

بسم الله الرحمن الرحيم

الجمهورية الديمقراطية الشعبية الجزائرية
PEOPLE'S DEMOCRATIC REPUBLIC OF ALGERIA

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
MINISTRY OF HIGHER EDUCATION AND SCIENTIFIC RESEARCH



Université SAAD DAHLEB Blida 1
Institut d'Aéronautiques et des études spatiales
Département construction d'avion
Spécialité structure d'avion

Influence des becs du bord d'attaque sur les performances aérodynamiques de l'aile

Mémoire de MASTER

Présenté par :

MANSOUR mohamed islem
KHIREDDINE akram

Encadré par:

- ❖ Dr. RENANE
- ❖ Dr. ALLOUCHE

BLIDA SEPTEMBRE 2020

REMERCIEMENT

Nous remercions, en premier lieu notre DIEU de nous avoir aidé à achever ce modeste travail.

Nous exprimons nos vifs remerciements à nos chères parents qui ont tous sacrifiés pour que nous soyons devant vous aujourd'hui.

Nous tenons aussi à remercier notre honorables encadreur de nous avoir dirigés pendant la préparation de ce mémoire.

En fin, nous tenons à remercier l'ensemble des enseignants un par un de nous avoir tout donné durant notre cursus dans cette université. Ainsi que nos chers camarades de classe.

Merci

ملخص

تتوافق سرعات طيران طائرات النقل الحديثة مع السرعات القريبة من سرعة الصوت من حيث رقم الماخ $M_{\infty} = 0.75 - 0.85$ وأرقام رينولدز عالية جدًا. يحدث التدفق عبر الصوت عندما يحدث كل من أنظمة التدفق دون سرعة الصوت وفوق سرعة الصوت في نفس مجال التدفق المحلي. أجرينا دراسة عددية على ملفين: متناظر (NACA 0012) وغير متناظر (NACA 4412) مع وبدون منقار الحافة الأمامية في 2D لفحص المعاملات الديناميكية الهوائية في عدد رينولدز مرتفع وكدالة عدد الماك وزاوية الورود. تم إجراء المحاكاة العددية والحسابات بواسطة رمز CFD لنموذج الاضطراب k- ω SST.

Résumé

Le régime de vol des avions modernes de transport correspond à des vitesses transsoniques en terme de nombre de Mach $M_{\infty} = 0.75 - 0.85$ et à des nombres de Reynolds très élevés. L'écoulement transsonique se produit quand les deux régimes d'écoulements subsonique et supersonique se manifestent dans le même champ d'écoulement local. On a réalisés une étude numérique sur deux profiles : symétrique (NACA 0012) et asymétrique (NACA 4412) avec et sans bec de bord d'attaque en 2D pour examiner les coefficients aérodynamiques au nombre de Reynolds élevé et en fonction de nombre de Mach et l'angle incidence la simulation numérique et les calculs ont été effectués par un code CFD pour un modèle de turbulence k- ω SST.

Abstract

The flight regime of modern transport aircraft corresponds to transonic speeds in terms of Mach number $M_{\infty} = 0.75 - 0.85$ and very high Reynolds numbers. Transonic flow occurs when both subsonic and supersonic flow regimes occur in the same local flow field. a numerical study was carried out on two symmetrical (NACA 0012) and asymmetrical (NACA 4412) profiles with and without leading edge beak in 2D to examine the aerodynamic coefficients at high Reynolds number and as a function Mach number and angle of incidence the numerical simulation and the calculations have been performed by a CFD code for a k- ω SST turbulence model.

SOMMAIRE

Remercîment

Résumé

Sommaire

Nomenclature

Liste des tableaux

Liste des figures

Bibliographie

Introduction

chapitre 01 : generalites sur laerodynamique	0
I.1 Les trois approches de l'aérodynamique :.....	1
I.2 Classification générale des aéronefs:	1
I.2.1 Aérostats	2
I.2.2 Aérospatiaux	2
I.2.3 Aérodynes	2
I.3 Rappel sur l'aérodynamique:	3
I.3.1 Les forces aérodynamiques :.....	3
I.3.2 L'équilibre des forces:	5
I.3.3 Les axes:.....	6
I.3.4 contrôle:	6
I.3.5 LES empennages :.....	8
I.3.6 Le dispositif hypersustentateur :	9
I.3.6.a DISPOSITIFS DE BORD DE FUITE :	9
I.3.6.b DISPOSITIFS DE BORD D'ATTAQUE :.....	10
I.4 Ailes	14
I.4.1 Historique :.....	14
I.4.2 Profils :.....	14
I.4.3 LES DIMENSIONS :.....	17
I.4.4 Définitions relatives à la voilure :.....	Error! Bookmark not defined.
I.4.5 Structure d'une aile :	18
I.5 Couche limite et décollement :.....	19
I.5.1 Introduction :.....	19
I.5.2 Définition :.....	19
I.5.3 Classification des différents états de la couche limite :	20

I.5.4	Epaisseur de la couche limite.....	22
I.5.5	Phénomène de décollement.....	22
I.5.6	Contrôle des écoulements :	23
I.6	Vitesse transsonique :	23
II	chapitre 02 :equation et modele de turbulence	25
II.1	Introduction :	26
II.2	Caractéristiques du fluide :	26
II.3	Équations fondamentales des fluides compressibles Instantanées :	26
II.4	Équations de Navier-Stokes moyennées (RANS) :	27
II.5	Modélisation de la turbulence :	28
II.6	Les solveurs :	31
II.7	Loi de paroi	32
II.8	Résidus (convergence)	33
II.9	Conclusion :	34
III	chapitre 03 : simulation numerique	35
III.1	Introduction :	36
III.2	Présentation de l'interface ANSYS WorkBench :	36
III.2.1	Créer un système d'analyse Fluid Flow :	37
III.2.2	Les différentes étapes :	37
III.3	Simulation 2D :	37
III.3.1	Autour de NACA4412 SIMPLE :	38
III.3.2	Autour de NACA4412 avec bec :	46
III.3.3	Autour de NACA 0012 simple :	47
III.3.4	Autour de NACA 0012 avec bec :	48
III.4	La géométrie du bec	49
III.5	Conclusion.....	50
IV	chapitre 04 : resultats et discussion	51
IV.1	Introduction	52
IV.2	Etude sur profil simple	52
IV.2.1	Etude de Sensibilité de maillage :	52
IV.2.2	Effet de nombre de Mach :	53
IV.2.3	Influence d'angle d'incidence :	59
IV.2.4	Influence de la géométrie :	61
IV.3	Etude sur profil avec bec :	63
IV.3.1	Effet de nombre de Mach :	63
IV.3.2	Effet d'angle d'incidence :	66
IV.3.3	Effet de la géométrie :	67

IV.4	Etude de l'onde de choc :	68
IV.5	Étude de Mach critique :	69
IV.5.1	Effet de nombre de Mach :	69
IV.5.2	Effet d'angle d'incidence :	70
IV.5.3	Effet de la géométrie :	70
IV.6	Les caractéristiques aérodynamiques :	70
IV.6.1	Le coefficient de portance C_z :	70
IV.6.1.a	Effet de nombre de Mach :	71
IV.6.1.b	Effet d'angle d'attaque :	71
IV.6.1.c	Effet de la géométrie.....	72
IV.6.1.d	Effet du bec de bord d'attaque.....	73
IV.6.2	Le coefficient de trainée :	73
IV.6.2.a	Effet de nombre de Mach	73
IV.6.2.b	Effet d'angle d'attaque	74
IV.6.3	Les angles de référence	74
IV.7	Conclusion :	74

conclusion generale

references

les annexes

NOMENCLATURE

a	vitesse du son [m/s]
AoA	angle d'attaque (Angle of Attack), ou (α)
Cx	coefficient de trainée
Cl	coefficient de portance
Cp	coefficient de pression
CV	la chaleur spécifique volume [J/K.Kg]
CP	la chaleur spécifique de pression [J/K.Kg]
Rx	Force de trainée [N]
Rz	Force de portance [N]
Ra	Résultante aérodynamique [N]
Tu	force de poussé [N]
P	poids [N]
M	nombre de Mach
Mc	Mach critique
MLM	Mach Local Maximal
p	pression statique [Pa]
P0	pression au niveau de la mer [Pa]
P ∞	pression a l'infinie amont [Pa]
R	constante universelle des gazes parfaits [J/kg.K.mol]
Re	nombre de Reynolds
t	temps [s]
E	énergie totale[J]
e	énergie interne [J]
h	enthalpie[J]
T	température [K]

T_0	température au niveau de la mer [K]
T_∞	température à l'infini amont [K]
γ	constante particulière des gaz parfaits
k	conductivité thermique [W/m.K], ou énergie cinétique turbulente [J/kg]
u	vitesse [m/s], composante horizontale de la vitesse (selon l'axe des x)
u_τ	vitesse de frottement [m/s]
u^+	vitesse adimensionnelle (Variable de paroi)
u_i	vecteur de vitesse eulérienne d'une particule fluide.
u_j	vecteur déplacement
S	surface de référence de l'aile
S_i	terme source
x	abscisse dans le plan physique (x,y)
y	ordonnée dans le plan physique (x,y)
x_i	coordonnées cartésiennes sous forme indicelle
y^+	ordonnée de paroi réduite
v	composante verticale de la vitesse (selon l'axe des y)
w	composante horizontale de la vitesse (selon l'axe des z)
V	vitesse de l'avion [m/s]
V_0	vitesse du fluide [m/s]
z	direction z selon l'envergure de l'aile
ω	taux de dissipation spécifique de l'énergie turbulente k [s ⁻¹]
τ_{ij}	tenseur des contraintes [Pa]
τ_w	la tension de cisaillement à la paroi [Pa]
δ_{ij}	tenseur de Kronecker
q_j	flux de chaleur [W]
μ	viscosité dynamique [kg/m.s]
μ_0	viscosité du fluide à T nulle [kg/m.s]

μ_t	viscosité dynamique turbulente [kg/m.s]
μ_{eff}	viscosité turbulente efficace [kg/m.s]
Prt	nombre de prandtl
ρ	masse volumique [kg/m ³]
Φ	fonction de dissipation
Ω	intensité de vorticité
δ	angle de dièdre
∂	épaisseur de la couche limite
ε	taux de dissipation d'énergie turbulente [s ⁻¹]
Γ_t	diffusit� thermique [m ² /s]
Gk	Représente la génération de l'énergie cinétique due au gradient de vitesse,
YM	La contribution de la dilatation fluctuante dans la turbulence compressible pour (ω)
$D\omega$.	Terme supplémentaire de diffusion pour que la prédiction dans les zones transitoire soit bonne.
$Sk, S\omega$	Termes source,
λ	allongement
E ou L	envergure d'aile
c	la corde du profil
TE	bord de fuit
LE	bord d'attaque

LISTE DES TABLES

Tabl III.1	Ensembles des paramètres utilisés dans l'étude	50
Tab IV.2.1	sensibilité de maillage	52
Tabl VI.2.2	comparaison avec la référence	52
Tabl IV.4.1	position de l'onde de choc en fonction de Mach a 0°	69
Tabl IV.4.2	position de l'onde de choc en fonction de Mach a 3°	69
Tabl IV.5.1	Mach Local Max en fonction de Mach amont pour NACA 0012	70
Tabl IV.5.2	évaluation de Mach critique avec l'angle d'attaque AOA	70
Tabl IV.5.3	Mach Local Max en fonction de Mach amont pour NACA 4412	70
Tab IV.6.1	Décrochage en fonction de Cz max pour NACA 0012	74
Tab IV.6.2	Décrochage en fonction de Cz max pour NACA 4412	74

LISTE DES FIGURES

I-1-1	Les trois approches de l'aérodynamique	01
I-2-1	Ballon a air chaud(Montgolfière) Ou a gaz	02
I-2-2	Dérivable (propulsé)	02
I-323	Aérospatial	02
I-2-4	Planeur	02
I-2-5	Avion	03
I-2-6	Giravion	03
I-3-1	La résultante aérodynamique	03
I-3-2	les forces aérodynamiques	03
I-3-3	tourbillons marginaux	04
I-3-4	Influence de l'incidence	05
I-3-5	L'équilibre des forces	05
I-3-6	les principaux axes d'un avion	06
I-3-7	Axe de tangage	06
I-3-8	Action des elevateurs	07
I-3-9	Axe de roulis	07
I-3-10	Action des ailerons	07
I-3-11	axe de lacet	07
I-3-12	action des gouvernes de profondeur	08
I-3-13	maniabilité de l'avion	08
I-3-14	Empennage	08
I-3-15	types d'empennage	09
I-3-16	Soufflage	10
I-3-17	Aspiration	10
I-3-18	bord d'attaque basculant	11
I-3-19	volet KRUGER	11
I-3-20	bec betz	11
I-3-21	bec a fente	11
		12

I-3-22	bec a fente fixe	12
I-3-23	Fente	12
I-3-24	Conception d'une aile pour différentes phases du vol	13
I-3-25	Association des dispositifs dans un avion réel	13
I-4-1	profil d'aile	14
I-4-2	profil clark Y	15
I-4-3	profil NACA 0015	15
I-4-4	profil NACA 2415	15
I-4-5	profil GEO 500	15
I-4-6	Ronczy wing airfoil	16
I-4-7	Aile droite	16
I-4-8	Aile elliptique	16
I-4-9	Aile trapézoïdale	16
I-4-10	Aile delta	16
I-4-11	Aile à géométrie variable	16
I-4-12	Aile gothique	16
I-4-13	Dièdres	17
I-4-14	Dimensionnement d'un avion	17
I-4-15	Flèche positive	17
I-4-16	Flèche négative	17
I-4-17	Composition simplifiée d'une aile	18
I-4-18	Caisson	18
I-4-19	Structure d'aile	18
I-4-20	Nervure	19
I-4-21	Longeron	19
I-4-22	Revêtement	19
I-5-1	Couche limite	20
I-5-2	Couche limite laminaire	21
I-5-3	Couche limite turbulente	21
I-5-4	Les zones de la couche limite	22
I-5-5	Épaisseur de la couche limite	22

I-5-6	Phénomène de décollement de la couche limite	23
I-5-7	Soufflage et aspiration de la couche	24
I-6-1	Différents régimes d'écoulement	24
I-6-2	Ecoulement transsonique autour d'un profil	24
II-1	Algorithm du solveur density-based	31
II-1	Residual	33
III-1	ANSYS	36
III-2-1	Démarrage de Workbench	37
III-2-2	La fenêtre principale du Workbench	37
III-2-3	Les différentes étapes	37
III-3-1	Réglage de type d'écoulement 2D/3D	38
III-3-2	NACA4412 et son volume de control	39
III-3-33	Identification de la géométrie	39
III-3-4	Génération de maillage structuré autour de NACA 4412	39
III-3-5	Statistique de maillage utilisé	40
III-3-6	Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA4412)	40
III-3-7	Qualité d'orthogonalité selon le guide ANSYS	40
III-3-8	La fenêtre d'ouverture d'Ansys Fluent	40
III-3-9	Choix de solveur	41
III-3-10	Choix des modèles physiques	41
III-3-11	Spécification du fluide utilisé	42
III-3-12	Conditions d'opération	42
III-3-13	Condition au limite « pressure Far-Field »	43
III-3-14	Condition aux limites wall	43
III-3-15	Définition « Solution	44
III-3-16	Les méthodes de simulations	44
III-3-17	Conditions de convergence	44
III-3-18	Report plots	45
III-3-19	Initialisation de la solution	45
III-3-20	Lancement du calcul	45

III-3-21	Profil NACA 4412 avec bec	46
III-3-22	Identification de la géométrie	47
III-3-23	Génération de maillage autour de (NACA 4412 avec bec)	47
III-3-24	Statistique de maillage utilisé	47
III-3-25	Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA4412 avec bec)	47
III-3-26	Génération de maillage structuré autour de (NACA 0012)	47
III-3-27	Statistique de maillage utilisé	48
III-3-28	Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA0012)	48
III-3-29	Génération de maillage autour de (NACA 0012 avec bec)	48
III-3-30	Statistique de maillage utilisé	48
III-3-31	Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA0012 avec bec)	48
III-4-1	Paramètre de la fente	48
III-4-2	Les changements de la géométrie de la fonte	48
III-4-3	Géométrie et position de la fente	48
IV-2-1	la coordonnée y^+ du premier point de la grille autour d NACA 0012	53
IV-2-2	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.4$	53
IV-2-3	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.6$	54
IV-2-4	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.65$	54
IV-2-5	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.73$	55
IV-2-6	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ$ a $M=0.725$	55
IV-2-7	La variation de la courbe de C_p avec le Mach a différentes incidences	56
IV-2-8	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.4$	57
IV-2-9	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.6$	57
IV-2-10	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.65$	57
IV-2-11	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.73$	57
IV-2-12	contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ$ a $M=0.75$	58
IV-2-13	La variation de la courbe de C_p avec le Mach a différentes incidences	59
IV-2-14 :	La variation de la courbe de C_p avec l incidences a différentes Mach	60
IV-2-15	La variation de la courbe de C_p avec l incidences a différentes Mach	61
IV-2-16	comparaison des courbes C_p des profils	61

IV-2-17	les vecteurs vitesse	62
IV-3-1	contour de mach et de vitesse pour les incidences 0° , 3° , 6° a $M=0.4$	63
IV-3-2	contour de mach et de vitesse pour les incidences 0° , 3° , 6° a $M=0.6$	63
IV-3-3	La variation de la courbe de C_p avec le Mach a différentes incidences	64
IV-3-4	contour de mach et de vitesse pour les incidences 0° , 3° , 6° a $M=0.4$	64
IV-3-5	contour de mach et de vitesse pour les incidences 0° , 3° , 6° a $M=0.6$	64
IV-3-6	La variation de la courbe de C_p avec le Mach a différentes incidences	65
IV-3-7	La variation de la courbe de C_p avec l incidences a différentes Mach	67
IV-3-8	La variation de la courbe de C_p avec l incidences a différentes Mach	68
IV-3-9	comparaison des courbes C_p des profils	69
IV-4-1	distribution de C_p pour différents nb de Mach a l'incidence 0° et 3°	69
IV-6-1	la surface engendrée entre la distribution de coefficient de pression extra-intrados	71
IV-6-2	évolution de $C_z=f(\text{Mach amont})$ a AOA nul pour NACA 0012 avec validation	71
IV-6-3	variation de $C_z=f(\alpha)$ pour NACA 0012 avec validation des résultats	72
IV-6-4	évolution de $C_z=f(\alpha)$ pour NACA 0012 et NACA 4412 a Mach 0.65	72
IV-6-5	effet du bec sur le coefficient de portance pour NACA 0012 et NACA 4412 a Mach 0.65	73
IV-6-6	variation de $C_z=f(\text{Mach amont})$ à AOA nul pour NACA 0012 avec validation	73
IV-6-6	variation de coefficient de trainée en fonction d'AOA nu pour NACA 0012	74

INTRODUCTION

Les profils aérodynamiques portants sont un cas d'étude assez intéressant, vu qu'ils constituent les éléments principaux de plusieurs machines tournantes (éolienne, compresseur, turbine, hélice de bateau, rotor d'hélicoptère...). Ils sont également utilisés dans l'aviation (ail d'avion), dans l'automobile (aileron arrière), ainsi que dans les installations domestiques (ventilation). Les travaux de recherche actuels se basent essentiellement sur la détermination des caractéristiques aérodynamique des profils, et l'amélioration de leurs rendements ce qui veut dire augmentation de leurs portances et diminution de leurs trainées, et cela constitue un défi majeur pour les aérodynamiciens, car elles impliquent une diminution de la consommation du combustible pour les machines, pour ce faire d'importants efforts ont été fournis aussi bien morale que matérielle.

Les progrès réalisés ces dernières décades dans le domaine informatique et technique ont permis la validation de modèle mathématique permettant une approche fiable pour des cas plus compliqués (profil cambré symétrique et asymétrique, mince ou épais) par le biais de code de calcul de plus en plus performant tel que : FLUENT, XFOIL, ANSYS, STARCCM+ etc.,

Les fluides jouent un rôle essentiel dans notre vie, il est important de bien les comprendre et d'apprendre à contrôler leur écoulement. La mécanique des fluides est l'étude du comportement des fluides au repos et en mouvement. La branche de la mécanique des fluides qui étudie les fluides en mouvement est la dynamique des fluides. Ce domaine scientifique s'occupe de tâches complexes, comme la conception sur ordinateur de simulations de l'écoulement d'air autour d'une aile d'avion, ce qui est d'une grande utilité lorsqu'on est confronté à la complexité de la réalisation des expérimentations.

Les profils d'aile sont étudiés principalement pour avoir la meilleure finesse à la vitesse de croisière et de grande portance pendant les phases de décollage et d'atterrissage, pour répondre à ces exigences un dispositif hypersustentateur a été placée sur l'aile afin de lui permettre de modifier sa géométrie au cours du vol.

Dans notre étude, on va entamer quatre chapitres :

Dans le premier chapitre, on commence par quelques notions de base en aéronautique générale et en mécanique des Fluides (aérodynamique), afin d'exposer les stratégies du contrôle d'écoulements, la dynamique des différentes structures qui cohabitent la couche limite, afin d'éclaircir les mécanismes d'action des processus de contrôle. De plus, le mécanisme de travail des bords d'attaques.

Le deuxième chapitre est consacré en premier lieu à la présentation des équations de Navier Stokes des écoulements compressibles instantanées puis moyennées. Ces équations sont discrétisées par l'utilisation de la méthode des volumes finis, utilisée par le code de calcul numérique (FLUENT) présenté dans le chapitre 3. En second lieu, il présente les équations des modèles de turbulence utilisés dans cette étude à savoir : $k-\omega$ SST.

Le troisième chapitre permet d'exposer le travail de simulation réalisé à l'aide du logiciel commercial FLUENT 18. Ce code largement utilisé dans l'industrie aéronautique, automobile, ... offre une interface sophistiquée qui facilite son utilisation. Ces raisons ont motivé notre choix pour l'emploi de ce logiciel qui est basé sur la méthode de discrétisation en volumes finis.

Dans le dernier chapitre, on présente les résultats obtenues par simulation numérique pour un écoulement autour d'un profil symétrique NACA 0012 sans et avec bec de bord d'attaque ainsi qu'un profil Asymétrique NACA4412 sans et avec bec de bord d'attaque. La discussion sera basée principalement sur : la vitesse, le nombre de Mach, AOA et le coefficient de pression.

ETAT DE L'ART

Harris [1] (1981) a indiqué dans ses résultats expérimentaux que le coefficient de traînée n'est pas vraiment très sensible aux variations de Mach pour des régimes transsoniques faibles. En augmentant le nombre de Mach ($\infty > M_{dd}$), l'écoulement transsonique devient très intense et le coefficient de traînée augmente rapidement.

L.W. Carr and K.W. McAlister [2] (1983) ont cherché l'effet de la lame sur l'écoulement visqueux du profil aérodynamique principal. Le profil aérodynamique de base connaît décrochage dynamique complet dans ces conditions; les courbes force-et-tangage-moment montrent le caractère changement artéritique de la curnature associé à décrochage dynamique: les signaux du fil chaud à $x/c = 0,025, 0,10$ et $0,25$ montrent tous l'influence du vortex dynamique de décrochage; le sens d'inversion de débit sors à $x/c = 0,40, 0,60$ et $0,80$ montrent le empreinte de ce vortex également, le coefficient de moment de tangage montre pas de distorsion significative, même amplifiée dramatiquement. La latte n'est pas installée. Les fils chauds à $x/c = 0,025, 0,10$ et $0,25$ montrent entièrement attaché tout au long du cycle (avec une perturbation mineure de le signal à $x/c = 0,25$ et la perturbation attendue à l'angle minimum). Les capteurs d'inversion de débit à $x/c = 0,40, 0,60$ et $0,80$ montrent une inversion de flux, mais pas d'effets vorticaux significatifs

Nouali Nassira (1990) [3] a effectué des études sur les écoulements laminaires et turbulents autour d'un profil d'aile où l'analysé les caractéristiques des couches limites telles que les champs de pression et de vitesse et le coefficient de traînée pour différentes valeurs de l'angle d'attaque. La comparaison de ces résultats avec ceux de l'expérience donne une bonne concordance.

Chekired Omar (2003) [4], une étude numérique des écoulements transsoniques gouvernés par l'équation complète du potentiel, écrite sous forme conservative, et modifiée en introduisant le terme de viscosité artificielle. La technique de génération de maillage a été utilisée, rendant l'application des conditions aux limites plus maniables et transforme le domaine physique complexe en un domaine de calcul régulier. La méthode numérique des différences finies, dans cette étude, est retenue pour la discrétisation de l'équation complète du potentiel. Le code élaboré en fortran, a permis la capture de l'onde de choc et a défini la frontière entre les zones subsonique et supersonique. Deux profils NACA0012 et NACA0015 et un profil supercritique ont été étudiés.

Mehdi R. Khorrami [5] (2004) a entrepris Une étude expérimentale et informatique combinée axée sur la compréhension des structures d'écoulement instationnaire dans un la région de Slat Cove, il a effectué une Comparaison des champs simulés à plusieurs angles d'attaque avec des mesures correspondantes Plus précisément, le champ de tourbillon instantané prédit dans l'anse montre des tourbillons de couche de cisaillement avec plus d'énergie et une zone de recirculation plus dynamique que celles indiquées par les mesures.

Handley-Page Slatwith [6] (2006) a dit que le CFD est capable d'effectuer la visualisation de flux avec précision en représentant le flux d'air au-dessus du profil mais ne produisent les mêmes coefficients de portance. Les résultats CFD légèrement différent de celui des résultats en soufflerie et du NACA données publiées. Le modèle de soufflerie à volets Fowler avait restrictions de construction et limitations de soufflerie. Par conséquent, le flux sur le modèle peut avoir été restreint et ne permet pas au flux d'agir correctement. les limitations présentes lors du test du modèle de soufflerie permettent la présence de certaines erreurs. La soufflerie modèle, étant turbulent dans toute la soufflerie test, fournit des résultats 2-D légèrement différents et résultats CL 3-D alors attendu.

M. Serdâr GENC [7](2008) a effectué une étude expérimentale et numérique sur un profil multi éléments (NACA 2415 et NACA 22) à un Reynolds transitoire de $2 \cdot 10^5$. Dans l'expérimental le profil simple a présenté une boucle de séparation laminaire et un C_z max de 1.3 à 12° d'incidence, il a trouvé que le bec de bord attaque augmente la valeur de l'angle de décrochage de 6° avec une augmentation de 50 % DAND LA VALEUR DE C_z max.

B. Xavier (2008) [8] Les essais en soufflerie sur l'aile à profil OAT15A avec des surfaces de contrôles étaient obligatoires pour estimer avec précision l'efficacité de ce type de surfaces de contrôle, avec un coût important et une optimisation limitée possible lors du développement de l'avion. Grâce à la technique de maillage de Chimère, les calculs de CFD sur un avion avec des aérofreins déviés sont abordables et, de plus, ils ont une excellente précision.

Ü Kaynak and G D Lock [9](2009) La lame de bord d'attaque augmentait l'angle d'attaque à que la voilure NACA 2415 décroche de 6° avec un 50% par augmentation en cent du coefficient de portance maximum. Débit d'huile des expériences de visualisation ont révélé que l'écoulement la voilure principale sans la latte est caractérisé par une bulle de séparation laminaire sur la surface d'aspiration à corde d'environ 30%.

afin de tester le mini-flap avec un type différent de mouvement, **Mauricio E. Camocardi** [10](2011) a construit deux modèles avec un tel mini-volet capable d'effectuer un mouvement de rotation oscillant autour de son hache (le long de l'envergure). Un tel dispositif pourrait osciller avec 300 et 90° d'amplitude mais avec des fréquences plus élevées que l'ancien modèle. Les premiers résultats obtenus ont montré que ces mini-volets produisent un soulèvement de sillage, c'est-à-dire à la fois dans le sillage proche et probablement dans le sillage lointain.

J. Dandois. (2013) [11], a résumé le travail effectué à l'Onera au cours de la dernière décennie dans le cadre de plusieurs projets européens et autofinancés. Les sections «2D Turbulent Airois» et «3D Turbulence Wings» ont montré que l'apparition du buffet dans des conditions transsoniques conduit à des caractéristiques communes, par exemple sur l'évolution de la distribution de pression de la paroi avec l'angle d'attaque (plateau de pression, position de choc, divergence de pression sur le bord de fuite), mais présente également des différences fondamentales. Par exemple, il est important de mentionner que la signature du phénomène de buffet 3D sur les spectres de pression de paroi au niveau du choc est complètement différente de celle du buffet 2D, caractérisé par des pics bien marqués.

L. Jacquin et al. [12] (2016), résumant près de trois décennies de recherches basées sur essais en soufflerie réalisés par l'ONERA sur le buffet transsonique autour OAT15A, un phénomène de base important pour les applications aéronautiques

Matthias Schramm et al [13](2016) La forme optimale a conduit à des coefficients de force améliorés dans une large plage suivant à l'angle d'attaque de conception, mais surtout en décrochage, bien qu'une optimisation en un seul point à un angle d'attaque inférieur a été faite. Une enquête plus approfondie à un nombre de Reynolds plus élevée $Re = 7 \cdot 10^6$ ont montré que les améliorations, générées à un nombre de Reynolds de $Re = 0,6 \cdot 10^6$, conduit également à un comportement aérodynamique amélioré à haute vitesse.

Ahmed Ezzarfi (2016)[14] étudie la couche limite sur un profil NACA0012, le champ de vitesse, la distribution du coefficient de pression c_p , et les isothermes. Le résultat obtenu montre que le code de calcul représente qualitativement avec une bonne approximation de l'écoulement et le transfert de chaleur turbulents autour du profil NACA0012.

CHAPITRE

I

Généralités sur. L'aérodynamique de l'aile

« Speed is the only reason for flying »

Clyde V. Cessna

Aperçu:

- | |
|--|
| 1. Les trois approches de l'aérodynamique..... |
| 2. Classification générale des aéronefs..... |
| 3. Generalite sur l'aérodynamique..... |
| 4. Aile..... |
| 5. Couche limite et contrôle des écoulements |
| 6. Vitesse transsonique..... |

Dans ce chapitre on commence par quelques notions de base en aéronautique générale et en mécanique des Fluides (aérodynamique), afin d'exposer les stratégies du contrôle d'écoulements, la dynamique des différentes structures qui cohabitent la couche limite, afin d'éclaircir les mécanismes d'action des processus de contrôle. De plus, le mécanisme du travail des bords d'attaques.

I.1 Les trois approches de l'aérodynamique :

L'observation de la nature et de ses phénomènes est à la base de toute démarche scientifique. Comme toute branche de la physique, l'aérodynamique s'articule aujourd'hui autour de trois axes :

- L'expérimentation
- La théorie ;
- La simulation numérique.

Depuis le XVIIe siècle et les travaux de Newton, les études aérodynamiques se limitaient à l'expérimentation et à la théorie [15]. Ce n'est que depuis les années 1960 que s'est adjoint à ce schéma la simulation numérique. Ces trois approches conservent de fortes interactions entre elles et ont chacune un rôle essentiel dans le développement scientifique et technologique. Ce schéma demeure le même pour les applications de l'aérodynamique, avec, comme nous le verrons par la suite, des dates d'apparition plus récentes :

- L'expérimentation depuis 1804,
- La théorie depuis 1902,
- La simulation numérique depuis 1960.

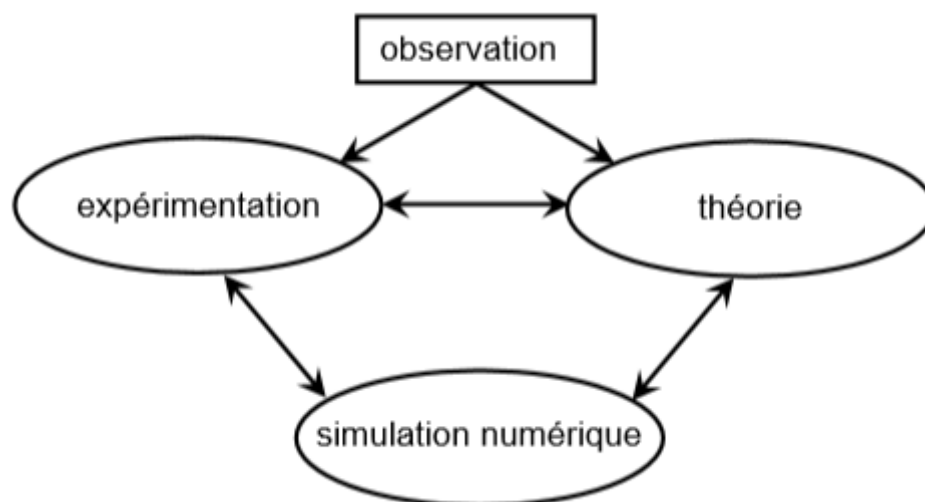


Fig I-1-1 : Les trois approches de l'aérodynamique[15]

I.2 Classification générale des aéronefs:

On désigne par aéronefs, tous les appareils capables de s'élever et de circuler dans l'espace aérien on distingue suivant la classification OACI (article L110-1 du code de l'aviation civile) :

I.2.1 Aérostats : Plus légers que l'air, la sustentation est principalement due à la «flottabilité»



Fig I-2-1 : ballon à air chaud(Montgolfière)
Ou a gaz [16]



Fig I-2-2:Dérivable (propulsé) [16]

I.2.2 Aérospatiaux :

Ils appliquent à la fois, les lois
d'aérodynamiques et de balistique



Fig I-2-3 : Aérospatial [16]

I.2.3 Aérodynes :

Plus lourd que l'air, La sustentation est principalement obtenue par l'application de forces
aérodynamiques

I.2.3.a **Planeurs :**

Appareils à voilure fixe, utilisant
les courants atmosphériques pour
circuler dans l'espace aérien



Fig I-2-4 : Planeur[16]

I.2.3.b **Avions :**

Appareils à voilure fixe et dotés d'un
ou plusieurs dispositifs de propulsion



Fig I-2-5 : Avion[16]

I.2.3.c Giravions :

Appareils à voilure tournante (rotor) assurant simultanément la sustentation et la propulsion



Fig I-2-6 : Giravion[16]

I.3 Rappel sur l'aérodynamique:

I.3.1 Les forces aérodynamiques :

Lorsque l'air s'écoule autour d'un objet, ou qu'un objet se déplace dans l'air, des forces aérodynamiques se créent sur l'objet.

D'une manière générale en aérodynamique les actions de l'air se décomposeront en deux forces :

- une parallèle à la vitesse de l'air et de même sens, la traînée $\vec{R}_x$
- une perpendiculaire à la vitesse, la portance $\vec{R}_z$

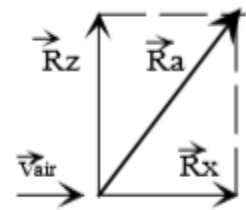


Fig I-3-1: La résultante aérodynamique [17]

La somme vectorielle de ces deux forces constitue la résultante des forces aérodynamiques $\vec{R}_a$

L'écoulement autour des profils aérodynamiques est plus accéléré sur la surface supérieure que sur la surface inférieure. Il en résulte une force de pression verticale orientée vers le haut (la portance). De même la pression sur l'avant du profil est supérieure à celle sur l'arrière du profil. Il en résulte une force de pression vers l'arrière (la traînée). autrement dit, Lors du déplacement du modèle, l'air qui circule autour du profil de son aile génère une dépression à l'extrados (dessus) et une surpression à l'intrados (dessous). Cette différence de pression crée une force qui porte l'avion: la portance. Cet écoulement crée également une force résistante qui tend à freiner l'avion: la traînée. La combinaison de ces deux forces s'applique en un point nommé centre de poussée.

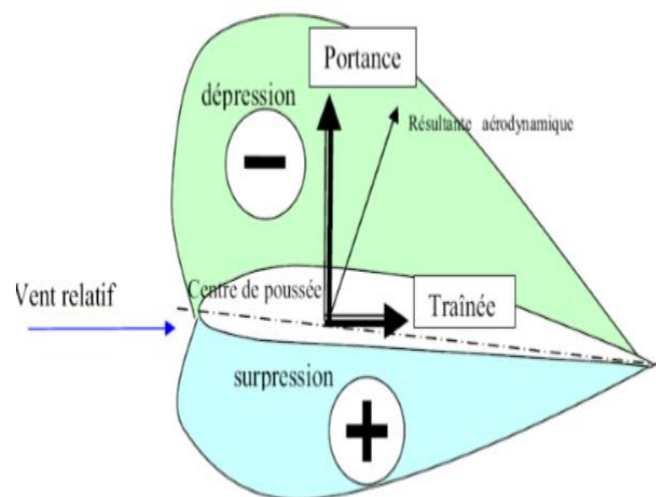
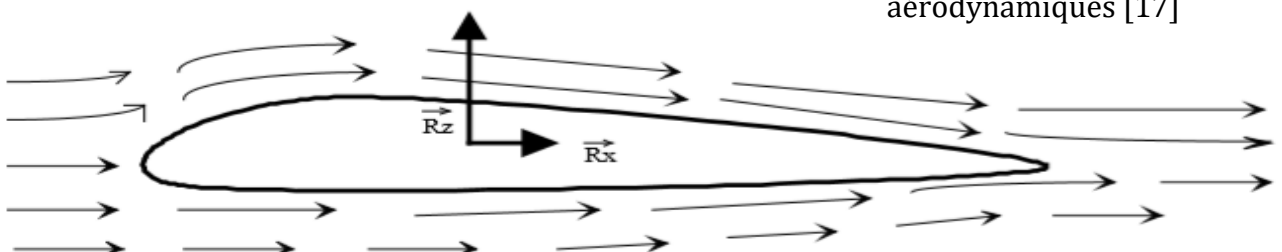


Fig I-3-2: les forces aérodynamiques [17]



I.3.1.a La portance :

Expression de la portance:

- La portance est une force qui dépend des pressions qui s'exercent sur l'aile
- Toute l'envergure de l'aile crée une portance, cette dernière sera donc proportionnelle à la surface de l'aile.
- La forme du profil permet de déterminer la qualité de la portance. Cette forme est caractérisée par un coefficient nommé C_z .
- L'air dans lequel se déplace l'aile a des caractéristiques dépendant d'autres grandeurs comme la température, la pression etc. Ceci conduit à l'expression suivante:

$$R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_z \quad (I. 1)$$

I.3.1.b La traînée :

Les différentes traînées :

La traînée d'un profil résulte des forces de pression dans l'axe de l'avion. Toutefois on peut la décomposer en trois parties distinctes :

- la traînée de forme : est liée à la forme du profil. Les différents profils engendrent des écoulements différents.
- la traînée de sillage : est liée au décollement des filets d'air sur l'arrière du profil. Plus les filets se décollent et plus la traînée de sillage est importante. Elle est influencée par la vitesse et l'incidence de vol de l'avion.
- la traînée induite (due à la portance) : est liée aux différences de pression entre l'intrados et l'extrados de l'aile (qui engendrent la portance).

En effet l'air de l'intrados étant en surpression par rapport à celui de l'extrados, l'air du dessous du profil a tendance à remonter vers le dessus au niveau des saumons d'aile. Cela crée des tourbillons que l'on appelle tourbillons marginaux. En extrémité d'aile ils partent de l'intrados de l'aile et remontent vers l'extrados. Ils s'élargissent au fur et à mesure que l'on s'éloigne derrière l'aile.

