnement de l'arête' présenté par la Figure (III-18) permet de dimensionner les arêtes en fixant leur nombre qui est dans notre cas de onze (11) et en imposant d'autres paramètres tels que : Le nombre de divisions, le comportement et le type de transition. Les arêtes sont traitées séparément en utilisant le menu présenté par la Figure (III-19).

| Détails de "Dimensionnement de l'arête" - Dimensionnement | |
|---|---------------------|
| [-] Définition | |
| Désactivé | Non |
| Type | Nombre de divisions |
| <input type="checkbox"/> Nombre de divisions | 80 |
| [-] Avancés | |
| Fonction de taille | Uniforme |
| Comportement | Imposé |
| Division non uniforme | ----- |
| Type de transition | Rapport de taille |
| <input type="checkbox"/> Rapport de taille | 100,0 |
| Biais inversé | Aucune sélection |



Figure III-18 : Fenêtre de dimensionnement de l'arête

Figure III-19 : Finition du dimensionnement

Par la suite nous réalisons le maillage de face par un clic sur 'Sélections nommées' et ses rubriques 'Profil' et 'Pression' illustrées par le menu ci-dessous (Figure(III-20)), une mise à jour du maillage est possible. Finalement, le maillage obtenu est donné par la Figure (III-21).

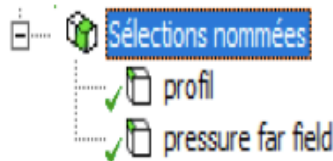


Figure III-20 : Fenêtre des sélections nommées

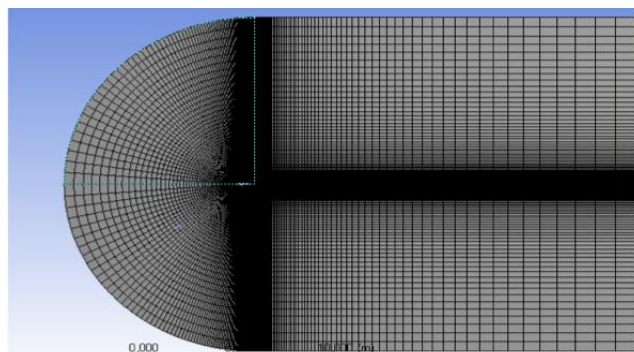



Figure III-4 : Maillage de la géométrie

III.3.3.3 Qualité du maillage

La qualité du maillage peut être définie par plusieurs manières. Un maillage peut être considéré de qualité si ses éléments sont orthogonaux, de forme régulière et respectent le domaine de calcul. Le paramètre de qualité du maillage peut être également présenté sous forme graphique.

Le Tableau III-2 présente le cas d'une évaluation de la qualité d'orthogonalité par un spectre métrique selon six plages d'évaluation. Cependant, le critère qualité des éléments peut être représenté par des histogrammes fonction du nombre des éléments tel que présenté par la figure (III-22).

Tableau III-2 : Spectre métrique de la qualité d'orthogonalité



| Inacceptable | Mauvais | Acceptable | Bien | Très bien | Excellent |
|--------------|--------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| 0 - 0.001 | 0.001 – 0.14 | 0.15 – 0.20 | 0.20 – 0.69 | 0.70 – 0.95 | 0.95 – 1.00 |

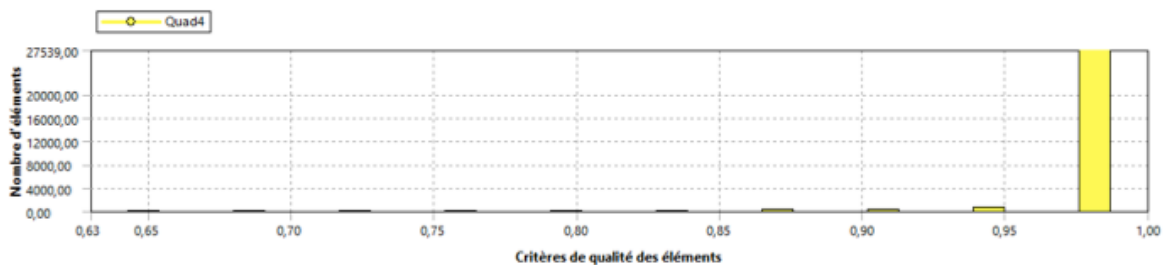


Figure III-22 : Critère de qualité des éléments

III.3.4 Choix des schémas de discrétisation et du solveur

Le choix des schémas de discrétisation et du solveur se réalise au lancement du logiciel Fluent. La fenêtre de lancement de FLUENT est présentée par la Figure (III-23) suivante. Un clic sur 'Show More Options' permet d'accéder aux options du solveur.

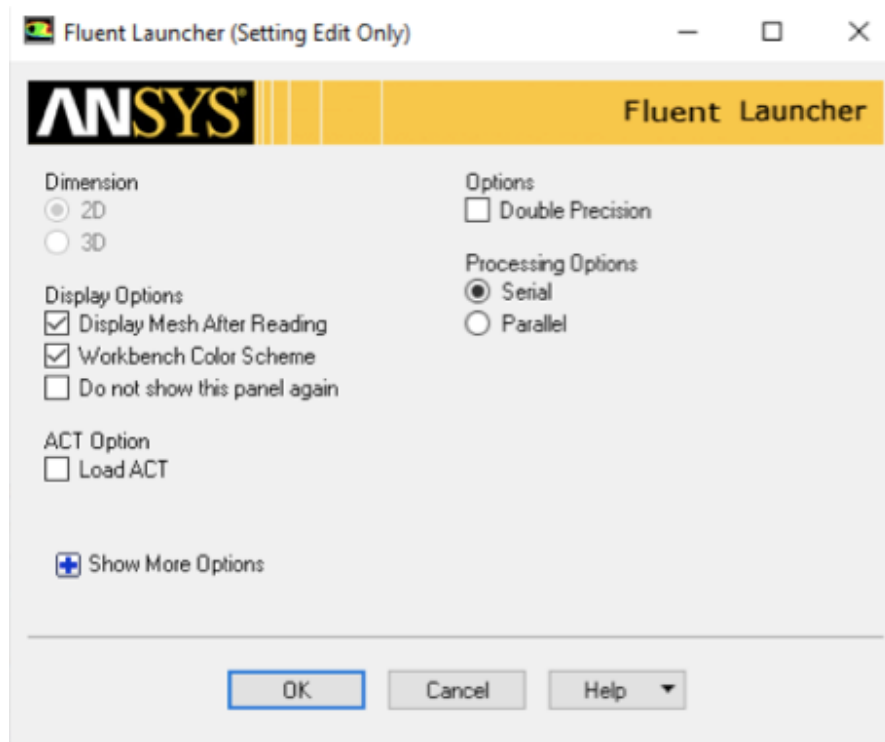


Figure III-23 : Fenêtre de lancement du FLUENT

Plusieurs options sont disponibles concernant le solveur, on identifie :

- **Type** : On a sélectionné 'Density based' : ce qui correspond à un débit compressible et une densité constante indépendante de la pression ;
- **Time** : On a sélectionné 'Steady' ce qui correspond au régime stationnaire ;
- **Velocity formulation** : On a sélectionné '**Absolute**' ce qui correspond à un écoulement sans rotation ;
- **2D space** : On a sélectionné 'Planar' ce qui correspond à un problème bidimensionnel.

Ces options sont présentées par la Figure (III-24).

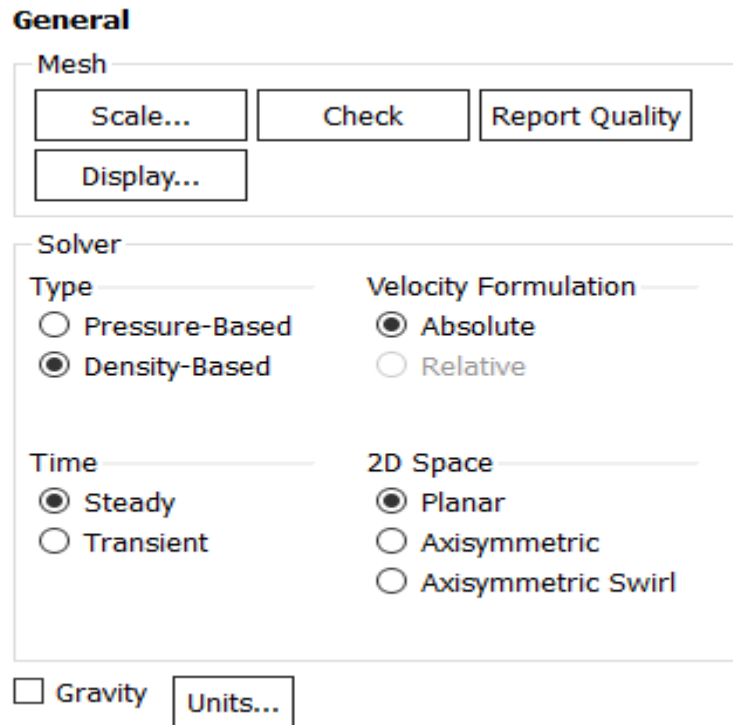


Figure III-24 : Fenêtre de configuration du solveur

III.3.5 Choix de modèle de turbulence ($k-\omega$ SST (*shear-stress transport*))

Le modèle $k-\omega$ SST fournit une meilleure prédiction de la séparation d'écoulement en comparant avec la plupart des modèles RANS. Ce modèle présente également un très bon comportement dans les gradients de pression défavorables. Il est capable de tenir compte du transport de la contrainte de cisaillement principalement dans les couches limites où le gradient de pression défavorable. Il s'agit du modèle le plus utilisé actuellement dans l'industrie en raison de sa grande précision relativement aux dépenses associées.

Le logiciel Fluent offre la possibilité d'utiliser le modèle $k-\omega$ SST par le biais de la fenêtre illustrée par la figure (III-25). On note que plusieurs paramètres sont associés à ce modèle et doivent être introduits soigneusement.

III.3.6 Choix de matériels (fluid air)

Pour tous les types d'analyses compressibles, la densité du matériau (une constante) doit être spécifiée par l'utilisateur. Dans notre cas le choix est fluide air tel qu'illustré par la Figure (III-26).