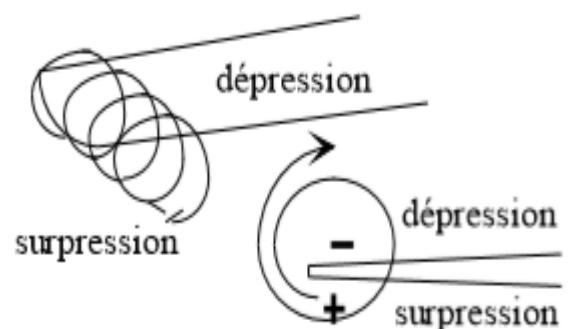


Fig I-3-3 : tourbillons marginaux [17]

Expression de la traînée :

Des études très poussées en soufflerie ont également permis de mettre en évidence l'expression de la traînée

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_x \quad (I. 2)$$

Comme pour la portance, la valeur de la traînée (R_x) est obtenue en soufflerie. La traînée dépend de plusieurs variables : la masse spécifique (ρ), la vitesse (V), l'incidence (α) par C_x . Il est donc plus commode de raisonner sur C_x qui n'est fonction que d'une variable α .

I.3.1.c La résultante aérodynamique :

On appellera Résultante Aérodynamique la somme de tous les éléments de forces tangentielles et normales que subit l'aile. Cette force est en fait un vecteur porté par une droite. On décide arbitrairement de l'appliquer en un point : le Centre de Poussée.

Influence de l'incidence sur la résultante aérodynamique :

La forme de l'écoulement autour du profil varie avec l'incidence de ce dernier. Elle modifie donc la répartition des pressions sur le profil.

- à incidence nulle : la portance est quasiment nulle (les filets d'air sont peu déviés, les surpressions et dépressions sont faibles), la traînée est faible,
- à moyenne incidence : la déviation des filets d'air crée des surpressions et dépressions, la portance augmente ainsi que la traînée,
- à incidence plus forte, des tourbillons apparaissent à l'arrière de l'extrados. La viscosité de l'air fait que les filets d'air n'ont plus assez d'énergie pour rester collés au profil, ils décrochent en formant des tourbillons qui ont une position aléatoire. [18]

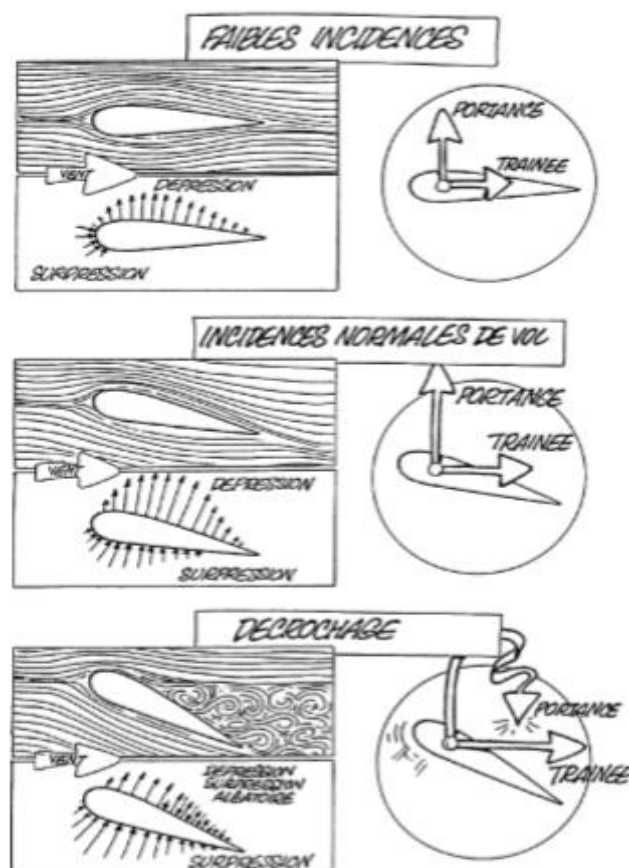


Fig I-3-4 : Influence de l'incidence [18]

I.3.2 L'équilibre des forces:

Inventaire des forces

Trois grandes forces, de nature différente, s'exercent sur un avion en vol :

- une force due à la pesanteur : le poids (P)
- une force due aux moteurs : la traction ou la poussée (T_u)
- une force due à l'air : la résultante aérodynamique (R_a)

Décomposition des forces

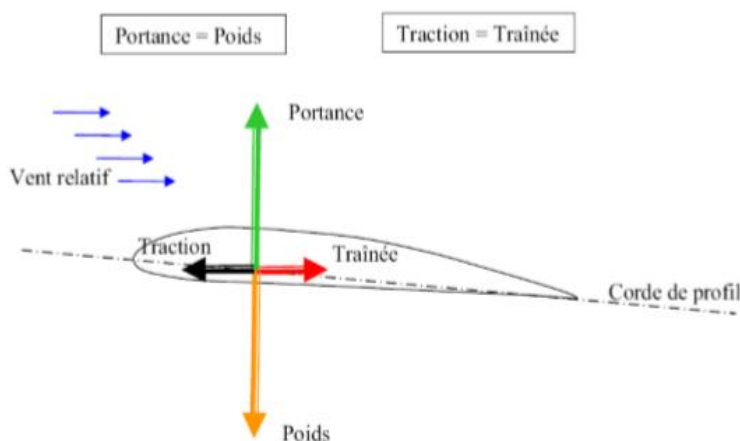


Fig I-3-5: L'équilibre des forces [17]

Les trois grandes forces précédentes se décomposent suivant deux axes :

- un axe de sustentation perpendiculaire au vecteur vitesse (axe Gz)
- un axe de propulsion toujours parallèle au vecteur vitesse (axe Gx)

L'équilibre va se faire suivant les deux axes :

- * L'axe de sustentation
- * L'axe de propulsion

I.3.3 Les axes:

Soumise en permanence aux variations des quatre forces le pilote doit agir sur les commandes de vol pour diriger l'avion et contrôler sa position. Un avion se déplace dans un espace à 3 dimensions. Pour définir sa position ("attitude" ou "assiette") en vol ainsi que ses mouvements, on se réfère à 3 axes orthogonaux (perpendiculaire) passant par le centre de gravité (C.G) de l'avion. (Fig. ci-dessous) Un mouvement quelconque de l'avion autour de son centre de gravité peut ainsi être décomposé en mouvements de rotation autour de chacun de ces trois axes. Ces trois rotations élémentaires s'appellent : le **TANGAGE**, le **ROULIS** et le **LACET**.

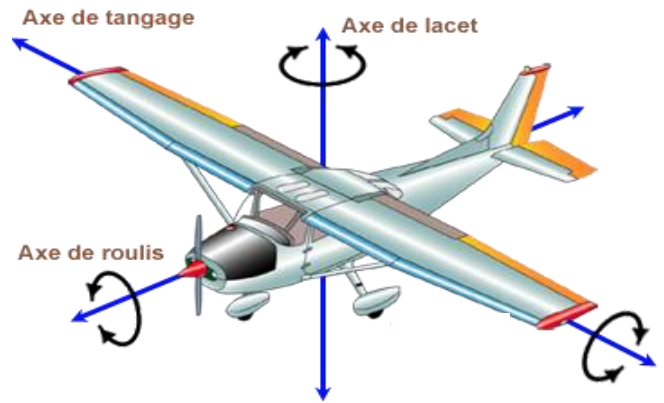


Fig I-3-6: les principaux axes d'un avion [19]

L'AXE DE TANGAGE: (Pitch axis) ou axe transversal, perpendiculaire au plan de symétrie (parallèle à l'envergure) et autour duquel se produisent les changements d'assiette longitudinale.

L'AXE DE ROULIS: (Roll axis) ou axe longitudinal, contenu dans le plan de symétrie et autour duquel se produisent les changements d'assiette transversale.

L'AXE DE LACET: (Yaw axis) contenu dans le plan de symétrie, perpendiculaire aux deux précédents et autour duquel se produisent les mouvements de lacet.

I.3.4 Contrôle:

I.3.4.a LE CONTRÔLE DU TANGAGE :

Pour faire monter l'avion, il faut lui basculer le nez vers le ciel et pour le faire descendre, il faut lui basculer le nez vers le sol [20]

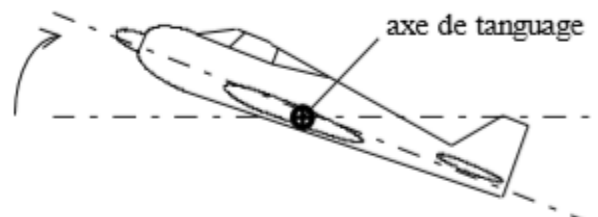


Fig I-3-7: axe de tangage [20]

Autrement dit, il faut provoquer une rotation autour de l'axe de tangage. C'est à dire celui qui

joint les extrémités des deux ailes. En pratique, on joue sur la portance de l'empennage horizontal. Si on augmente sa portance, la queue de l'avion va monter et le nez va basculer vers le sol : l'avion descendra. Si on diminue sa portance, la queue va s'enfoncer et le nez de l'avion va basculer vers le ciel : l'avion montera.

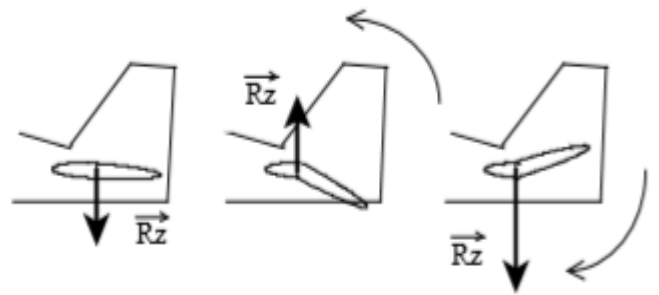


Fig I-3-8 : actions d'élévateur [20]

I.3.4.b LE CONTRÔLE DU ROULIS :

Pour faire basculer l'avion sur l'aile gauche ou sur l'aile droite, il faut jouer sur la portance de chaque aile. Autrement dit, pour provoquer une rotation autour de l'axe de roulis, c'est à dire celui qui joint le nez de l'avion à la queue, il faut augmenter la portance d'une aile et diminuer celle de l'autre.

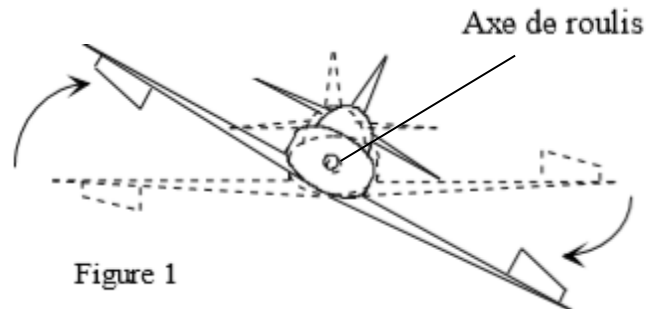


Figure 1
Fig I-3-9: axe de roulis[20]

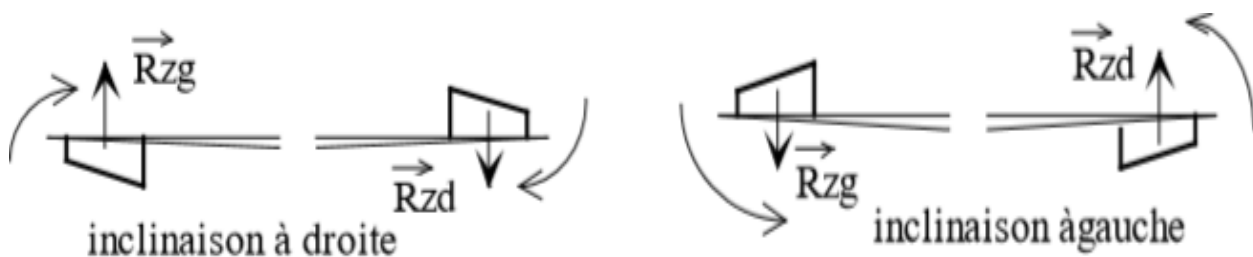


Fig I-3-10 : action des ailerons [20]

Pour s'incliner à droite, il faut diminuer la portance de l'aile droite et augmenter celle de l'aile gauche. Pour s'incliner à gauche, il faut faire le contraire.

Pour modifier la portance des ailes on utilise des ailerons. Ces gouvernes situées en bout d'aile (pour augmenter leur efficacité) et permettent d'obtenir un effet opposé sur les deux ailes par un braquage différentiel.

I.3.4.c LE CONTRÔLE DU LACET :

Pour faire basculer le nez de l'avion à gauche ou à droite, il faut provoquer une rotation autour de l'axe de lacet, c'est à dire l'axe perpendiculaire au plan des ailes et passant par le centre de gravité de l'avion. C'est l'empennage vertical qui permet de créer cette rotation.

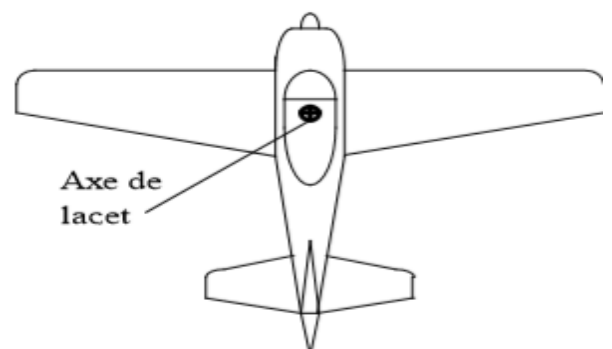


Fig I-3-11 : axe de lacet [20]

Une surface mobile verticale, la gouverne de direction, permet de créer un effort aérodynamique qui engendre une rotation de la queue vers la droite ou vers la gauche. En

position de repos la gouverne de direction est dans l'axe de l'avion. La dérive crée une traînée dans l'axe de l'avion.

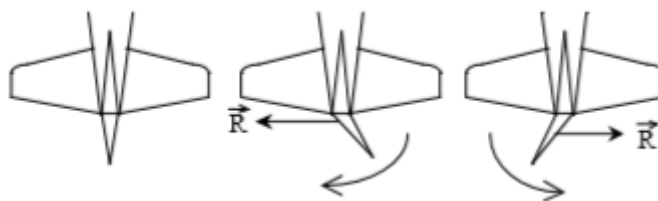


Figure I-3-12 : action des gouvernes de profondeur [20]

I.3.5 LES empennages :

L'empennage, situé sur la partie arrière du fuselage, a pour rôle d'assurer la stabilité (partie fixe) « stabilisateur » et la maniabilité (partie mobile) « gouvernes » de l'avion.

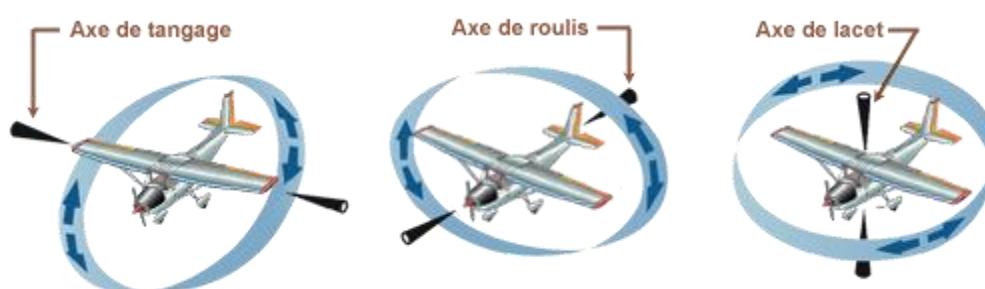


Fig I-3-13 : maniabilité de l'avion [21]

Les gouvernes de vol sont des dispositifs mobiles, qui permettent de produire ou de contrôler les mouvements d'un aérodyne autour de son centre de gravité suivant trois axes.

Le plan vertical composé d'une partie fixe (la dérive) et d'une partie mobile (gouvernes de direction), cette gouverne de direction est articulée à l'arrière de la dérive et assure les mouvements de l'avion.

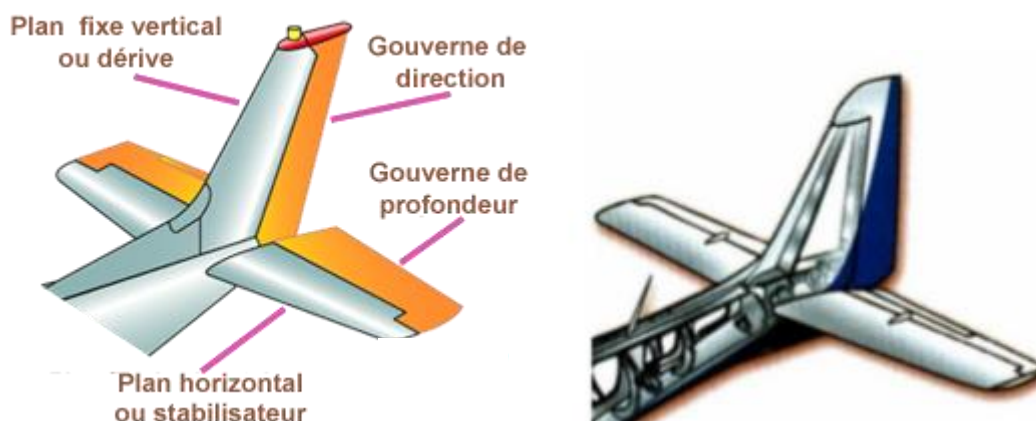


Fig I-3-14 : empennage [21]

Le plan horizontal composé du stabilisateur à calage fixe ou variable ainsi que les gouvernes de profondeur :

Stabilisateur : Il assure le centrage de l'avion (stabilité horizontale en vol). Sa position en hauteur varie d'un type d'avion à un autre. On trouve de ce fait des stabilisateurs fixés plus ou moins haut sur le fuselage, ou sur la dérive.

Gouvernes de profondeurs : Elles assurent les mouvements de l'avion autour de l'axe de tangage (piqué, cabré), elles sont articulées à la partie arrière du stabilisateur.

Différents types d'empennage :

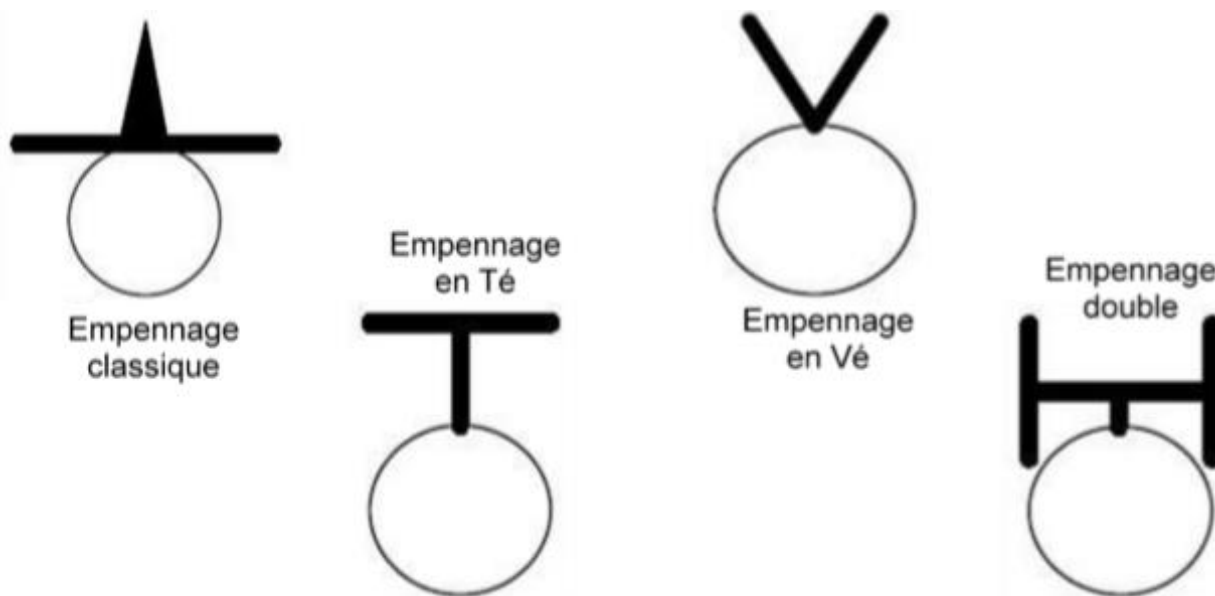


Fig I-3-15 : types d'empennage [17]

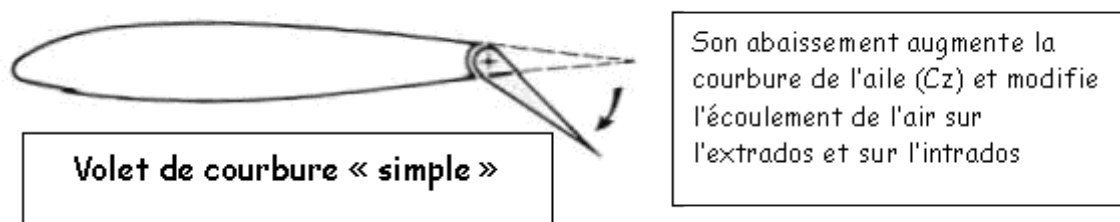
I.3.6 Le dispositif hypersustentateur :

Un dispositif hypersustentateur est déployé sur l'aile d'un avion pour augmenter son coefficient de portance aux basses vitesses, et abaisser ainsi la vitesse de décrochage. Ces dispositifs (volets de bord de fuite, bords de bord d'attaque, plus rarement aile à géométrie variable) permettent de décoller et d'atterrir à plus basse vitesse ce qui diminue les distances nécessaires et améliore la sécurité [22]

I.3.6.a DISPOSITIFS DE BORD DE FUITE :

Les volets (en anglais : *flap*) se trouvent sur la partie interne de l'aile, entre le fuselage et les ailerons, les ailerons se trouvant sur la partie externe de l'aile. Leur but est d'augmenter la portance à basse vitesse, en particulier pendant les phases de décollage et d'atterrissage.

I.3.6.a.i Volet de courbure :



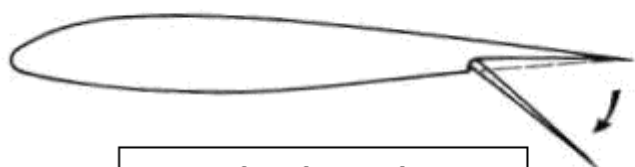
I.3.6.a.ii Volet de courbure à fente



Volet à fente

Son abaissement augmente la courbure et crée un effet de fente qui améliore la tenue de la couche limite et donc

I.3.6.a.iii Volet d'intrados



Volet d'intrados

On augmente la courbure sans modifier L'extrado a traînée est plus importante que pour le volet simple.

I.3.6.a.iv Volet Fowler



Volet Fowler

Le volet se déplace vers l'arrière en même temps qu'il s'abaisse, il augmente ainsi la surface et le C_z . Le plus souvent un effet de fente améliore son efficacité. Il peut être double ou triple

Dispositifs divers :

- **Soufflage :**

De l'air prélevé du ou des réacteurs est soufflé sur l'extrados au niveau du bord de fuite juste avant les volets lorsque ceux-ci sont abaissés pour redonner de l'énergie à la couche limite. Exemple le F-104 Starfighter.

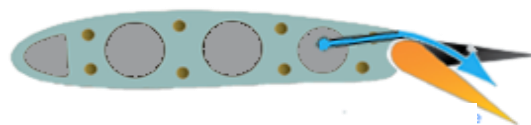


Fig I-3-16 : Soufflage [23]

- **Aspiration**

La couche limite est aspirée à travers de trous très fins sur l'extrados, ce qui retarde son décollement. Ce système séduisant mais plus employé se heurte à des difficultés techniques (conduites d'aspiration) et consomme beaucoup d'énergie pour être efficace.

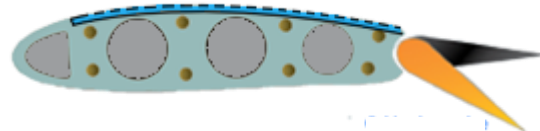


Fig I-3-17: Aspiration [23]

I.3.6.b DISPOSITIFS DE BORD D'ATTAQUE :

Ces becs (en anglais : *slats*) sont placés sur le bord d'attaque de l'aile pour retarder le décrochement des filets d'air sur l'extrados (et ainsi permettre un atterrissage à des vitesses plus faibles). Ils autorisent de plus fortes incidences que les volets de bord de fuite. Le bec est en fait

une portion du bord d'attaque de la voilure qui s'étend vers l'avant ou vers le bas. Il cumule donc plusieurs effets :

- il augmente la cambrure,
- augmente la surface de l'aile,
- retarde le décollement des filets d'air par effet de fente.

Ces trois phénomènes combinés permettent d'améliorer la portance, en effet toutes ces améliorations font partie de la formule de R_z , la force de portance :

- Cambrure et effet de fente --> C_z

- Surface alaire --> S

I.3.6.b.i Bord d'attaque basculant :



Fig I-3-18: bord d'attaque basculant [24]

Système hypersustentateur, implanté au bord d'attaque d'une voilure et qui, par le basculement de la partie avant du profil, permet de créer un effet de cambrure approprié. C'est d'ailleurs le seul effet hypersustentateur de ces volets.

I.3.6.b.ii Volet Krüger :

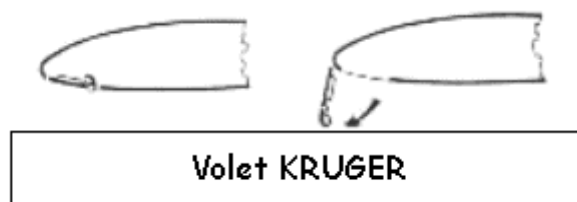


Fig I-3-19:volet KRUGER [24]

Les becs Kruger servent à boucher l'espace qui se forme entre les becs de bords d'attaque et le fuselage lorsque les becs sortent, afin d'améliorer l'effet porteur de l'ensemble à basse vitesse. Le bec de bord d'attaque style Kruger est un très vieux type de bec, très rigide à l'inverse des becs à cambrure variable. Ils ont été abandonnés car trop anciens, et moins efficaces que les becs variables comme sur les Airbus.

I.3.6.b.iii Bec Betz :



Fig I-3-20: bec betz [25]

Système de bec peu connu, similaire au bec KRUGER, mais ayant une plus faible courbure

I.3.6.b.iv Bec à fente :

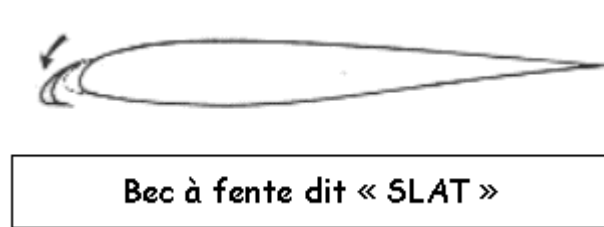


Fig I-3-21: bec a fente [24]

Système hypersustentateur de bord d'attaque de voilure qui, en position sorti, agit par un double effet de cambrure et de fente. Les becs à fente sont les plus fréquents sur les avions actuels.

I.3.6.b.v Bec à fente fixe :

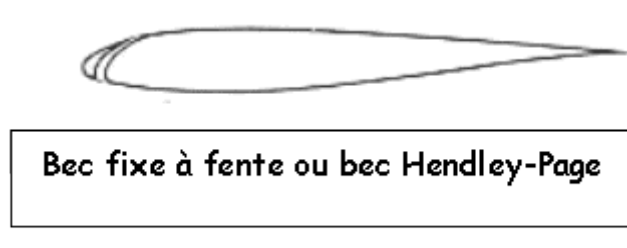


Fig I-3-22: bec a fente fixe [24]

Ce sont des surfaces fixes écartées du bord d'attaque. Mis au point par dans les années 20, ces becs permettent d'améliorer la portance, mais leur inconvénient majeur est qu'ils induisent une forte traînée. En effet, de nos jours, les becs commandés permettent comme les becs fixes d'améliorer la portance et de permettre une plus grande cambrure, mais ne provoquent pas une forte traînée, et une portance inutile à grande vitesse.

Pour conclure

Finalement, ces 5 différents types de becs qu'ils soient commandés ou non, permettent d'augmenter l'incidence de l'aile, en retardant le décrochage, soit par effet de cambrure, soit par effet de fente, soit par l'augmentation de la surface alaire, ou en combinant ces 3 effets.

Fente entre profil et dispositif hypersustentateur a pour but :

- Redonner de l'énergie à l'écoulement de l'extrados
- Retarder le décollement de la couche limite.

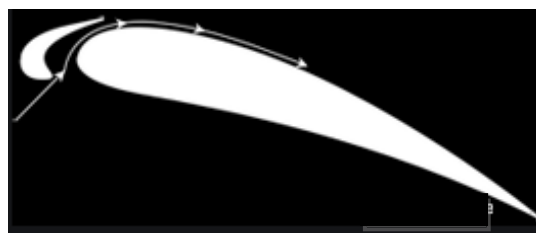


Figure I-3-23 : fente [23]

Les dispositifs peuvent être associés pour les différentes phases du vol : [26]

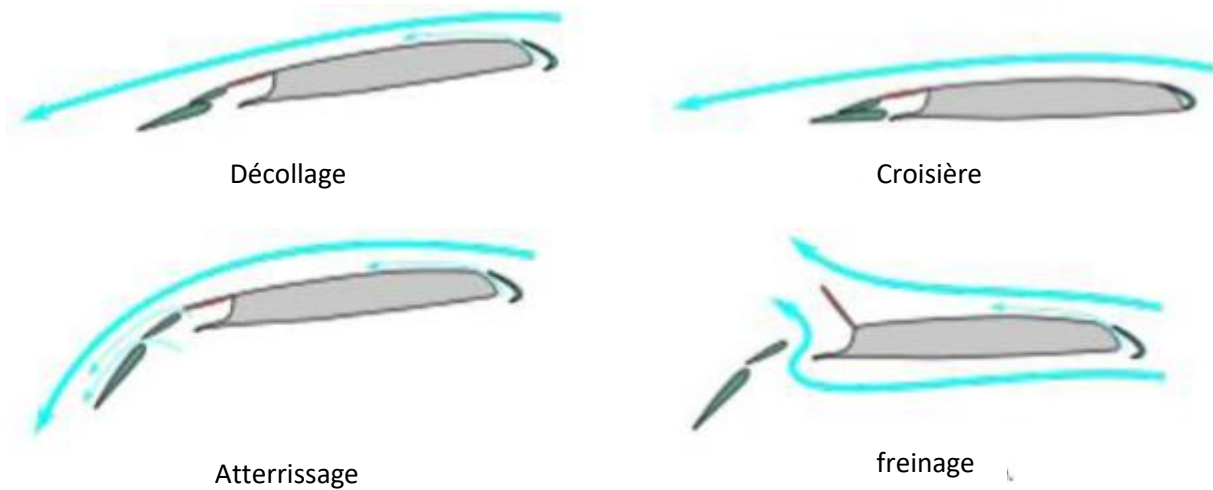


Fig I-3-24 : conception d'une aile pour différentes phases du vol[26]

- Décollage : surface de l'aile augmentée
- Croisière : meilleure efficacité
- Atterrissage : portance max et trainée élevée
- Freinage : trainée max et portance réduite

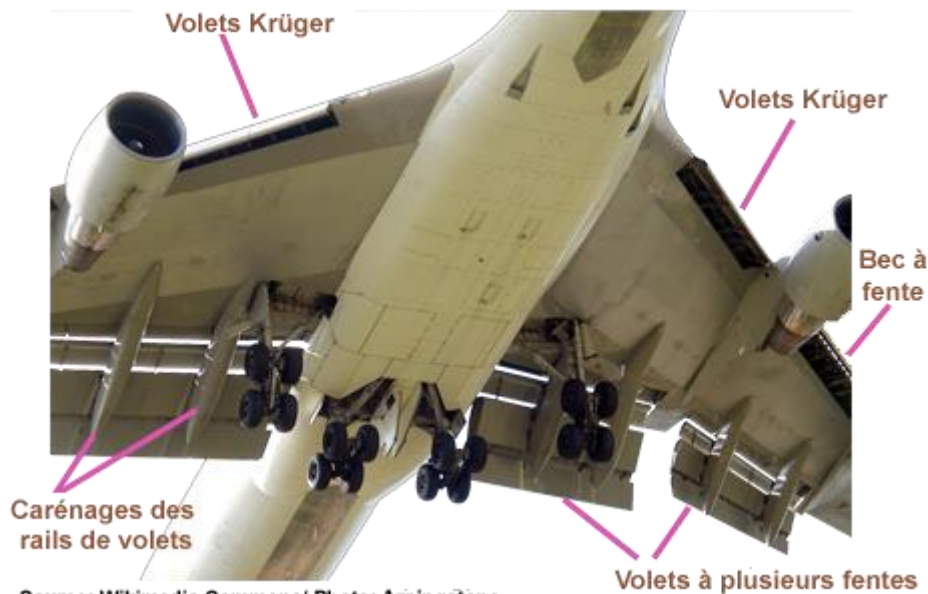


Fig I-3-25 : association des dispositifs dans an avion réel [23]

I.4 Ailes

I.4.1 Historique :

Au début de l'aviation les moteurs disponibles étaient peu puissants[27], la vitesse est faible, il fallait donc une grande surface portante, ce qui a conduit à réaliser des aéronefs à plusieurs voilures superposées reliées entre elles par des mâts et des haubans, dans la première moitié du XXe siècle, on a donc construit des avions biplans (à deux voilures superposées) voire triplans (à trois voilures superposées). Ceci permettait d'obtenir une portance supplémentaire sans trop augmenter l'envergure et la masse de l'aile. Avec l'augmentation de la puissance des moteurs, l'apparition des nouvelles méthodes constructives, l'amélioration des moyens de calcul et le développement de la science de la résistance des matériaux ont permis de construire des ailes métalliques plus épaisses sans haubans par conséquent réduire la traînée et de gagner en vitesse. Depuis la Seconde Guerre mondiale, la quasi-totalité des avions sont monoplans, leur voilure est constituée de deux ailes en porte à faux ou cantilever placées de chaque côté du fuselage.

Elles ont pour rôle de permettre la sustentation de l'avion quand celui-ci est animé d'une vitesse suffisante. Elles supportent :

- les commandes de vol
- les dispositifs hypersustentateurs
- les aérofreins, les spoilers

Elles permettent sur beaucoup d'appareils, la fixation du train d'atterrissage, des moteurs ainsi que le logement des réservoirs (carburant)

I.4.2 Profils :

Le profil est la section de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion. Le profil d'un avion de tourisme sera différent de celui d'un avion de transport ou d'un avion de chasse. La forme du profil permet la création d'une portance et d'une traînée qui lui est spécifique. L'aile possède un vocabulaire précis ses différents composants.

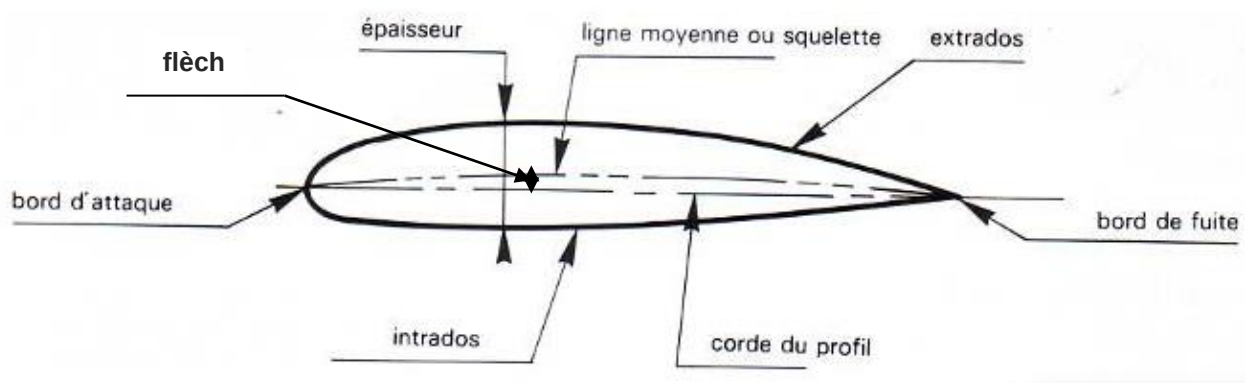


Fig I-4-1 : profil d'aile[27]

I.4.2.a Caractéristiques géométriques d'un profil :

Bord d'attaque : partie par laquelle le fluide aborde le profil

Bord de fuite : partie par laquelle le fluide quitte le profil

Corde : segment de droite joignant le bord de fuite au bord d'attaque dont la longueur

Extrados : partie supérieure du profil (au-dessus de la ligne de corde)

Intrados : partie inférieure du profil (au-dessous de la ligne de corde)

Epaisseur : distance entre l'intrados et l'extrados mesurée perpendiculairement à la corde

Corde moyenne : ligne joignant le bord de fuite au bord d'attaque en passant à égale distance de l'intrados et de l'extrados

Flèche ou «Cambrure» : distance maximale entre la corde et la corde moyenne mesurée perpendiculairement à la ligne de corde

Angle d'incidence : (ou angle d'attaque) d'un profil peut être caractérisé comme étant l'angle formé par la corde et le vent relatif.

I.4.2.b Différents types de profils

Plan convexe :

Il s'agit d'un profil ayant un intrados relativement plat et un extrados courbé (convexe) De plus, il est générateur d'une bonne portance due à la différence de forme entre l'intrados et l'extrados

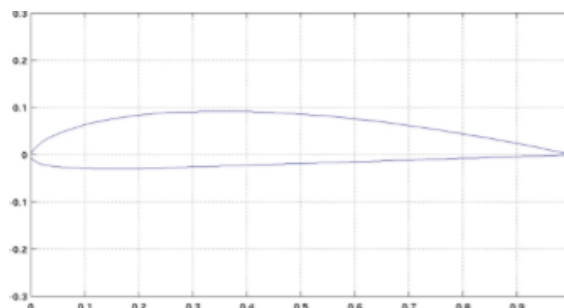


Fig I-4-2 : profil clark Y[27]

Biconvexe symétrique :

Il est particulier par la présence d'un intrados et d'un extrados convexes et symétriques, ainsi la corde moyenne et la corde sont confondues, Par conséquent la cambrure est nulle donc à l'angle d'incidence de 0°, ce profil n'est donc pas porteur, il est utilisé pour les gouvernes et les empennages verticaux et horizontaux.

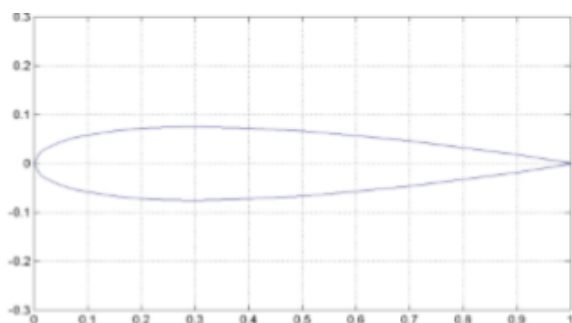


Fig I-4-3 : profil NACA 0015[27]

Biconvexe dissymétrique :

La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados. Ce profil porte bien à faible et à incidence nulle, il est le plus employé pour les ailes d'avion

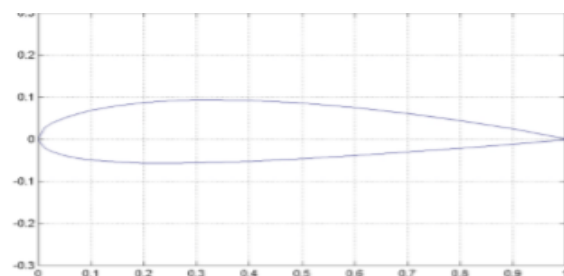


Fig I-4-4 : profil NACA 2415[27]

Creux :

Intrados concave, extrados convexes Ce profil est très porteur mais il devient assez instable lorsque l'incidence augmente, cette catégorie est généralement utilisée pour les planeurs

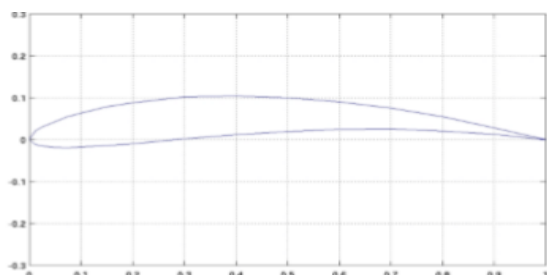


Fig I-4-5 : profil GEO 500[27]

Double courbure :

Le profil en double courbure a une ligne moyenne qui présente une double courbure. Le profil à double courbure voit son centre de poussée se déplacer vers l'arrière quand l'incidence croît et vers l'avant quand celle-ci décroît ou devient négative, il est dit auto stable. Ce profil assure seule sa stabilité sans intervention de l'empennage

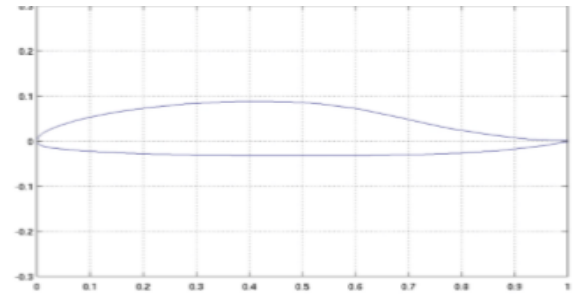


Fig I-4-6 : Roncz flying wing airfoil [27]

I.4.2.c Classification des ailes:

Les ailes peuvent être classées par leur nombre, forme, position ou leur dièdre. L'aile la plus simple, et la plus facile à construire, est une aile dont la forme en plan est rectangulaire, mais son rendement sera meilleur si elle est elliptique. Compte tenu des difficultés de réalisation d'une telle aile, une forme trapézoïdale est un bon arrangement.