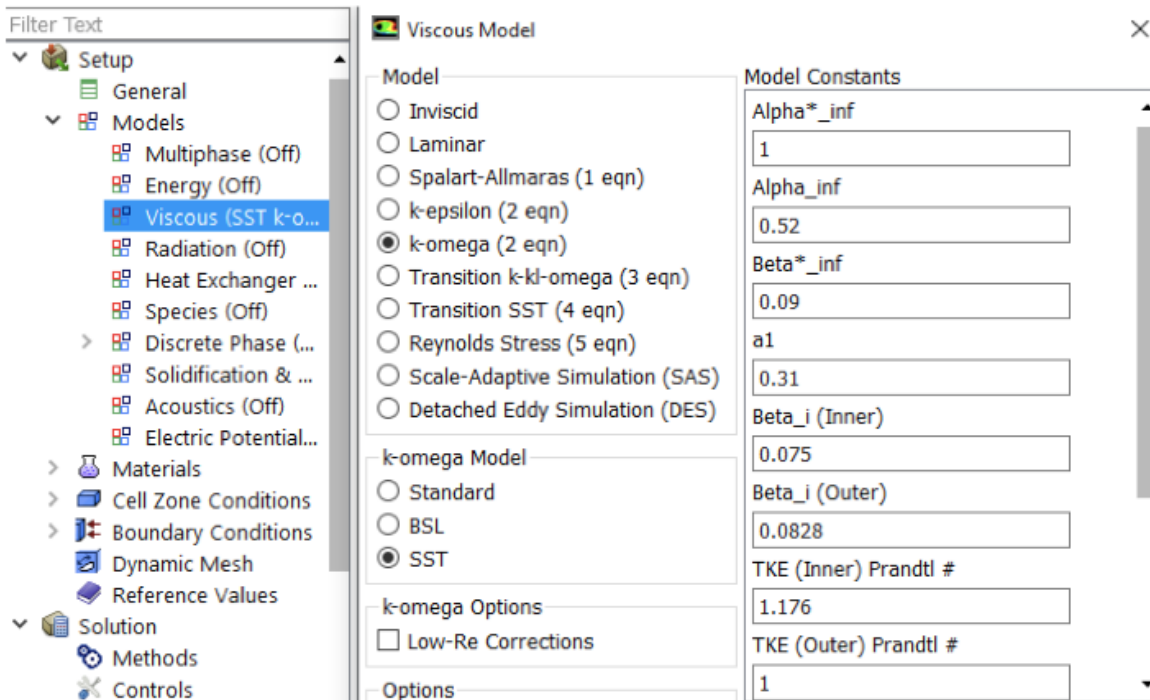


Figure III-25 : Fenêtre des détails pour le modèle k oméga sst

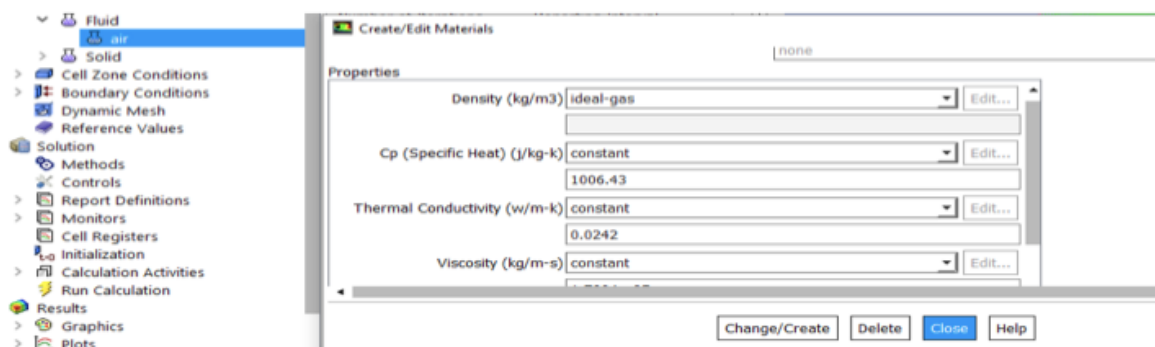


Figure III-26 : Fenêtre de choix de matériaux

III.3.7 Conditions aux limites

Dans la fenêtre 'Pressure Far-Field', On introduit le nombre de Mach et les composantes (x et y) par le biais de l'angle d'incidence, par exemple pour 2° , on a $x = \cos 2$ et $y = \sin 2$. Cette fenêtre est présentée par la Figure (III-27).

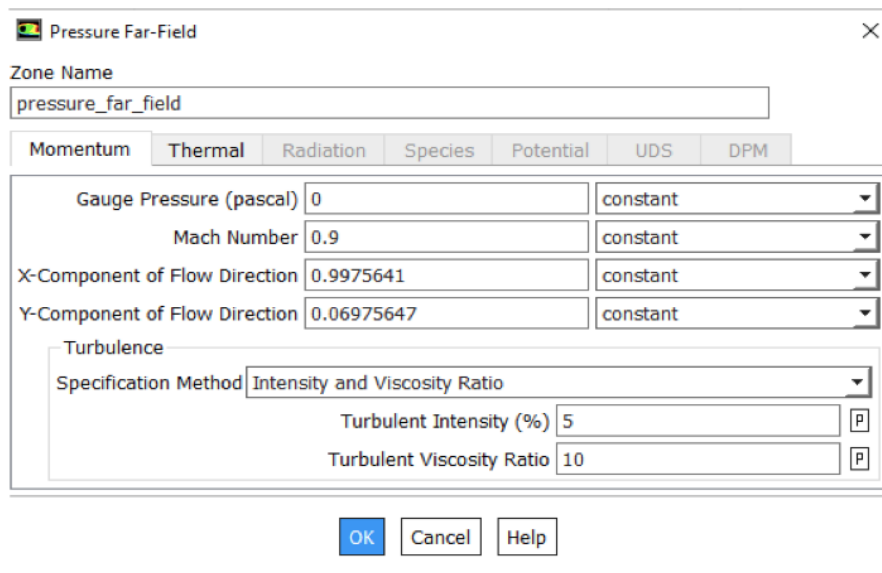


Figure III-27 : Fenêtre de condition aux limites

III.3.8 Choix des moniteurs

Dans la rubrique 'Residual' illustrée par la Figure (III-28), on change le critère de convergence pour la continuité résiduelle et on le met à 10^{-6} . Nous choisissons une valeur suffisamment petite pour les critères absolus, de sorte que les coefficients de traînée et de portance ne dépendent pas de ces critères. La valeur la plus élevée a été choisie afin d'avoir des temps de calcul les plus courts [18].

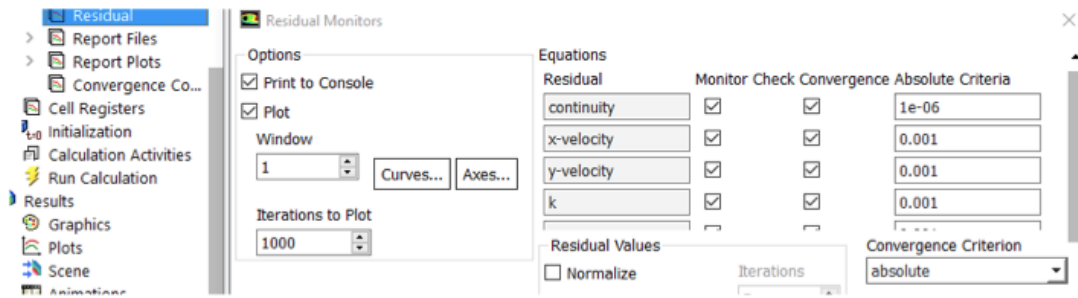


Figure III-28 : Fenêtre 'Residual'

III.3.9 Report de définitions

Dans cette partie illustrée par la figure (III-29) on va choisir les deux forces : Trainée et portance.

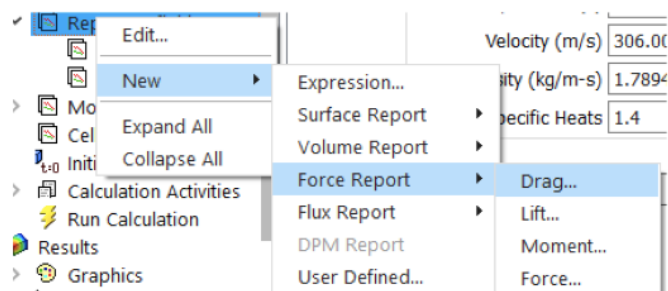


Figure III-29 : Sélection des forces

Plus de détails doivent être prises en comptes dans un menu approprié présenté par la Figure (III-30).

III.3.10 Initialisation

Avant de commencer les calculs ou introduire les valeurs initiales des variables dans les cellules sélectionnées, il faut initialiser le champ de flux dans l'ensemble du domaine. La page des tâches d'initialisation de la solution permet de définir des valeurs initiales pour les variables de flux et d'initialiser la solution en utilisant ces valeurs. Deux types d'initialisation existent, standard et hybride, dans notre cas on a opté pour une initialisation standard car elle permet de spécifier toutes les variables

directement comme valeurs initiales. La fenêtre d'initialisation est présentée par la Figure (III-31).

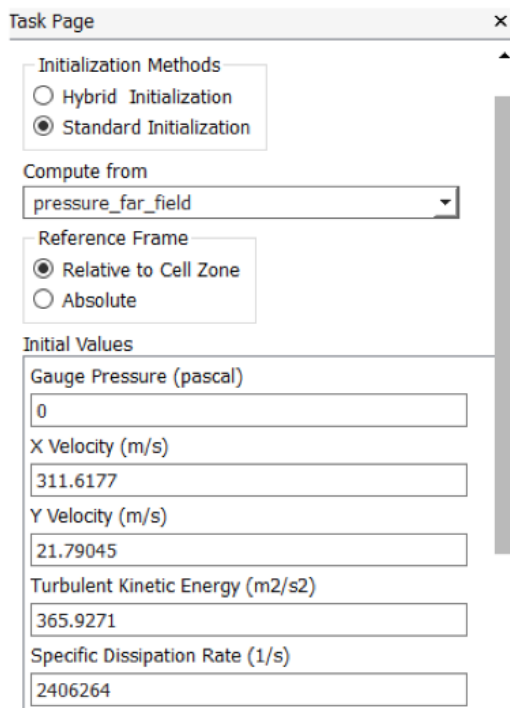


Figure III-30: Fenêtre de portance

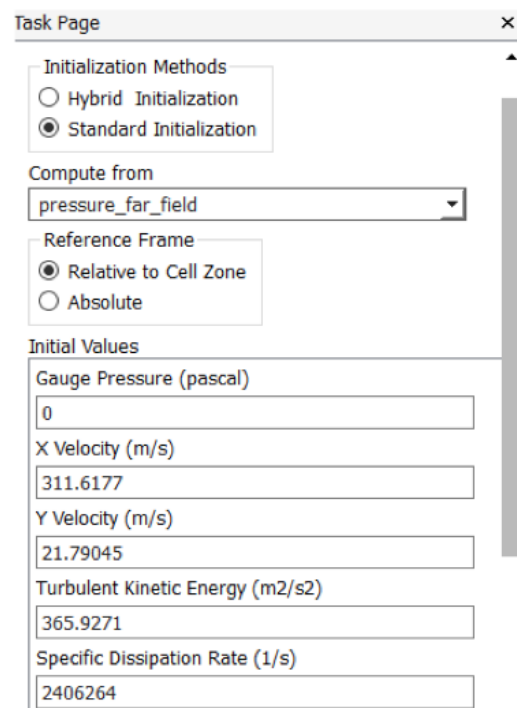


Figure III-31 : Fenêtre de l'initialisation

III.3.11 Calcul

Dans cette étape, on définit le nombre d'itération à 1000 puis on clic sur 'Calculate' tel que présenté par la Figure (III-32).

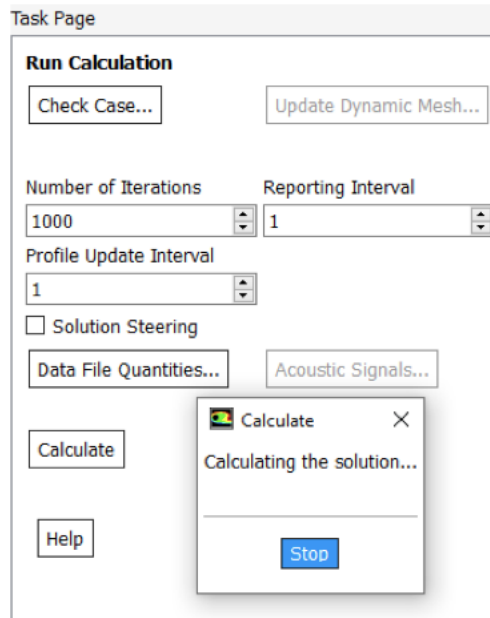


Figure III-32 : Fenêtre d'exécution

Chapitre IV

RESULTATS ET INTERPRETATIONS

Chapitre IV : Résultats et interprétations

IV.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons les résultats relatifs à la simulation numérique pour trois types de profils d'aile : Le profil symétrique *NACA0012*, le profil conventionnel *Clark Y* et le profil d'aile supercritique *SC(2)0518*. Ces différents profils sont mis dans un écoulement transsonique à fin de déterminer la position de l'onde de choc et le champ de pression tout en étudiant l'effet de l'angle d'incidence et le nombre de Mach. La simulation est réalisée sous le logiciel *Ansys Fluent* version 19.0.

IV.2 Résultats et interprétations

IV.2.1 Profil symétrique (NACA 0012)

IV.2.1.1 Influence du nombre de Mach ($\alpha=0^\circ$)

On commence par le cas du profil symétrique tel que ses coordonnées sont données par la référence [6]. On fixe l'angle d'incidence à 0° et on fait varier le nombre de Mach dans le domaine transsonique selon les valeurs: 0.7 ,0.75, 0.80, 0.85, 0.90, 0.95 et 1. Les champs de pression et de Mach sont donnés par les figures ci-dessous.

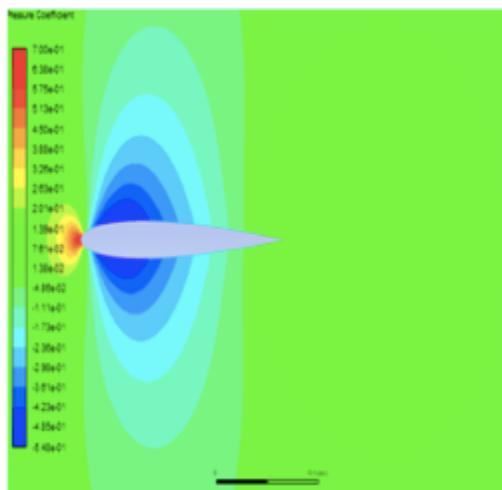


Figure IV-1: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.7$ (*NACA0012*)

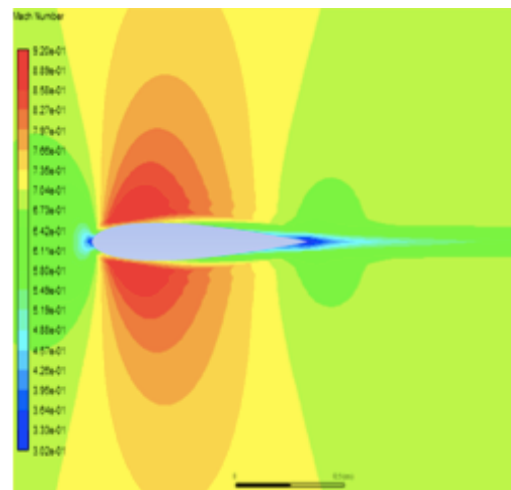


Figure IV-2: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (*NACA0012*)

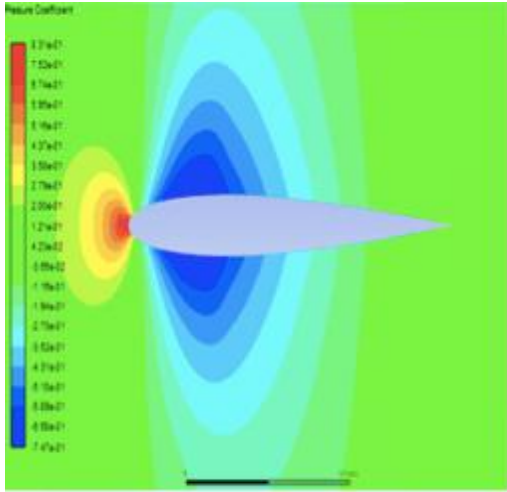


Figure IV-3: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.75$ (*NACA0012*)

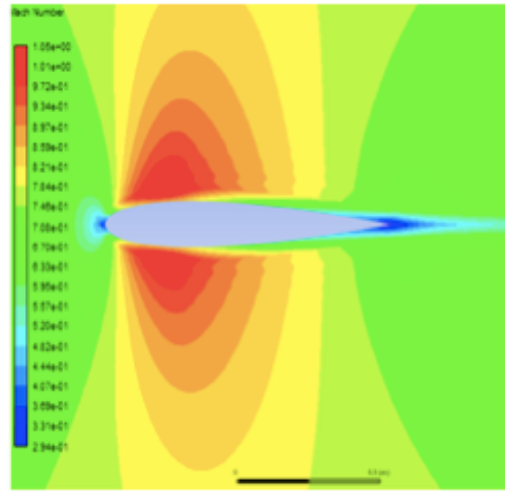


Figure IV-4: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.75$ (*NACA0012*)

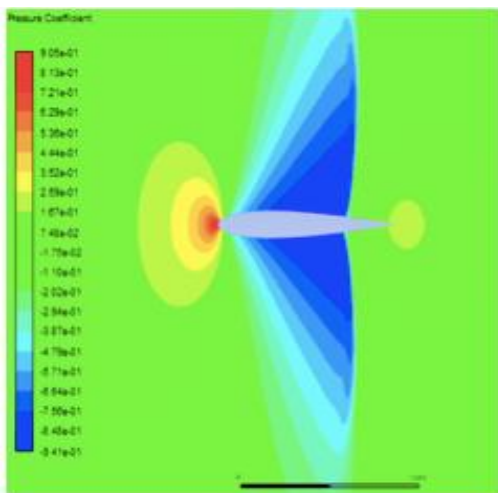


Figure IV-5: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.8$ (*NACA0012*)

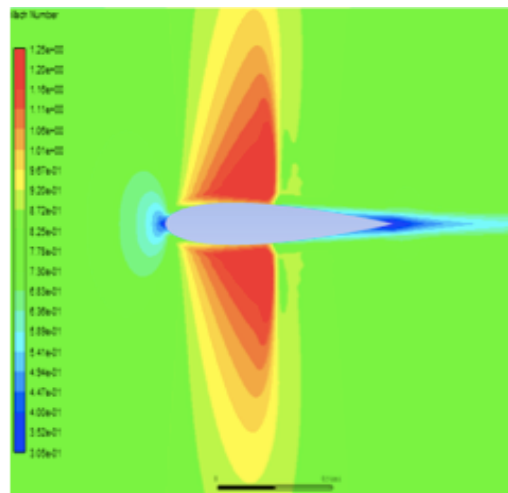


Figure IV-6: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (*NACA0012*)

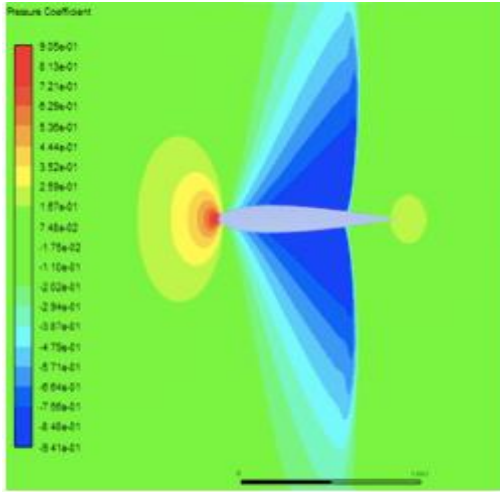


Figure IV-7: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.85$ (*NACA0012*)

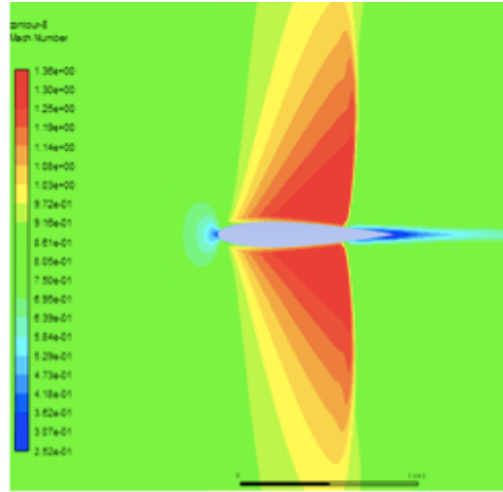


Figure IV-8: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.85$ (*NACA0012*)

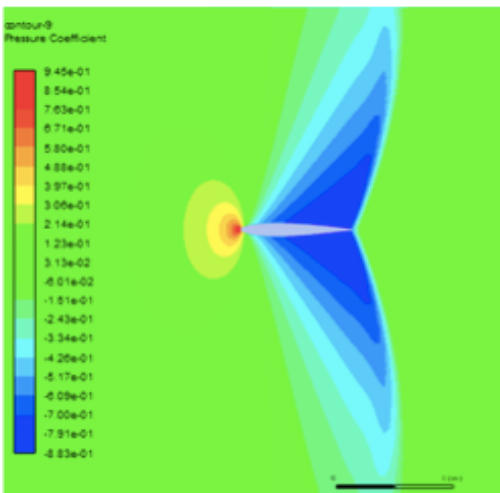


Figure IV-9: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.9$ (*NACA0012*)

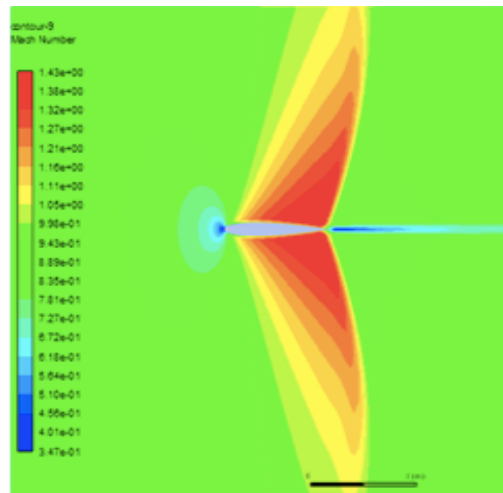


Figure IV-10: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (*NACA0012*)

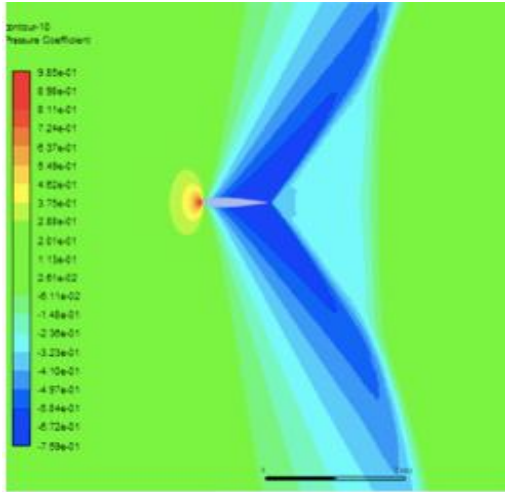


Figure IV-11: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=0.95$ (*NACA0012*)

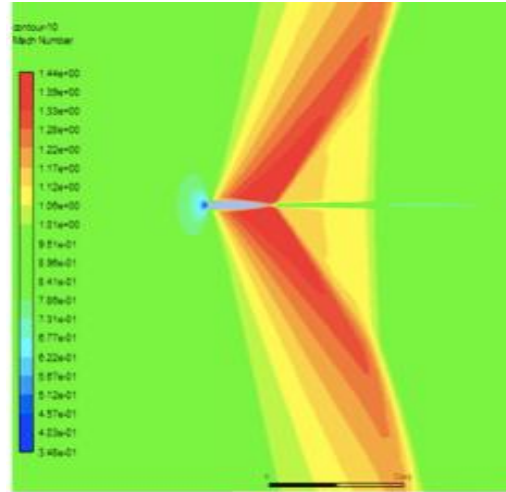


Figure IV-12: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.95$ (*NACA0012*)

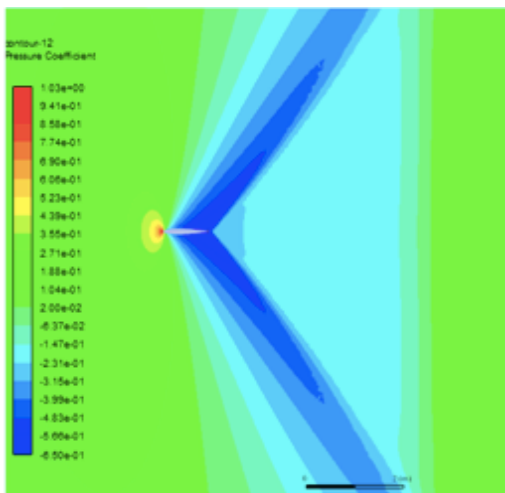


Figure IV-13: Champ de pression à $\alpha=0$ et $M=1$ (*NACA0012*)

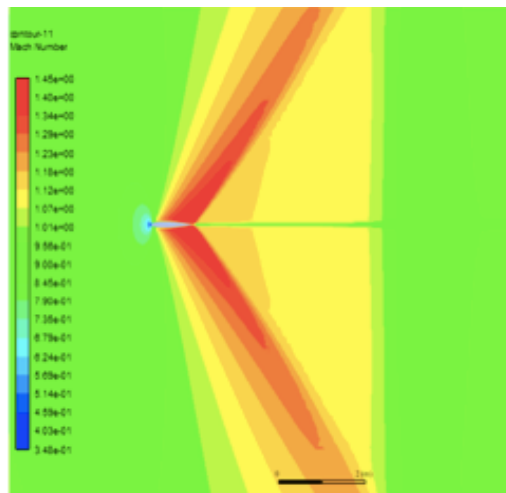


Figure IV-14: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=1$ (*NACA0012*)