Fig I-4-7 Aile droite[28]



Fig I-4-8 Aile elliptique[28]

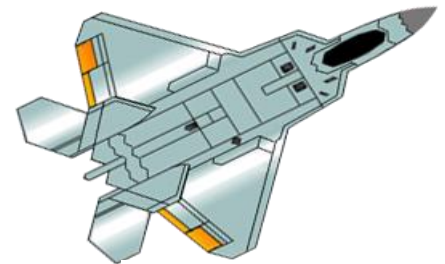


Fig I-4-9 Aile trapézoïdale[28]

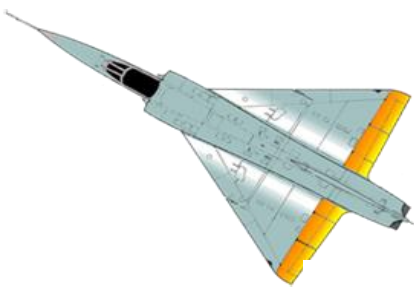


Fig I-4-10 Aile delta [28]

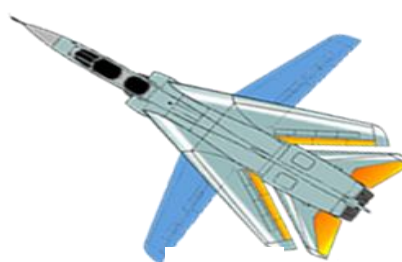


Fig I-4-11 Aile à géométrie variable [28]

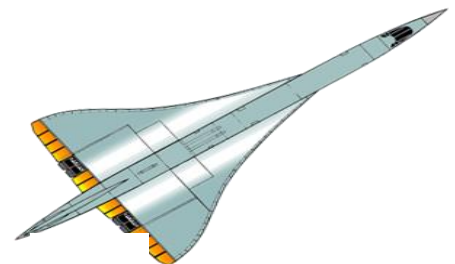


Fig I-4-12 Aile gothique [28]

La notion de dièdre :

Le dièdre est l'angle (en degrés) entre l'axe transversal et l'axe du longeron. Il peut être positif ou négatif et participe à la stabilité de l'aérodynamique

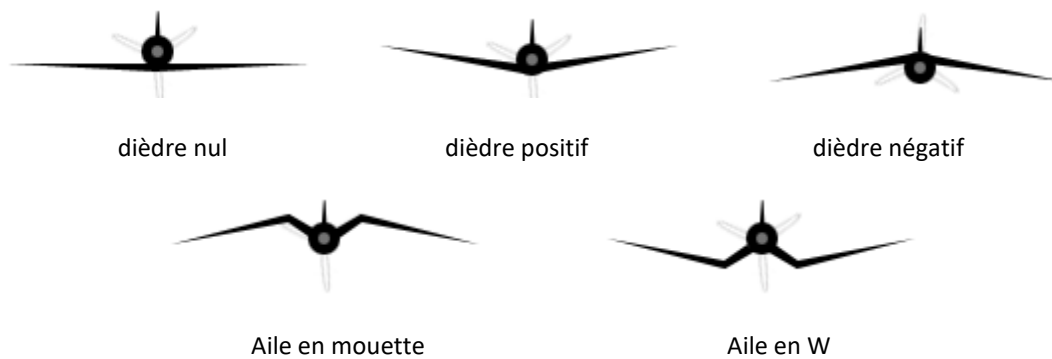


Fig I-4-13 : dièdres [17]

I.4.3 LES DIMENSIONS :

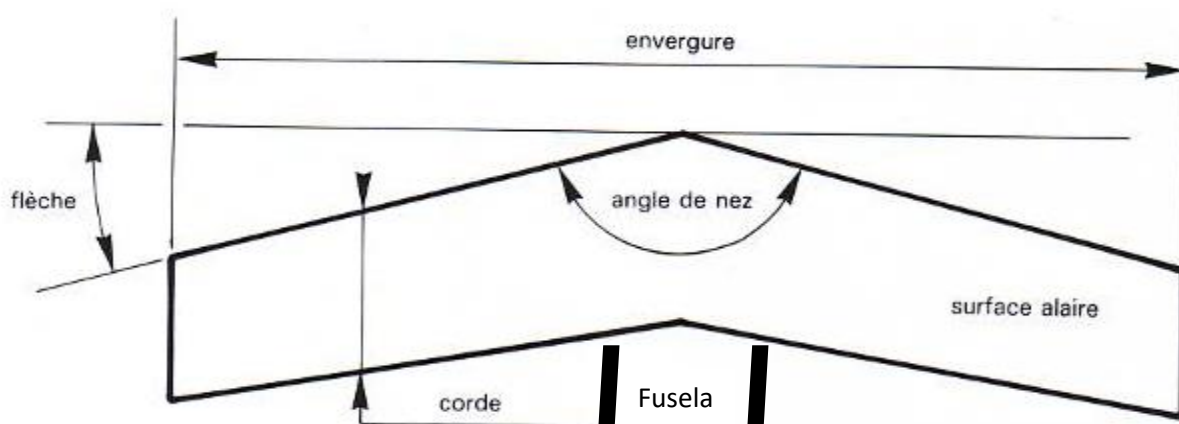


Fig I-4-14 : dimensionnement d'un avion [17]

Envergure : L'envergure est la distance entre les extrémités des ailes

Surface S : Elle comprend le prolongement fictif de l'aile dans le fuselage.

Corde de référence A - F : Elle est donnée par le constructeur et fixée par une distance conventionnelle de l'axe de l'avion.

Corde moyenne géométrique : C'est le rapport de la surface portante S de l'aile sur son envergure E .

Allongement :

Pour une aile rectangulaire c'est le rapport de l'envergure E sur la longueur de la corde :

$$\lambda = \frac{E}{l}$$

Pour une aile trapézoïdale, c'est le rapport de l'envergure E sur la corde moyenne :

$$\lambda = \frac{4 b^2}{S}$$

Pour une aile delta c'est le rapport du carré de l'envergure par la surface de l'aile :

$$\lambda = \frac{E^2}{S}$$

Flèche φ : La flèche est l'angle entre l'axe passant par le quart avant de la corde moyenne aérodynamique et l'axe transversal. Elle peut être positive ou négative.

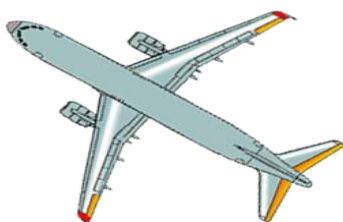


Fig I-4-15 : flèche positive [28]

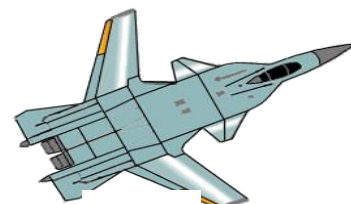


Fig I-4-16 : flèche négative [28]

I.4.4 Structure d'une aile :

Sur la plupart des avions la voilure est composée de deux parties aile gauche et aile droite. Chaque partie est fixée sur le fuselage par une ou plusieurs attaches.

I.4.4.a Caisson :

Un caisson est la partie comprise entre deux nervures, les âmes des longerons et l'extrados/intrados. Ce type de structure augmente la rigidité de l'aile et résiste au mouvement de torsion et de flexion sans en augmenter la masse. Il est souvent utilisé comme emplacement ou réservoir de carburant.

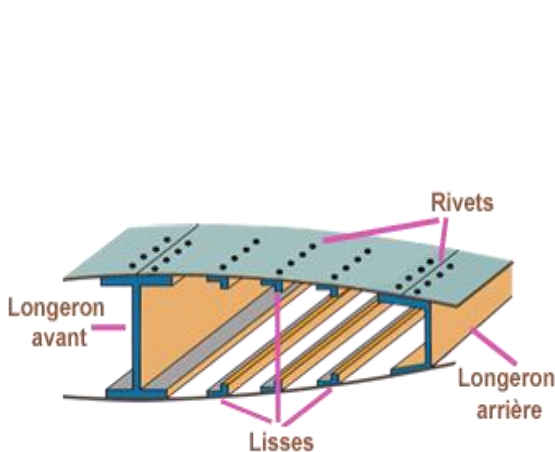


Fig I-4-18 : caisson [29]

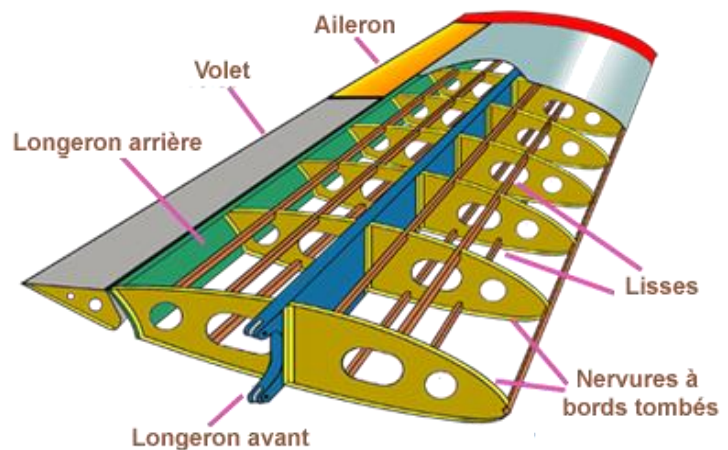


Fig I-4-19 : structure d'aile[29]

I.4.4.b Nervure :

Les nervures comportent généralement des bords tombés ou pliures.

Ces pliures ont plusieurs fonctions :

- elles permettent le rivetage du revêtement extrados et intrados.
- elles renforcent la rigidité de la nervure.

Les nervures donnent à l'aile une forme très spécifique. Elles peuvent également comporter des évidements pour diminuer le poids de l'aile sans en altérer sa résistance.

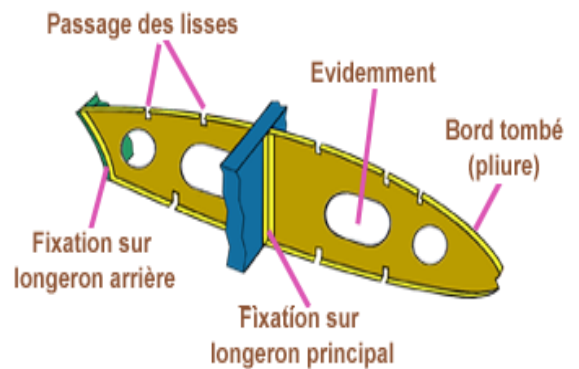


Fig I-4-20 : nervure[29]

I.4.4.c Longerons :

Le longeron d'un avion est une poutre qui part de l'emplanture de l'aile et qui va jusqu'à son extrémité. C'est cette pièce qui supporte les charges aérodynamiques qui s'appliquent sur la voilure. Le longeron peut être fabriqué en une seule pièce, de métal (cornière ou tube à base rectangulaire), de carbone (tube), ou composé de deux « joues » de contreplaqué fin qui enserrant deux « semelles » horizontales.

Ce sont ces « semelles » qui vont supporter 99 % des forces dynamiques qui vont affecter l'aile.

Une aile peut comporter deux longerons, un principal, vers le centre de gravité de l'aile, un secondaire, plus en arrière. Le longeron principal peut même être situé dans le bord d'attaque, « formant » ce bord d'attaque.

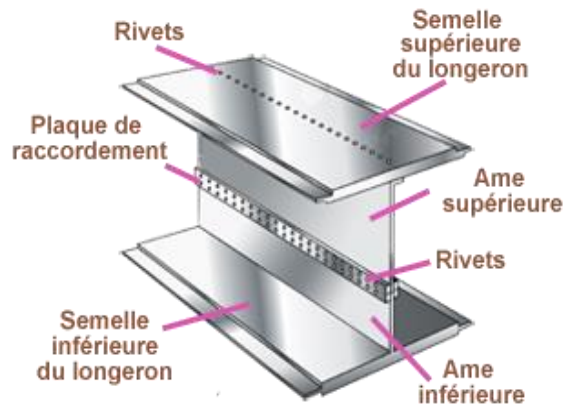


Fig I-4-21 : longeron[29]

I.4.4.d Les lisses :

Elles sont constituées de différents tronçons reliés entre eux afin d'en assurer la continuité de l'extrémité à l'extrémité de l'aile. Elles aident le revêtement dans l'absorption des contraintes longitudinales de traction et compression.

Les lisses passent à travers les nervures par des emplacements appropriés.

I.4.4.e Le revêtement :

Appelé également peau a été longtemps composé uniquement d'un alliage aluminium- cuivre, aujourd'hui certaines parties sont réalisées en matériaux composites, afin d'en diminuer le poids. Comme pour l'extrados ou l'intrados le revêtement du fuselage encaisse une partie des contraintes de traction-compression, ainsi que les contraintes de cisaillement.

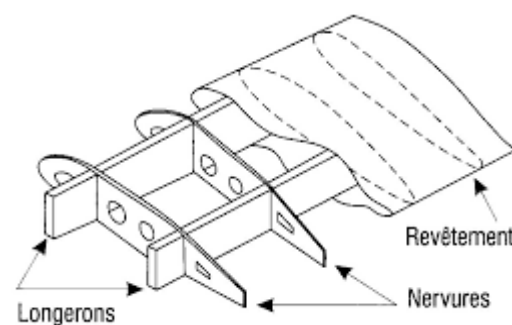


Fig I-4-22 : revêtement[17]

I.5 Couche limite et décollement :

I.5.1 Introduction :

La couche limite joue un rôle majeur dans les performances d'une surface portante par exemple : le décollement de la couche limite sur une aile d'avion provoque une chute brutale de la portance et une augmentation de la traînée de l'aile ce phénomène est à l'origine de nombreux accidents aériens, la perte de portance pouvant entraîner la perte de contrôle de l'appareil. L'étude menée sur cette voie permet aux aérodynamiciens de bien comprendre le comportement de cette couche limite et d'adopter des techniques de contrôle.[22]

I.5.2 Définition :

On appelle couche limite la zone dans laquelle la vitesse varie très rapidement d'une valeur nulle au contact de la paroi à la vitesse libre de l'écoulement. Dans ce domaine les forces de viscosité jouent un rôle prépondérant.

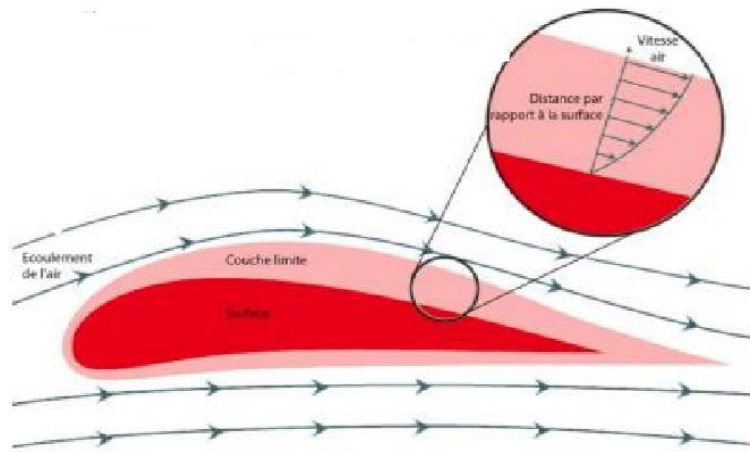


Fig I-5-1 : couche limite [30]

I.5.3 Classification des différents états de la couche limite :

I.5.3.a Couche limite laminaire

La couche limite est dite laminaire si elle est constituée des filets fluides parallèles et réguliers, sans échange d'énergie entre les couches voisines, elle conserve une certaine organisation apparente. Lorsque que le fluide rencontre un obstacle qui l'oblige à modifier sa trajectoire, le fluide peut rester laminaire si l'obstacle n'est pas très grand. Les forces de frottement proviennent des efforts de cisaillement entre les couches. Ces forces d'autant plus élevées que l'écart de vitesse entre la paroi et celle au loin est importante. La couche limite laminaire qui se caractérise par le fait que tous les vecteurs vitesses sont parallèles au même plan.

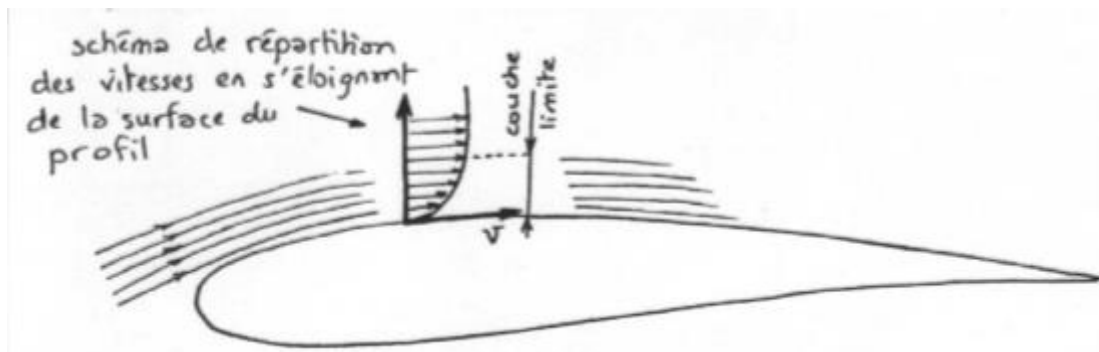


Fig I-5-2 : couche limite laminaire[31]

I.5.3.b Couche limite turbulente

La couche limite est dite turbulente lorsque les filets d'air y sont animés des tourbillons qui s'enchevêtrent et entraînent des échanges de l'énergie importante entre des différentes couches. Les forces de frottement sont alors plus élevées que dans le cas laminaire et les pertes d'énergie plus grandes augmentant d'avantage la température locale. . La couche limite turbulente apparaît lorsque les vecteurs vitesse ne sont plus parallèles entre eux.

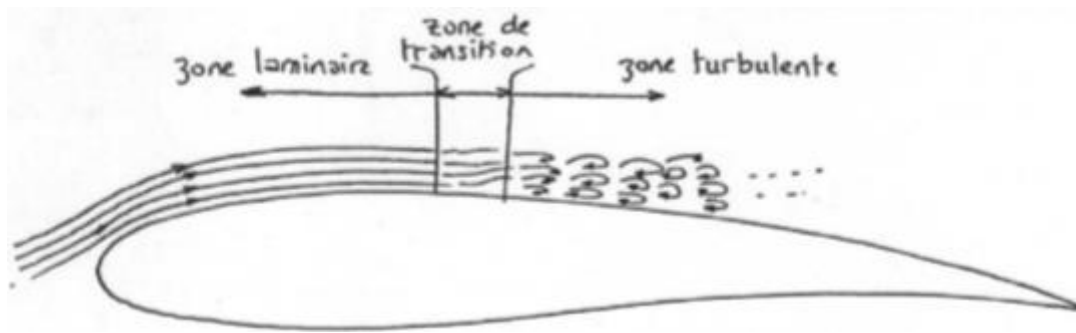


Fig I-5-3 : couche limite turbulente[31]

En général la couche limite est laminaire à sa naissance (au voisinage du bord d'attaque) puis devient turbulente après un certain parcours le long de la paroi.

I.5.3.c La transition laminaire

La zone de transition entre les deux régimes de couche limite peut se visualiser facilement de fait de leur comportement différent. Un enduit déposé sur la paroi sublime ainsi plus vite au contact de couche turbulente (effet de la température locale due à la grande agitation des particules d'air), qu'à celui la couche laminaire bien plus calme. La transition d'un écoulement laminaire à un écoulement turbulent s'explique par la présence de couche limite.

Cependant, la zone de transition n'est pas fixe, elle dépend de plusieurs paramètres :

- Le nombre de Reynolds : ce nombre permet aussi d'évaluer l'épaisseur de la couche limite qui diminue lorsque Re augmente.
- La courbure.
- L'état de la surface : les rugosités de la paroi anticipe la transition.
- Le nombre de Mach : ce nombre sans dimension mesure le rapport de la vitesse locale du fluide à la vitesse du son dans ce même fluide
-

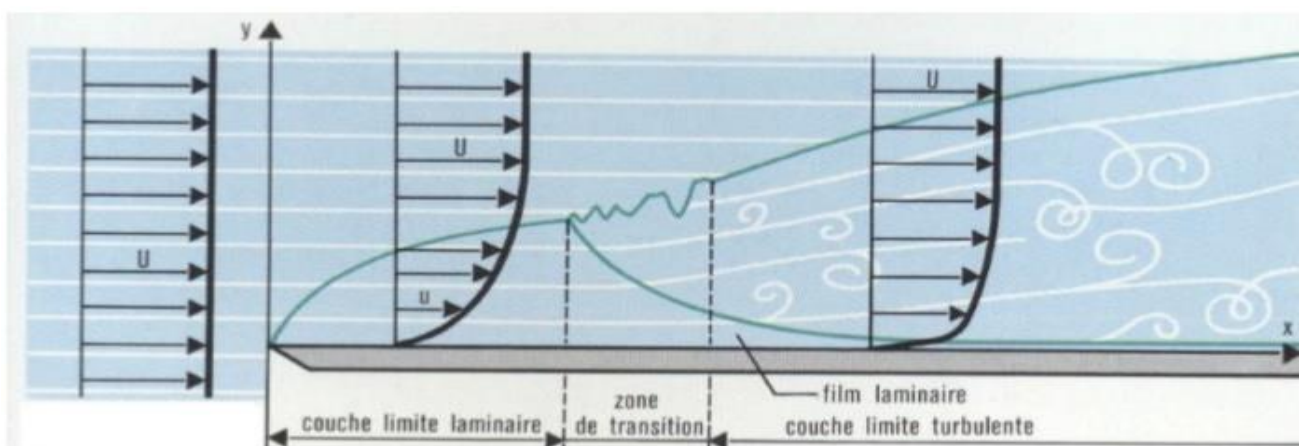


Fig I-5-4 : les zones de la couche limite[27]

I.5.4 Épaisseur de la couche limite

L'épaisseur de cette couche limite dépend de l'état de la surface, ainsi plus la surface sera lisse, plus la couche sera mince. Elle dépend aussi de la vitesse du fluide, plus le fluide sera rapide, plus la couche sera fine.

Conventionnellement on définit cette épaisseur δ la distance à la paroi à partir de laquelle la vitesse du fluide répond à cette égalité : $V = 0,99V_0$ avec V_0 la vitesse du fluide parfait, soit non visqueux (coefficient de viscosité nul).

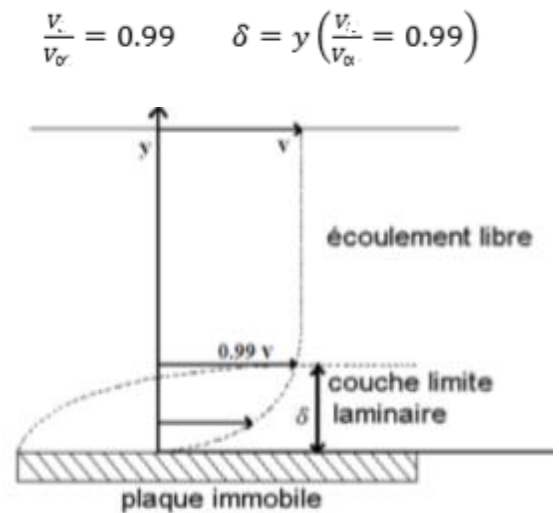


Fig I-5-5 : Epaisseur de la couche limite[27]

I.5.5 Phénomène de décollement

Prandtl (1904) a été le premier à mentionner le phénomène de décollement dans un manuscrit où il pose les briques de la théorie de la couche limite. Le phénomène principal dans une couche limite est le frottement dû à la viscosité, il consomme de l'énergie qui se transforme en chaleur. Cette énergie consommée est l'énergie de pression de la couche limite. Or l'énergie cinétique dans la région du gradient de pression favorable est dissipée par les frottements visqueux internes de la couche limite et il se peut qu'elle devienne insuffisante pour surmonter une trop forte surpression. Le mouvement des particules de proche paroi est alors ralenti, voire éventuellement arrêté. Dans cette zone de fluide mort, les particules ont tendance à se décoller car elles sont aspirées par la dépression située au dessus de l'extrados et n'ont plus l'énergie cinétique suffisante pour rester au voisinage de la paroi. La couche visqueuse se détache alors de la paroi et la couche limite décolle. Il est alors clair qu'une couche limite turbulente est plus résistante au décollement, d'une part car elle plus énergique par nature et d'autre part car les propriétés de mélange de la turbulence ont tendance à ré-homogénéiser les différences énergétiques de la couche limite entre le fluide mort de proche paroi et le fluide loin de la paroi. [21]

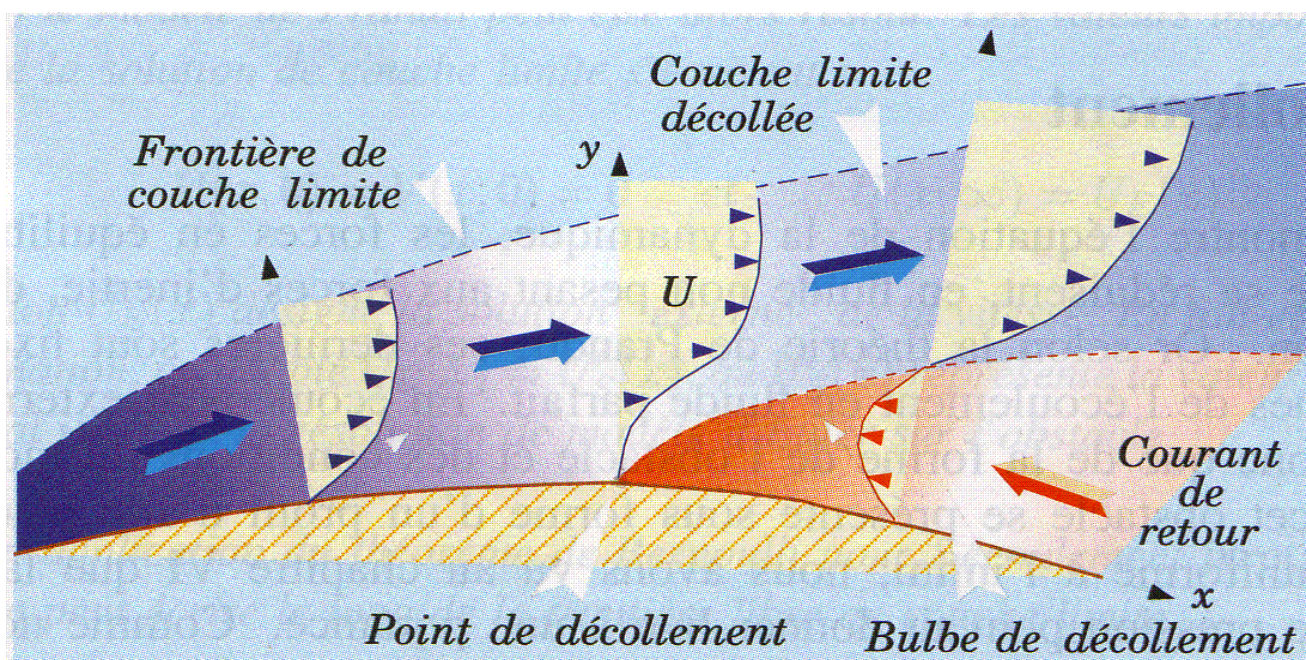


Fig I-5-6 : Phénomène de décollement de la couche limite [27]

Conséquence du décollement

- Augmentation de la trainée diminution de portance
- Décrochage dans le cas de chute brutale de la portance
- Augmentation de la perte de charge dans un diffuseur
- Chute de rendement et vibration des turbomachines

I.5.6 Contrôle des écoulements :

Les techniques de contrôle des écoulements consistent à interagir avec l'écoulement de sorte à lui donner un comportement désiré. Ces techniques sont apparues dans le souci de répondre aux exigences des industriels, telles que la réduction de la consommation d'énergie, l'amélioration de la manœuvrabilité et de la sécurité des vols.

I.5.6.a Contrôle actif :

Le contrôle actif se caractérise par l'injection, dans le système, d'une quantité d'énergie externe à l'écoulement, devant idéalement être la plus faible possible pour obtenir un bon rendement entre l'énergie fournie et le gain énergétique résultant. Actuellement, ces techniques remportent le plus de succès au vu du nombre considérable des recherches dans ce domaine. Par exemple :

L'aspiration et le soufflage de la couche limite

Le soufflage, c'est le fait d'injecter normalement ou tangentiellement du fluide à grande vitesse dans la couche limite, pour l'accélérer et l'empêcher de décoller.

Le principe de l'aspiration consiste à aspirer le fluide de faible vitesse, voisin de la paroi ; ce qui permet de conserver une vitesse plus importante à la paroi, et donc d'éviter l'apparition d'un gradient inverse

I.5.6.b Contrôle passif :

Plusieurs travaux de recherche se sont intéressés aux contrôles passifs qui modifient l'écoulement sans dépense d'énergie externe. Les contrôles passifs se font au moyen de dispositifs qui ne nécessitent pas d'apport énergétique. Comme les **dispositifs hypersustentateurs** pour les avions.

I.6 Vitesse transsonique :

En régime transsonique, l'air est accéléré à une vitesse proche ou supérieure à la vitesse du son (typiquement avec des nombres de Mach de $M=0,6$ ou $0,75$ à $M=1,2$). [32]

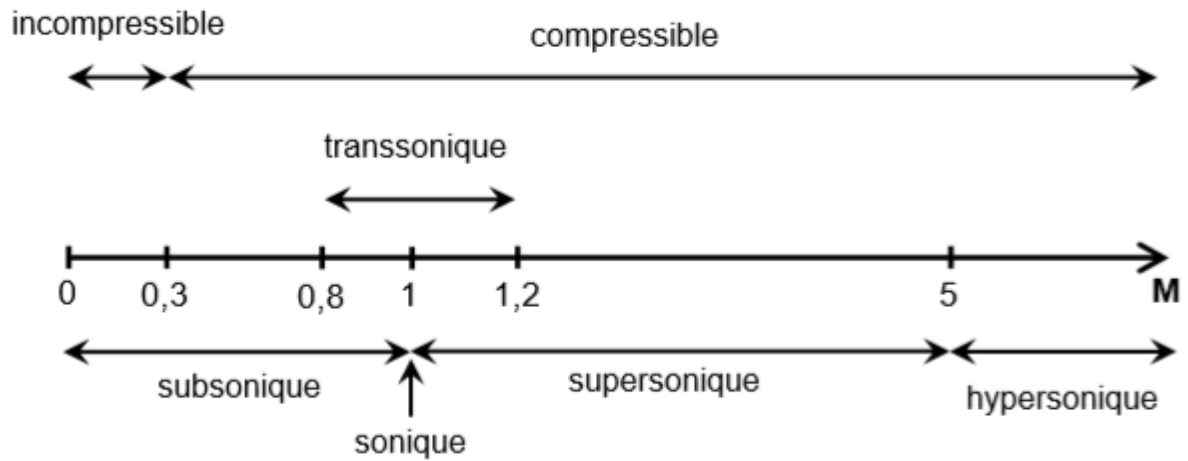


Fig I-6-1 : différents régimes d'écoulement [15]

Structure d'écoulement transsonique autour d'un profil :

Les écoulements transsoniques autour d'un profil sont caractérisés par une combinaison mixte de région subsonique et supersonique qui sont régies par des équations différentielles à dérivées partielles de type elliptique et hyperbolique respectivement, ces écoulements sont obtenus à des nombres de Mach à l'infini amont allant de 0,7 à 1,2. La zone supersonique se termine par une onde de choc, derrière laquelle l'écoulement devient subsonique.[33]

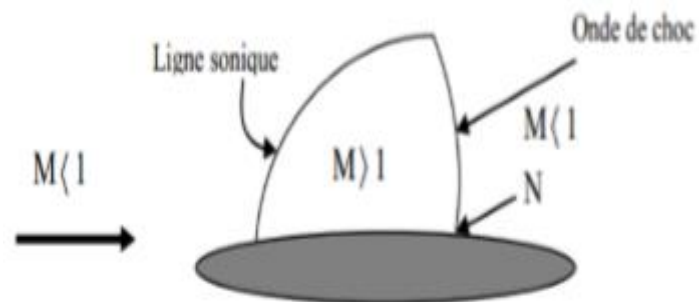


Fig I-6-2 : écoulement transsonique autour d'un profil [15]

CHAPITRE

II

Equations et modèles de Turbulence

« Les uns dissent que c'est un caillou,
Les autres disent que c'est un oiseau,
En effet, c'est un œuf »

Lanza Del Vasto

Aperçu:

1. Introduction.....	
2. Caractéristiques du fluide	
3. Équations fondamentales des fluides compressibles Instantanées.....	
4. Équations de Navier-Stokes moyennées (RANS).....	
5. Modèle de turbulence	
6. Les solveurs.....	
7. Loi de paroi.....	
8. résiduel.....	
9. Conclusion.....	

Ce chapitre est consacré en premier lieu à la présentation des équations de Navier Stokes des écoulements compressibles instantanées puis moyennées. Ces équations sont discrétisées par l'utilisation de la méthode des volumes finis, utilisée par le code de calcul numérique (FLUENT) présenté dans le chapitre 3. En second lieu, il présente les équations des modèles de turbulence utilisés dans cette étude à savoir : k- ω SST.

II.1 Introduction :

Le meilleur modèle mathématique, disponible jusqu'à date, pour décrire les différents phénomènes aérodynamiques, aussi complexes soient-ils, rencontrés dans la majorité des problèmes de l'industrie aéronautique, est le système d'équations de Navier Stokes. Ces équations représentent les équations de base de la dynamique des fluides et régissent aussi bien les écoulements laminaires que turbulents. Même si elles n'expriment que la conservation de la quantité de mouvement, ces équations sont souvent citées comme exprimant les lois de conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie. Elles sont obtenues en appliquant les principes de conservation à un volume de contrôle infinitésimal.

II.2 Caractéristiques du fluide :

On se place ici dans l'hypothèse d'un milieu continu, constitué d'un fluide compressible et visqueux. On suppose que le fluide considéré vérifie les équations de Navier-Stokes complétées par des lois de comportement classiques et de loi d'état de gaz parfait. De plus, on admet que la masse volumique du fluide est suffisamment faible pour que les effets de la gravité puissent être négligés (hypothèse de fluide non pesant).

Dans ce qui suit, on va préciser les relations admises pour le comportement du gaz considéré. On aborde d'abord la loi d'état permettant de relier **la pression p , la température T et l'énergie e** du gaz. Ensuite la loi de comportement retenue pour le fluide visqueux en rappelant l'expression du tenseur des contraintes au sein du fluide dues aux gradients de pression et de vitesse.

II.3 Équations fondamentales des fluides compressibles Instantanées :

Pour un fluide compressible, visqueux et supposé parfait, les équations Fondamentales de l'écoulement peuvent être données par les lois de conservations suivantes :

II.3.1 Conservation de la masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (\text{II.1})$$

Où : ρ est la masse volumique du fluide

u_j : vecteur de déplacement.

II.3.2 Conservation de quantité de mouvement :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} (-P \delta_{ij} + \tau_{ij}) \quad (\text{II.2})$$

Où P est la pression statique, δ_{ij} le tenseur de Kronecker et τ_{ij} le tenseur des contraintes visqueuses, u_i est le vecteur de vitesse eulérienne d'une particule fluide.

II.3.3 Conservation de l'énergie totale :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} [u_j (\rho E + P)] = - \frac{\partial}{\partial x_j} q_j + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i \tau_{ij}) \quad (\text{II.3})$$

Où q_j est le flux de chaleur dans la direction j , E est l'énergie totale par unité de masse

II.3.4 L'équation d'état des gaz parfaits :

$$P = \rho RT \quad C_p - C_v = r \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (II.4)$$

Où γ étant la constante particulière du gaz parfait. C_p et C_v représentent respectivement les chaleurs spécifiques à pression et à volume constants.

Le flux de chaleur par unité de surface q_j en fonction de la température s'écrit comme suit :

$$q_j = -k \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (II.5)$$

K est la conductivité thermique qui s'exprime en fonction de la viscosité dynamique par le nombre de Prandtl Pr :

$$Pr = \frac{\mu C_p}{k} = \gamma \frac{\mu C_v}{k} \quad (II.6)$$

En supposant que le fluide est calorifiquement parfait (l'énergie interne $e = C_v T$ et l'enthalpie $h = C_p T$), le flux de chaleur peut s'écrire :

$$q_j = -k \frac{\partial T}{\partial x_j} = -\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial h}{\partial x_j} \quad (II.7)$$

II.4 Équations de Navier-Stokes moyennées (RANS) :

Une quantité instantanée ϕ de l'écoulement peut être décomposée selon Reynolds en une partie moyenne $\bar{\phi}$ et une partie fluctuante ϕ'

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \text{ avec } \bar{\phi} = \lim_{\Delta t \rightarrow \infty} \left(\frac{1}{\Delta t} \right) \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} \phi(t) dt \quad (II.8)$$

Les équations de Navier-Stokes moyennées peuvent contenir des termes additionnels comme les tenseurs des contraintes de Reynolds. Ces équations moyennées sont simplifiées pour les écoulements compressibles en utilisant la formule de Favre.

La méthode de Favre consiste à décomposer la quantité instantanée, par exemple la composante de la vitesse ui , en une partie moyenne $\bar{ui}$ pondérée par la masse et une partie fluctuante ui' , ou :

$$\bar{ui} = \frac{\bar{\rho ui}}{\bar{\rho}} = \frac{1}{\bar{\rho}} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} \rho(x, \tau) ui(x, \tau) d\tau \quad (II.9)$$

La formule de Favre élimine les fluctuations de la densité, elle est donc considérée comme une simplification mathématique. On présente dans ce paragraphe la dérivation de ces équations moyennées de Favre (Favre-averaged Navier-Stokes equations) et ses discrétisations basées sur la méthode des volumes finis, utilisée par le code FLUENT. Les grandeurs du fluide sont écrites selon la moyenne de Favre comme suit:

$$\begin{cases} ui = \bar{ui} + ui' \\ \rho = \bar{\rho} + \rho' \\ p = \bar{p} + p' \\ e = \bar{e} + e' \\ h = \bar{h} + h' \end{cases} \quad (II.10)$$

En remplaçant les quantités précédentes dans les équations de Navier-Stokes, nous obtenons les formules suivantes :

II.4.1 a. Pour l'équation de continuité :

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_j) = 0 \quad (\text{II.11})$$

II.4.2 b. Pour l'équation de la quantité de mouvement :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{\mu} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\overline{\rho u_i' u_j'}) \quad (\text{II.12})$$

Où le terme $-\overline{\rho u_i' u_j'}$ représente les contraintes de Reynolds (flux turbulents de la quantité de mouvement). Pour achever la fermeture du système d'équations, ce terme doit être modélisé.

Les équations moyennées de FANS (Favre-averaged Navier-Stokes equations) sont obtenues en remplaçant l'équation (II.15) dans l'équation (II.14) :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\bar{\mu} + \mu_t) \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \right] - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x_j} (-\bar{\rho} k) \quad (\text{II.13})$$

II.4.3 Pour l'équation d'énergie :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{h}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_j \bar{h}) = \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \bar{\tau}_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \overline{\tau_{ij}' \frac{\partial u_i'}{\partial x_j}} + \frac{\partial}{\partial x_j} (k \frac{\partial T}{\partial x_j}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \bar{\rho} u_j' h' \quad (\text{II.14})$$

Des termes additionnels apparaissent. Le premier terme est l'enthalpie fluctuante,

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \bar{\rho} u_j' h' = C_p \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (\text{II.15})$$

Le deuxième terme est le taux de dissipation de l'énergie turbulente ε qui dépend du choix du modèle de turbulence. $\overline{\tau_{ij}' \frac{\partial u_i'}{\partial x_j}}$

II.5 Modélisation de la turbulence :

La principale cause du désaccord entre l'expérimental et la prédiction est habituellement citée pour être la modélisation de la turbulence.

La modélisation de la turbulence est un domaine très large. Dans cette partie nous nous concentrerons par conséquent à l'approche de la modélisation du tenseur de contraintes de Reynolds basé sur le concept de la viscosité turbulente.

Les modèles de turbulence les plus populaires utilisés aujourd'hui pour des calculs d'écoulement et de transfert thermique sont les modèles de viscosité à deux - équations. Les modèles k- ε et k- ω sont les plus utilisés. Ces modèles offrent souvent un bon équilibre entre la complexité et l'exactitude.

Fluent fournit le choix entre différents modèles de turbulence :

1. Modèle à une équation Spalart-Allmaras.
2. Modèles à deux équations :
 - Modèle k- ε standard,

- Renormalization-group (RNG) k-ε,
- Réalisable k-ε,
- Modèle k-ω,
- Modèle SST k-ω.

3. Modèles à cinq équations Reynolds stress model (RSM).

Modèle Standard k-ω SST ;

Le modèle de turbulence k – ω SST est très répandu dans les codes de CFD modernes, car il offre de bonnes performances pour une vaste gamme de problèmes. Il fait notamment bonne figure dans les zones de fort gradient de pression adverse. La force de ce modèle réside dans sa capacité à exploiter les avantages des deux modèles de turbulence les plus populaires, le k -ε et le k – ω. Le premier pour ses bonnes performances dans les zones d'écoulement libre, et le second pour sa pertinence dans les zones cisaillées, plus particulièrement dans les couches limites. Par ailleurs, le modèle k – ω SST est intégrable jusqu'à la paroi et donc compatible avec les modèles bas-Reynolds et l'approche des lois de paroi consistantes. Les lois de paroi consistantes présentent l'avantage, par rapport aux lois de paroi standard, d'être entièrement consistantes avec le modèle de turbulence avec lequel elles sont utilisées. En effet, dans l'approche consistante des lois de paroi, les variables adimensionnelles de vitesse, température et de turbulence sont interpolées dans des tables spécifiques à chaque modèle de turbulence. Ces dernières sont produites à partir de la résolution des équations RANS 1D dans la couche limite. On s'assure ainsi d'imposer des conditions limites cohérentes en faisant un minimum d'hypothèse sur l'écoulement. [34]

II.5.1 Les équations de transport :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho}k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho}\bar{u}_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\bar{\mu}t}{Prk} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + Gk - YM + Sk \quad (II.16)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho}\omega) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho}\bar{u}_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\bar{\mu}t}{Pr\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G\omega - Y\omega + D\omega + S\omega \quad (II.17)$$

Où

- **G**: Représente la génération de l'énergie cinétique due au gradient de vitesse
- **Y**: La contribution de la dilatation fluctuante dans la turbulence compressible pour (**ω**)
- **D** : terme supplémentaire de diffusion pour que la prédiction dans les zones transitoire soit bonne.
- **S**: Terme source

II.5.2 Modélisation de la production de turbulence :

Le terme Gk représente la production de l'énergie cinétique turbulente,

La valeur de Gk en utilisant l'hypothèse de Boussinesq prend la forme suivante :

$$Gk = \bar{\mu}tS^2 \quad (II.18)$$

Où S est le module du tenseur moyen du taux-de-tension, défini comme :

$$S = \sqrt{S_{ij}S_{ij}} \quad (II.19)$$

S_{ij} est le tenseur de déformation.

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{II.20})$$

II.5.2.a Effet de compressibilité sur la turbulence :

Pour les écoulements ayant un nombre de Mach important, la compressibilité affecte la turbulence à travers ce qu'on appelle (dissipation de la dilatation), laquelle est négligée normalement dans la modélisation des écoulements incompressibles.

Négliger la dissipation de la dilatation s'explique par la baisse observée dans le taux de dissipation qui s'étend avec un nombre de Mach croissant pour les mélanges compressibles et les autres couches de cisaillement libres. Pour expliquer ces effets dans les modèles k-ε du code de calcul Fluent, le terme de la dissipation de la dilatation Y_M , est inclus dans l'équation de k.

$$Y_M = 2\bar{\rho}\varepsilon M_t^2 \quad (\text{II.21})$$

$$M_t = \sqrt{\frac{k}{a^2}}, \quad a = \sqrt{\gamma r T} \quad (\text{II.22})$$

II.5.3 MODÈLE K – ω SST DE MENTER:

Le modèle de turbulence k – ω Shear Stress Transport (SST) est un modèle particulièrement performant pour les écoulements présentant de forts gradients de pression ou des zones de stagnation. Il permet notamment de prédire adéquatement le point de recollement des couches limites soumises à des gradients de pression adverse. Son succès tient à son aptitude à rallier les forces des modèles k – ε et k – ω, à savoir la capacité du premier à bien prédire les écoulements libres en réduisant la dépendance sur les conditions limites turbulentes et celle du deuxième pour les couches limites. C'est principalement pour ces raisons que ce modèle est l'un des plus utilisés actuellement, il en existe d'ailleurs plusieurs variantes ; SST – V (Menter, 1992), SST – RC (Smirnov and Menter, 2009), SST – SUST (Spalart and Rumsey, 2007), SST – RC – Hellsten (Mani et al., 2004). Le site de la NASA recense les principales variantes (NASA, 2015).

II.5.4 Modèle SST standard de 2003 :

La définition de la viscosité turbulente est l'unique différence entre les modèles Baseline et SST de Menter. Cette modification dans le calcul de μ_t a été introduite pour pallier à la tendance erronée qu'ont la plupart des modèles de turbulence à deux équations, le modèle BSL n'y échappant pas, de sous-estimer la séparation de la couche limite dans les écoulements à fort gradient de pression.

En pratique, le modèle k – ω SST est très peu sensible aux conditions limites sur les variables de turbulence dans l'écoulement libre parce qu'il est basé sur le modèle k – ε loin des parois et que ce dernier est justement réputé pour sa faible sensibilité face à ces paramètres. La sensibilité de la solution à Re_t devrait donc être faible.[34]

II.6 Les solveurs :

Historiquement, l'approche basée sur la pression a été développée pour les écoulements incompressibles à faible vitesse, tandis que l'approche basée sur la densité a été principalement utilisée pour les écoulements compressibles à grande vitesse. Cependant, récemment, les deux méthodes ont été étendues et reformulées pour résoudre et fonctionner pour un large éventail de conditions d'écoulement au-delà de leur intention traditionnelle ou initiale.

Dans les deux méthodes, le champ de vitesse est obtenu à partir des équations d'impulsion. Dans l'approche basée sur la densité, l'équation de continuité est utilisée pour obtenir le champ de densité tandis que le champ de pression est déterminé à partir de l'équation d'état.

Le solveur basé sur la pression est traditionnellement utilisé pour les écoulements incompressibles et légèrement compressibles. L'approche basée sur la densité, d'autre part, a été conçue à l'origine pour des écoulements compressibles à grande vitesse. Les deux approches sont maintenant applicables à une large gamme de débits (d'incompressible à hautement compressible), mais les origines de la formulation basée sur la densité peuvent lui donner un avantage de précision (c.-à-d. Résolution de choc) par rapport au solveur basé sur la pression pour compressible à haute vitesse les flux. [35]

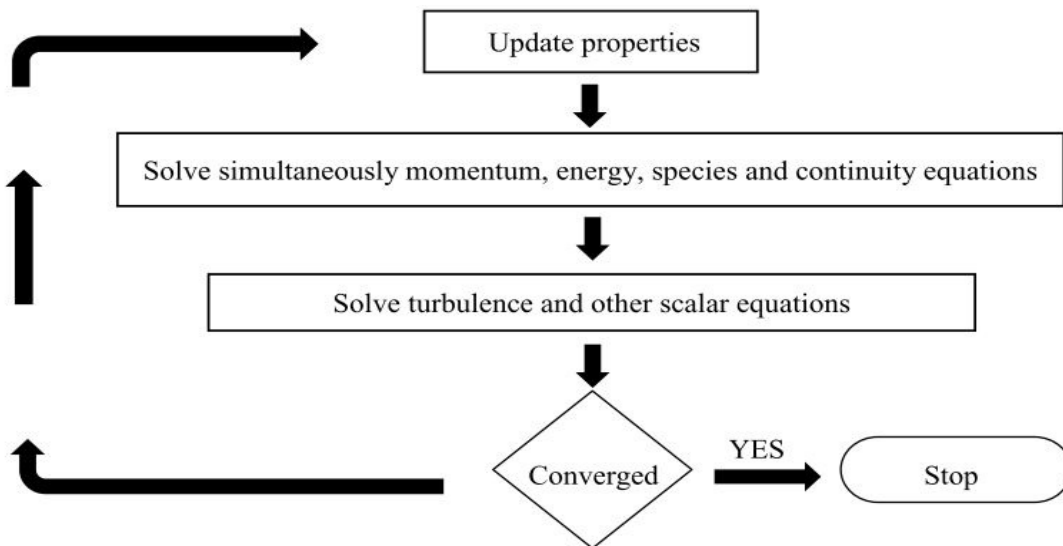


Fig II-1 organigramme du solveur density-based [36]

Dans le solveur basé sur la densité, les équations d'énergie, d'impulsion, de continuité et de transport d'espèces sont résolues simultanément. Pour concevoir des écoulements de fluides à la fois incompressibles et compressibles, les équations sont modifiées, le temps joue un rôle important, qu'il soit à l'état stationnaire ou transitoire, le terme transitoire est incorporé. Le pas de temps est représenté par le nombre de courant dans un problème d'état stationnaire. La limitation du pas de temps maximum se produira en raison de certains problèmes de stabilité dans le solveur explicite, c'est-à-dire les variables sont différenciées en fonction du temps mais il n'y aura pas de problèmes associés au solveur implicite, c'est-à-dire Les variables sont différenciées en fonction du temps ainsi que des coordonnées spatiales. L'ensemble d'équations est résolu simultanément en utilisant une itération de second ordre (par exemple Gauss-Seidal). L'algorithme du solveur basé sur la densité est représenté ci-dessus.[36]

II.7 Loi de paroi

Traditionnellement, il existe deux approches pour modéliser la région proche de la paroi. Dans une approche, la région interne affectée par la viscosité (sous-couche visqueuse et couche tampon) n'est pas résolue. Au lieu de cela, des formules semi-empiriques appelées «lois de paroi» sont utilisées pour relier la région affectée par la viscosité entre le mur et la région entièrement turbulente. L'utilisation des lois de parois évite d'avoir à modifier les modèles de turbulence pour tenir compte de la présence de la paroi. Dans une autre approche, les modèles de turbulence sont modifiés pour permettre la résolution de la région affectée par la viscosité avec un maillage allant jusqu'au mur, y compris la sous-couche visqueuse.

La méthode de l'utilisation de loi de paroi est celle qui a été la plus largement utilisée et qui doit encore être privilégiée à de nombreuses fins pratiques. Elle a deux avantages: elle permet d'économiser du temps de calcul et la capacité de stockage des données nécessaire; et cela permet l'introduction d'informations empiriques supplémentaires dans des cas particuliers, comme lorsque la paroi est rugueuse.

Nous devons contrôler avec soin le nombre de cellules dans la couche limite et leur emplacement par rapport à la paroi, ceci se fait en termes de variable sans dimension appelée unité de paroi (ou épaisseur de la paroi) qui représente la distance entre la paroi et le centre des cellules de la première couche du maillage (à partir de cette paroi) et est définie par :

$$y^+ = \frac{\rho u \tau y}{\mu} \quad (\text{II. 23})$$

Ou $u\tau$ est la vitesse de friction définie comme :

$$u\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (\text{II. 24})$$

Avec la tension de cisaillement à la paroi est donnée par :

$$\tau_w = \frac{1}{2} C_f \rho U_\infty^2 \quad (\text{II. 25})$$

La loi de paroi comprend aussi la vitesse adimensionnelle donnée par :

$$u^+ = \frac{u}{u\tau} \quad (\text{II. 26})$$

Avec la distribution de vitesse de la couche limite turbulente est donnée par :

$$u = U \left(\frac{y}{\delta}\right)^{\frac{1}{7}} \quad (\text{II. 27})$$

La gamme de $0 < y^+ < 5$ est appelée la sous-couche visqueuse car les effets de la

viscosité moléculaire dominant dans cette région. La vitesse dans cette région est simplement:

$$u^+ = \frac{u}{u\tau} = y^+ \quad (\text{II. 28})$$

La gamme de $5 < y^+ < 30$ s'appelle la couche tampon. Il n'existe pas de modèle simple permettant de décrire la vitesse dans cette plage.

Vient ensuite la couche de loi logarithmique (ou couche de chevauchement logarithmique) où les contraintes de cisaillement dues à la fois à la viscosité moléculaire et au mélange turbulent sont

toutes deux importantes. Cette couche s'étend entre $30 < y^+ < 300$ où la grandeur y^+ réelle dépend des paramètres de l'écoulement. La distribution de vitesse dans cette région est donnée par :

$$u^+ = \frac{u}{u\tau} = 2.5 \ln(y^+) + 5.0 \quad (\text{II.29})$$

Enfin, lorsque la valeur y^+ est élevée ($y^+ > 300$), la couche turbulente externe est dominée par le cisaillement turbulent.

Limitations de l'approche loi de paroi

Les fonctions de paroi standard donnent des prévisions raisonnables pour la majorité des écoulements délimités par un nombre de Reynolds élevé. Les fonctions de paroi hors équilibre étendent encore les possibilités d'application de l'approche par fonction de paroi en incluant les effets du gradient de pression; cependant, les fonctions de la paroi ci-dessus deviennent moins fiables lorsque les conditions d'écoulement s'écartent trop des conditions idéales sous-jacentes aux fonctions de mur.

II.8 Résidus (convergence)

Le graphique des résidus est le principal outil pour juger de la convergence; il surveille la solution des équations fondamentales pour la simulation CFD. Une simulation CFD typique comprend des équations pour l'impulsion, la pression et la turbulence, et le solveur effectue des solutions itératives de ces équations. Le graphique des résidus montre la différence entre les solutions successives de ces équations

Les solutions sont agrégées et normalisées afin que chaque équation soit représentée par un seul nombre, tous les nombres étant mis à l'échelle dans une plage commune. Tous les résidus sont tracés sur un graphique (avec l'axe Y comme échelle logarithmique) pour permettre à l'ingénieur CFD d'étudier les interactions entre les équations.

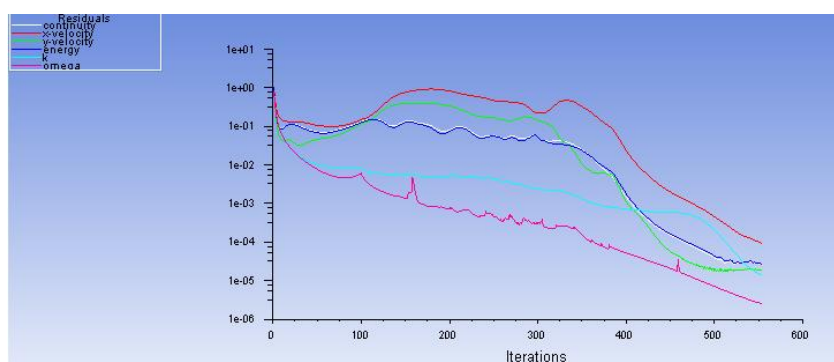


Fig II-2 résiduel

Une bonne parcelle de résidus a plusieurs caractéristiques à identifier, l'élément clé est les lignes décroissantes, les pentes descendantes, les résidus devraient toujours diminuer. Chaque pic représente un nouveau pas de temps. Les pointes successives devraient montrer des pics décroissants, ou au moins montrer chaque pic à la même hauteur.

Les ingénieurs CFD s'attendent également à des objectifs généraux pour les résidus dans les simulations convergées. La valeur la plus basse obtenue par le résidu est l'erreur d'itération minimale pour cette simulation (ou pour ce pas de temps dans une simulation instable). Utilisez les cibles suivantes comme directives sur la qualité de simulation correspondante:

Ce sont des objectifs généralisés. Vos propres expériences peuvent varier en fonction de la simulation. Parfois, le tracé des résidus se trouve. Et certains solveurs normalisent leurs résidus différemment, ce qui rend ces cibles totalement inutiles. Vous voyez maintenant pourquoi les ingénieurs CFD s'appuient sur plusieurs outils pour juger de la convergence.[37]

Dépannage des résidus :

Les résidus sont plus qu'un simple outil pour juger de la convergence. Ils fournissent également des commentaires pour résoudre les mauvaises simulations. Le modèle des résidus fournit des indices sur les raisons pour lesquelles une simulation échoue.

Si les résidus d'une seule équation se détériorent, recherchez les points problématiques dans le maillage. Ce résidu peut initialement prendre une tendance à la baisse, puis soudainement monter en flèche et diverger. Ou commencez à diverger presque de l'initialisation de la simulation. Dans ce cas, le problème est presque toujours un problème quelque part dans le maillage de simulation. L'équation spécifique qui a divergé peut fournir des indices sur la source de votre problème.

II.9 Conclusion :

Dans ce deuxième chapitre, nous avons présenté les équations régissant les écoulements autour d'un profil aérodynamique à savoir : l'équation de conservation de la masse et les équations de quantité de mouvement, puis leurs équations adimensionnées et moyennées. Vu que cette dernière fait apparaître un terme supplémentaire (tension de Reynolds), ce qui a nécessité un modèle de fermeture adéquat liant les écoulements proches parois et ceux loin de la paroi. [38]

CHAPITRE

III

Simulation Numérique

« It doesn't matter how beautiful your theory is,
It doesn't matter how smart you are.
If it doesn't agree with experiment, it's wrong»

Richard P. Feynman

Aperçu:

1. Introduction.....
2. Présentation de l'interface ANSYSWorkBench.....
3. Simulation 2D.....
4. Géométrie du bec.....
5. Conclusion.....

Ce chapitre permet d'exposer le travail de simulation réalisé à l'aide du logiciel commercial FLUENT 18. Ce code largement utilisé dans l'industrie aéronautique, automobile, ... offre une interface sophistiquée qui facilite son utilisation. Ces raisons ont motivé notre choix pour l'emploi de ce logiciel qui est basé sur la méthode de discrétisation en volumes finis.

III.1 Introduction :

ANSYS, Inc. est un éditeur de logiciels spécialisé en simulation numérique. L'entreprise a son siège à Canonsburg en Pennsylvanie aux États-Unis. ANSYS développe, promeut et assure le support de ses logiciels de simulation servant à prédire le comportement d'un produit dans son environnement. Ses produits majeurs sont des logiciels qui mettent en œuvre la méthode des éléments finis, afin de résoudre des modèles préalablement discrétisés. La société possède de nombreuses filiales² à travers le monde, notamment en Europe et en Asie. Parmi les Principaux produits :

ANSYS CFX et **Fluent** : ces deux logiciels permettent d'effectuer des simulations en matière de mécanique des fluides. Fluent est un solveur : il ne comporte pas de mailleur (le maillage doit être réalisé avec un logiciel de maillage). Il est souvent considéré comme une référence dans le domaine de la modélisation fluide. Le paramétrage du modèle se fait par une interface graphique.. L'un des intérêts de ce logiciel de simulation généraliste, est qu'il dispose d'un nombre relativement important de modèles, pouvant faire face à divers aspects de la mécanique des fluides : écoulements diphasiques (miscible, non miscible, cavitation, solidification), turbulence (LES, KE, Kw, SA, Reynolds stress...), combustion (pré-mélangé et non pré-mélangé), transport de particules écoulements en milieux poreux, maillages mobiles et dynamiques avec reconstruction du maillage, entre autres. Fluent est parallélisé et permet de tirer parti de systèmes multiprocesseurs aussi bien au sein d'une seule machine qu'en réseau (cluster, dualcore, plateforme multi-CPU).

Pour L'approche numérique on a utilisés **ANSYS Workbench** . **ANSYS DESIGN MODELER** a été utilisé pour créer la géométrie à deux dimensions, cette dernière comprenant les quatre murs comme dans une soufflerie réelle. Par la suite, **ANSYS MESHING** a été utilisé pour générer les maillages structurés à utiliser dans les calculs en utilisant **ANSYS FLUENT** et **ANSYS CFD-Post**.

III.2 Présentation de l'interface ANSYS WorkBench :

Le Workbench permet de gérer les fichiers et le lancement des différents logiciels à partir d'une fenêtre unique.

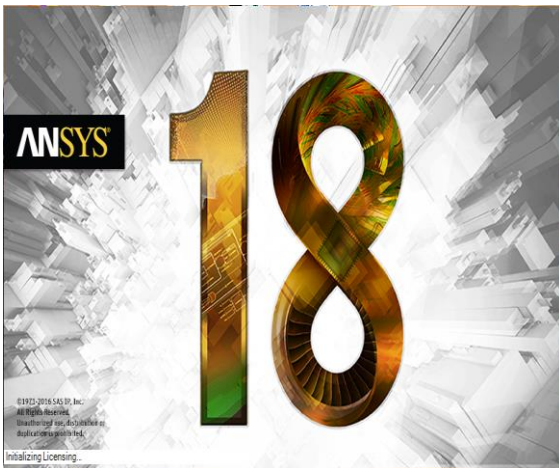


fig III-2-1 : Démarrage de Workbench

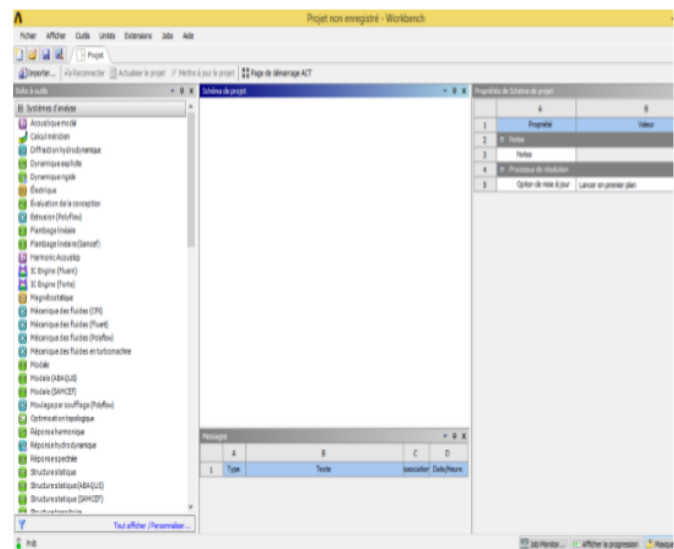


fig III-2-2 : La fenêtre principale du Workbench

C'est à partir de là que vont être créés les fichiers, lancés les logiciels et gérées les interactions entre les différents logiciels utilisés pour la géométrie, le maillage, la simulation proprement dite et le post traitement.

III.2.1 Créer un système d'analyse Fluid Flow :

Pour créer un « Analysis System », c'est-à-dire une chaîne de calcul pour une simulation Fluent

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

III.2.2 Les différentes étapes :

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

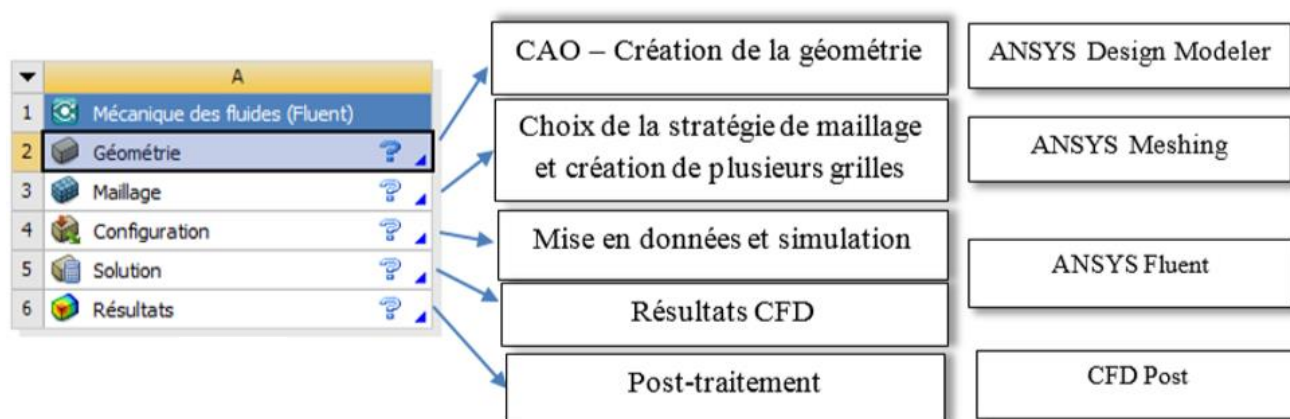


fig III-2-3: Les différentes étapes

III.3 Simulation 2D :

Le phénomène étudié dans ce travail, s'agit d'un écoulement autour d'un profil aérodynamique :

1. Asymétrique de type NACA4412 simple,
2. Asymétrique de type NACA4412 avec bec,
3. Symétrique de type NACA0012 simple,
4. Symétrique de type NACA0012 avec bec,

NB : Avant tout, il faut s'assurer qu'on travaille dans le 2D

18	Options de géométrie avancées	
19	Type d'analyse	2D
20	Utiliser l'associativité	☒

fig III-3-1 : Réglage de type d'écoulement 2D/3D

III.3.1 Autour de NACA4412 SIMPLE :

III.3.1.a Dessiner la géométrie

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

1. Dessiner le profil :

1.1. Importer un profil d'aile 2D

1.2. Créer une surface

2. Dessin (Sketch) du domaine : On va maintenant dessiner le domaine de calcul autour du profil d'aile. Le Mode Sketching permet de réaliser des tracés (sketch) dans un plan.

2.1. Sélectionner XY Plane

2.2. Passer en mode Sketching en cliquant sur Sketching au bas de la fenêtre TreeOutline

2.3. Domaine fluide : Le profil est placé dans un champ d'écoulement qui est composé d'un demi-cercle en amont jumelé avec un rectangle suffisamment large en aval

2.4. Paramétrage de la géométrie : une longueur de $15c$ et une hauteur de $10c$

3. Créer le domaine de calcul 2D :

3.1. Il faut maintenant créer une face « trouée » à partir du rectangle et du profil

3.2. créer en mode sketch 2 lignes, ensuite diviser la face en 4 par la méthode de la fraction de face

3.3. Il faut maintenant désactiver les arrêtes (Line Body) qui avaient été importés pour créer le profil

4. Sauvegarde et retour au WorkBench : La géométrie est maintenant prête.

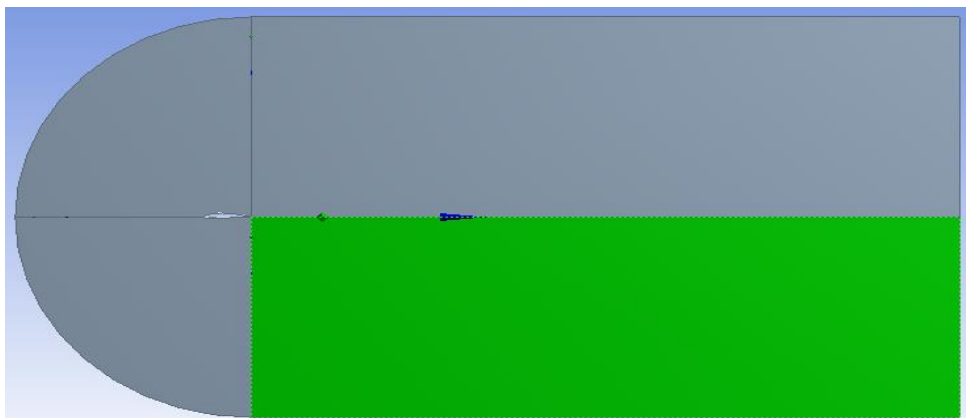


fig III-3-2 :NACA4412 et son volume de control

III.3.1.b Maillage du domaine fluide:

1. Lancer le logiciel de maillage depuis le Workbench : Comme l'étape précédente est validée, cela ouvre directement le logiciel de maillage ANSYS Meshing et charge la géométrie créée lors de l'étape 2.

2. Repérage des conditions aux limites : La première étape consiste à identifier et à nommer différentes parties de la géométrie afin de :

- ❖ Définir les conditions aux limites du problème (entrées, sortie etc. ...),
- ❖ Définir des conditions sur le maillage au niveau des différentes sélections

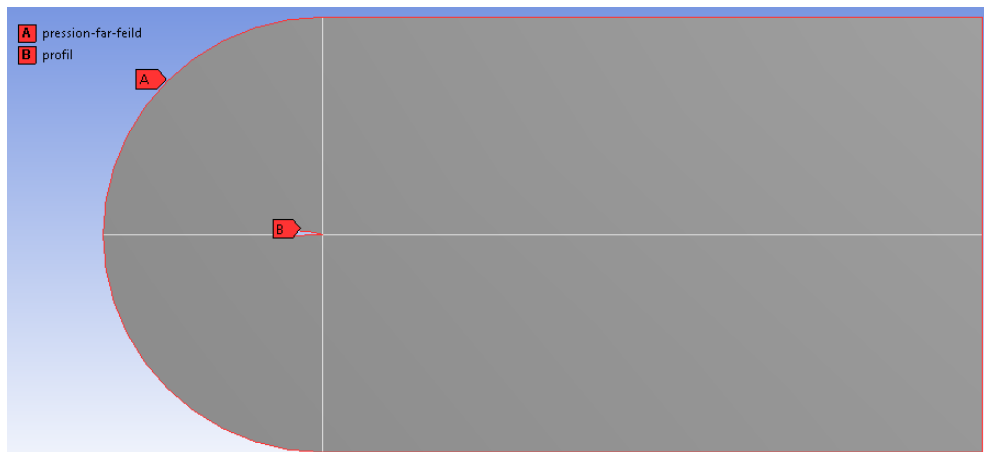


fig III-3-3 : identification de la géométrie

3. Génération du maillage : Le maillage multi-bloc structuré de type C est utilisé

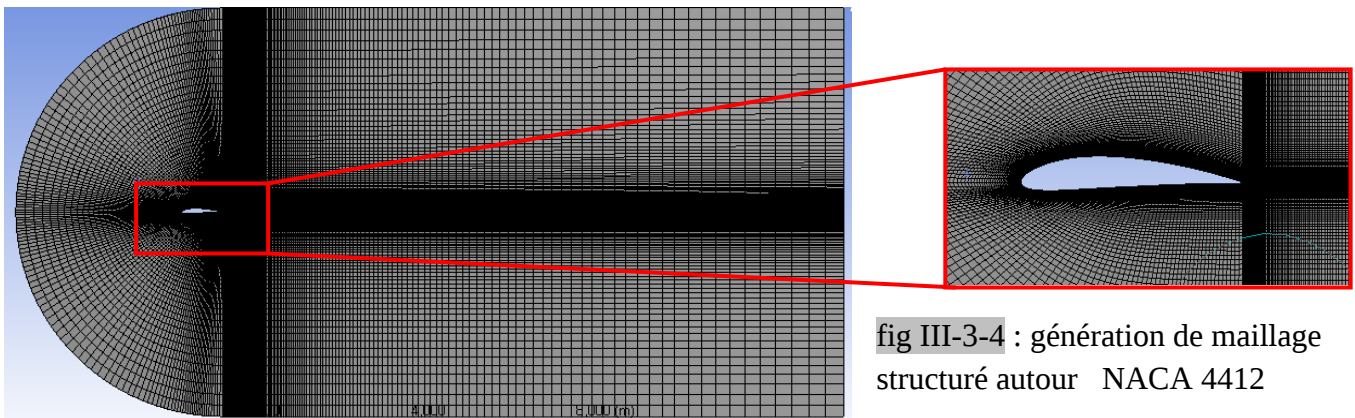


fig III-3-4 : génération de maillage structuré autour NACA 4412

le maillage utilisé a donné les statistiques suivantes :

Statistiques	
☐ Nœuds	55043
☐ Eléments	54600

fig III-3-5 : Statistique de maillage utilisé

4. Qualité de maillage : on peut vérifier la qualité de maillage dans l'ANSYS Meshing en affichant la qualité selon le critère d'orthogonalité, et en comparant les données avec le guide (fig), on peut dire que notre maillage est bon.

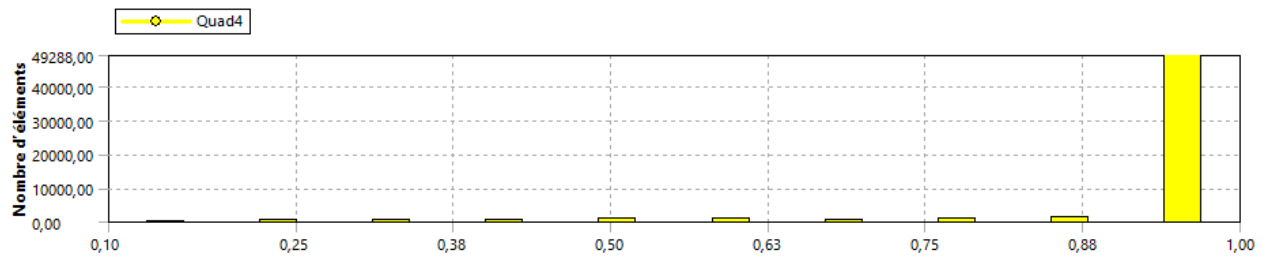


fig III-3-6 : Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA4412)

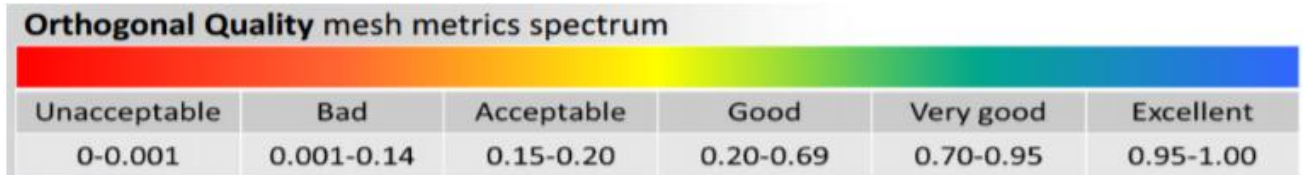


fig III-3-7 : Qualité d'orthogonalité selon le guide ANSYS

III.3.1.c Mise en données et simulation :

De retour dans la fenêtre WorkBench, l'étape de maillage a été actualisée, on peut passer à la suivante qui consiste à mettre en données le problème sous Fluent.

Apparaît tout d'abord la fenêtre de lancement, qui sert à indiquer si l'on va travailler en 2D ou en 3D, en monoprocresseur ou en parallèle et si besoin est, à préciser le répertoire de travail.

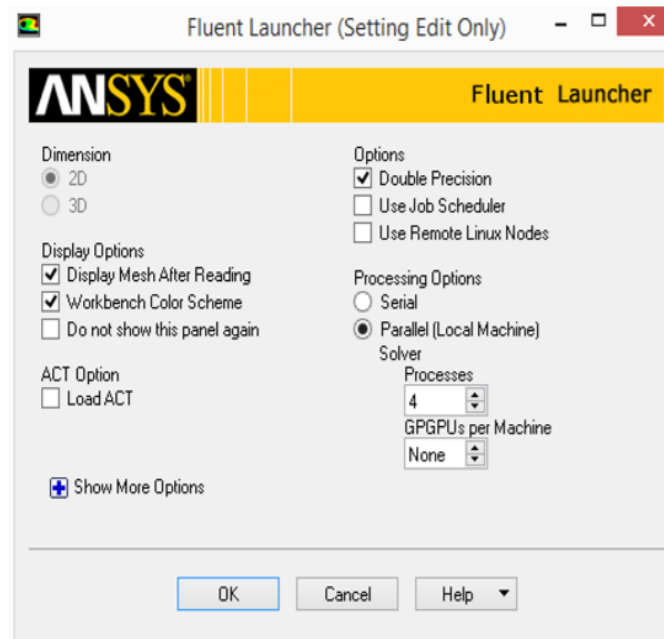


fig III-3-8 la fenêtre d'ouverture d'Ansys Fluent

1. Réglage des paramètres du solveur :

1.1. General : Les paramètres suivants servent à imposer les différents paramètres du solveur, avant de lancer le calcul.