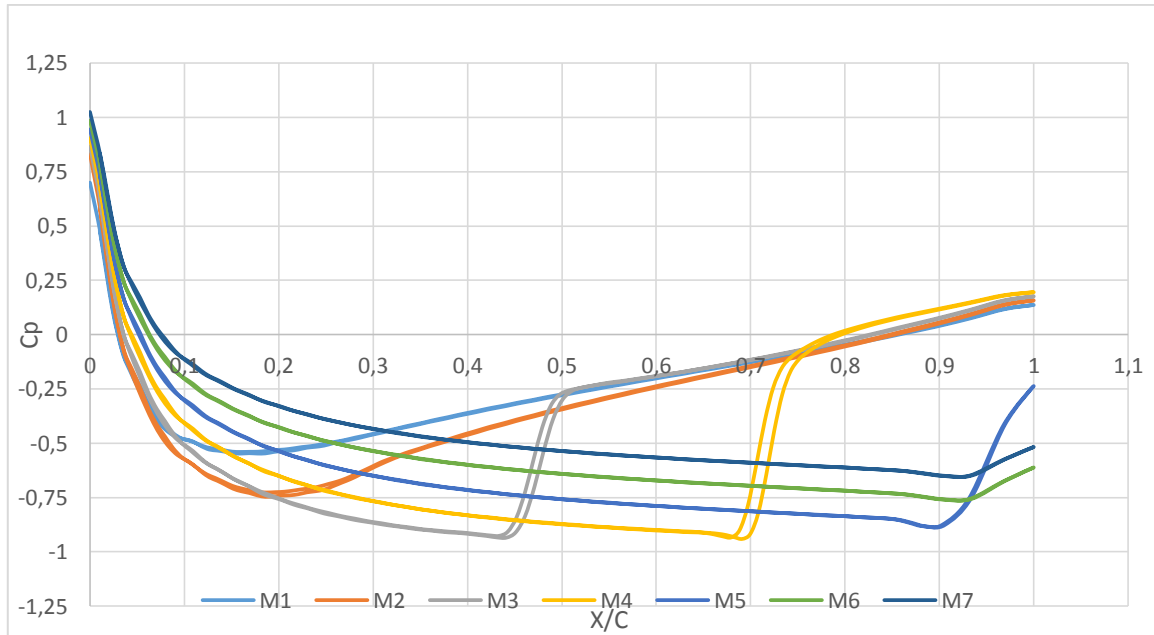


Figure IV-15 : Cp en fonction de la position (X/C) avec variation du nombre de Mach (NACA0012)

En analysant les figures ci-dessus qui décrivent les champs de pression et de Mach, on remarque que la symétrie de l'écoulement transsonique pour le profil *NACA0012* est conservée. La position de l'onde de choc passe de la position 0.15 à la position 0.93, c'est-à-dire l'onde de choc se déplace vers le bord de fuite accompagnée d'une augmentation du nombre de Mach.

De plus, l'analyse de la figure IV-15 permet d'observer que l'augmentation du nombre de mach (de 0.7 à 1) augmente le Cp. Aussi, la position de l'onde de choc qui se caractérise par une brusque augmentation du coefficient de pression passe de $X/C=0.45$ à $M=0.75$ jusqu'à 0.95 à $M=0.95$, C'est-à-dire le nombre de Mach critique apparaît aux alentours de la valeur 0.75. L'onde de choc se déplace vers l'arrière jusqu'au bord de fuite avec l'augmentation du nombre de Mach.

IV.2.1.2 Influence de l'angle d'incidence ($\alpha=0^\circ$, 2° et 4°) avec ($M=0.9$)

L'influence de l'angle d'incidence est considérée pour différentes valeurs : 0° , 2° et 4° . Les résultats obtenus sont illustrés par les figures ci-dessous.

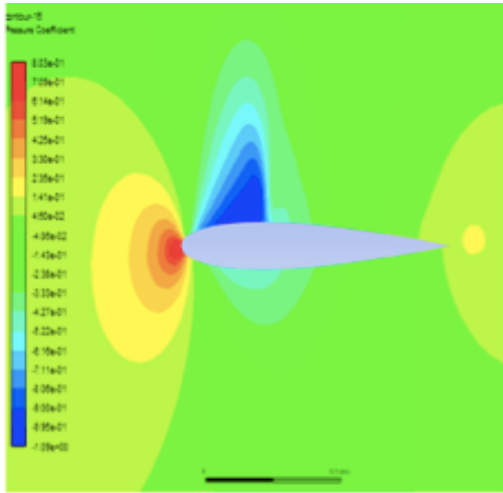


Figure IV-16: Champ de pression à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (*NACA0012*)

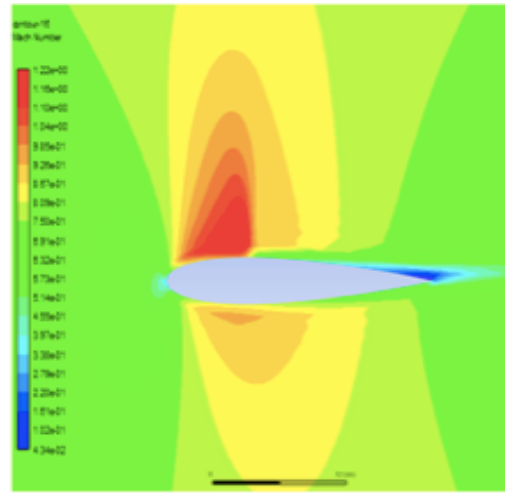


Figure IV-17: Champ de Mach à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (*NACA0012*)

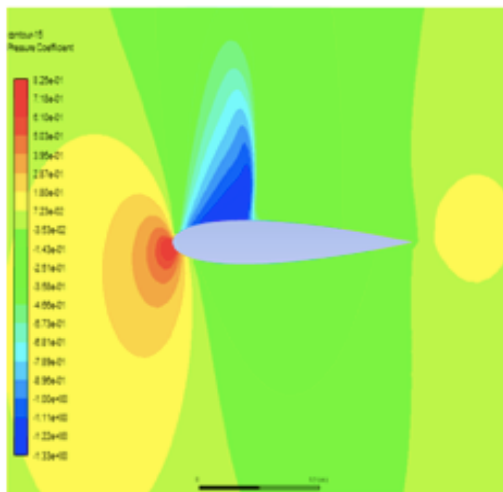


Figure IV-18: Champ de pression à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (*NACA0012*)

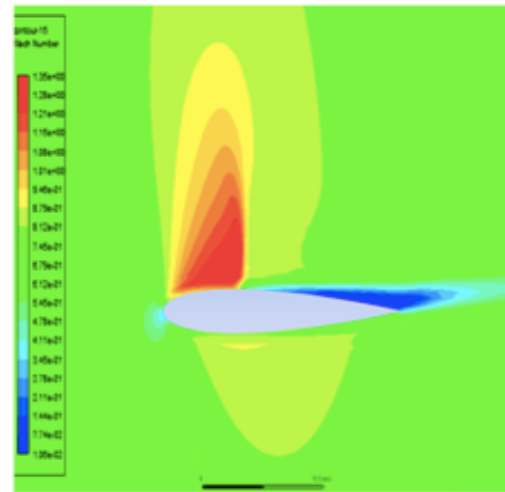


Figure IV-19: Champ de Mach à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (*NACA0012*)

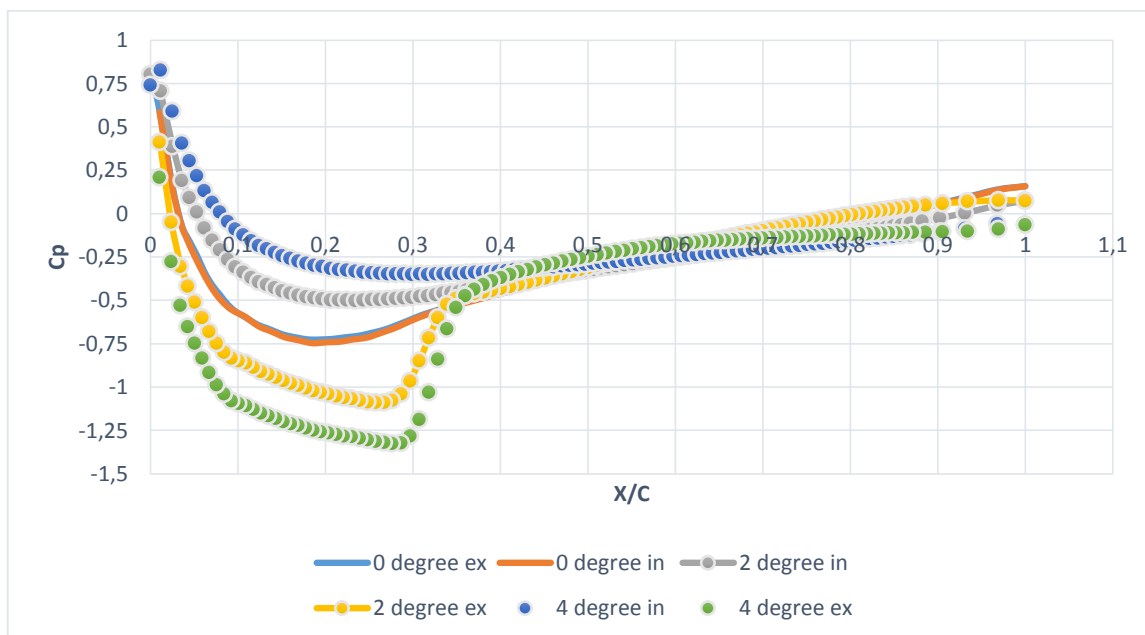


Figure IV-20 : C_p en fonction de position (X/C) avec la variation d'angle d'incidence (NACA0012)

En analysant les champs de pression et de Mach, on remarque que l'augmentation d'angle d'incidence induit une dissymétrie pour l'écoulement transsonique autour du profil *NACA0012*. Cette augmentation élargie aussi la zone supersonique et accroît l'intensité de l'onde de choc. La Figure VI.20, permet de conclure que l'augmentation de l'incidence diminue le coefficient de pression et recule la position de l'onde de choc, à titre d'exemple pour $\alpha = 2^\circ$ la position de l'onde de choc est située au point 0.28 tandis que pour $\alpha = 4^\circ$ elle est située au point 0.3.

IV.2.2 Profil conventionnelle Clark Y

Dans ce qui suit, on s'intéresse au profil dissymétrique *Clark Y* dont ses coordonnées sont données par la référence [7].