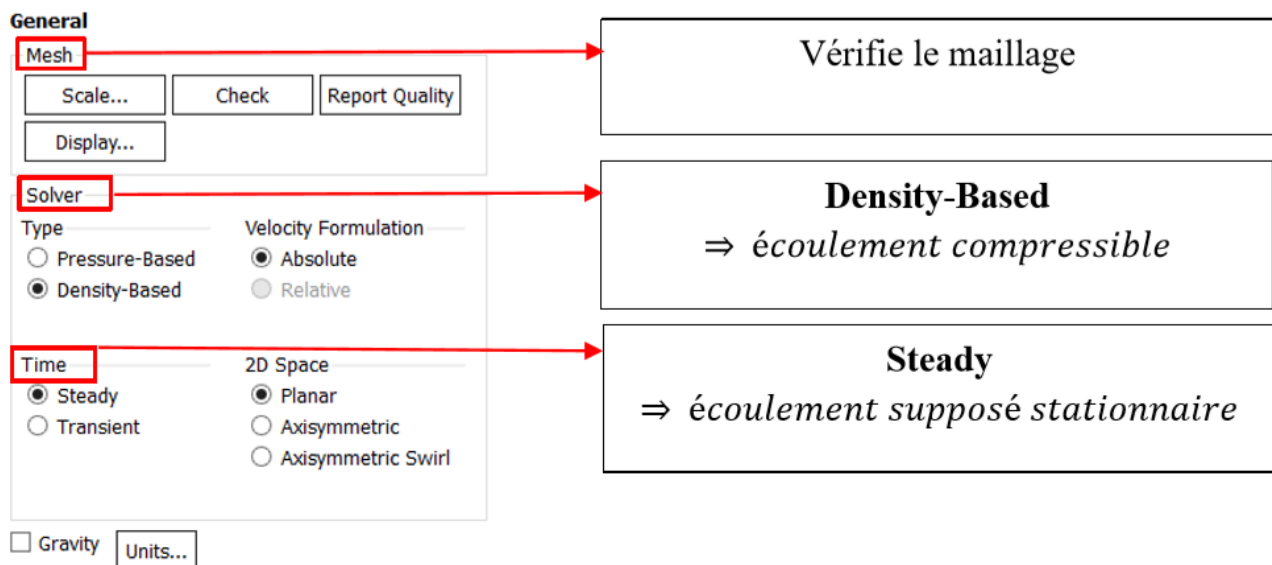


fig III-3-9 choix de solveur

1.2. Spécification des modèles physiques : Les modèles physiques résolus sont sélectionnés à l'étape suivante

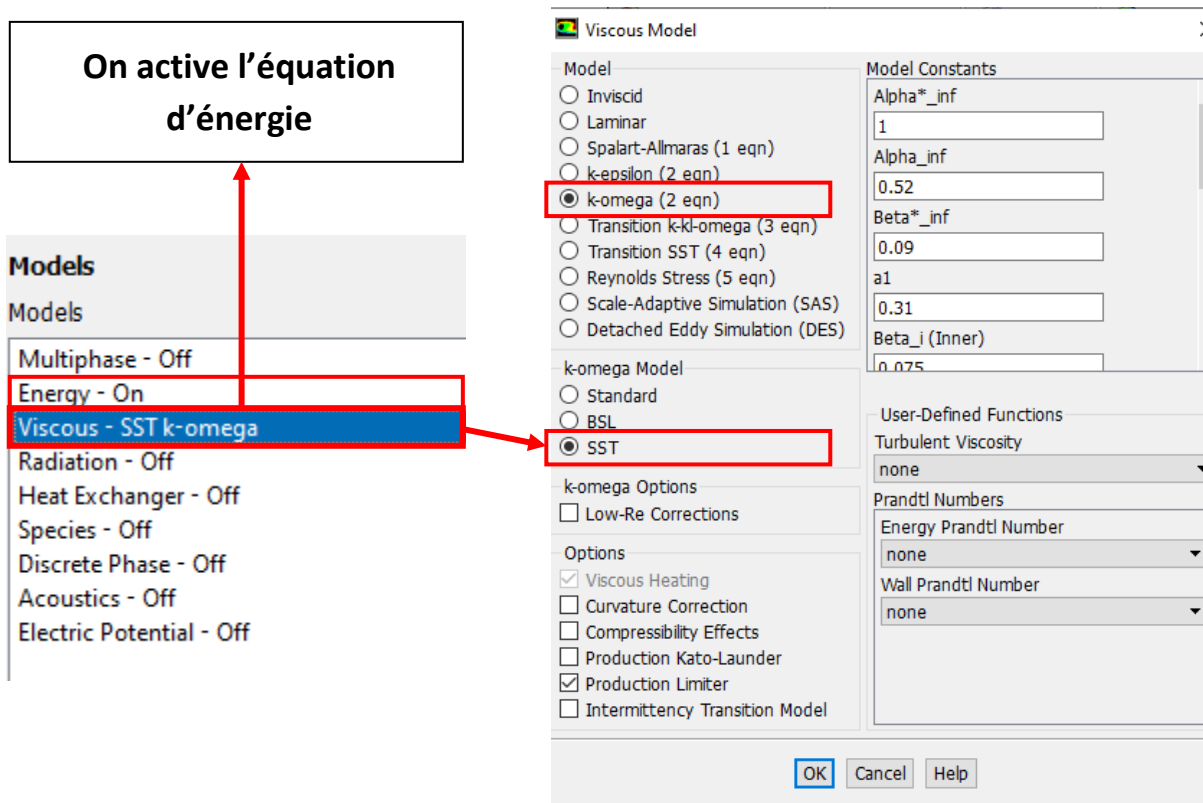


fig III-3-10 choix des modèles physiques

1.3. Spécification du fluide utilisé : Dans Fluent, il faut indiquer quel fluide est en jeu et spécifier ses paramètres physiques (densité, viscosité etc...)

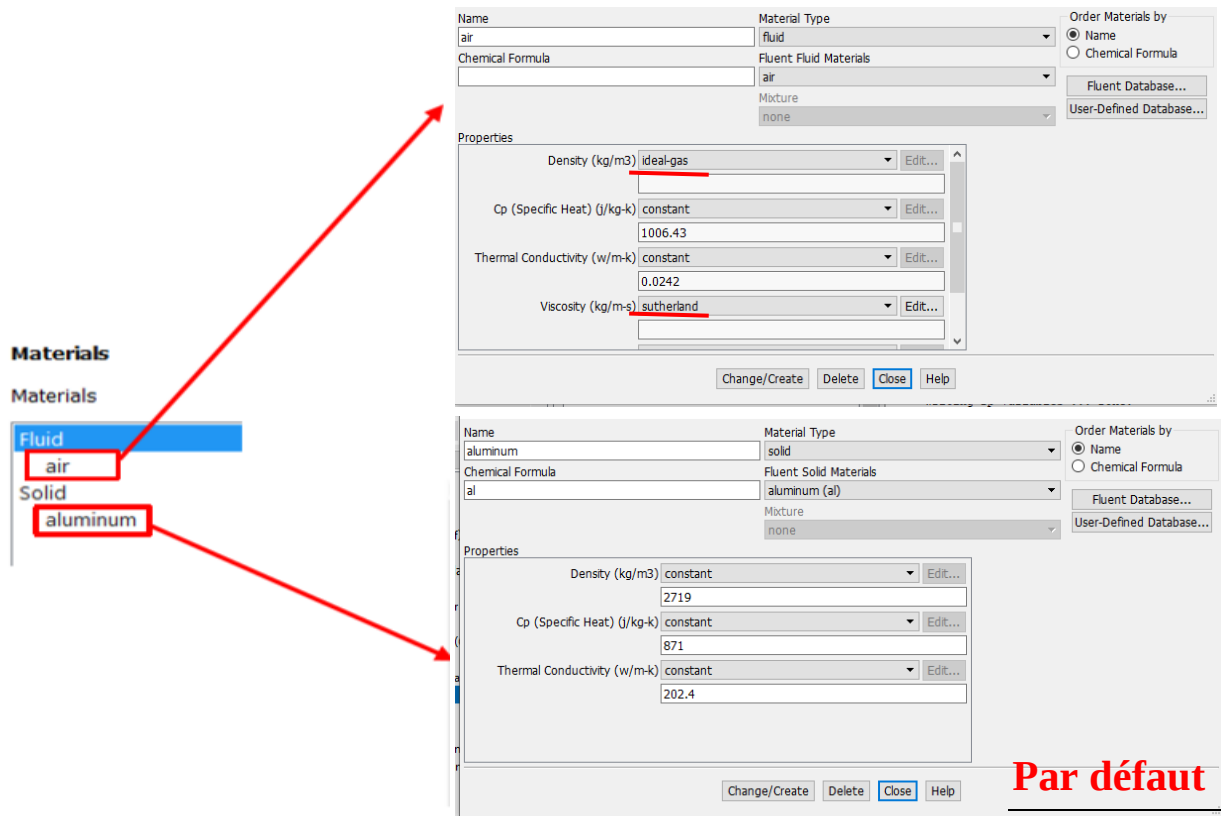


fig III-3-11 Spécification du fluide utilisé

1.4. Cell zones conditions : On doit spécifier quel fluide est associé à quelle zone du maillage.

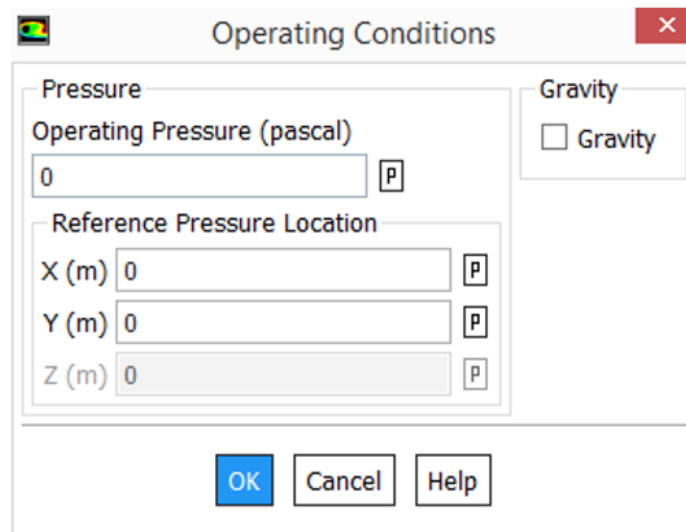


fig III-3-12 conditions d'opération

1.5. Boundary conditions (conditions aux limites) : le type de condition a été imposé dans le logiciel de maillage.

❖ **Condition farfield :**

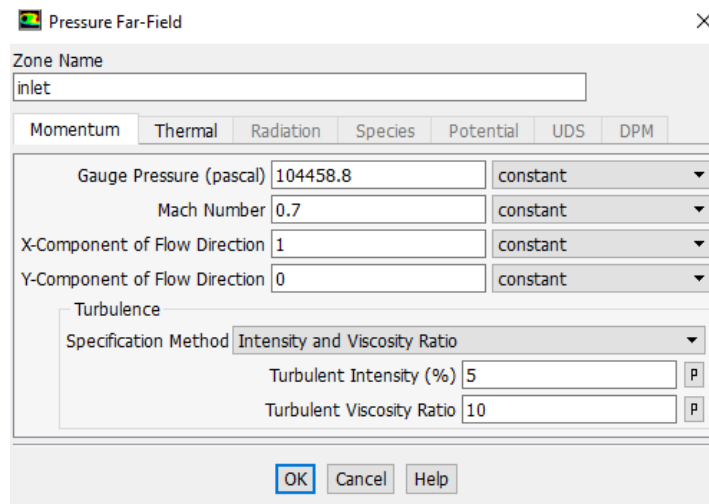


fig III-3-13 condition au limite « pressure Far-Field »

❖ Profil « Wall » :

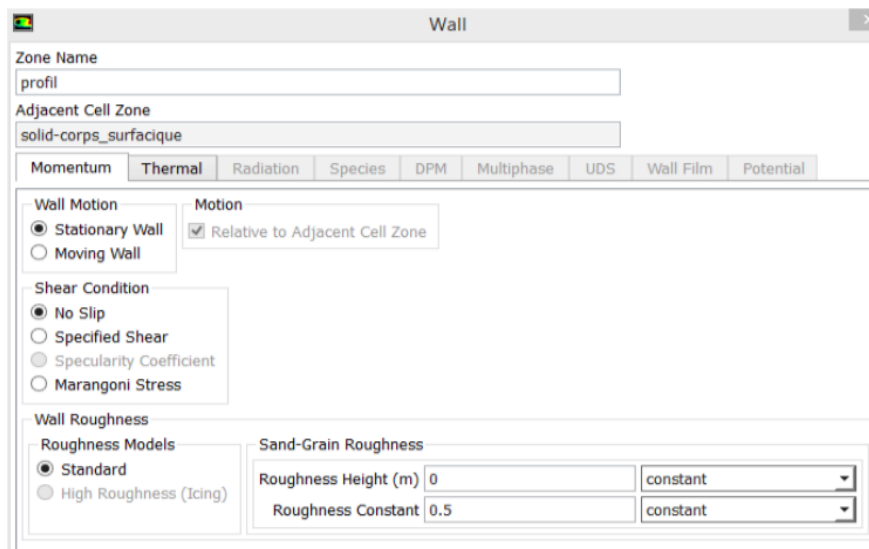


fig III-3-14 condition aux limite wall

1.6. Définition des valeurs références :

Sous le menu « Report/Reference Values », on définit la surface allaire et on fixe le calcul par rapport à l'entrée dans l'option "ComputeFrom: inlet".

Reference Values

Compute from
inlet

Reference Values

Area (m2) 1

Density (kg/m3) 1.349551

Depth (m) 1

Enthalpy (j/kg) 297924.1

Length (m) 1

Pressure (pascal) 104458.8

Temperature (k) 269.66

Velocity (m/s) 230.3482

Viscosity (kg/m-s) 1.7894e-05

Ratio of Specific Heats 1.4

Reference Zone
corps_surfacique

fig III-3-15 Définition « Solution

1.7. Définition « Solution Méthodes » :

Sous le menu « Solve/Methods» on fixe les paramètres concernant les schémas de discrétisation pour : la pression, la quantité de mouvement et la viscosité turbulente modifiée.

Solution Methods

Formulation
Implicit

Flux Type
Roe-FDS

Spatial Discretization

Gradient
Least Squares Cell Based

Flow
Second Order Upwind

Turbulent Kinetic Energy
Second Order Upwind

Turbulent Dissipation Rate
Second Order Upwind

fig III-3-16 les méthodes de simulations

1.8. Définition des conditions de convergence :

Sous le menu "Solve/Monitors », on précise le degré de convergence pour le résiduel et on exige aussi l'affichage du coefficient de portance Cl pour chaque itération.

Residual Monitors

Options

☒ Print to Console

☒ Plot

Window
1

Iterations to Plot
1000

Iterations to Store
1000

Equations

Residual	Monitor	Check	Convergence	Absolute Criteria
continuity	☒	☒	☒	0.0001
x-velocity	☒	☒	☒	0.0001
y-velocity	☒	☒	☒	0.0001
energy	☒	☒	☒	0.0001

Residual Values

☐ Normalize

☒ Scale

☐ Compute Local Scale

Iterations
5

Convergence Criterion
absolute

Convergence Conditions...

OK Plot Renormalize Cancel Help

fig III-3-17 conditions de convergence

1.9. Définition des courbes :

Sous le menu « solve/report definitions » on choisie les coefficients qu'on veut afficher qu'on les trouve sous le menu « report plot definitions » pour plus de paramètres d'affichage

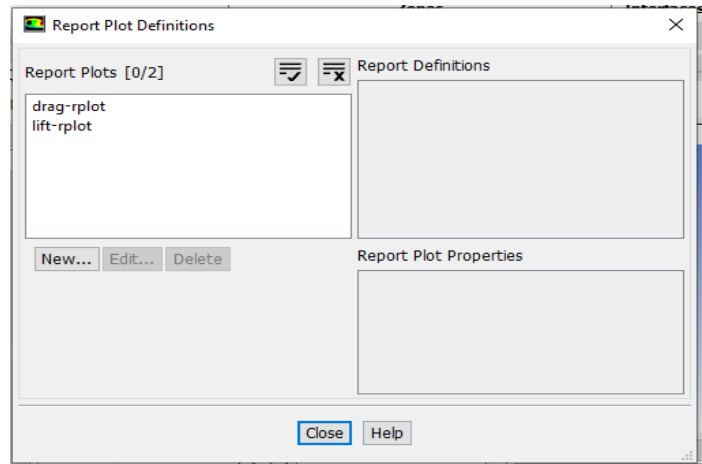


fig III-3-18 report plots

1.10. Initialisation de la solution :

La procédure itérative exige que toutes les variables soient initialisées avant de prédire une solution, une estimation réaliste améliore la stabilité de la solution et accélère la convergence ; pour notre étude, l'initialisation est réalisée par rapport aux conditions à l'entrée c'est-à-dire la vitesse d'entrée, l'étape est réalisée par : « Solve/Initialize »

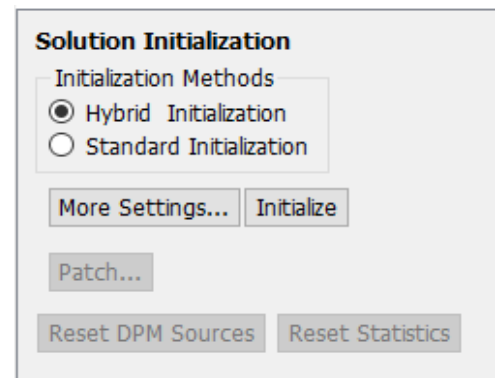


fig III-3-19 initialisation de la solution

1.11. Lancement du calcul :

il est effectué par : "Solve/Run calculation", dans cette rubrique, on fixe le nombre d'opérations des itérations et on lance le calcul par : "Calculate", l'opération de calcul va être entamée immédiatement, elle s'arrêtera si la condition de convergence est réalisée sinon, le calcul continue jusqu'à la réalisation de la dernière itération, dans ce cas-là, on doit relancer l'opération de calcul si la convergence n'est pas accomplie

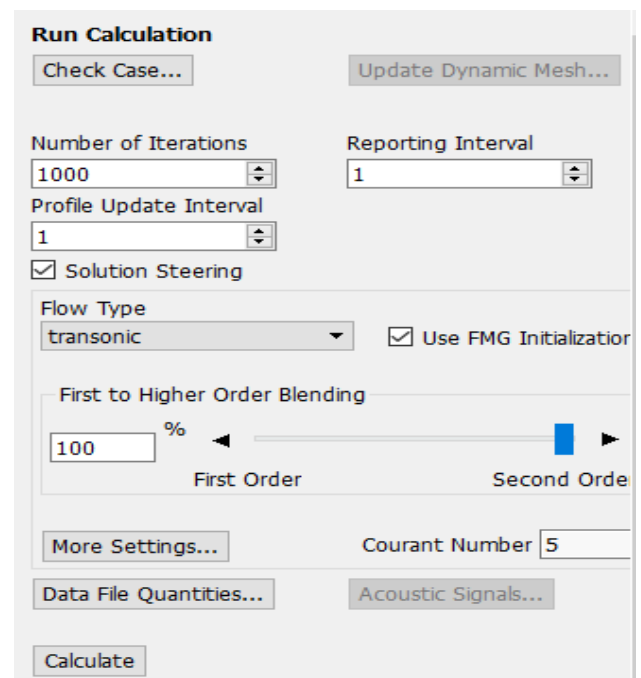


fig III-3-20 Lancement du calcul

2. Les résultats :

Les résultats obtenus sont présentés et interprété dans le chapitre suivant.

III.3.2 Autour de NACA4412 avec bec :

III.3.2.a Dessiner la géométrie

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

1. Dessiner le profil :

- 1.1. Importer un profil d'aile 2D
- 1.2. Deviser le profil en 2 parties (profil et bec)
- 1.3. Faire déplacer la partie bec [16]
- 1.4. Créer une surface

2. Dessin (Sketch) du domaine : On va maintenant dessiner le domaine de calcul autour du profil d'aile. Le Mode Sketching permet de réaliser des tracés (sketch) dans un plan.

2.1. Sélectionner XY Plane

2.2. Passer en mode Sketching en cliquant sur Sketching au bas de la fenêtre TreeOutline

2.3. Domaine fluide : Le profil est placé dans un champ d'écoulement qui est composé d'un demi-cercle en amont jumelé avec un rectangle suffisamment large en aval

2.4. Paramétrage de la géométrie : une longueur de 15c et une hauteur de 10c

3. Créer le domaine de calcul 2D :

3.1. Il faut maintenant créer une face « trouée » à partir du rectangle et du profil

3.2. Il faut maintenant désactiver les arrêtes (Line Body) qui avaient été importés pour créer le profil

4. Sauvegarde et retour au WorkBench : La géométrie est maintenant prête.

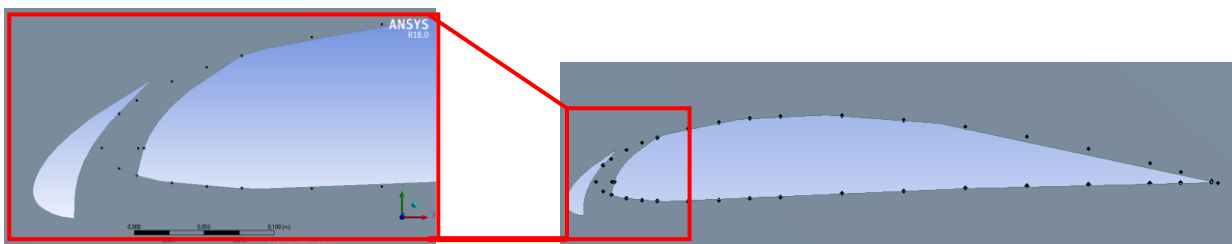


fig III-3-21 profil NACA 4412 avec bec

III.3.2.b Maillage du domaine fluide:

1. Identification de la géométrie :

Une même procédure et les mêmes étapes que dans la section (III.3.1.b) ont été employées

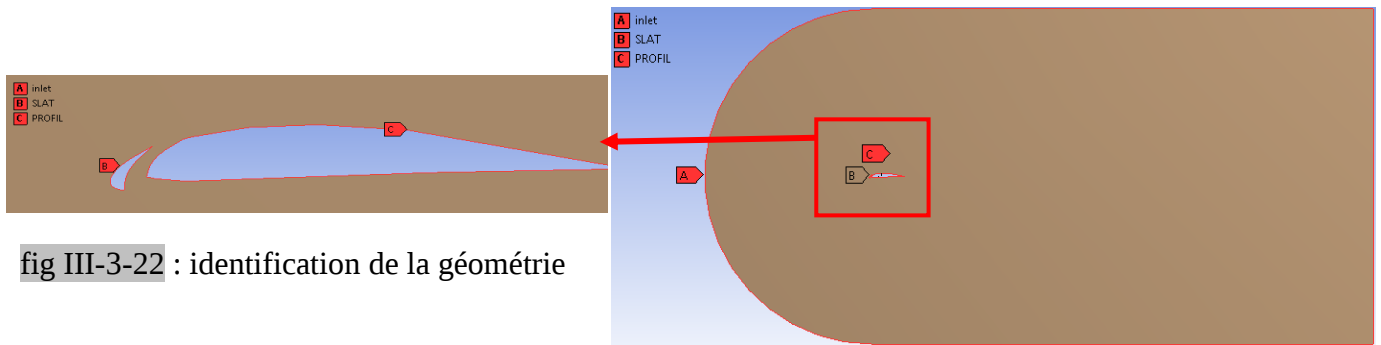


fig III-3-22 : identification de la géométrie

2. Génération du maillage : Le maillage non-structuré mélange entre quadré/triangles de type C est utilisée

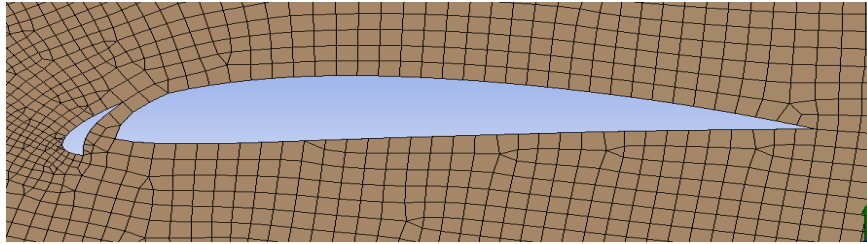


fig III-3-23 : génération de maillage autour de NACA 4412 avec bec

Le maillage utilisé a donné les statistiques suivantes :

Statistiques	
☐ Nœuds	217074
☐ Éléments	217245

fig III-3-24 : Statistique de maillage utilisé

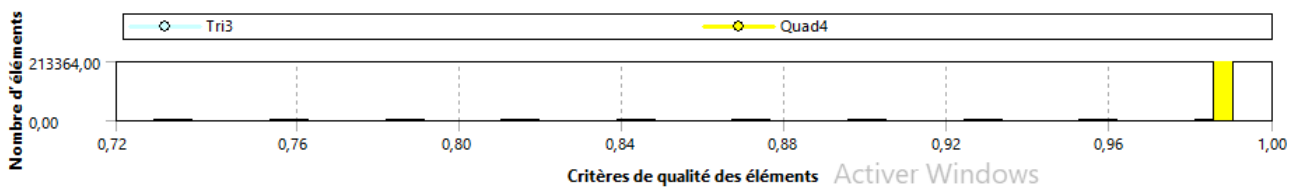


fig III-3-25 : Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA4412 avec bec)

III.3.2.c Mise en données et simulation

Une même procédure que dans la section (III.3.1.c) a été employée

III.3.3 Autour de NACA 0012 simple :

La même procédure et les mêmes étapes de la simulation qui ont été employés pour la simulation de NACA 4412 simple (III.3.1) vont être utilisés pour la simulation de NACA 0012 simple

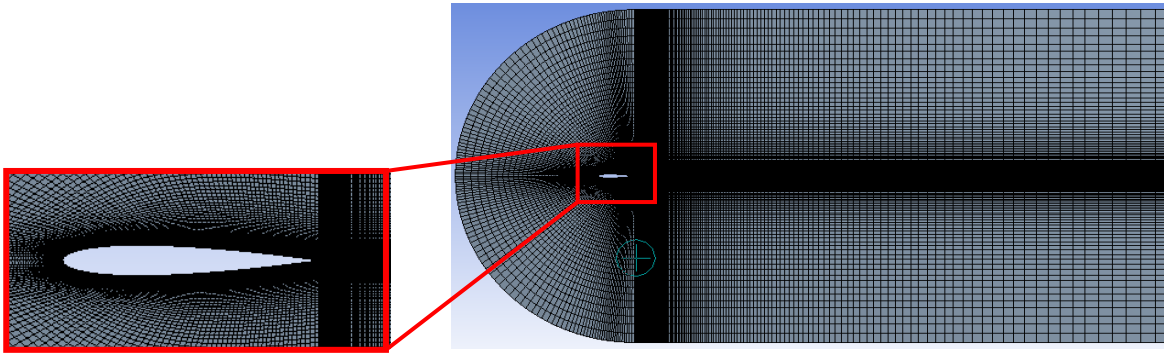


fig III-3-26 : génération de maillage structuré autour de NACA 0012

Le maillage utilisé a donné les statistiques suivantes :

Statistiques	
☐ Nœuds	54440
☐ Éléments	54000

fig III-3-27 : Statistique de maillage utilisé

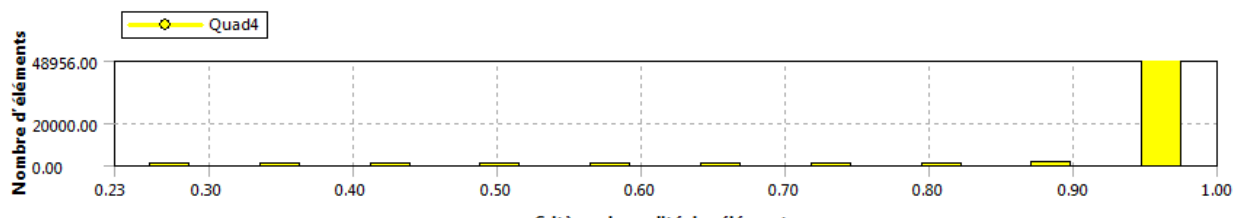


fig III-3-28 : Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA0012)

III.3.4 *Autour de NACA 0012 avec bec :*

La même procédure et les mêmes étapes de la simulation qui ont été employés pour la simulation de NACA 4412 avec bec (III.3.2) vont être utilisés pour la simulation de NACA 0012 avec bec

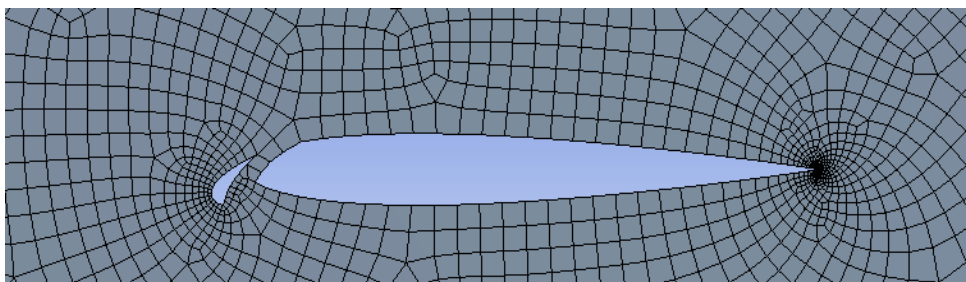


fig III-3-29 : génération de maillage autour de NACA 0012 avec bec

Le maillage utilisé a donné les statistiques suivantes :

Statistiques	
☐ Nœuds	120025
☐ Éléments	119276

fig III-3-30 : Statistique de maillage utilisé



fig III-3-31 : Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA0012 avec bec)

III.4 La géométrie du bec

un résumé de toutes les études réalisées sur les ailes fendues [27] montre que les caractéristiques géométriques du système peuvent être divisées en deux sections, la forme / taille de la fente, et sa position. les paramètres géométriques qui définissent la forme et la taille de la fente sont les suivant:

la cord de fente, coupure ,épaisseur maximale et angle de coupe.

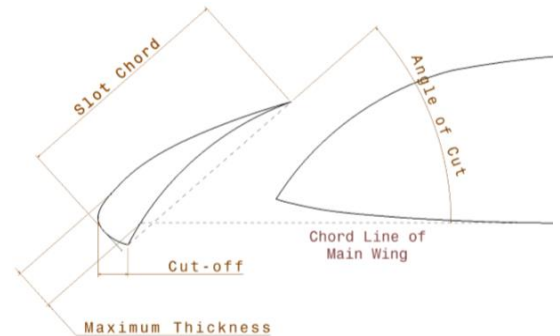


fig III-4-1 : paramètre de la fente[27]

Effet de la forme de la fente

Weick et Wenzinger [28], dans un effort pour réduire l'incrément de la traînée coefficient généré par les ailes fendues à de faibles angles d'attaque, commencé par modifier le forme de la fente. En regardant la forme originale (Figure 4. 2a), Weick et Wenzinger bien que la traînée minimale puisse être réduite en arrondissant le bord inférieur pointu (Figure 4. 2b). En faisant cela, non seulement le coefficient de portance a été réduit, mais la traînée minimale coefficient augmenté d'une petite quantité. L'approche suivante changeait l'ensemble géométrie de la fente avec un profil aérodynamique à faible traînée (Figure 4. 2c).

En conséquence, le C_z max a était réduit par rapport a celui de la configuration d'origine donc ils ont résolu que changer la forme de la fente peut non seulement augmenter la traînée min, mais cela pourrait également diminuer le C_z max de la combinaison.

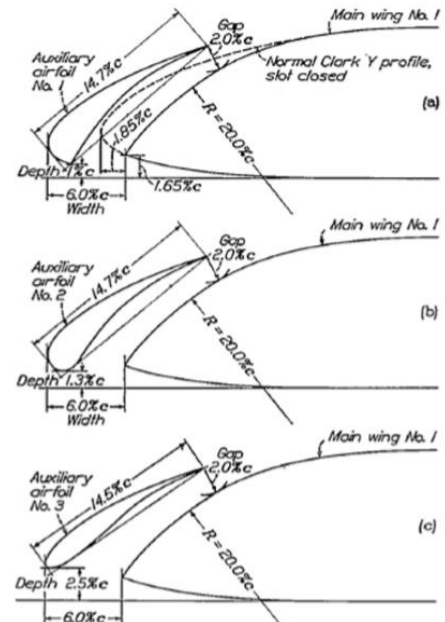


fig III-4-2 : les changements de la géométrie de la fente [28]

Position du bec

La géométrie et la position de la fente ont étaient interprétés par Wezinger [29] dans son étude

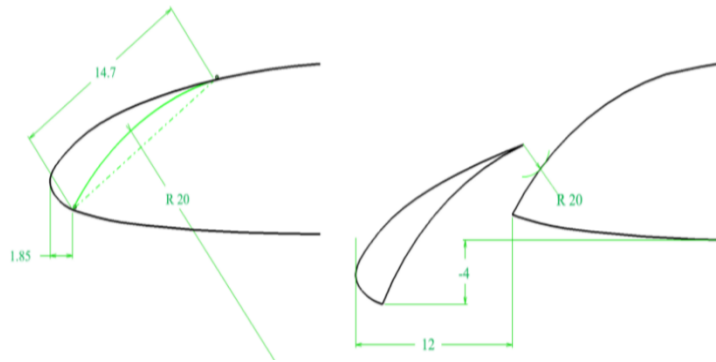


fig III-4-3 : géométrie et position de la fente [29]

III.5 Conclusion

L'ensemble des paramètres relatifs au solveur sont réunies dans le tableau suivant :

Tab III.1 ensembles des paramètres utilisés dans l'étude

Paramètres	choix
Type de simulation	2D, stationnaire
Solver	Double précision, Dansity-based
Formule	Implicite
Discrétisation temporelle	2e ordre
Modèle de turbulence	Modèle k- ω , SST
Schéma de type de flux(de différentiation)	Roe-FDS (flux différence splitting)
Flux	Up wind 2 ^e ordre
Energie cinétique turbulente	Up wind 2 ^e ordre
Taux de dissipation turbulante	Up wind 2 ^e ordre
Condition aux limites	
Pressure-far-field	Pressure-far-field
Profil	Wall
Slat	Wall

CHAPITRE

IV

Résultats et Discussion

When I meet God, I am going to ask him two questions :
Why relativity, and why turbulence ? I really believe he will have
an answer for the first.

Werner Heisenberg

Aperçu:

1. Introduction.....	
2. Etude sur profil simple.....	
3. Etude sur profil avec bec.....	
4. Etude de l'onde de choc.....	
5. Etude de Mach critique.....	
6. Caractéristiques aérodynamiques.....	
7. Conclusion.....	

DAns ce chapitre, on présente les résultats obtenues par simulation numérique pour un écoulement autour d'un profil Asymétrique NACA 4412 sans et avec bec de bord d'attaque ainsi qu'un profil symétrique NACA 0012 sans et avec bec de bord d'attaque. La discussion sera basée principalement sur : la vitesse, le nombre de Mach, AOA et le coefficient de pression.

IV.1 Introduction

L'objectif de notre travail consiste à trouver les influences des bords de bord d'attaque de l'aile ou du profil aérodynamique tout en étudiant les effets des paramètres dynamiques et géométriques de ses derniers tels que le nombre de Mach, la géométrie du profil et l'angle d'incidence.

Pour valider nos résultats, on a procédé à une comparaison des résultats avec ceux de quelque référence.

Les simulations ont été conçues pour étudier la solution convergée en surveillant les résidus de continuité, les composantes de vitesse, l'énergie, l'énergie cinétique k et taux de dissipation ω . Les critères de convergence ont été déterminés lorsque les résidus étaient inférieurs à 0,0001. L'itération maximale a été fixée à 10000 afin d'observer que la solution était convergée et que les calculs de simulations ont automatiquement terminé. La convergence a été atteinte.

IV.2 Etude sur profil simple

IV.2.1 *Etude de Sensibilité de maillage :*

Dans cette étude on a utilisé différentes tailles de grille, et avec chaque grille on obtient des résultats et on compare jusqu'à avoir une solution stable avec des augmentations du nombre de cellules de garantir l'indépendance des résultats calculés par rapport au maillage.

Tab IV.2.1 sensibilité de maillage

Maillage	coefficient	M 0.6	M 0.65
Nb de divisions : 50 Nb d'éléments : 13100	Cz	-0.010	-0.008
	Err avec [2]	37.5%	50%
	Cx	0.003	0.001
	Err avec [2]	50%	60%
Nb de divisions : 100 Nb d'éléments : 54000	Cz	-0.015	-0.014
	Err avec [2]	4.3%	10.3%
	Cx	0.0048	0.005
	Err avec [2]	20%	20.6%
Nb de divisions : 200 Nb d'éléments : 212500	Cz	-0.016	-0.0154
	Err avec [2]	0%	3%
	Cx	0.0058	0.006
	Err avec [2]	3.3%	4%

En faisant un compromis entre le temps de calcul et les erreurs des calculs, on a choisi de travailler avec le deuxième maillage.

Pour valider notre travail numérique, la variation de coefficient de portance C_z et de coefficient de traînée C_x , nous avons introduits les données expérimentales d'**Harris [1]** à la validation de notre présente étude.

Tab VI.2.2 : comparaison avec la référence

	Cl		Cd	
	M 0.6	M 0.65	M 0.6	M 0.65
Harris [21]	-0.0162	-0.0156	0.006	0.0063
Présente étude	-0.0155	-0.014	0.0048	0.005
Erreur	4.3%	10.3%	20%	20.6%

On à effectuer une comparaison des résultats pour les Mach 0.6 et 0.65 a l'incidence 0°

Comme la précision de la prédiction d'une transition nécessite une bonne résolution dans la couche limite, il faut garantir que la coordonnée y^+ du premier point de la grille est dans la marge $0 < y^+ < 5$.

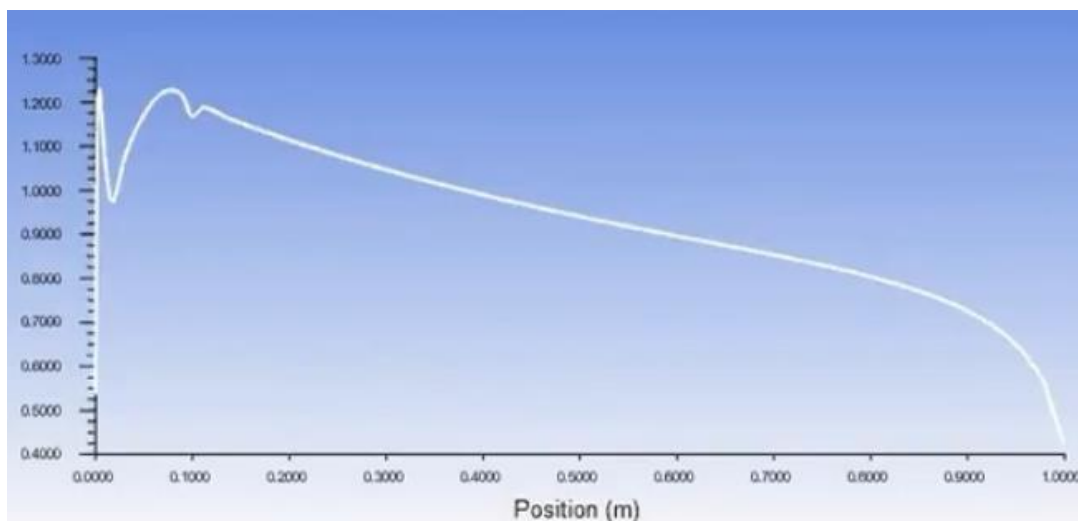


fig IV-2-1 : la coordonnée y^+ du premier point de la grille autour d NACA 0012

IV.2.2 *Effet de nombre de Mach :*

On a réalisé une étude sur un intervalle de $M \in [0.4, 0.75]$ et pour différents angles d'attaque, les résultats obtenus sont illustrés ci-après :

IV.2.2.a NACA 0012

Mach 0.4

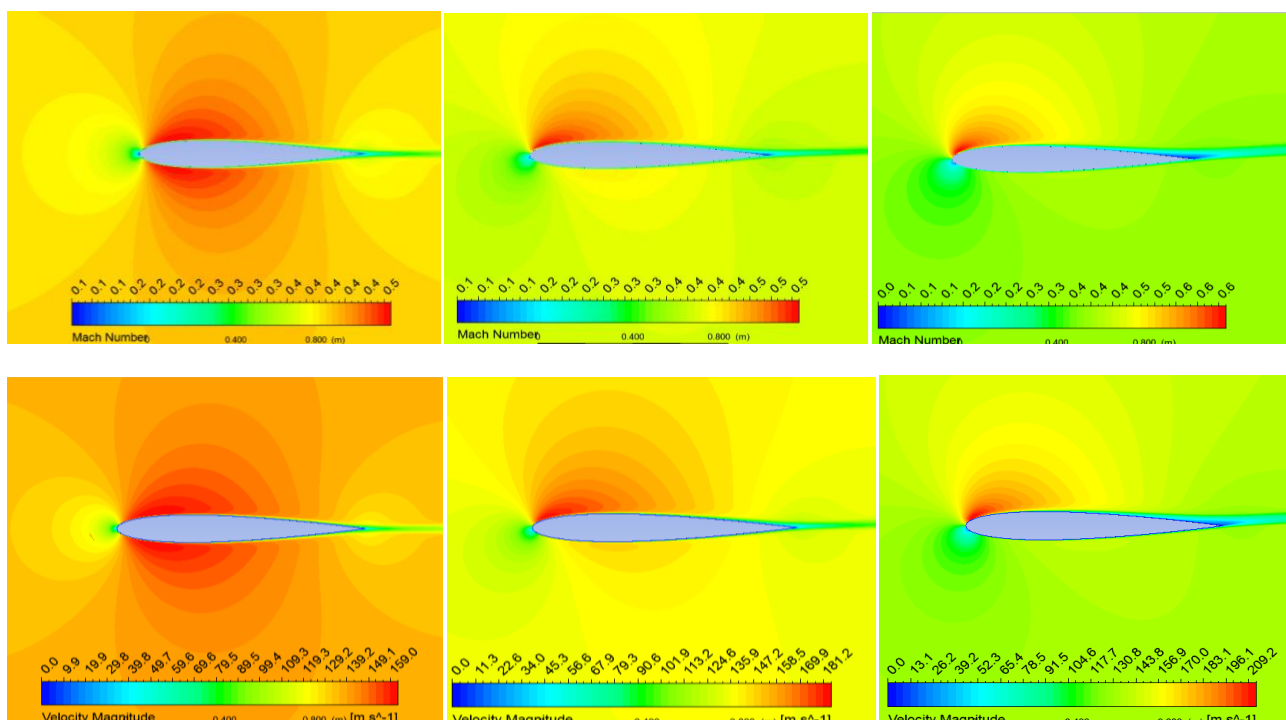


fig IV-2-2 : contour de mach et vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.4$ $Re=9.3.10^6$

Mach 0.6

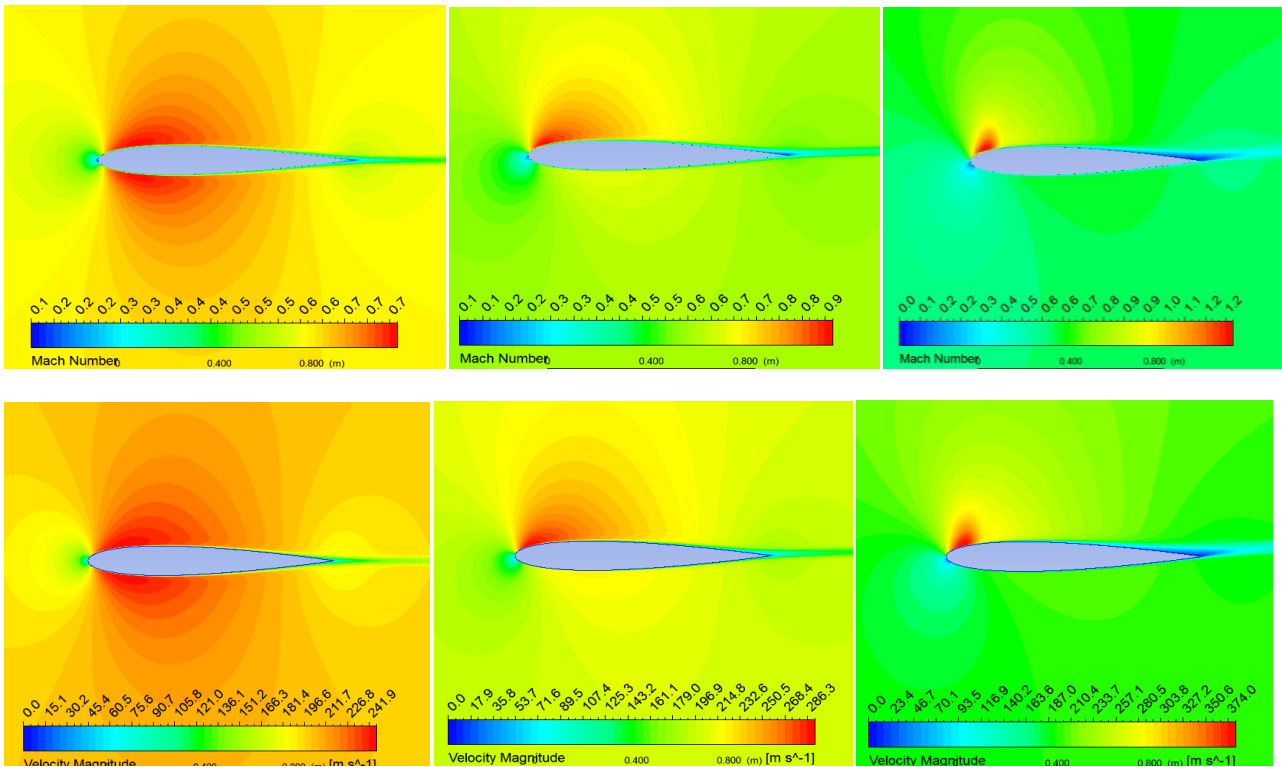


fig IV-2-3 : contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.6$ $Re=14.4.10^6$

Mach 0.65

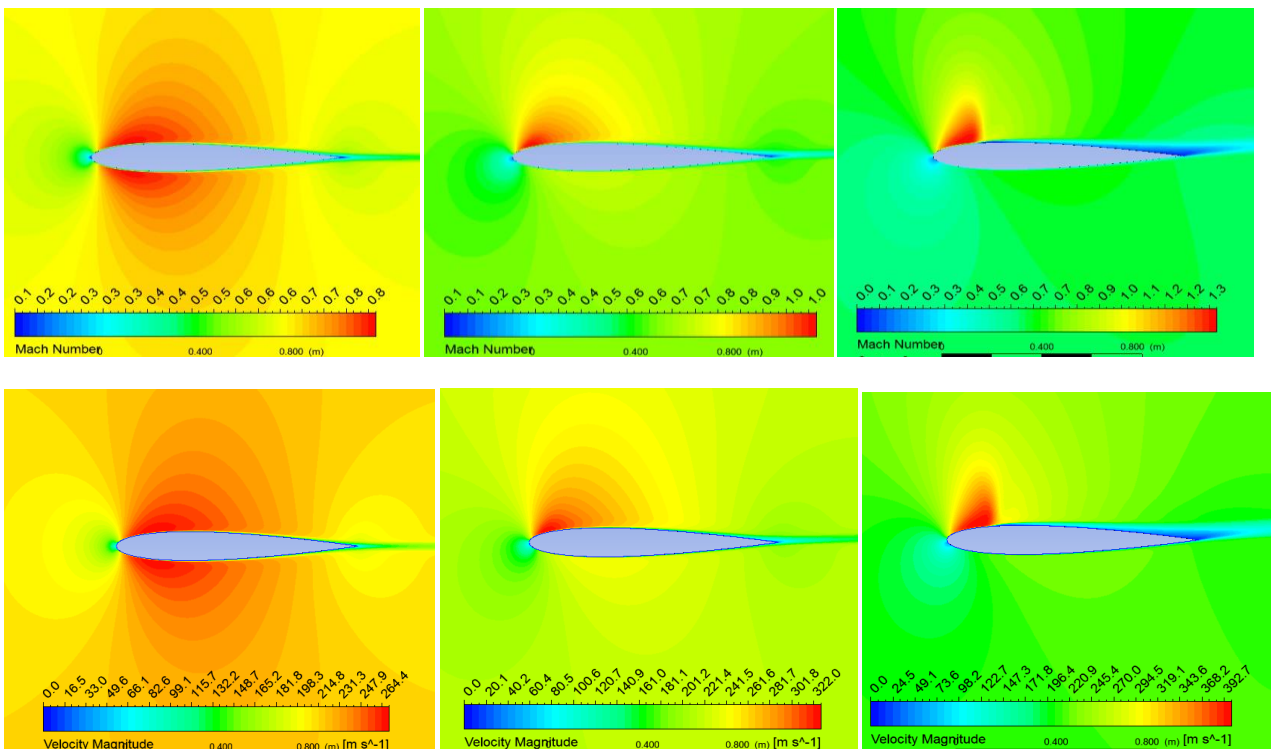


fig IV-2-4 : contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.65$ $Re=15.3.10^6$

Mach 0.73

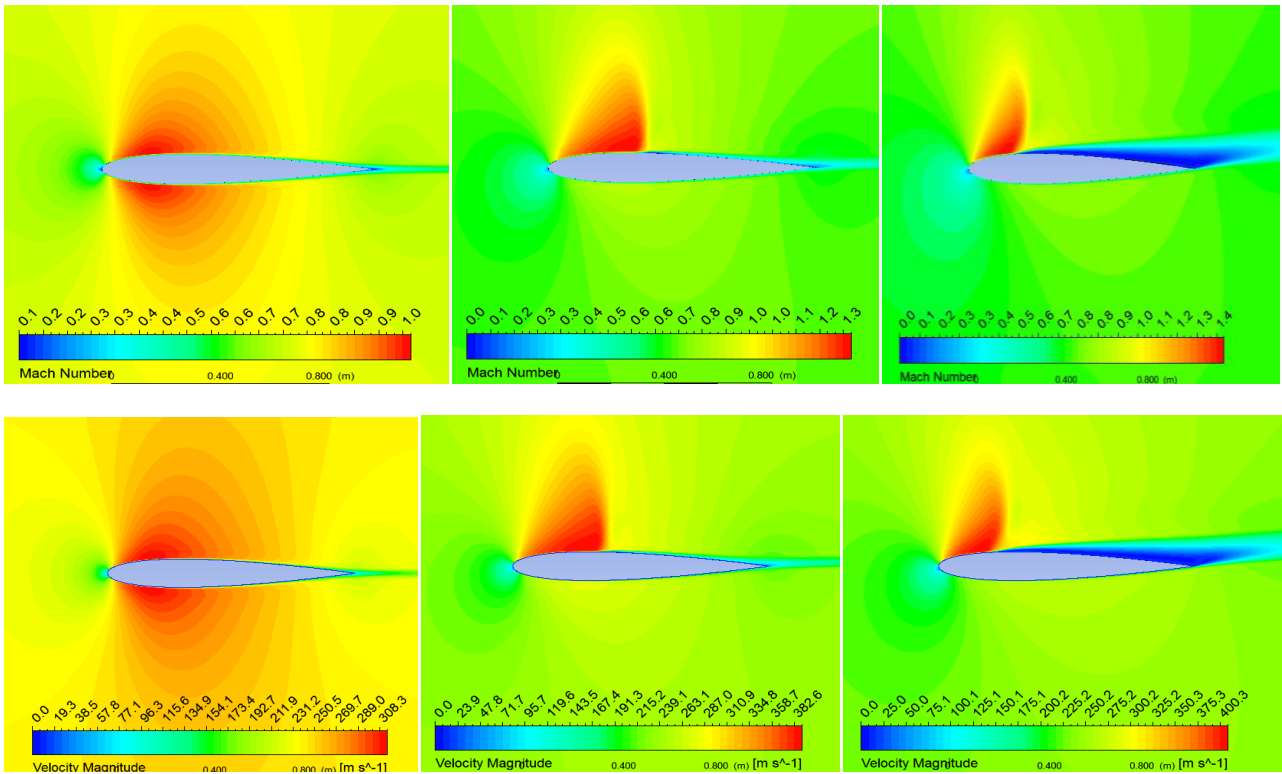


fig IV-2-5 : contour de mach et de vitesse pour les incidences 0°,3°,6° a $M=0.73$ $Re=18.10^6$

Mach 0.75

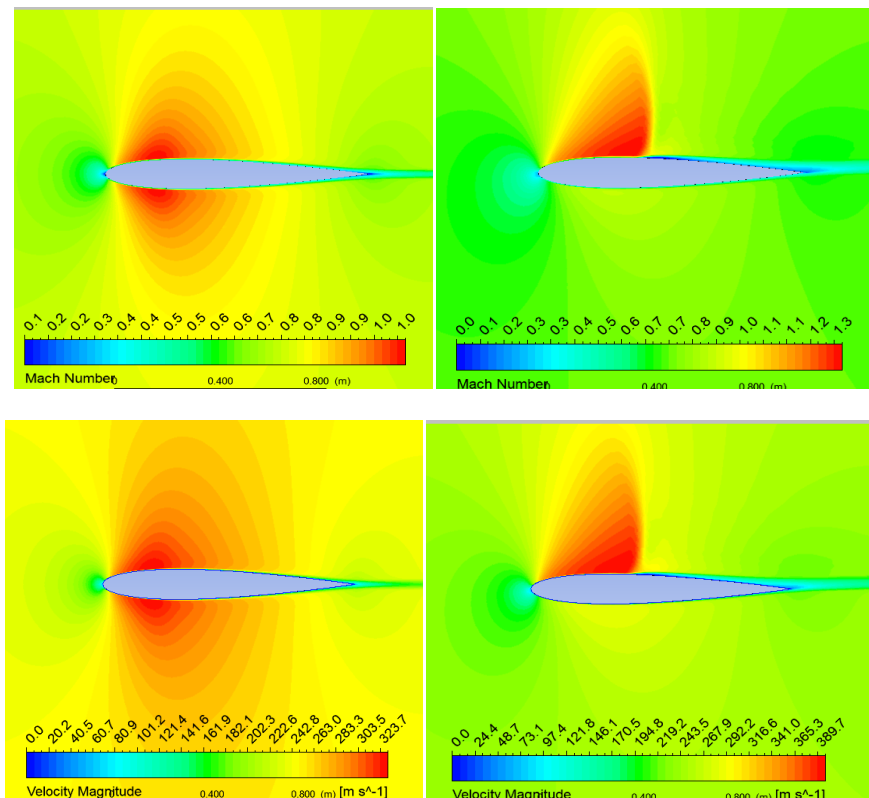


fig IV-2-6 : contour de mach et de vitesse pour l'incidence 0°,3°a $M=0.75$ $Re=18.8.10^6$

Distribution de coefficient de pression

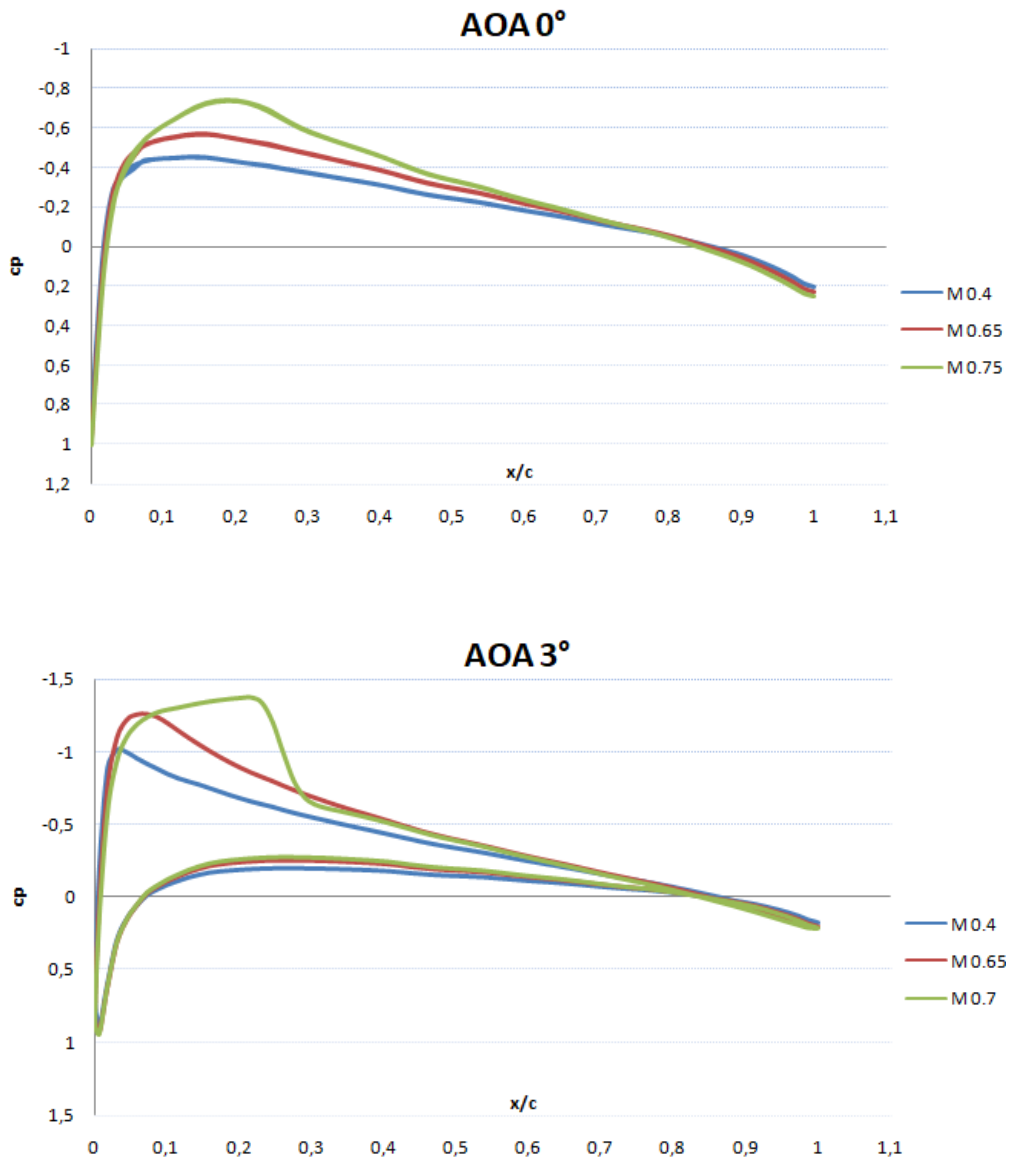
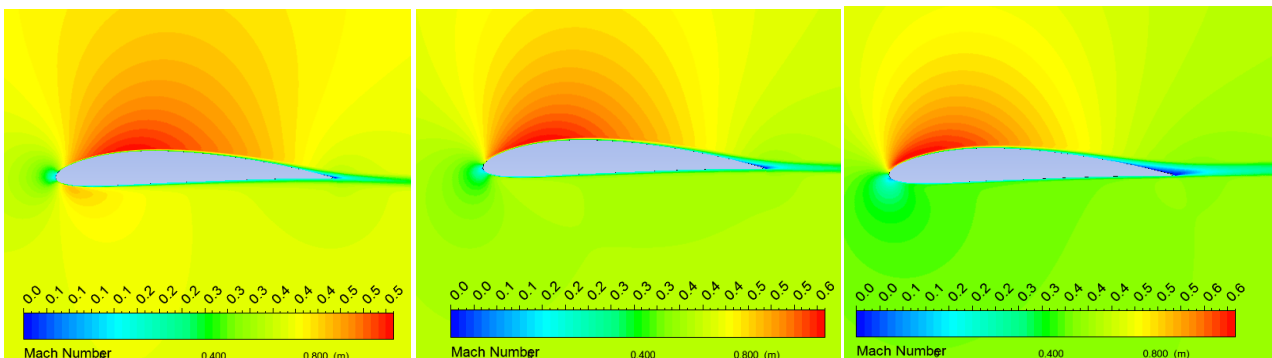


fig IV-2-7 : La variation de la courbe de coefficient de pression avec le Mach a différentes l'incidences

Les figures précédentes présentent la variation de la courbe C_p avec le nombre de Mach pour chaque incidence dans l'étude, on constate clairement que la forme de la courbe C_p change (augmentation de surface délimitée par les limites de la courbe) avec l'évolution de nombre de Mach pour les 2 cas incidences étudiés. il y a une relation de corrélation directe.

IV.2.2.b NACA 4412 :

Mach 0.4



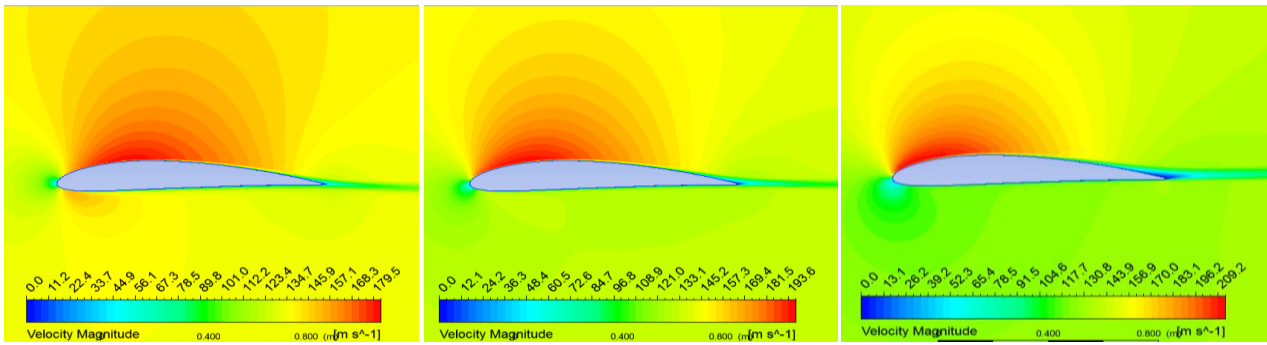


fig IV-2-8 : contour de mach et de vitesse pour les incidences 0°,3°,6° a $M=0.4$ $Re=9.3.10^6$

Mach 0.6

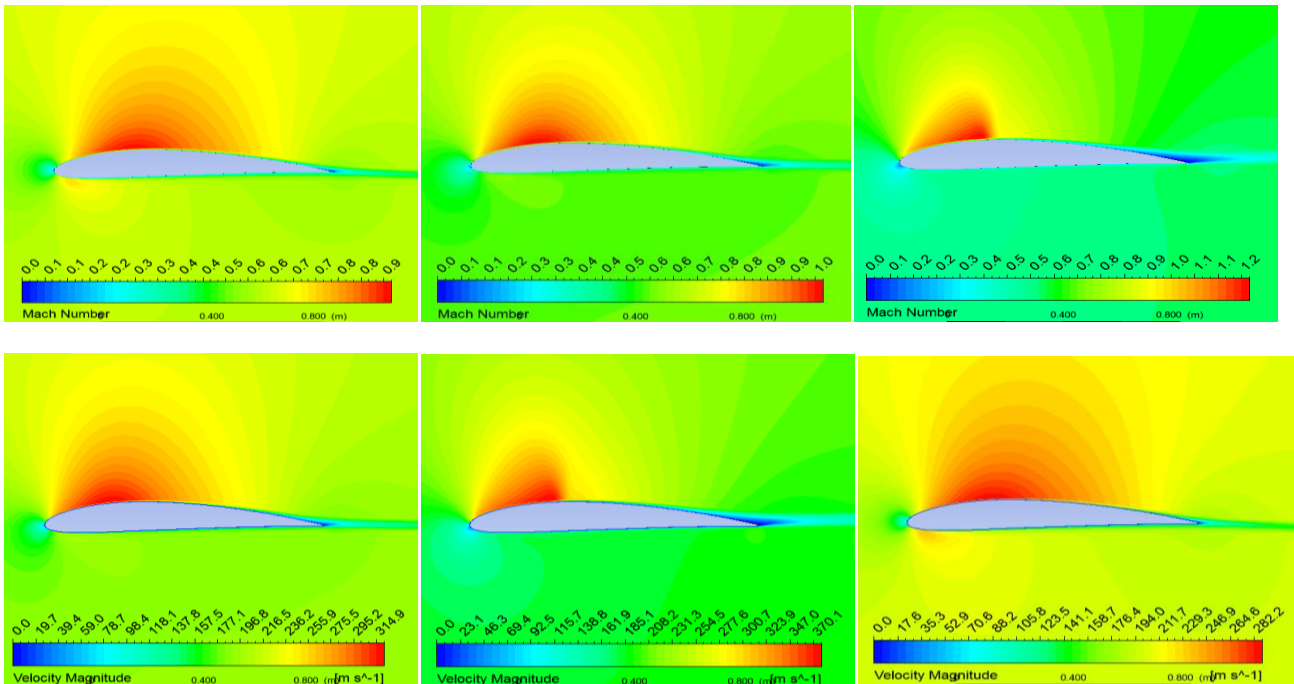


fig IV-2-9 : contour de mach et de vitesse pour les incidences 0°,3°,6° a $M=0.6$ $Re=14.4.10^6$

Mach 0.65

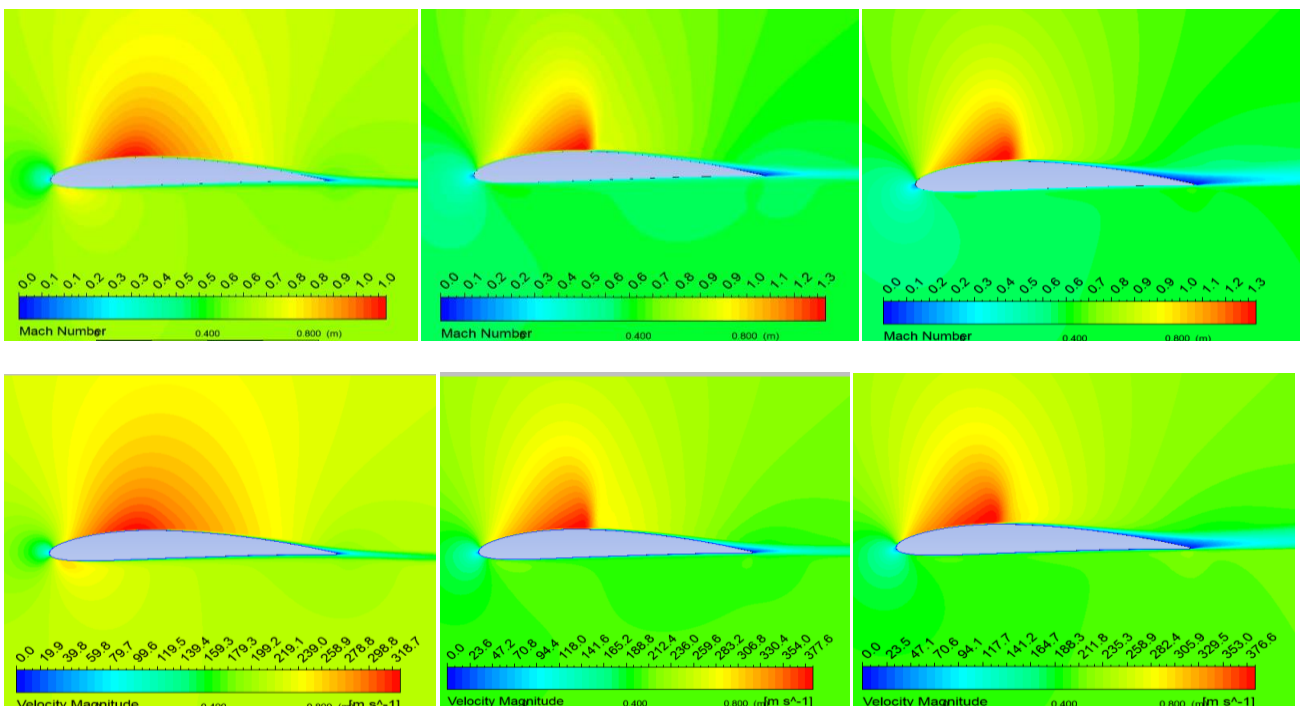


fig IV-2-10 : contour de mach et de vitesse pour les incidences 0°,3°,6° a $M=0.65$ $Re=15.3.10^6$

Mach 0.73

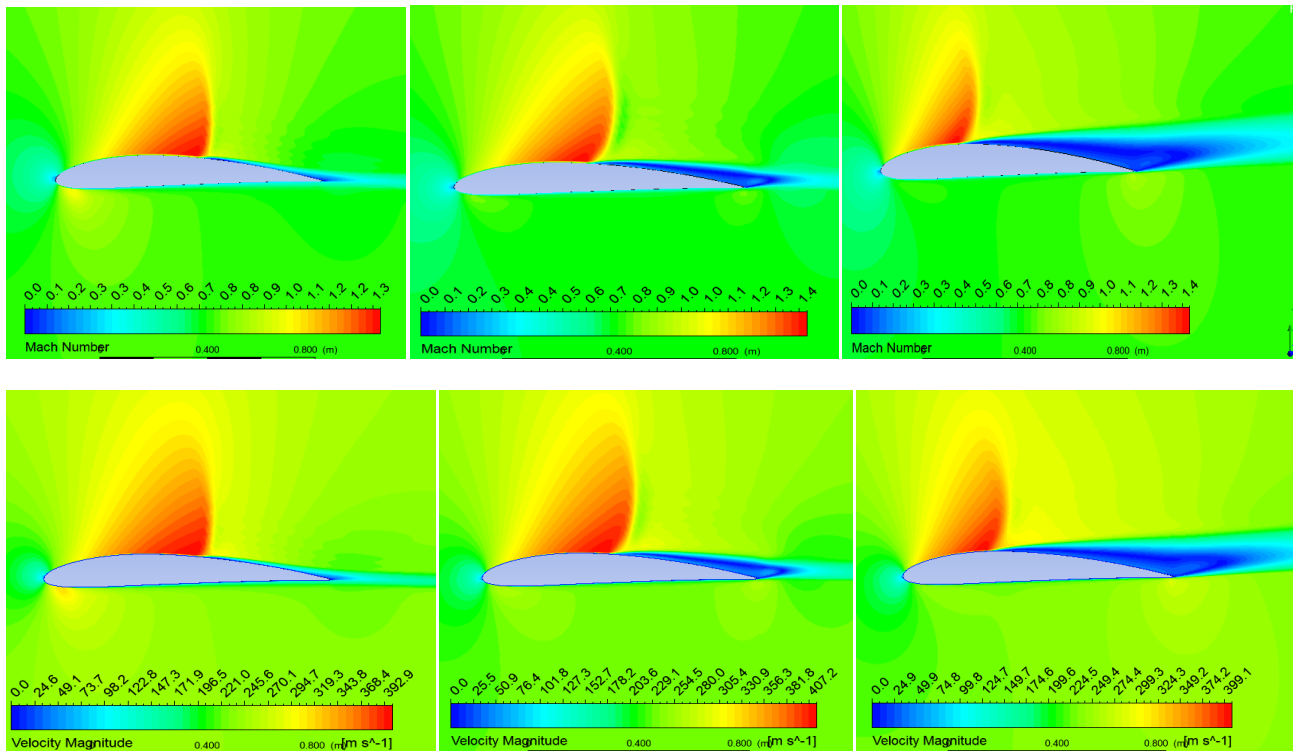


fig IV-2-11 : contour de mach et de vitesse pour les incidences 0°,3°,6° a $M=0.73$ $Re=18.10^6$

Mach 0.75

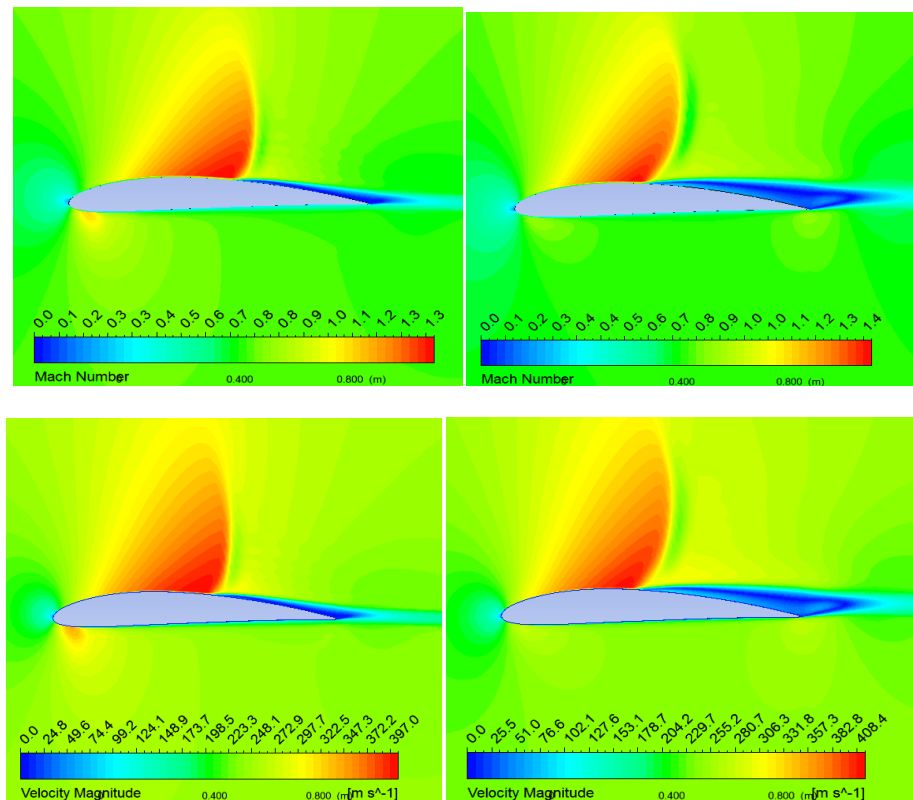


fig IV-2-12 : contour de mach et de vitesse pour les incidences 0°,3° a $M=0.75$ $Re=18.810^6$

Distribution de coefficient de pression

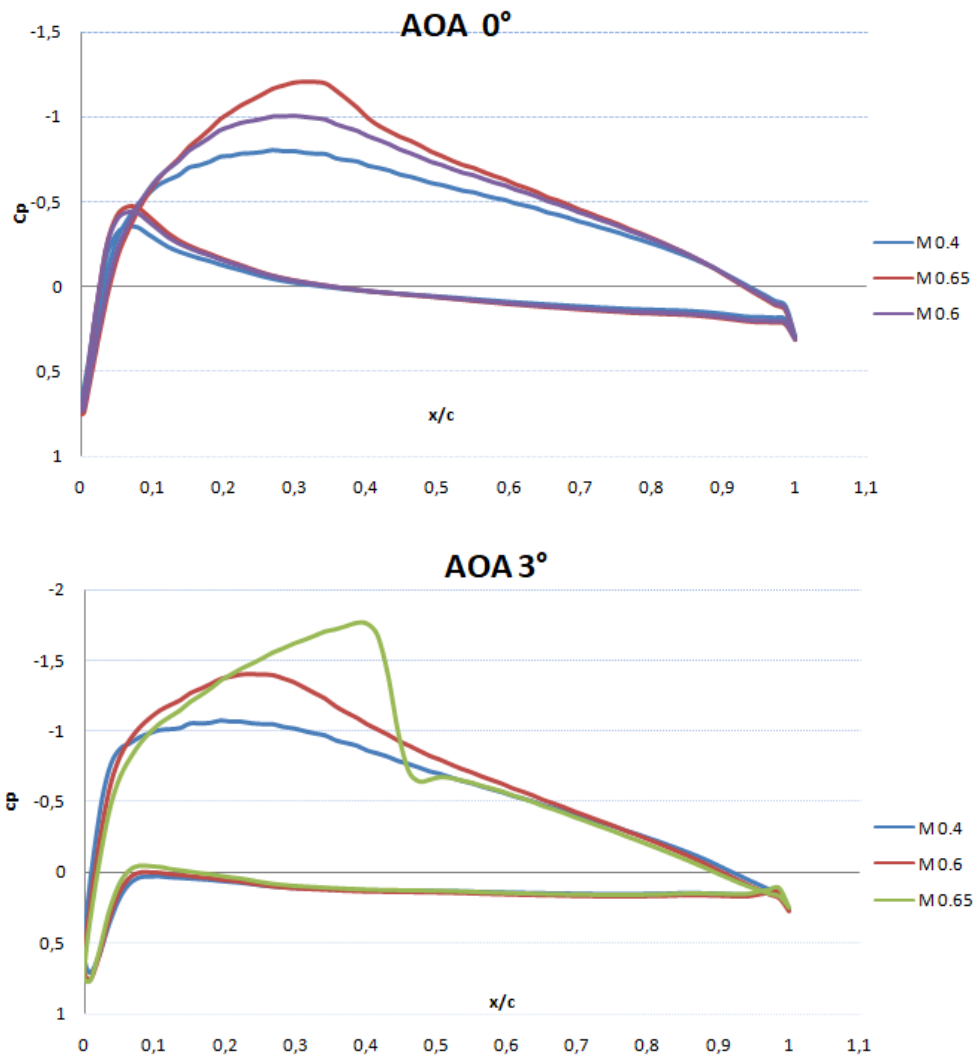


fig IV-2-13 : La variation de la courbe de coefficient de pression avec le Mach a différentes l'incidences

Les figures présentent La variation de la courbe de coefficient de pression avec le Mach aux différents angles d'incidences, et comme le cas précédent il y a une relation directe entre le Mach et l'évolution de la courbe.

IV.2.3 Influence d'angle d'incidence :

IV.2.3.a NACA 0012

Il faut bien marquer que, pour l'angle d'incidence nulle, on remarque une parfaite symétrie du contour de nombre de Mach (ainsi de pression), cela est traduit par la coïncidence parfaite de coefficient de pression de l'extrados et de l'intrados. On note pour ce cas que la dépression se localise au voisinage de l'épaisseur max du profil et cela sur aussi bien sur l'intrados que sur l'extrados. L'influence de cet angle est définie dans les figures de la partie (IV.2.1.a).

En effet, la variation de cet angle induit une dissymétrie de l'écoulement qui s'accroît avec l'accroissement de l'angle d'incidence. Cette variation affecte aussi la position et l'épaisseur de l'onde de choc : l'augmentation de l'incidence pousse l'onde de choc vers le bord de fuite et allonge son épaisseur. Les résultats sont illustrés dans les figures suivantes :

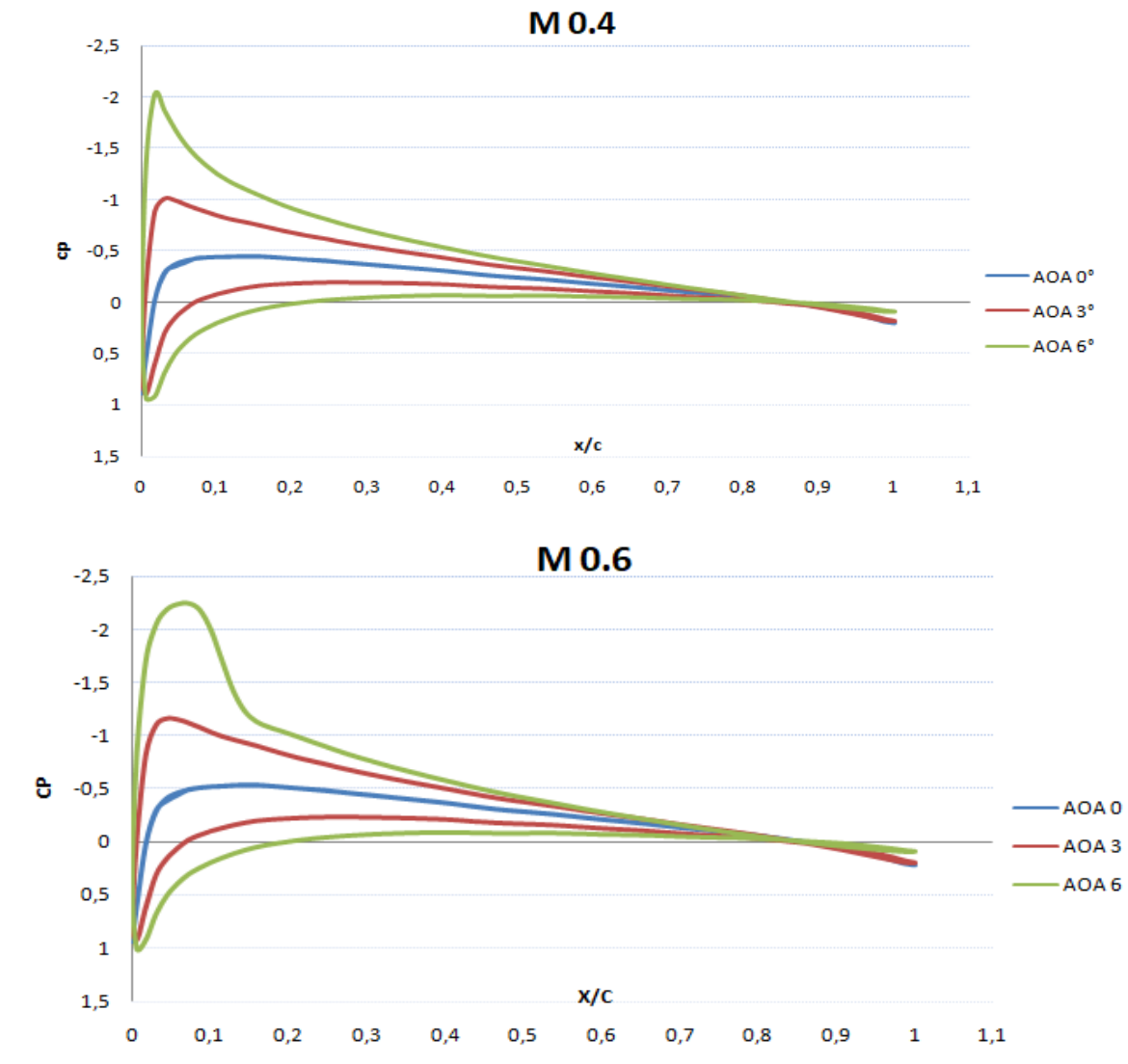


fig Iv-2-14 : La variation de la courbe de coefficient de pression avec l'incidence à différents nb de Mach

IV.2.3.b NACA 4412

Pour ce profil, il n'existe pas de symétrie de contour de Mach à l'angle d'incidence nul, mais l'influence d'angle d'incidence sur l'onde de choc existe toujours. Comme on peut voir cette influence dans les figures des contours de nb de Mach et de vitesse.