IV.2.2.1 Effet de nombre de mach

Pour un angle d'incidence nulle, on change le nombre de Mach dans le domaine transsonique en considérant les valeurs: 0.7 ,0.75, 0.80, 0.85, 0.90, 0.95 et

1. Les champs de pression et de nombre de Mach obtenus sont illustrés par les figures ci-dessous.

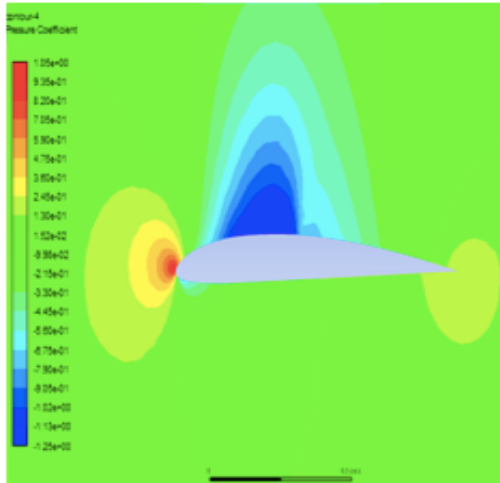


Figure IV-21: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (Clark Y)

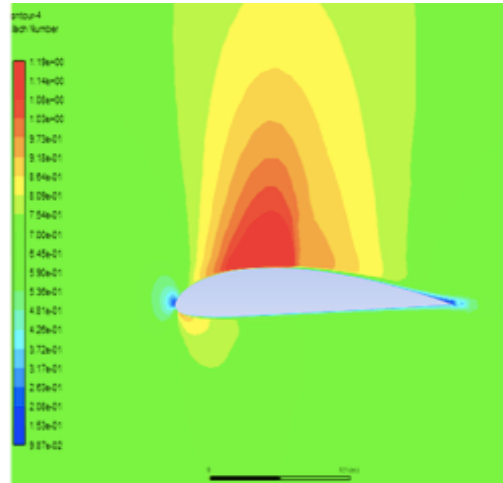


Figure IV-22: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (Clark Y)

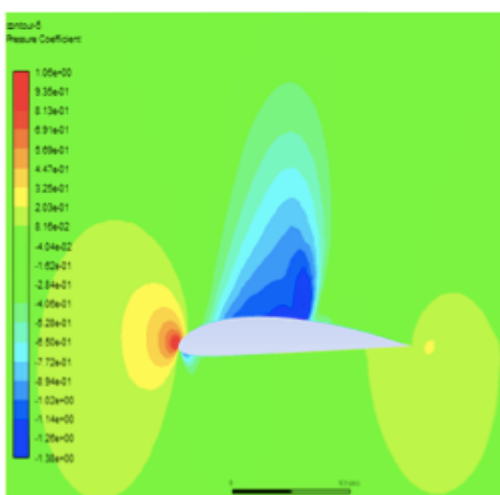


Figure IV-23: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.75$ (Clark Y)

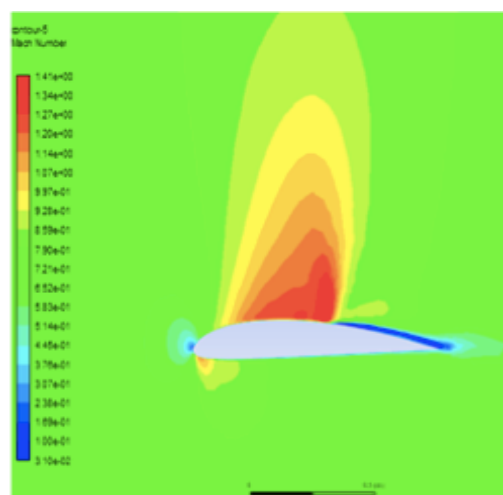


Figure IV-24: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (Clark Y)

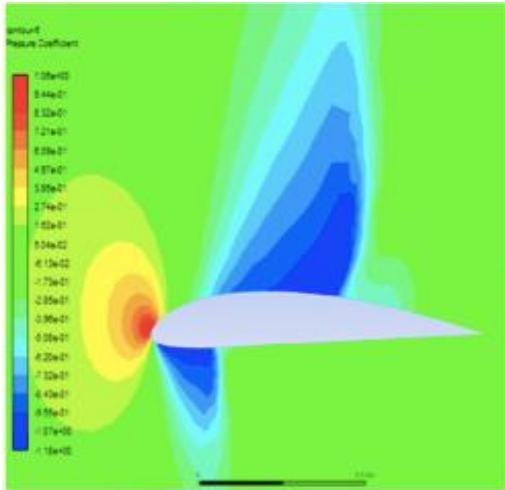


Figure IV-25: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (Clark Y)

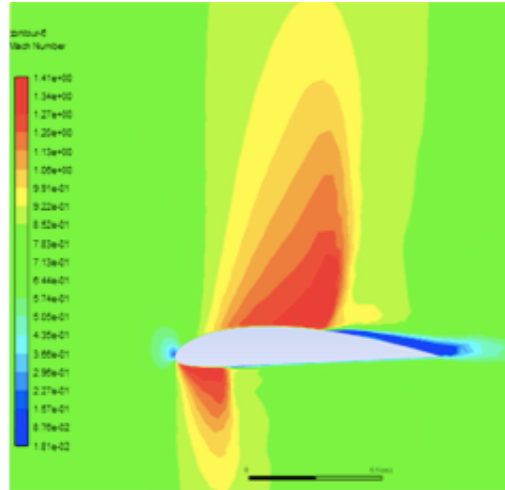


Figure IV-26: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (Clark Y)

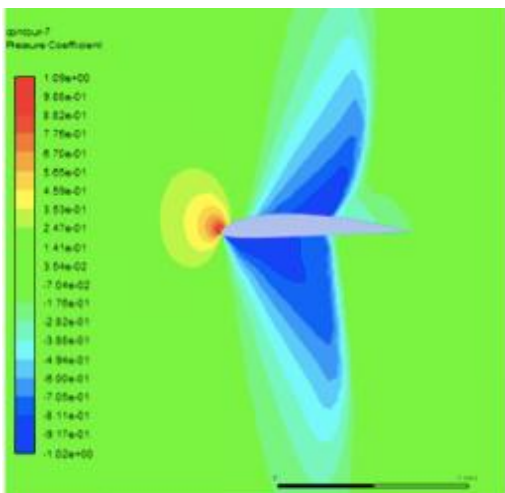


Figure IV-27: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (Clark Y)

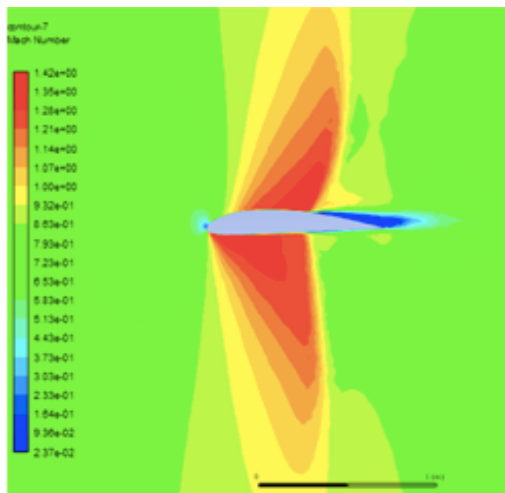


Figure IV-28: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (Clark Y)

$\alpha=0^\circ$ et $M=0.85$ (Clark Y)

et $M=0.85$ (Clark Y)

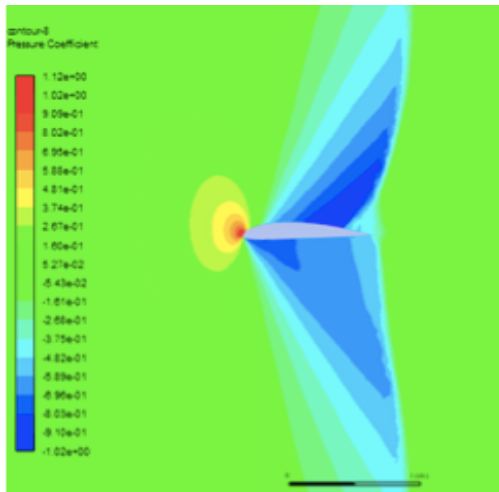


Figure IV-29: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (Clark Y)

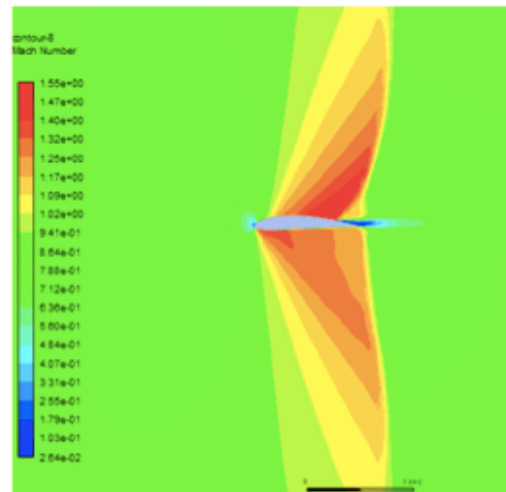


Figure IV-30: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (Clark Y)

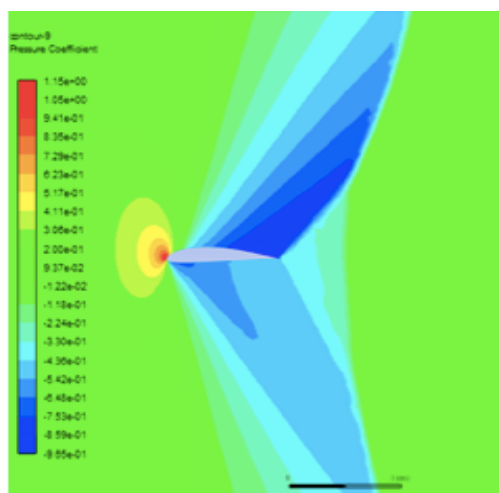


Figure IV-31: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (Clark Y)

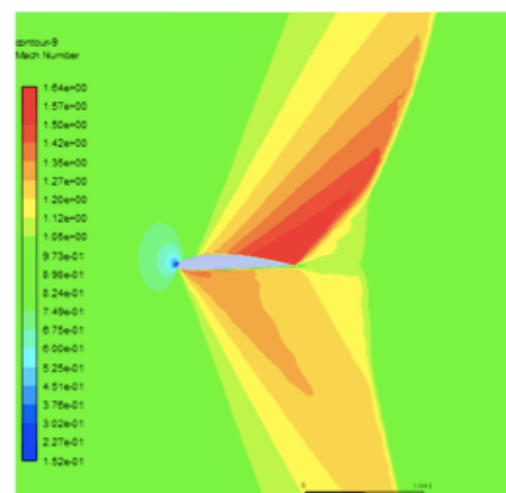


Figure IV-32: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (Clark Y)

$\alpha=0^\circ$ et $M=0.95$ (Clark Y)

et $M=0.95$ (Clark Y)

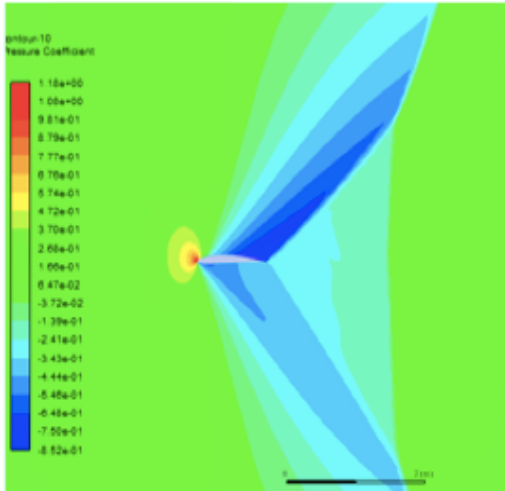


Figure IV-33: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=1$ (Clark Y)

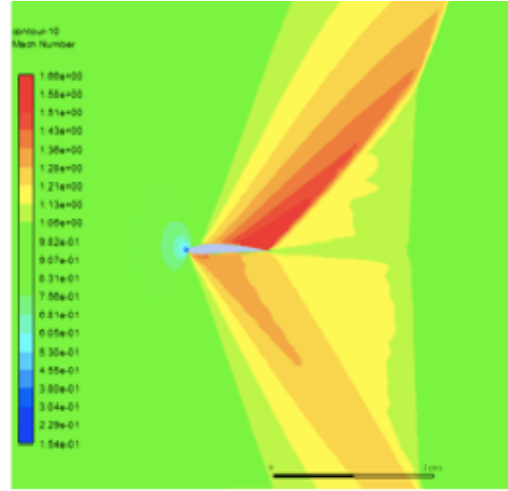


Figure IV-34: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=1$ (Clark Y)