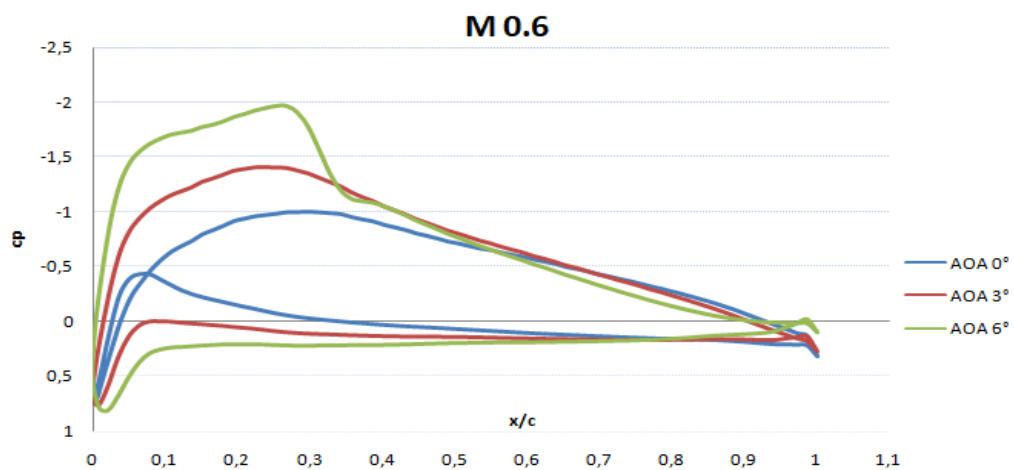
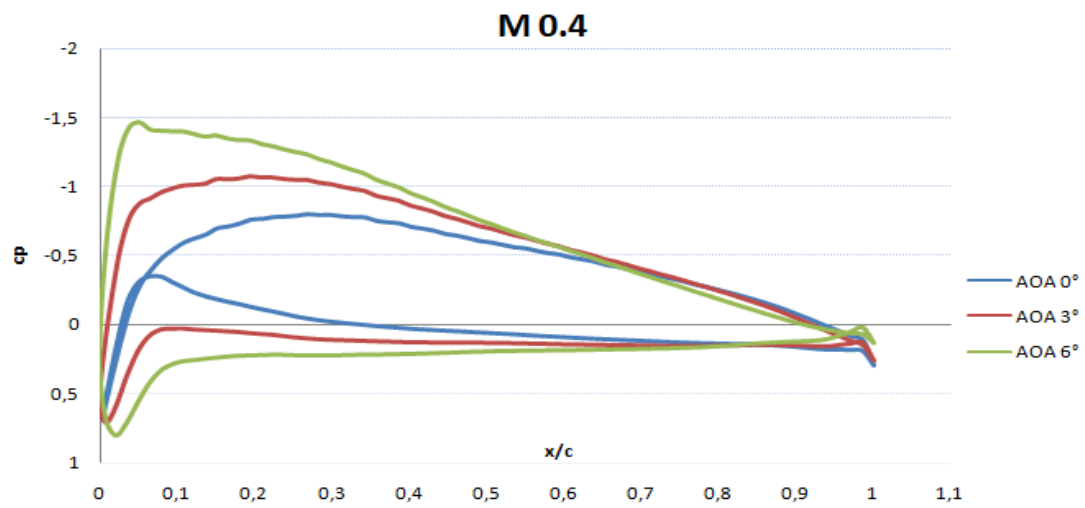
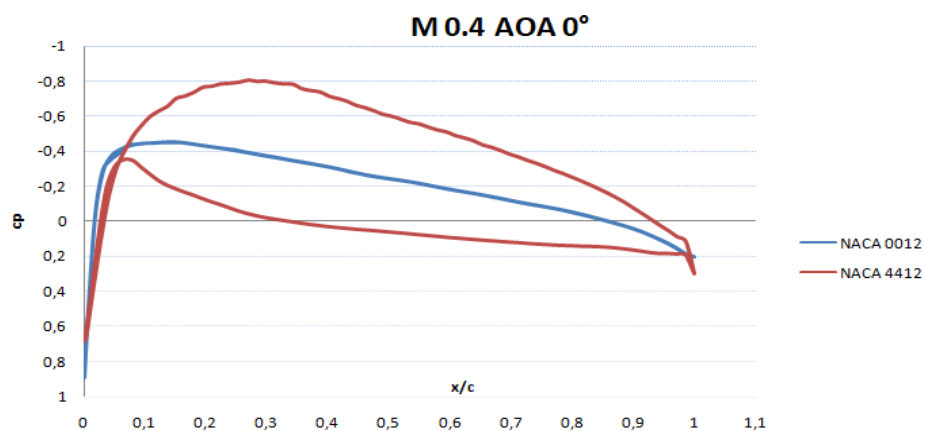


fig IV-2-15 : La variation de la courbe de coefficient de pression avec l'incidence a différents nb de Mach

IV.2.4 Influence de la géométrie :



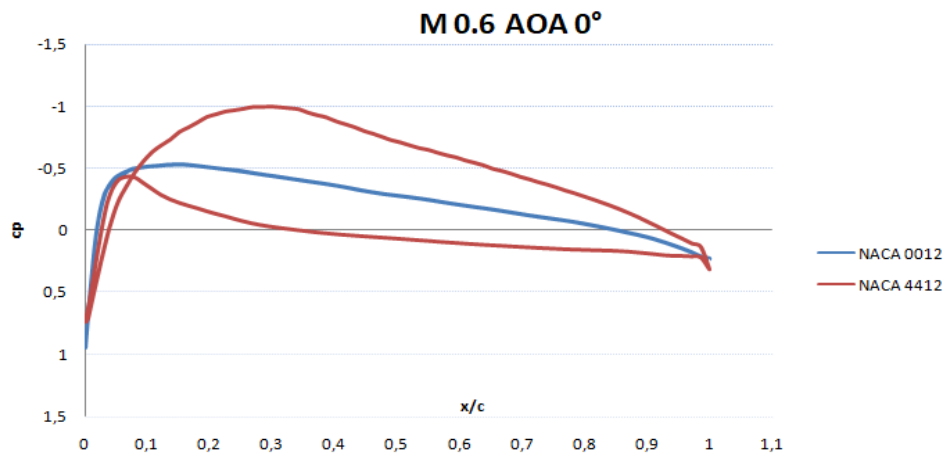


fig IV-2-16 : comparaison entre la courbe de C_p de NACA 0012, NACA 4412 pour le Mach 0.4 ,0.6 a l'incidence 0° et 3°

La figure présente l'influence de la géométrie du profil aérodynamique sur la distribution du coefficient de pression pour les Mach 0.4 et 0.6 et les angles d'incidences 0° et 3° ou on voit l'importance du choix de la géométrie qui convient avec le problème étudié.

Les vecteurs vitesse (profils de vitesse) :

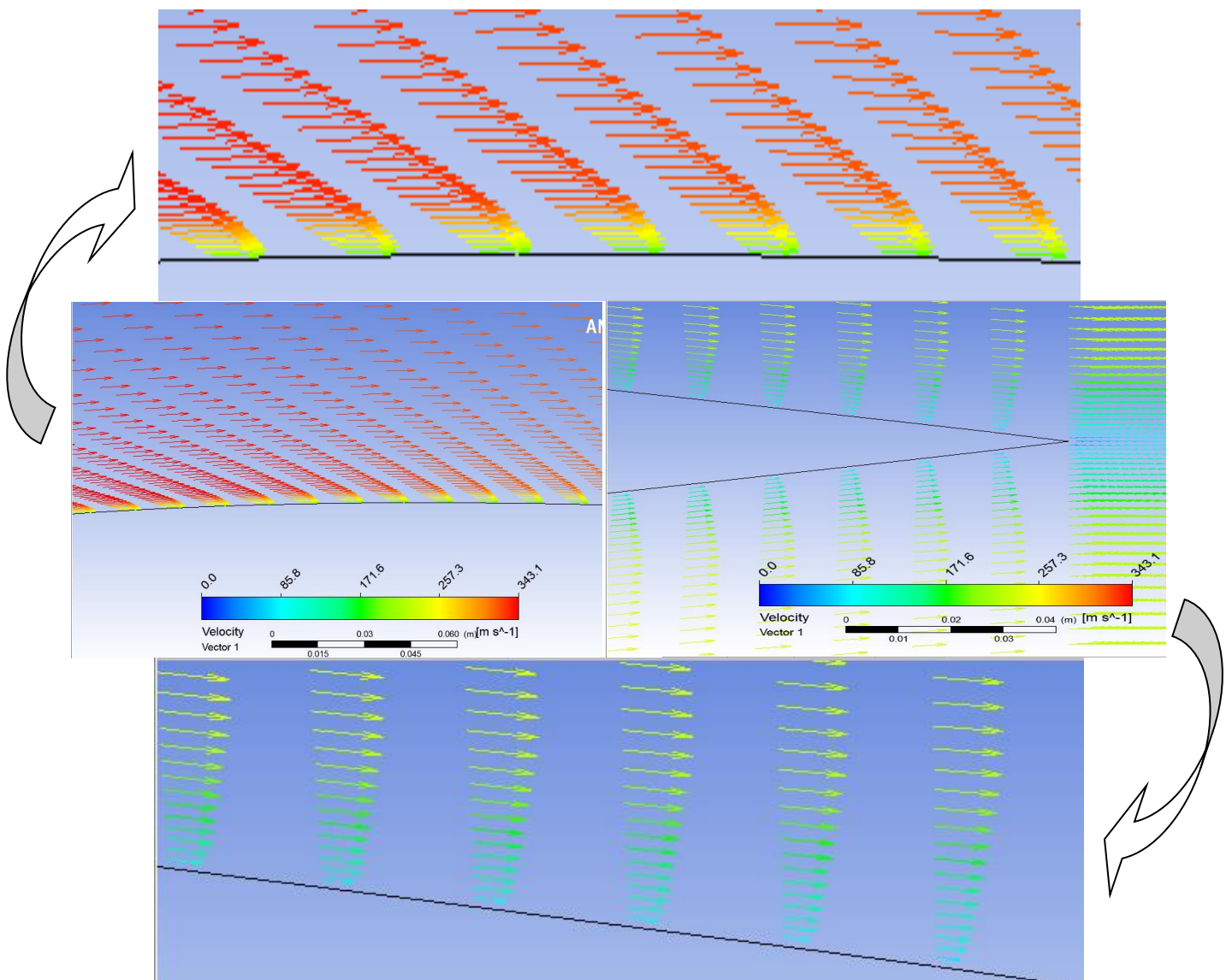


fig IV-2-17 : les vecteurs vitesse

IV.3 Etude sur profil avec bec :

IV.3.1 *Effet de nombre de Mach :*

IV.3.1.a NACA 0012

Mach 0.4 :

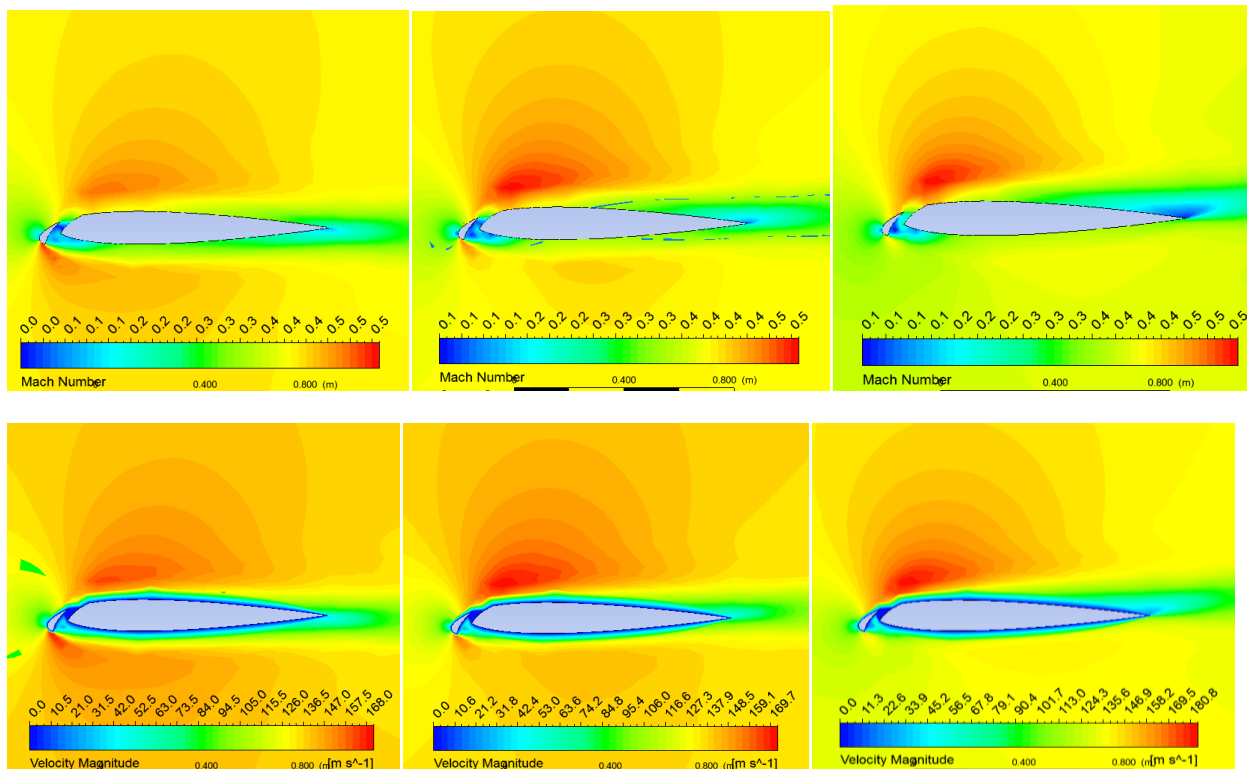


fig IV-3-1 : contour de mach et de vitesse pour les incidences 0° ,3°,6° a $M=0.4$ $Re=9.3 \cdot 10^6$

Mach 0.6

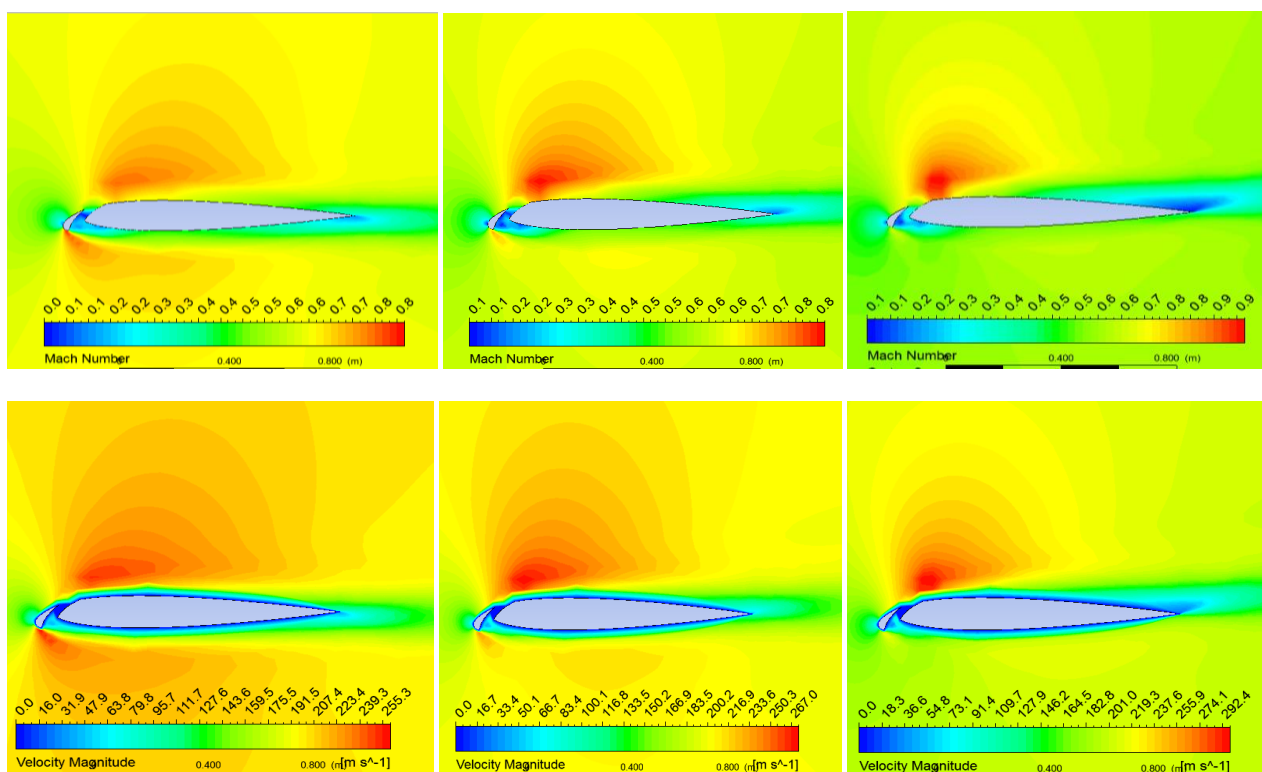


fig IV-3-2 : contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.6$ $Re=14.4.10^6$

Distribution de coefficient de pression

Pour pouvoir voir cette influence, nous avons fait une comparaison entre les courbes de C_p en fixant l'angle d'incidence et variant le nombre de Mach

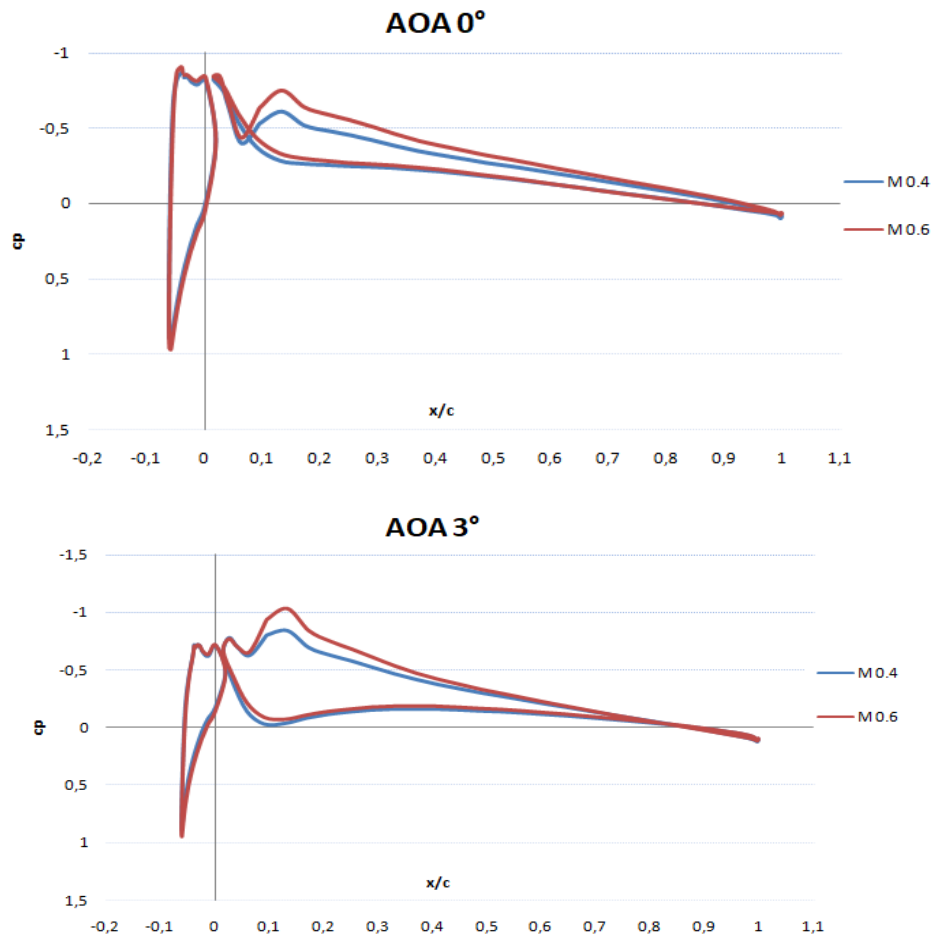
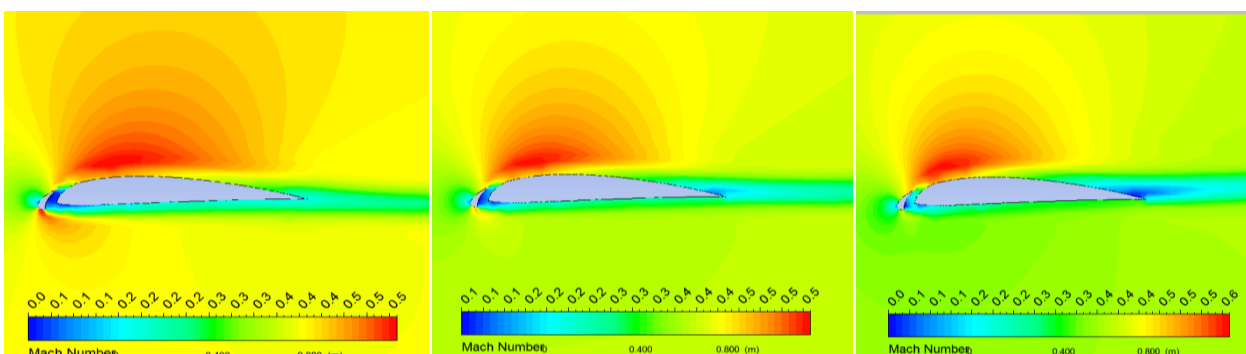


fig IV-3-3 : courbe de coefficient de pression pour différents nb de Mach aux incidences $0^\circ, 3^\circ$

La figure illustre le développement de la courbe C_p par rapport au nombre de Mach pour les différents angles d'incidences ou on constate que pour une incidence, les deux courbes sont presque identiques sauf dans la zone supersonique sur l'extrados du profil.

IV.3.1.b NACA 4412

Mach 0.4



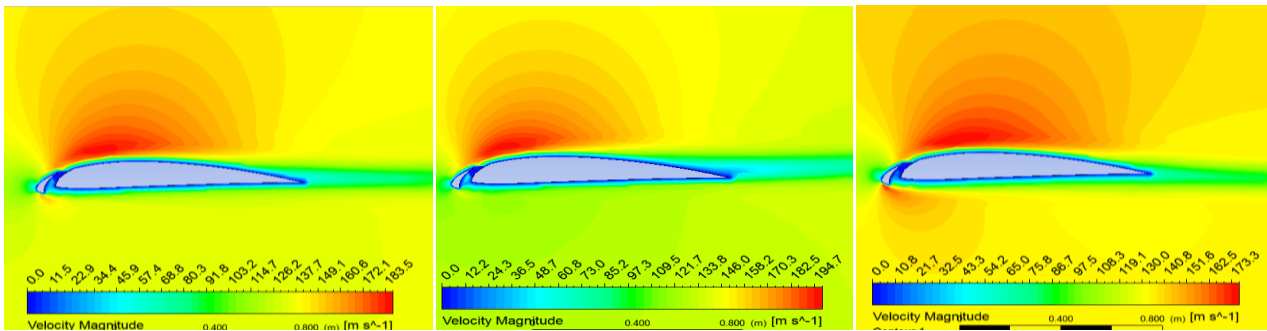


fig IV-3-4 : contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.4$
 $Re=9.3 \cdot 10^6$

Mach 0.6 :

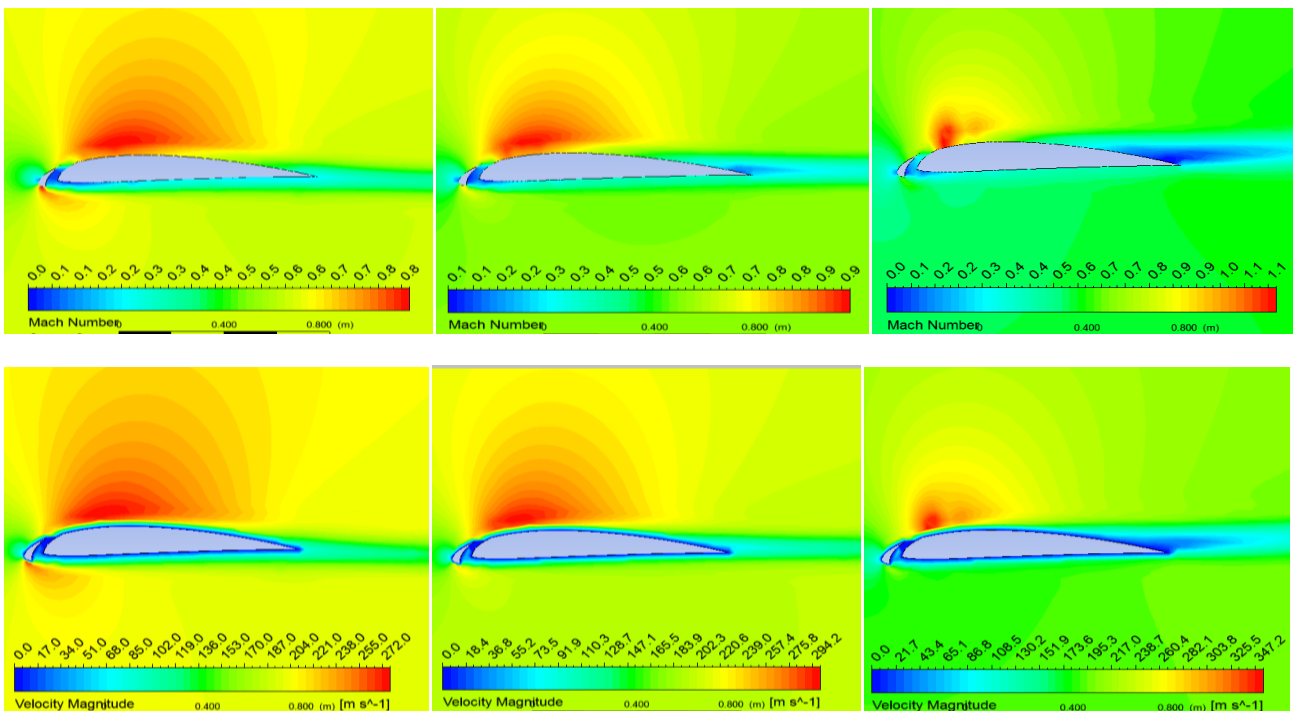
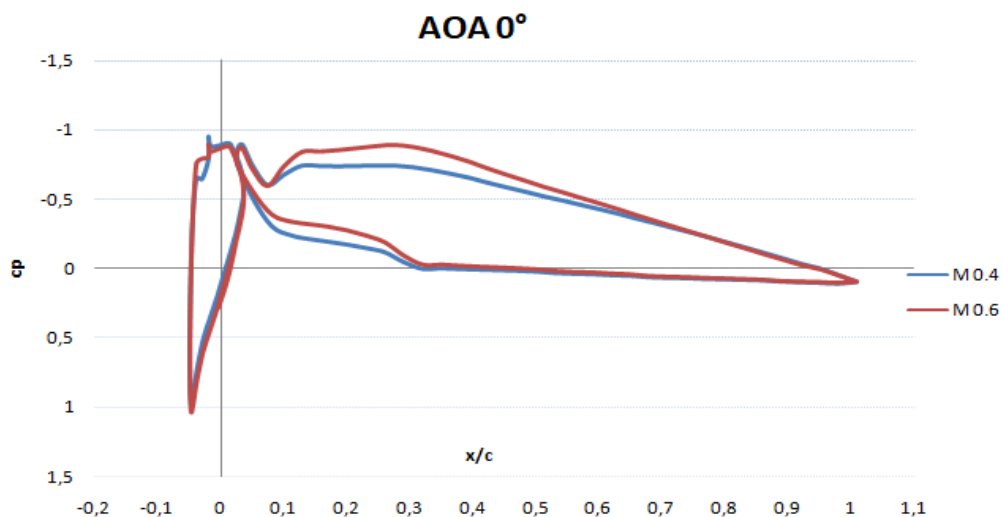


fig IV-3-5 : contour de mach et de vitesse pour les incidences $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ a $M=0.6$ $Re=14.4 \cdot 10^6$

Distribution de coefficient de pression

De même pour ce profil



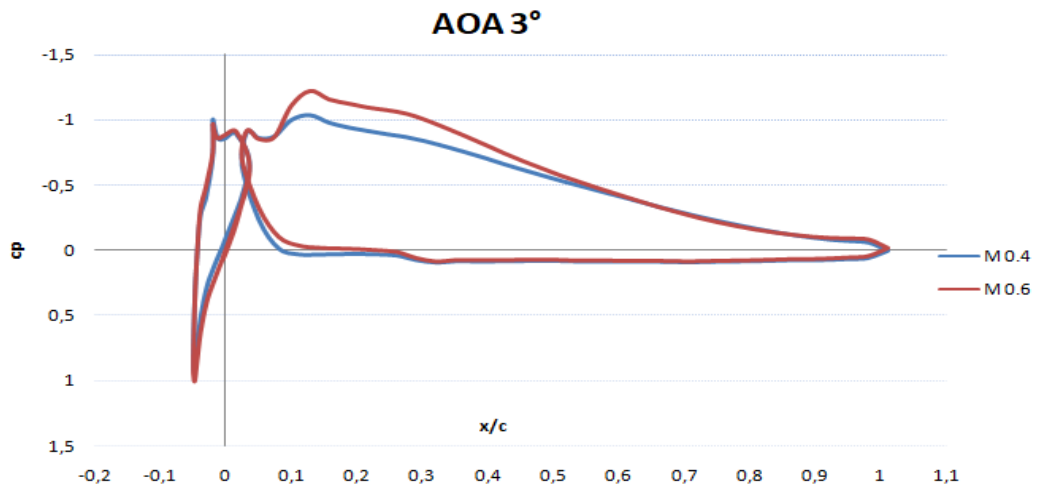


fig IV-3-6 : courbe de coefficient de pression pour différents nb de Mach aux incidences $0^\circ, 3^\circ$

Bien sur ; comme dans le cas du profil NACA 0012 les courbes sont confondues sauf pour la zone supersonique du profil.

Donc, le nombre de Mach influe sur la zone supersonique du profil.

IV.3.2 Effet d'angle d'incidence :

Pour capter cet effet, nous allons procéder une comparaison des courbes de C_p en jouant sur le nombre de Mach a l'incidence fixe.

IV.3.2.a NACA 0012

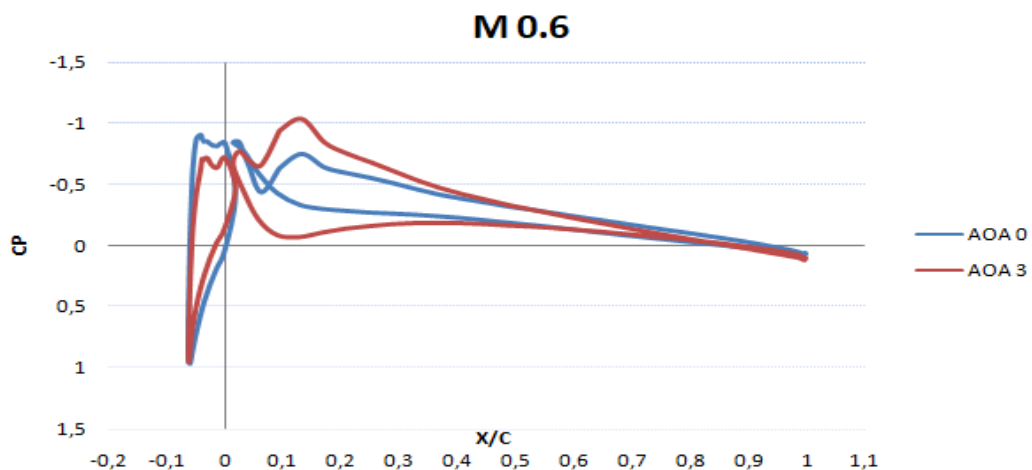
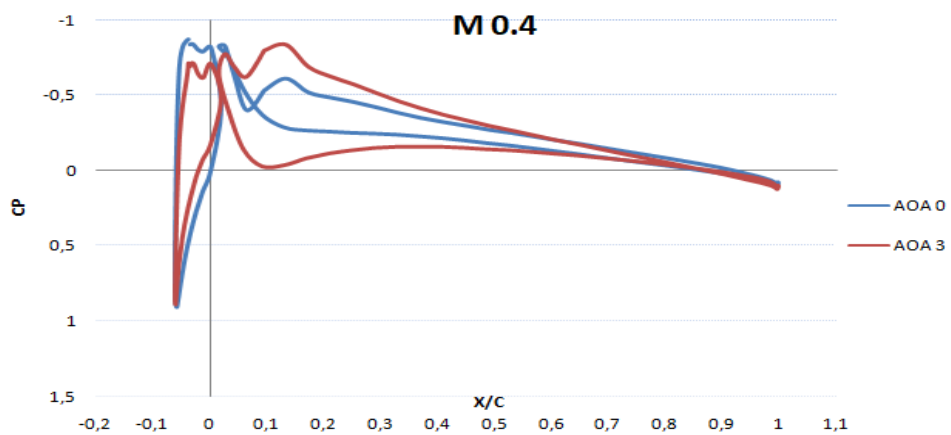


fig IV-3-7 : La variation de la courbe de C_p de NACA0012 avec l'incidence a différents nb de Mach

On remarque sur la figure que lorsque l'angle d'incidence augmente, le C_p augmente aussi (la surface délimitée par la courbe augmente), ainsi dans la partie (IV.3.1.a) et (IV.3.1.b) ou le contour de nb de Mach et de vitesse augmente avec l'incidence. Il existe une relation directe.

IV.3.2.b NACA 4412

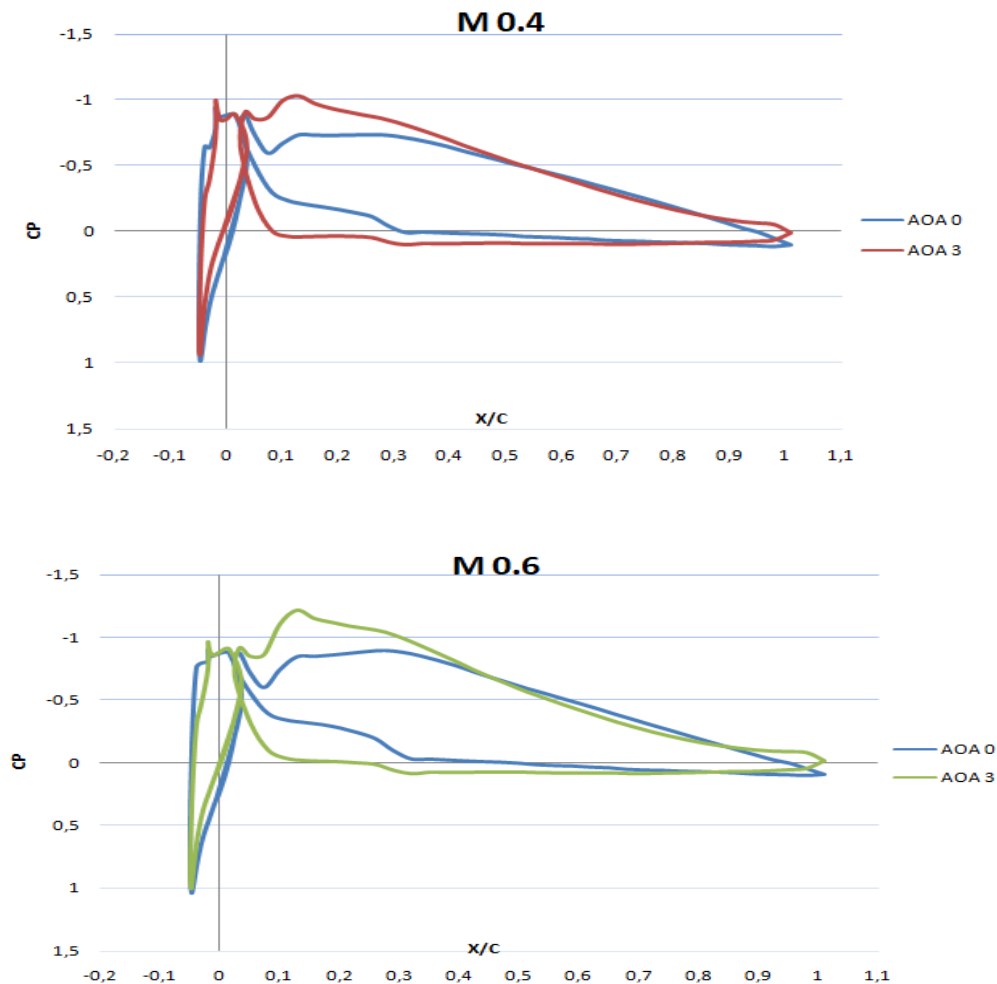
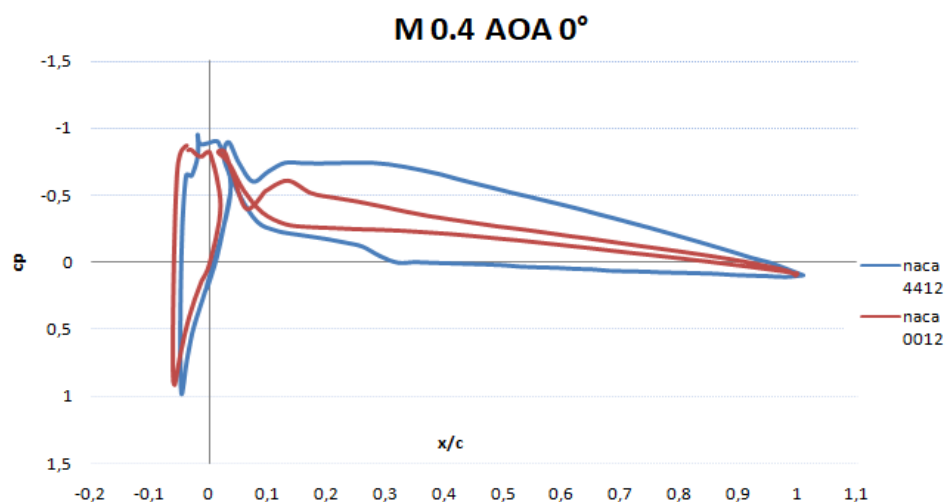


fig IV-3-8 : La variation de la courbe de C_p de NACA 4412 avec l'incidence a différents nb de Mach

Les mêmes remarques que pour le Naca 0012, la courbe C_p augmente avec l'angle d'incidence

IV.3.3 Effet de la géométrie :



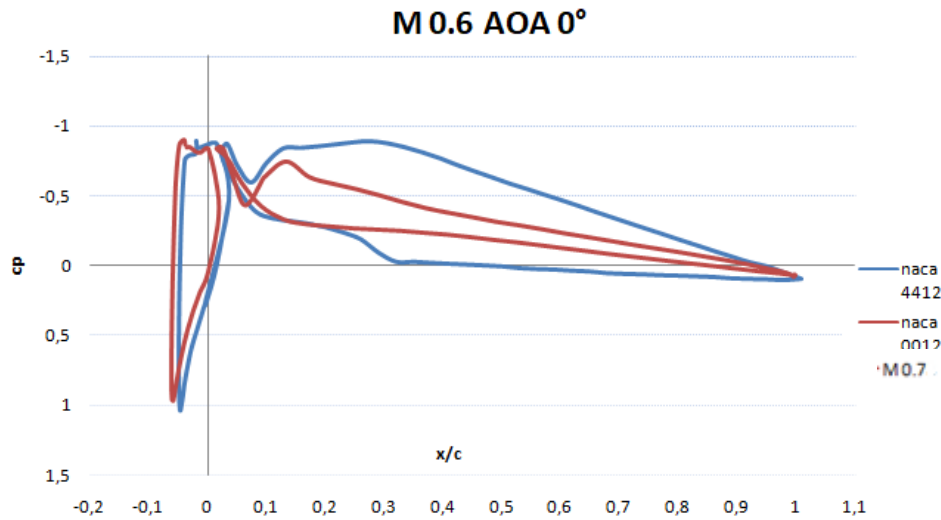


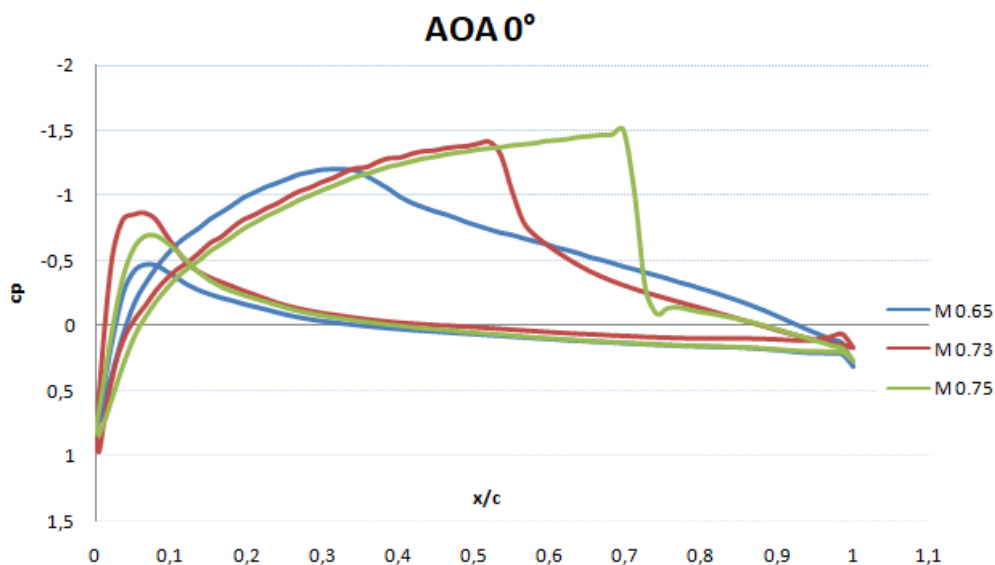
fig IV-3-9 : comparaison entre la courbe de C_p de NACA 0012, NACA 4412 pour le Mach 0.4, 0.6 a l'incidence 0°

La figure nous montre la différence entre la courbe C_p du profil NACA 0012 et NACA 4412 pour chaque Mach et angle d'incidence. On constate que la courbe du profil symétrique est plus mince par rapport a celle du profil asymétrique pour les différents angles d'incidences et cela est bien claire en comparant les courbes $C_z = f(\alpha)$ dans l e paragraphe IV-6

IV.4 Etude de l'onde de choc :

Les contours de Mach présentées dans l'étude nous permettent de visualiser la présence de l'onde de choc ainsi que sa position, en revanche, les courbes de distribution de coefficient de pression nous permettent de préciser non seulement sa position mais aussi son intensité.