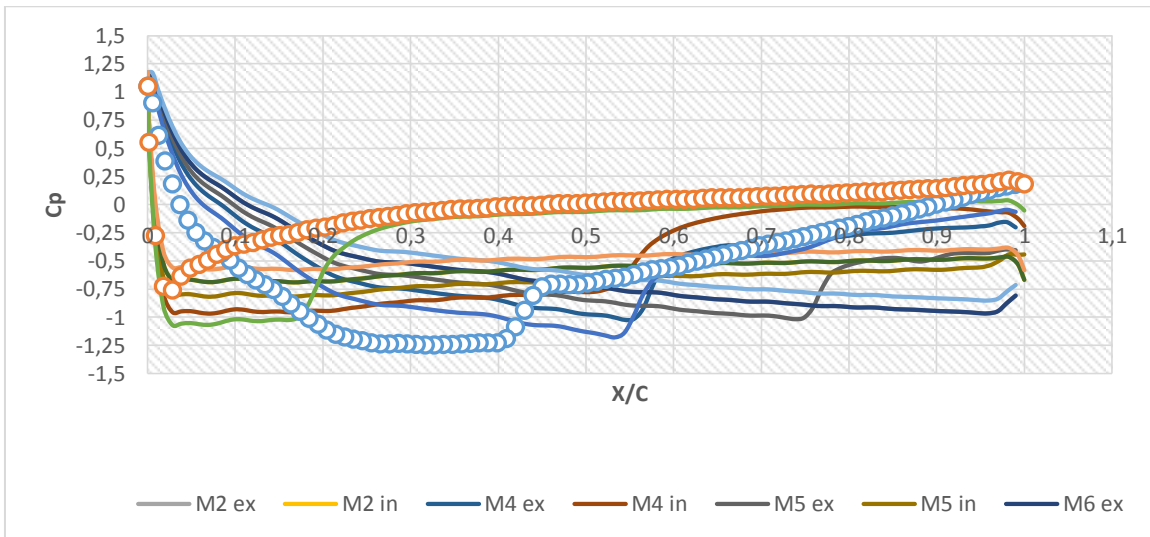


Figure IV-35 : C_p en fonction de position (X/C) avec la variation du nombre de Mach (Clark Y)

Les résultats obtenus pour le profil *Clark Y* permettent d'observer une perte de symétrie dans l'écoulement transsonique, aussi l'onde de choc n'a pas la même position sur l'intrados et l'extrados, à titre d'exemple pour $M=0.8$ elle apparaît

d'abord sur l'extrados au point 0.4 puis elle commence à apparaître sous l'intrados au point 0.18. On souligne que l'augmentation du nombre de Mach entraîne aussi une augmentation du coefficient de pression de -1.25 à -0.8, ceci est illustré par la Figure (IV-35).

IV.2.2.2 Effet d'angle d'incidence

Selon la même démarche, on développe les champs de pression et de Mach pour des angles d'incidence 2° et 4° . Les résultats ci-dessous sont obtenus.

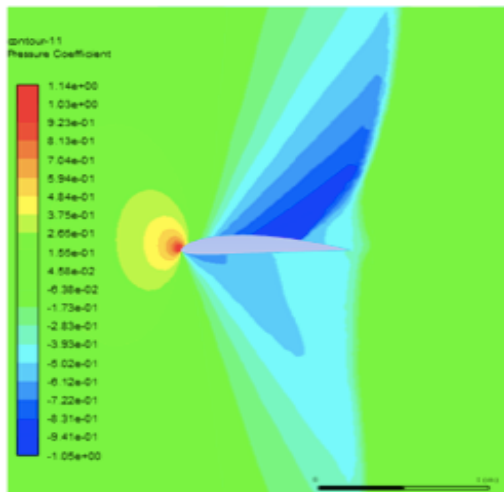


Figure IV-36: Champ de pression à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (Clark Y)

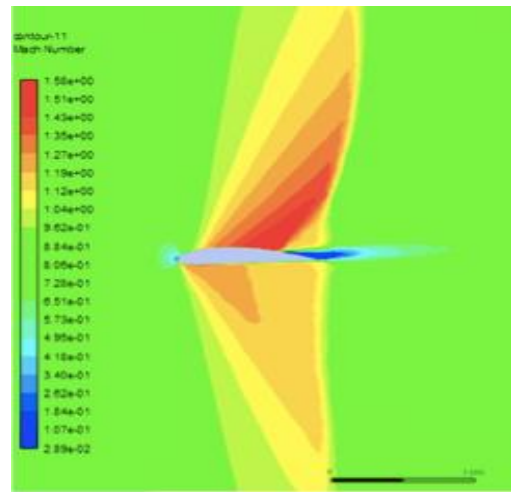


Figure IV-37: Champ de Mach à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (Clark Y)

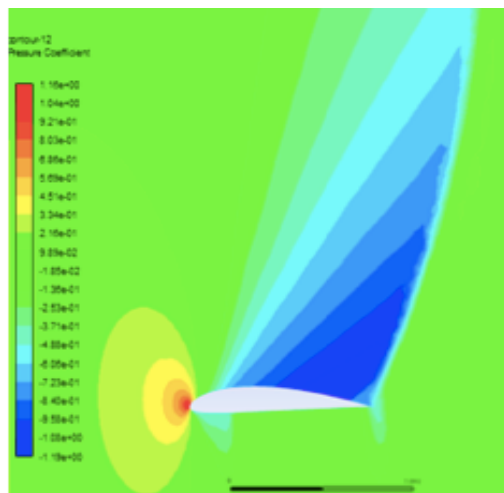


Figure IV-38: Champ de pression à $\alpha=4^\circ$

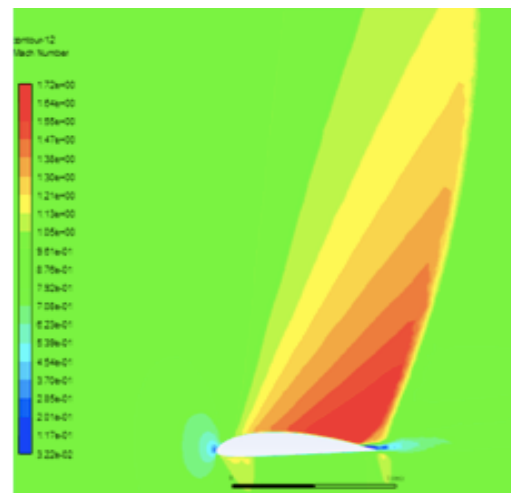


Figure IV-39: Champ de Mach à $\alpha=4^\circ$

$\alpha=4^\circ$ et $M=0.75$ (Clark Y)

et $M=0.75$ (Clark Y)

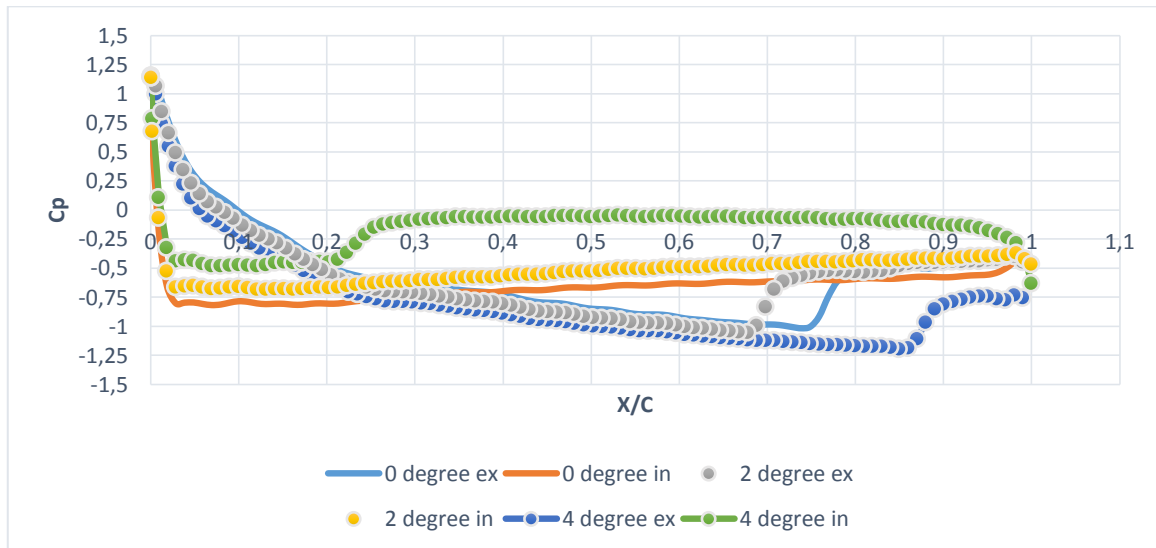


Figure IV-40 : C_p en fonction de position (X/C) avec la variation d'angle d'incidence (Clark Y)

En observant les champs de pression et de Mach pour le profil Clark Y, on conclut que l'augmentation de l'angle d'incidence induit une dissymétrie, sur l'intrados et l'extrados, à l'écoulement transsonique tel que sous l'intrados est presque nulle. Ceci est expliqué par le phénomène d'absorption de cette onde de choc par l'intrados à cause de l'augmentation de l'angle d'incidence. On remarque aussi qu'il y'a un élargissement de la zone supersonique accompagné d'un accroissement d'intensité de l'onde de choc. La Figure VI.40, quant à elle permet d'observer que l'augmentation de l'incidence diminue le coefficient de pression et recule la position de l'onde de choc, à titre d'exemple pour $\alpha = 2^\circ$ la position de l'onde de choc est au point 0.69 tandis que pour $\alpha = 4^\circ$ elle est au point 0.97.

IV.2.3 Profil supercritique (SC(2)0518)

IV.2.3.1 Effet de nombre de Mach :

Finalement, on s'intéresse à un profil particulier, il s'agit d'un profil supercritique (SC(2)0518) dont ses coordonnées sont données par la référence [10]. De même, on fixe l'angle d'incidence à la valeur nulle puis on change le nombre

de Mach dans le domaine transsonique: 0.7 ,0.75, 0.80, 0.85, 0.90, 0.95 et 1. Les champs de pression et de mach sont donnés par les figures ci-dessous.

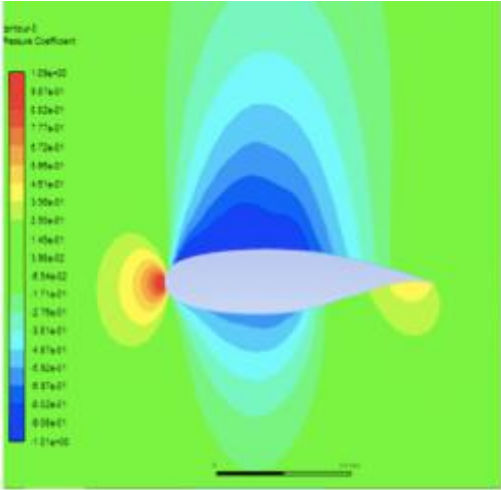


Figure IV-41: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (SC(2)0518)

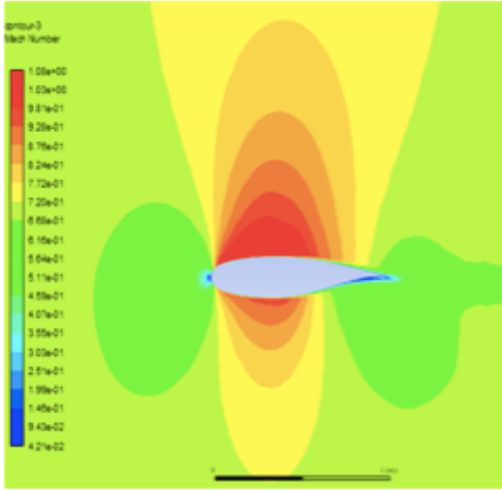


Figure IV-42: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.7$ (SC(2)0518)

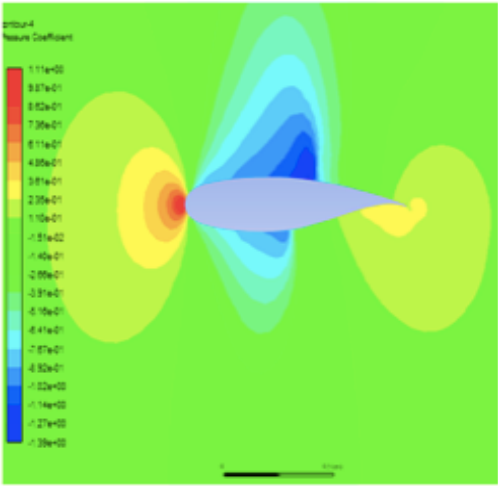


Figure IV-43: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518)

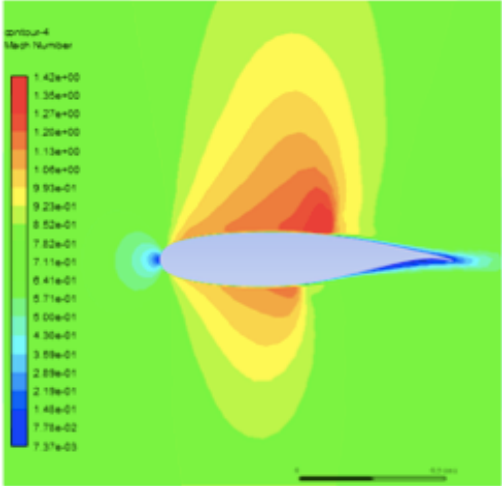


Figure IV-44: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518)

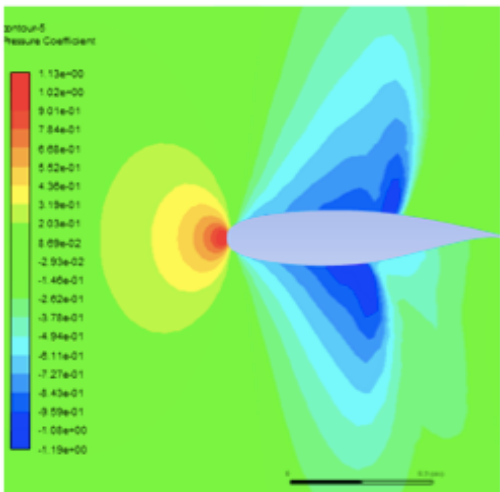


Figure IV-45: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (SC(2)0518)

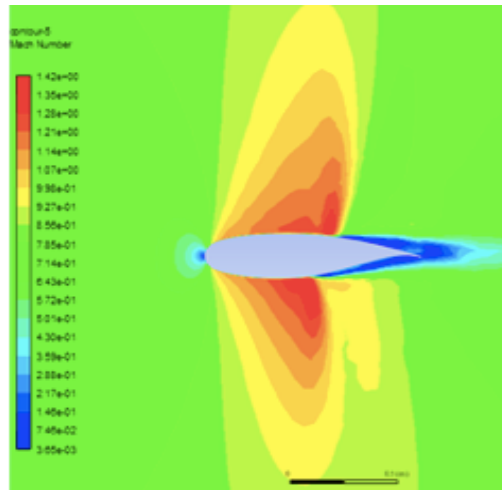


Figure IV-46: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (SC(2)0518)

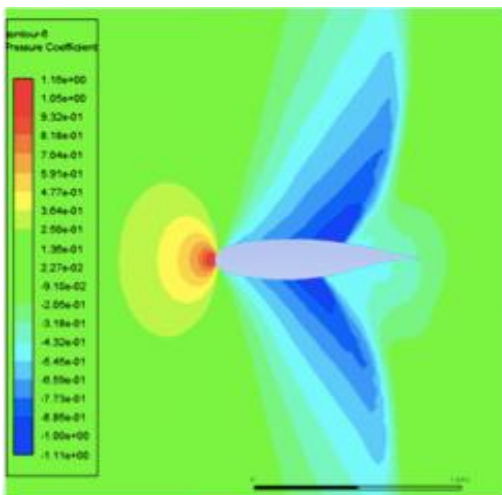


Figure IV-47: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (SC(2)0518)

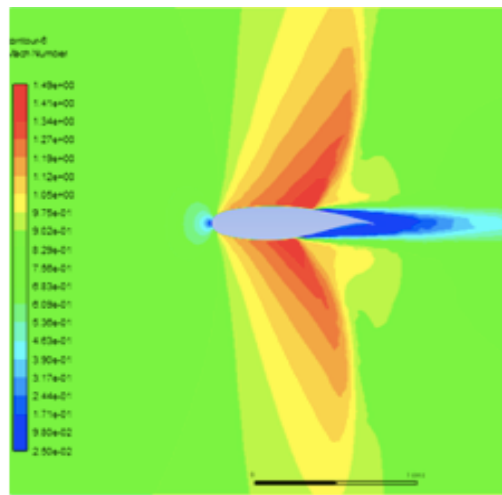


Figure IV-48: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.8$ (SC(2)0518)

$\alpha=0^\circ$ et $M=0.85$ (SC(2)0518)

et $M=0.85$ (SC(2)0518)

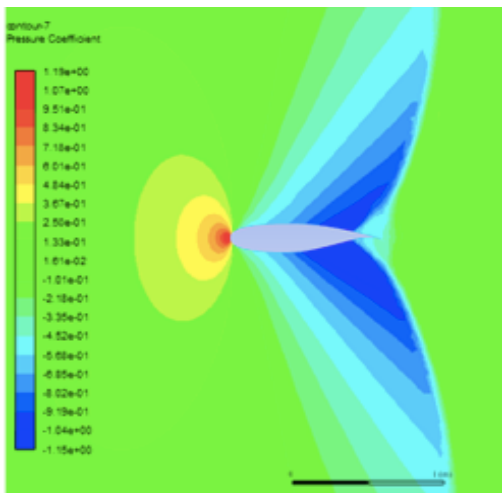


Figure IV-49: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (SC(2)0518)

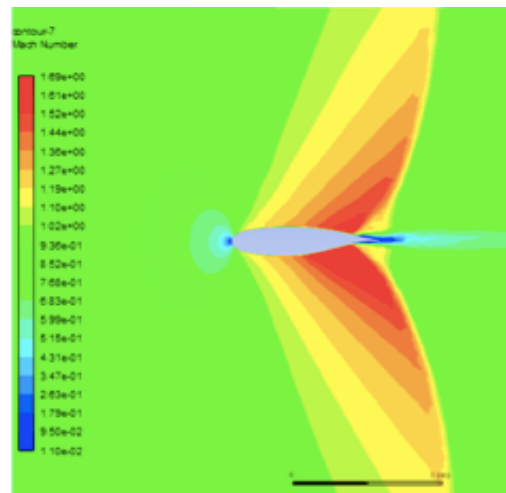


Figure IV-50: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.9$ (SC(2)0518)

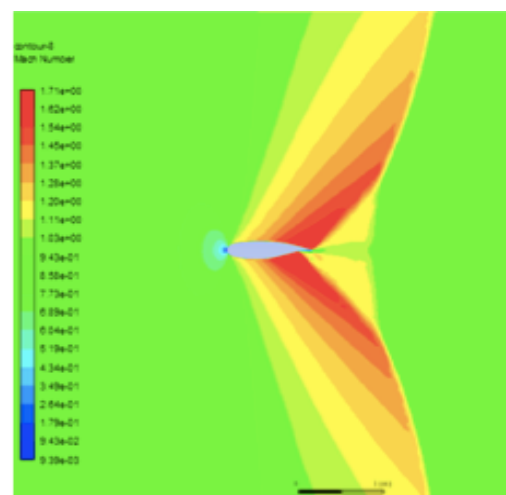
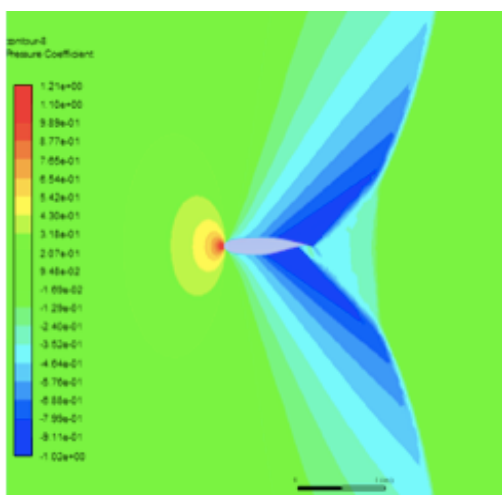


Figure IV-51: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.95$ (SC(2)0518)

Figure IV-52: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=0.95$ (SC(2)0518)

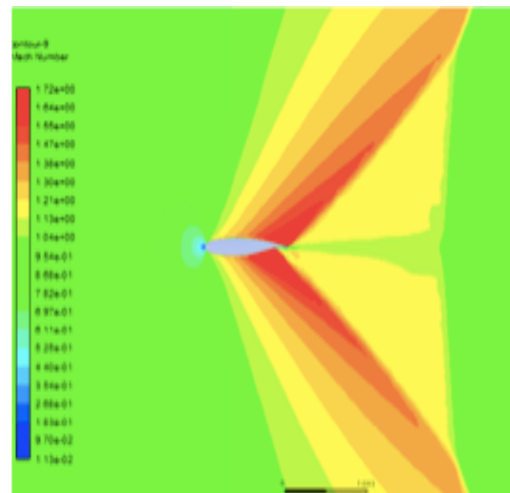
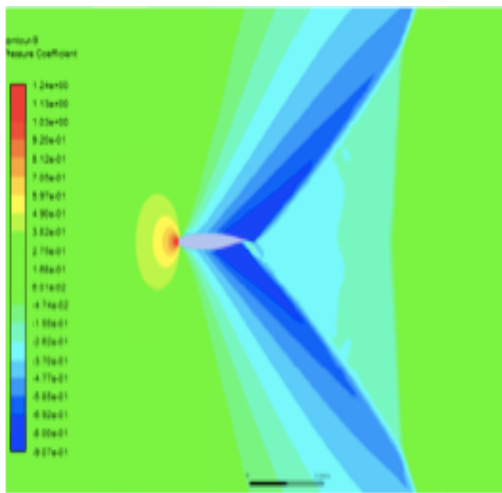


Figure IV-53: Champ de pression à $\alpha=0^\circ$ et $M=1$ (SC(2)0518)

Figure IV-54: Champ de Mach à $\alpha=0^\circ$ et $M=1$ (SC(2)0518)

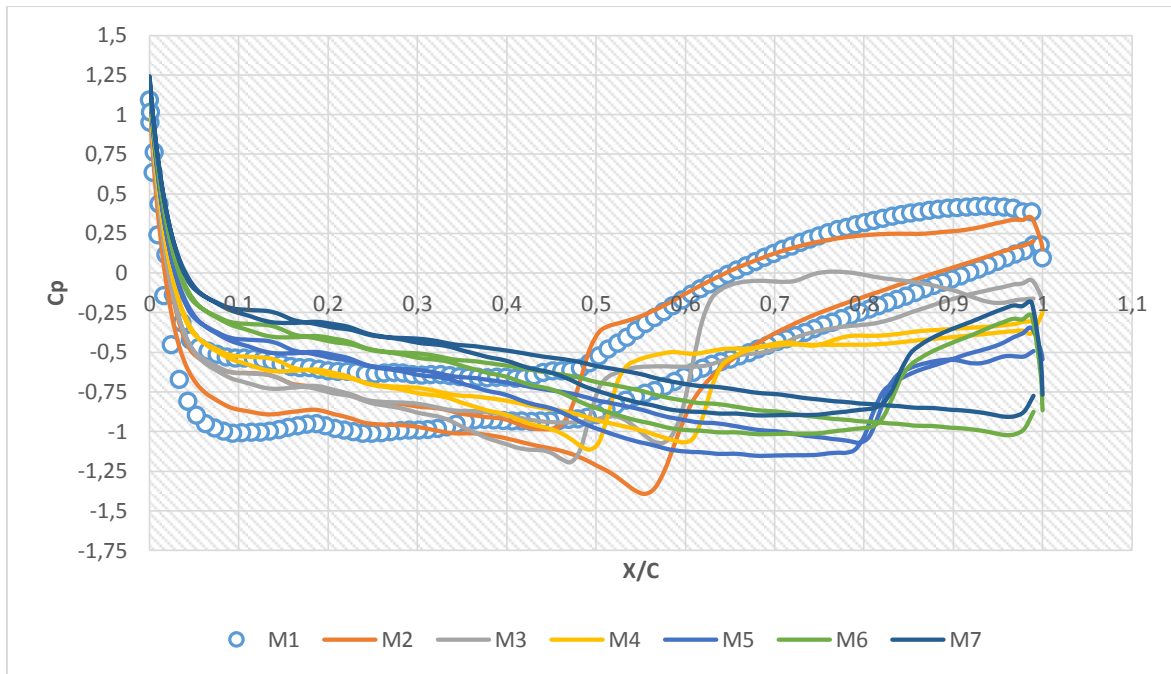


Figure IV-55 : Cp en fonction de position (X/C) avec la variation du nombre de Mach ((SC(2)0518))

On remarque aussi pour le cas de profil SC(2)0518 une perte de symétrie en écoulement transsonique entre l'extrados et l'intrados. La position de l'onde de choc est différente sur l'extrados et l'intrados, à titre d'exemple sa position est au point 0.5 sur l'extrados et au point 0.6 sous l'intrados à $M=0.75$. Pour le coefficient de pression, on remarque aussi une augmentation avec le nombre de Mach de -1 à -0.8.

IV.2.3.2 Variation d'angle d'incidence

Les résultats liés à la variation de l'angle d'incidence sont présentés par la série des Figures (IV-56, 57, 58, 59 et 60) ceci pour le profil SC(2)0518.

Après l'analyse des figures ci-dessous, on constate que pour le profil supercritique ((SC(2)0518)) à $M=0.75$ il y'a une dissymétrie entre l'intrados et l'extrados à l'écoulement transsonique et que l'augmentation de l'angle d'incidence diminue le coefficient de pression et recule l'onde de choc, à titre d'exemple pour $\alpha = 2^\circ$ la position de l'onde de choc est au point 0.7 et pour $\alpha = 4^\circ$ elle est au point 0.8. Cette observation est tirée de la Figure (IV-60).

IV.3 Comparaison des résultats

En comparant les trois profils d'aile, on constate que le profil d'aile supercritique diminue l'intensité de l'onde de choc. De plus, il permet d'augmenter le nombre de Mach critique, ceci pour le même angle d'incidence et même nombre de Mach. Ce dernier constat permet de prouver l'intérêt de ce type de profil d'aile concernant la réduction de la traînée d'onde et le décollement de la couche limite.

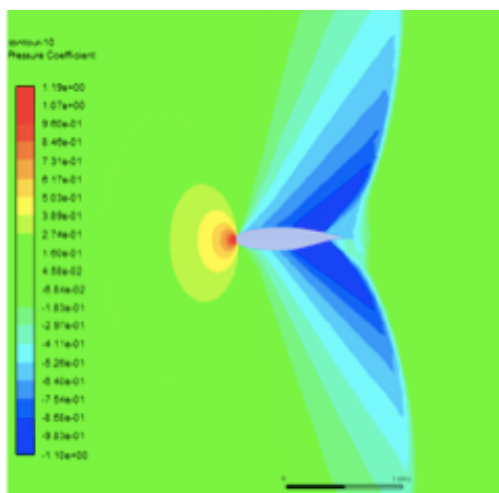


Figure IV-56: Champ de pression à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518)

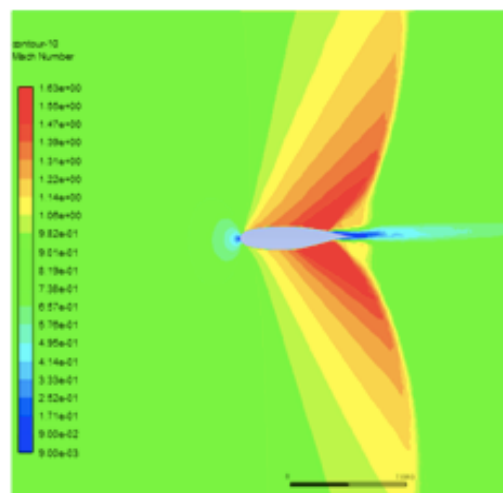


Figure IV-57: Champ de Mach à $\alpha=2^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518)

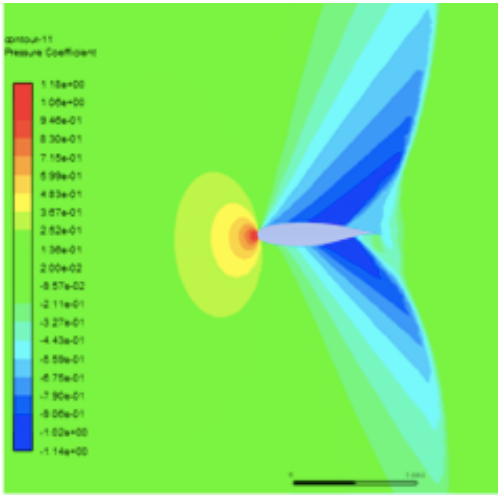


Figure IV-58: Champ de pression à $\alpha=4^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518)

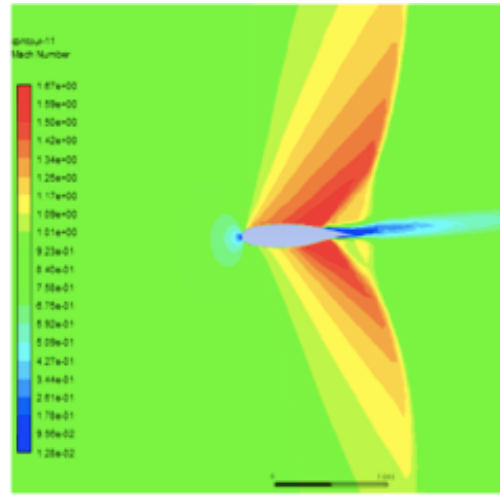


Figure IV-59: Champ de Mach à $\alpha=4^\circ$ et $M=0.75$ (SC(2)0518)

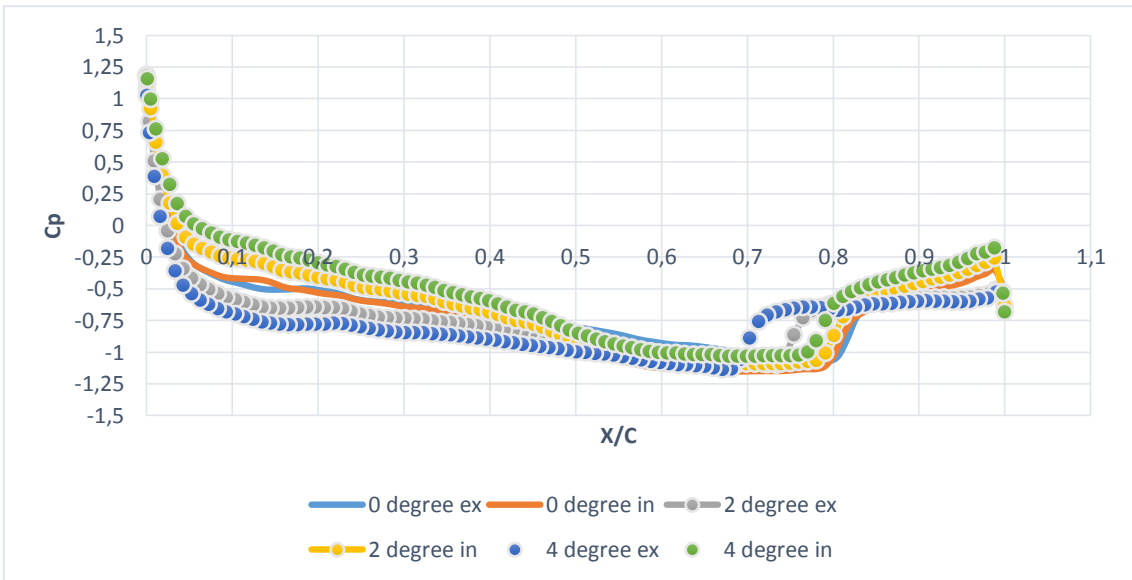


Figure IV-60: C_p en fonction de position (X/C) avec la variation d'angle d'incidence ((SC(2)0518))

Conclusion

CONCLUSUION GENERALE

L'écoulement transsonique est complexe vu l'apparition des zones supersonique sur la surface du profil d'aile. Cet écoulement est modélisé par les équations d'Euler et de continuité qui peuvent être résolues numériquement par la méthode des éléments finis en utilisant le logiciel Ansys Fluent version 19.0.

Dans ce travail, on a étudié l'onde de choc pour trois différents profils d'aile. Pour localiser la position de l'onde de choc, l'étude des distributions de coefficient de pression autour de ces profils était réalisée. La position de l'onde de choc était contrôlée en faisant varier différents paramètres tels que le nombre de Mach et l'angle d'incidence. Les résultats de la simulation montrent :

- L'augmentation du nombre de Mach fait augmenter le coefficient de pression et reculer la position de l'onde de choc.
- L'augmentation de l'angle d'incidence fait diminuer le coefficient de pression et reculer la position de l'onde de choc.
- l'augmentation d'angle d'incidence induit une dissymétrie sur l'intrados et l'extrados de l'écoulement transsonique pour tout type de profil d'aile.
- L'augmentation de l'angle d'incidence diminue l'intensité de l'onde de choc sous l'intrados.
- Le profil d'aile supercritique diminue l'intensité de l'onde de choc et augmente le nombre de Mach critique.
- La comparaison entre les trois profils d'aile permet de démontrer l'intérêt des profils d'aile supercritiques qui peut être résumé en : la diminution de la trainée d'onde et le décollement de la couche limite ainsi que l'augmentation du Mach critique.

Comme perspective à cette étude, les idées suivantes peuvent être traitées :

- Une partie expérimentale en soufflerie associée aux profils d'aile.
- Etude de l'influence de l'écoulement turbulent.
- Etude de l'influence de l'écoulement supersonique.
- Etude tridimensionnelle.
- Etude du flottement aérodynamique.

Références

Références

- [1] Lon Paraschivoiu :. Aérodynamique subsonique. Edition de l'école polytechnique de Montréal, Montréal 1998.
- [2] LANDAHL, Marten T. et LANDAHL, Marten:.. Unsteady transonic flow. CUP Archive, 1989.
- [3] Anderson, John D :. Fundamentals of aerodynamics. 5th : McGraw-Hill, 2011.
- [4] Chaffardon Christopher. Le Colleter Quentin et Poyet Arnaud :. L'aile d'Avion. Lycee jean monnet Annemasse, 2003.
- [5] Site internet : <http://airfoiltools.com/airfoil/seligdatfile?airfoil=n0012-il>
- [6] Harris Charles :. NASA Supercritical Airfoils: A Matrix of Family-Related Airfoils". Document technique de la NASA N°2969, 2011.
- [7] Jean Pierre Farges :. Comment font les avions pour voler ou... l'importance de la portance, ISBN : 9782753903562, 2016.
- [8] Site internet : <https://www.lavionnaire.fr>
- [9] Vincent Renvoisé :. Physic PC-PC, Cours complet avec tests, exercices et problèmes corrigés". France, 2010.
- [10] Jhon M Cimbala et Younes A Cengel :. Mécanique des fluides. Debock Supérieur, ISBN : 978-2-8041-6483-6. France 2017.

- [11] Etienne Gugon, Jean Pierre Hulin and Luc Petit :. Hydrodynamic physic. EDP Sciences, France, 2012.
- [12] Egon Krause :. Fluid mechanics. ISBN: 3-540-22981-7. Allemagne, 2005.
- [13] Frank Jedrzejewski :. Introduction au méthodes numériques. ISBN : 2-287-25203-7, 2^{ème} édition, France, 2005.
- [14] Site internet : [https://www.techno-science.net/glossaire-definition/Methode-des elements-finis-page-2.html](https://www.techno-science.net/glossaire-definition/Methode-des-elements-finis-page-2.html)
- [15] Zitouni Bariza . : Initiation aux logiciels Gambit et Fluent. Université de Batna, Algérie, 2012.
- [16] Site internet : <https://www.slideshare.net/elhacenematene/tp1dmarche-gnrale-pour lutilisation-de-fluent>
- [17] Site internet : https://en.wikipedia.org/wiki/PISO_algorithm
- [18] Jhon Mattson :. An introduction to Ansys Fluent. Document technique. USA, 2019.