Pour étudier l'influence de nb de Mach et d'angle d'incidence sur cette dernière, nous allons procéder une comparaison entre les courbe de C_p pour différents Mach et incidences.les résultats son dans les tables suivantes.



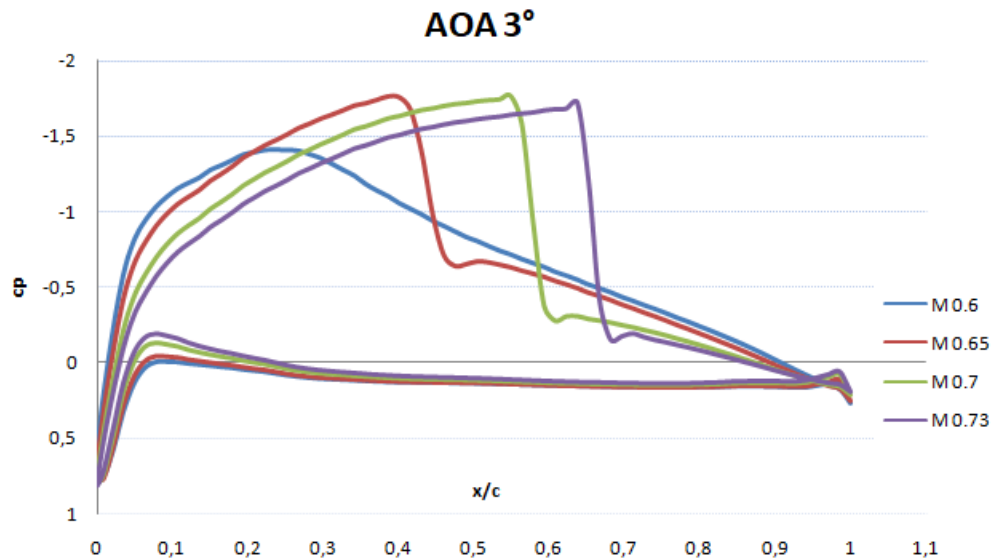


fig IV-4-1 distribution de coefficient de pression pour différents nb de Mach a l'incidence 0° et 3°

tab IV.4.1 : position de l'onde de choc en fonction de Mach a 0°

Mach	0.65	0.7	0.73	0.75
Position(x/c)	0.34	0.52	0.61	0.7

tab IV.4.2 : position de l'onde de choc en fonction de Mach a 3°

Mach	0.6	0.65	0.7	0.73
Position(x/c)	0.275	0.4	0.56	0.64

On remarque que plus le nb d Mach est grand, l'onde de choc est repoussée vers l'arrière du profil

On remarque également que lorsqu'on augmente l'angle d'incidence, l'onde de choc est repoussée vers le bord de fuit comme nous avons expliqués dans la partie (IV.2.3.a)

IV.5 Étude de Mach critique :

L'écoulement transsonique autour d'un profil présente un écoulement combiné subsonique, supersonique terminé par une onde de choc ensuite subsonique. Le Mach critique est défini comme étant le Mach infini donnant un Mach local égal a l'unité. C'est le nombre de Mach au-delà duquel apparaitre sur l'extrados du profil une zone ou l'écoulement atteint la vitesse du son. À partir du Mach critique on aborde le domaine transsonique.

Il dépend de plusieurs paramètres qui sont :

- Le Mach amont (infinie)
- L'angle d'incidence
- Le type du profil

IV.5.1 Effet de nombre de Mach :

Pour un angle d'incidence nul, on a étudiés le nb de Mach Local Max pour une gamme de [0.6, 0.75] jusqu'à l'apparition de nb de Mach sonique

Tab IV.5.1 Mach Local Max en fonction de Mach amont pour NACA 0012

Mach amont	0.6	0.65	0.7	0.73	0.75
MLM	0.75	0.83	0.92	0.98	1.03

D'après les résultats du tableau ainsi que les contours de Mach infinie dans la partie (IV.2.1.a) qui illustrent bien l'apparition du premier point localement sonique, on remarque clairement l'effet de Mach infini sur le MLM. Le Mach critique qui fait apparaitre les premiers points locaux soniques est égal pour ce cas à 0.75

IV.5.2 *Effet d'angle d'incidence :*

Pour avoir l'effet d'angle d'incidence sur le Mach critique, on a examinés les angles 0°, 3° et 6° comme présenté dans le tableau suivant

Tab IV.5.2 évaluation de Mach critique avec l'angle d'attaque AOA

AOA	0°	3°	6°
Mach c	0.75	0.65	0.52

D'après ces résultat, on constate qu'au fur et a mesure l'angle d'attaque augmente, le Mach critique diminue.

IV.5.3 *Effet de la géométrie :*

Nous avons fait une comparaison des résultats du tableau IV.5.1 avec les résultats obtenues dans tableau IV.5.3 en fixant l'angle incidence à 0° et en variant le Mach amont

Tab IV.5.3 Mach Local Max en fonction de Mach amont pour NACA 4412

Mach amont	0.6	0.65	0.7	0.73	0.75
MLM	0.89	1.05	1.29	1.35	1.45

Le Mach critique du profil NACA0012 est 0.75 tandis que celui de NACA 4412 est 0.65 .on a démontrés comment le Mach critique varie avec le type du profil aérodynamique.

IV.6 **Les caractéristiques aérodynamiques :**

Les coefficients de portance C_z et de traînée C_x numériques ont étaient comparés avec des valeurs expérimentales.

IV.6.1 *Le coefficient de portance C_z :*

La portance est résultat de la distribution de la pression sur l'extrados et l'intrados du profil. Donc, la portance par unité de surface est l'intégration de la distribution de la pression le long du

profil et par conséquent elle est représentée par la surface comprise entre les deux courbes de C_p sur l'extrados et l'intrados.

$$C_z = \frac{RZ}{\frac{1}{2}\rho S V^2} = \frac{2RZ}{\rho S V^2} \quad (\text{IV.1})$$

$$C_z = \frac{1}{c} \int_{LE}^{TE} (C_{pl} - C_{pu}) dx = \int_0^1 (C_{pl} - C_{pu}) d\left(\frac{x}{c}\right) \quad (\text{IV.2})$$

D'où on peut lire sur la figure que lorsque l'angle d'attaque augmente, la portance augmente.

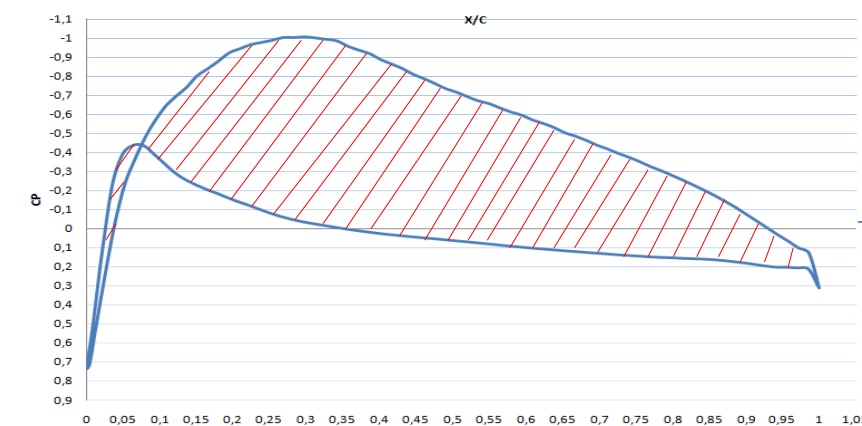


Fig IV-6-1 la surface engendrée entre la distribution de coefficient de pression extra-intrados

IV.6.1.a Effet de nombre de Mach :

Afin de mettre en évidence l'effet de nombre de Mach sur le coefficient de portance en régime transsonique, nous avons représentés sur la figure si dessous l'évolution de C_z en fonction de Mach a AOA nul.

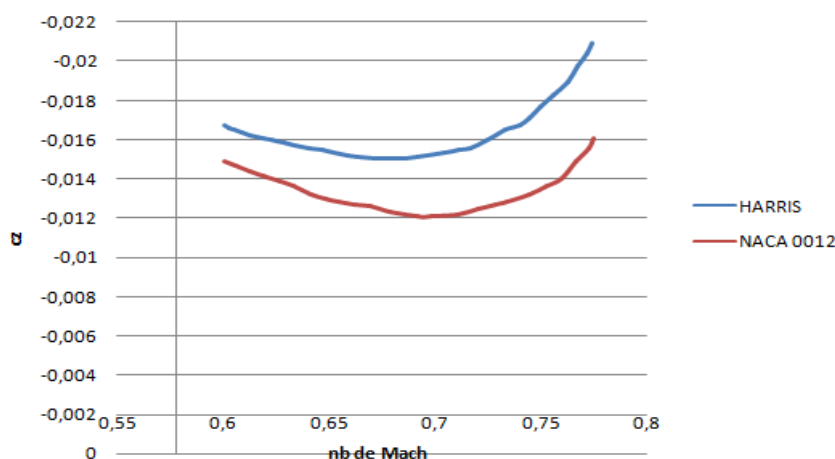


Fig IV-6-2 évolution de $C_z=f(\text{Mach amont})$ a AOA nul pour NACA 0012 avec validation

La figure montre que le coefficient de portance diminue au premier lieu jusqu'à Mach 0.7, ensuite il augmente

IV.6.1.b Effet d'angle d'attaque :

Lorsque l'angle d'attaque augmente, le coefficient de portance augmente aussi (fig IV.6.3), mais il y a une limitation de l'angle d'incidence croissant, c'est-à-dire que l'angle d'attaque commence à

converger après une valeur qui dépend de nombre de Mach amont. Aux angles d'attaque supérieurs à AOA critique (ceux qui produisent le plus de portance), on dit que le profil aérodynamique est décroché

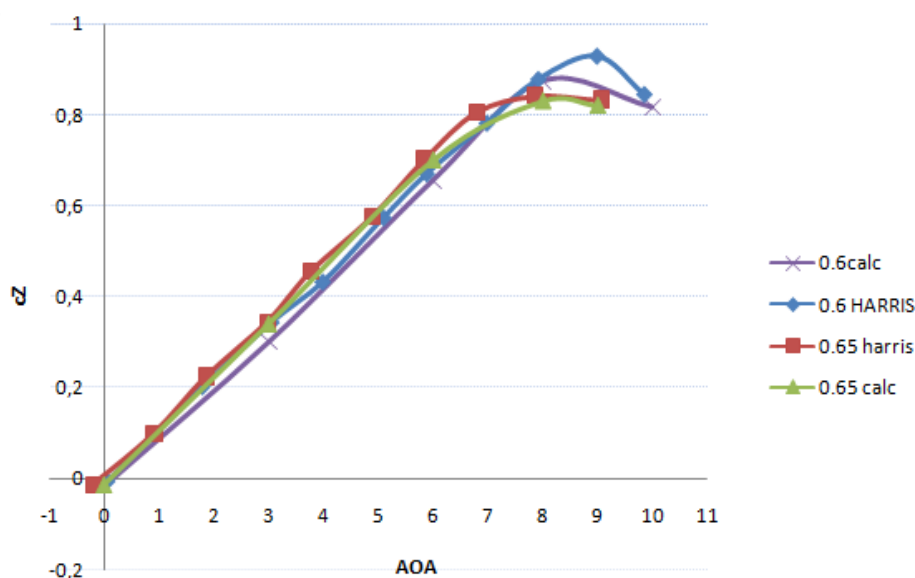


Fig IV-6-3 variation de $C_z=f(\alpha)$ pour NACA 0012 avec validation des résultats

On constate que l'angle de décrochage diminue en augmentant le nombre de Mach. L'augmentation de la pression statique sur la surface supérieure réduit considérablement la portance et augmente la traînée.

IV.6.1.c Effet de la géométrie :

On constat que pour le NACA 4412 aussi, le C_z augmente avec l'augmentation de AOA jusqu'à le l'angle critique. On constate également la différence entre les courbes des deus géométries ou la courbe de NACA 4412 est poussée vers le haut par rapport a celle de NACA 0012.

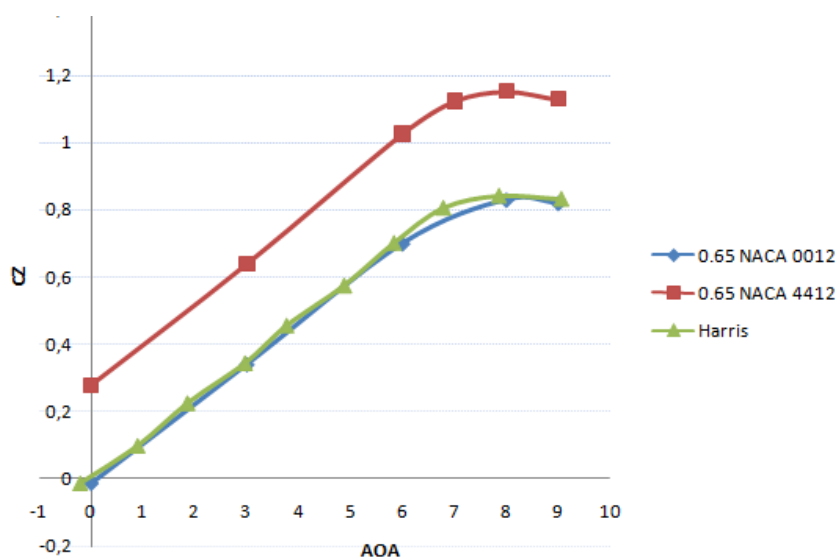


Fig IV-6-4 évolution de $C_z=f(\alpha)$ pour NACA 0012 et NACA 4412 a Mach 0.65

IV.6.1.d Effet du bec de bord d'attaque :

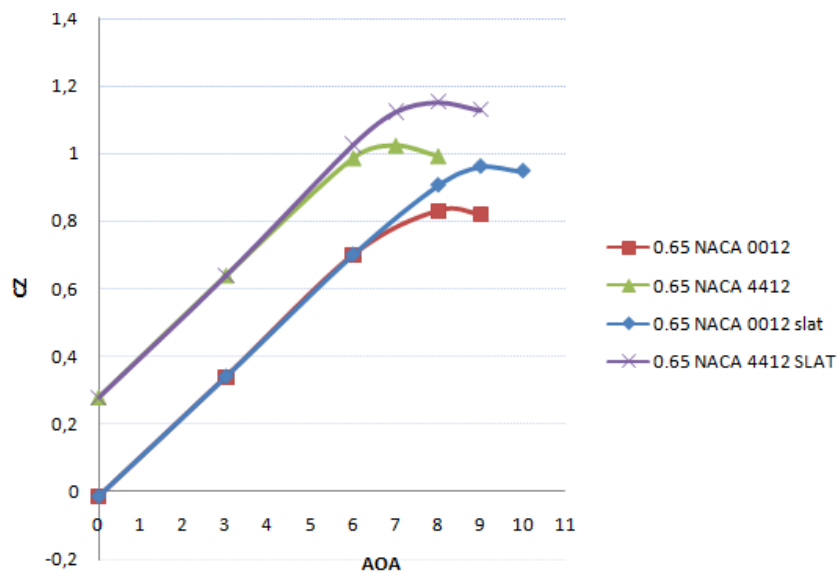


Fig IV-6-5 effet de bec sur le coefficient de portance pour NACA 0012 et NACA 4412 a Mach 0.65

Comme illustré dans la figure ci-dessus, le bec de bord d'attaque augmente le coefficient de portance ainsi que l'angle de décrochage pour les deux profils.

IV.6.2 Le coefficient de traînée :

IV.6.2.a Effet de nombre de Mach :

Afin de mettre en évidence l'effet de nombre de Mach sur le coefficient de traînée en régime transsonique, on a présenté sur la figure (V.) l'évolution de C_x en fonction de Mach à l'angle de portance nulle.

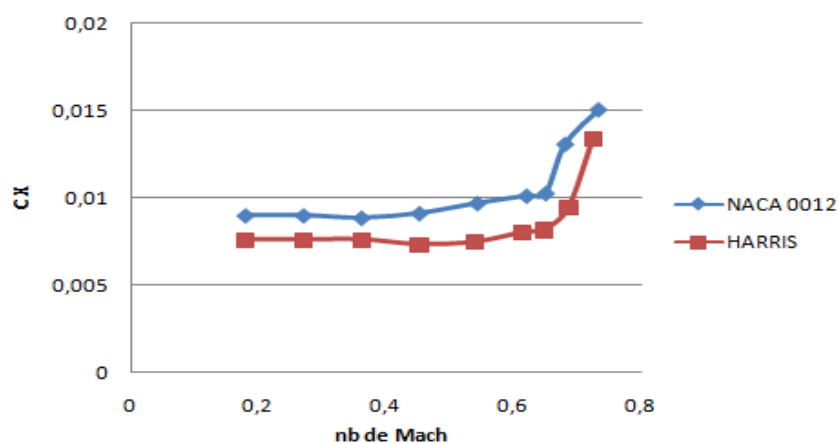


Fig IV-6-6 variation de $C_x=f(\text{Mach amont})$ à AOA nul pour NACA 0012 avec validation

D'après les résultats illustrés dans la figure, on constate une forte augmentation de C_x dans le régime transsonique. En augmentant le nombre de Mach graduellement, le coefficient de traînée reste relativement constant jusqu'à une valeur critique de nombre de Mach, puis le coefficient C_x commence à augmenter rapidement et le Mach correspondant est appelé le nombre de Mach de divergence de la traînée *MDD* (Drag Divergence Mach Number) et sa valeur est comprise entre 0.76 et 0.78.

IV.6.2.b Effet d'angle d'attaque :

Lorsque on augmente l'angle d'incidence, non seulement le C_z augmente mais le C_x aussi augmente, doucement au début puis a partir d'une certaine valeur d'angle d'attaque il augmente rapidement et delà d'une certaine valeur d'angle (AOA critique) le C_z diminuera brusquement alors que le C_x continue à augmenter.

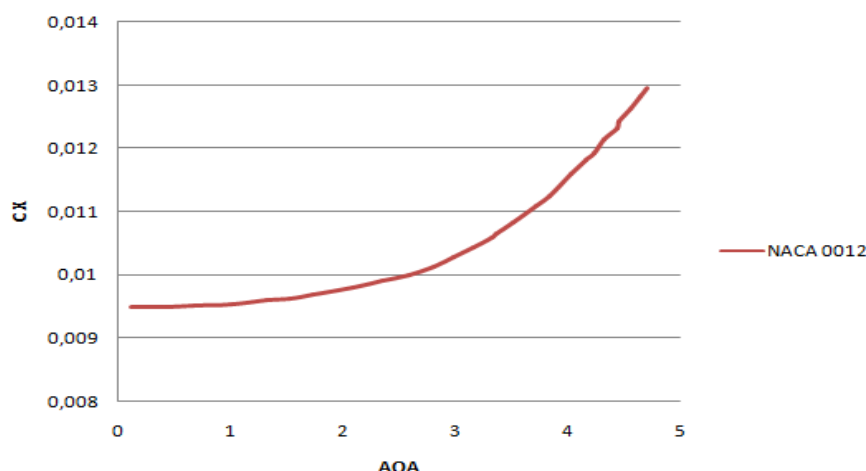


Fig IV-6-7 variation de coefficient de trainée en fonction d'AOA nu pour NACA 0012

IV.6.3 Les angles de référence

Nous avons regroupés les angles de décrochage de chaque profil en fonction d'AOA pour donner les angles de référence.

Tab IV.6.1 décrochage en fonction de C_z max pour NACA 0012

Mach	0.4	0.6	0.65	0.7	0.73	0.75
décrochage	11°	9°	8°	7°	6°	5°
c_z	1,09	0,929	0,85	0,73	0,59	0,53

Tab IV.6.2 décrochage en fonction de C_z max pour NACA 4412

Mach	0.4	0.6	0.65	0.7	0.73	0.75
décrochage	10°	8°	7°	6°	5°	4°
c_z	1,32	1,11	1,03	0,94	0,89	0,83

Pour les deux profils, il est claire que les angles ainsi que les valeurs de décrochages diminues en augmentant le nb de mach

IV.7 Conclusion :

On a principalement consacré ce chapitre pour présenté les résultats de simulations numériques pour un écoulement autour des profils aérodynamiques (NACA0012 et NACA 4412) et aussi l'effet des bords de bord d'attaque avec un code de calcul a volumes finis, nous avons fait une étude comparative entre nos résultats et les résultats retrouvée expérimentalement, puis nous avons étudié le comportement des caractéristiques aérodynamiques des profils .nous avons trouvés que nos résultats présentent de bonne concordance avec l'expérimentale, et par conséquent on s'est assuré de leur validité.

Conclusion

Générale

Les écoulements autour des profils aérodynamiques portants sont un domaine de recherche à la fois vaste et complexe. Dans cette étude nous avons traité un cas d'écoulements en régime transsonique, stationnaire isentropique et compressible autour de deux profils différents : le premier est le profil symétrique NACA0012 sans et avec bec et le deuxième est le profil asymétrique NACA4412 aussi sans et avec bec.

Les simulations ont été réalisées avec le code de calcul basé sur les volumes finis Fluent avec le modèle de turbulence $k-\omega$ SST, cette approche a déjà été validée par un bon nombre de travaux.

Le choix du maillage revient à faire un compromis entre le temps de calcul et la précision, ce qui nécessite un logiciel de préprocesseur adapté, afin de faciliter l'application des conditions aux limites, et le contrôle de la première couche à partir de la paroi (y^+). Pour ce faire nous avons choisi ANSYS Meshing.

Cette étude démontre l'effet des bords de bord d'attaque sur les caractéristiques aérodynamiques de l'aile et donc sur les forces aérodynamiques (R_z et R_x), les résultats sont satisfaisants car les fonctions principales des bords ont été mises en évidence.

Au cours du présent travail nous nous sommes concentrés sur l'étude des contours de vitesse et de Mach des caractéristiques aérodynamiques : le coefficient de portance (C_z) et le coefficient de traînée (C_x) ainsi que le coefficient de pression (C_p). Nous concluons ce qui suit :

- La cambrure du profil amplifie considérablement le gradient de pression entre l'extrados et l'intrados, tandis que le nombre de Mach a peu d'effet sur cette distribution.
- Le nombre de Mach critique et l'onde de choc dépendent de l'angle d'attaque et de la géométrie du profil.
- Pour un même nombre de Mach le coefficient de portance augmente linéairement avec l'angle d'attaque jusqu'à une valeur maximale, au-delà duquel on a l'angle de décrochage qui correspond à une chute brusque du coefficient de portance. Cependant, le coefficient de traînée ne cesse pas d'augmenter après ce dernier.
- Le bec de bord d'attaque augmente la valeur du coefficient de portance et retarde l'angle de décrochage.
- Le coefficient de portance du profil équipé d'un bec est supérieur à celui du profil aérodynamique simple.
- De même que le C_z , la force de portance obtenue avec déploiement du bec sur le profil aérodynamique est plus élevée que celle du profil simple.
- Le but de cette étude est d'observer l'effet des bords de bord d'attaque avec approche numérique, qui s'est terminée par des résultats fiables.
- Les résultats numériques obtenus à partir du calcul effectué sur l'effet des bords de bord d'attaque sur les caractéristiques aérodynamiques des profils aérodynamiques étudiés montrent un accord fiable avec les fonctions de base des bords d'une aile d'avion.

Perspectives :

Il est intéressant de compléter cette étude par :

- ✓ Une étude d'interaction fluide structure (aéroélasticité) afin de prédire le phénomène de tremblement transsonique.
- ✓ Appliquer le contrôle d'écoulement pour absorber l'onde de choc.
- ✓ Etude de dimensionnement des ailes.
- ✓ Etude d'un écoulement autour d'une aile avec des dimensions réelles.
- ✓ Etude d'effet thermique autour d'un profil sur les forces aérodynamiques.

Références

- [1] Harris, C.D.: Two-dimensional aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil In the Langley 8-foot transonic pressure tunnel. NASA Technical Memorandum 81927 ,1981
- [2] L.W. Carr and K.W. McAlister ,The Effect of a Leading-Edge Slat on the Dynamic Stall of an Oscillating Airfoil, Research Center, Moffett Field, NASA Ames CA .1983
- [3] NOUALI Nassira, Calcule des couches limites et des caractéristiques aérodynamiques d'un profil d'aile , Université De HOUARI BOUMEDIENE, Spécialité: M.D.F. 1990
- [4] Ahmed EZZARFI, Bousselham KHARBOUCH, Abdelah MAALOUF, Abdelaziz MIMET, Modélisation et simulation numérique de l'écoulement et du transfert de chaleur turbulents, Laboratoire d'énergie UAE, Faculté des sciences B.P. 2121,93000 Tétouan, MAROC, 2003
- [5] Mehdi R. Khorrami, Characterization of Unsteady Flow Structures near Leading-Edge Slat: Part II.2D Computations, Langley Research Center, NASA, Hampton, VA. 2004
- [6] Handley-Page, Slat with Analyzing a NACA 23012 Airfoil Composed of a Double-Slotted Fowler Flap and a Leading-Edge, the Use of Computational Fluid Dynamics, Embry Riddle Aeronautical University 01,2006
- [7] M. Serdar GENÇ. An Experimental and Computational Study of Transitional Flows over an Aerofoil with Leading Edge Slat, School of Civil Aviation, University of Erciyes, Kayseri, 38039, Turkey, 2008
- [8] Xavier BERTRAND, modélisation aérodynamique des surfaces de contrôle de la voilure d'un avion de transport, thèse de doctorat de l'université de Toulouse Délivré par l'Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, Spécialité : Dynamique des fluides ,2008
- [9] A. Barthet, amélioration de la prévision des coefficient aérodynamiques autour d'un configuration portantes par la méthodes adjointe, thèse de doctorat IMFT Toulouse ,Mai 2006.
- [10] Mauricio E. Camocardi, Experimental Study Of A Naca 4412 Airfoil With Movable Gurney Flap, Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental – Departamento de Aeronáutica – Facultad de Ingeniería– Universidad Nacional de La Plata – La Plata, Argentin ,2011
- [11] J. Dandois, P. Molton, A. Lepage, A. Geeraert, V. Brunet, J.-B. Dor .E. Coustols(Onera) ,Buffet characterization and Control for Turbulent Wings, 2013
- [12] L. Jacquin, V. Brion, P. Molton, D. Sipp, J. Dandois, S. Deck, F. Sartor, e. Coustols(ONERA) et D. Caruana (ISAE) ,Testing in Aerodynamics Research at one RA: the example of the Transonic Buffet, December 2016
- [13] Matthias Schramm et al , Simulation and Optimization of an Airfoil with Leading Edge Slat, Phys.Conf. Ser. 753 022052 ,2016
- [14] M S Genç Ü Kaynak, and G D, Flow over an aerofoil without and with a leading-edge slat at a transitional Reynolds number, Lock Department of Airframe and Power plant, School of Civil Aviation, Erciyes University, Kayseri, Turkey. 2009
- [15] Th. FAURE, Aérodynamique Appliquée, Université Pierre et Marie Curie Paris 6,2006
- [26] Matteo Giacomini, Quantitative posterior error estimators in Finite Element-based shape optimization, Numerical Analysis [cs.NA], English. NNT: 2016SACLX070, Université Paris-Saclay, 2016

- [27] Mr. M.S.BOUTOUDJ, Etudes numérique et expérimentale d'un mécanisme hypersustentateur, FACULTE DU GENIE DE LA CONSTRUCTION, DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE, UNIVERSITE MOULOUD MAMMERI, TIZI OUZOU, Algérie, 2016
- [32] Ion paraschivoiu, aérodynamique subsonique. p299, 1998
- [33] S. candel, mécanique des fluides, code 042585 Isbn 2-10-002585-6
- [34] FRANCIS LACOMBE, VÉRIFICATION ET VALIDATION D'UNE LOI DE PAROI CONSISTANTE DU MODÈLE DE TURBULENCE $K - \omega$ SST, DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE, ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL, UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL, 2017
- [38] Mechri Yamina, prédiction de la ligne de décrochage aérodynamique de l'écoulement transsonique autour d'une aile à profil symétrique, université Saad Dahleb blida 1, Algérie, 2018
- [16] http://pedagogie-limoges.fr/ciras/IMG/pdf/classification_des_aeronefs_p.pdf
- [17] http://ffa-jeunes-cachan.fr/BIA-P%C3%Adago_files/profil_d'aile/portance_et_trainee.pdf
- [18] <http://www.aerodrome-ecuvillens.ch/pilote%20guide/aerodynamique.pdf>
- [19] <https://www.lavionnaire.fr/CelluleAxes.php>
- [20] <http://ciras.ac-lille.fr/ressources-pedas/ressources-bia/les-cours/aerodynamique-et-mecanique-du-vol/aerodynamique-et-mecanique-du-vol-v4-01p.pdf>
- [21] <https://www.lavionnaire.fr/CelluleGouvernes.php>
- [22] <http://vidal.free.fr/hyper.htm>
- [23] <https://www.lavionnaire.fr/CelluleHyperVolets.php>
- [24] <http://vidal.free.fr/hyper.htm>
- [25] <http://mecavol.fr/Becs.html>
- [28] <https://www.lavionnaire.fr/CelluleAilesPrim.php>
- [29] <https://www.lavionnaire.fr/CelluleAilesSec.php>
- [30] <http://accrodavion.be/Accrodavions/lacouchelimit.html>
- [31] <http://www.chez.com/aerodynamique>
- [35] <https://www.cfd-online.com/Forums/main/8398-pressure-based-density-based-solver.html>
- [36] <https://www.quora.com/What-is-the-difference-between-pressure-based-solver-and-density-based-solver-in-Ansys-Fluent-What-is-the-criteria-while-selecting-one-of-them>
- [37] <https://forums.futura-sciences.com/physique/369124-residus-fluent.html>

Annexe A : Notion aérodynamique

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air et leurs effets. Ces effets peuvent naturellement être provoqués par un corps immobile soumis à un flux d'air animé d'une vitesse ou par un corps se déplaçant dans l'atmosphère ou encore par la combinaison des deux propositions précédentes .

A.1. Caractéristique géométrique d'aile :

On donne les principales définitions utiles par la suite, pour les profils bidimensionnels (2D), c'est-à-dire les sections d'ailes selon l'envergure.

A.1.1. Profil 2D :

La définition géométrique des profils aérodynamiques est représentée sur la figure (A.2).

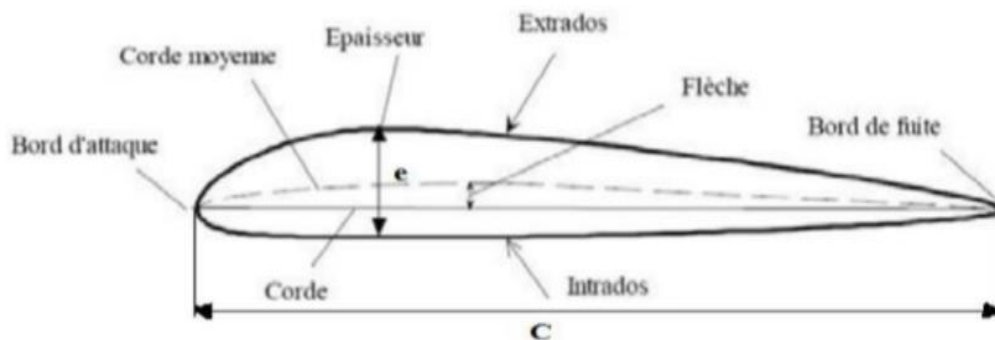


Figure A.3: Géométrie d'un profil aérodynamique [5].

Corde : la distance géométrique qui relie le bord d'attaque au bord de fuite.

Épaisseur : est la distance séparant l'extrados de l'intrados.

Flèche : distance maximale entre la ligne moyenne et la corde.

Corde moyenne : est la courbe située à égale distance de l'extrados à l'intrados.

A.1.1.1. Désignation de quelques séries de profils NACA

Les profils NACA sont des formes aérodynamiques mis en point par le Comité consultatif national pour l'aéronautique (USA), cet organisme a étudié différentes familles de profils répondant à diverses applications (ail d'avion, machines axiales, éoliennes...). Parmi ces familles, on peut distinguer la famille de profils à quatre chiffres, cinq chiffres, six chiffres et les profils laminaires [2 et 5-8] :

a) Série NACA 4 chiffres

Dans cette série, on identifie un profil par quatre chiffres.

- Le premier spécifiant la cambrure relative maximale en pourcentage de la corde.
- Le deuxième indiquant la position de cette cambrure en pourcentage de la corde.
- Les deux derniers chiffres l'épaisseur relative maximale, en pourcentage de la corde.

Exemple:

Tab A.1 Désignation du profil à 4 chiffres NACA2415

NACA2415		
2	4	15
La cambrure relative maximale (2%).	La position de cambrure maximale (4%).	L'épaisseur relative maximale (15%).

Tab A.2 Désignation du profil à 4 chiffres NACA0015

NACA0015	
00	15
Indiquant que le profil n'a pas de cambrure (profil symétrique).	Épaisseur relative maximale (15%).

NACA 5 chiffres

Dans cette série, cinq chiffres caractérisent chaque profil.

- Le premier chiffre définit la cambrure.
- Les deuxième et troisième chiffres indiquent le double de l'abscisse de la flèche.
- Les deux derniers chiffres indiquent l'épaisseur relative maximale, en pourcentage de la corde.

Exemple**Tab I.3** Désignation du profil à 5 chiffres NACA23015

NACA23015		
2	30	15
La cambrure relative (2%)	La position de la cambrure maximale (30.1/2=15)	L'épaisseur relative maximale (15%).

Remarque : Ces profils cambrés ont été utilisés à cause de leur définition analytique. Par contre, ils décrochent brutalement.

c) Série NACA 6 chiffre

- Le premier chiffre désigne les profils laminaires.
- Le deuxième chiffre indique la position du minimum de pression.
- Le troisième chiffre indique le maximum du coefficient de portance qu'on peut atteindre dans les conditions d'un gradient de pression favorable (CL).
- Le quatrième chiffre indique le coefficient de portance pour un écoulement à un angle d'incidence $\alpha = 0$ degré.

Exemple**Tab I.4** Désignation du profil à 6 chiffres NACA661012

NACA661012				
6	6	1	0	12
Désigne les profils laminaires	La position du minimum de pression à 60%	Le maximum du coefficient de portance qu'on	le coefficient de portance pour un écoulement à un	L'épaisseur Relative maximale (12%)

	de la corde	peut atteindre dans les conditions d'un gradient de pression favorable (CL= 0.1).	angle d'incidence $\alpha = 0$ degré (CL= 0)	
--	-------------	---	--	--

d) Famille des profils laminaires

Le NACA a également étudié une série de profils pour maintenir une couche limite laminaire sur une partie importante de sa corde, de manière à optimiser la traînée de frottement. Dans cette plage optimale, l'absence de pic de dépression et de survitesse recule l'apparition des vitesses supersoniques (recul du Mach critique), par contre au-delà du Mach critique, le choc est très brutal. Le NACA les a désignés par un nombre de chiffres significatifs.

- Le premier chiffre représente la désignation de la série des profils laminaires.
- Le deuxième représente la position de la pression minimale.
- L'indice est la marge au-dessus et au-dessous du coefficient de portance.
- Le quatrième représente le coefficient de portance caractéristique.
- Les deux derniers représentent l'épaisseur relative maximale.

Exemple

Tab I.5 Désignation du profil laminaire NACA64, 1-215

NACA 64, 1-215				
6	4	1	2	15
la désignation de la série profil (profil laminaire).	la position de la pression minimale.	L'indice 1 est la marge au-dessus et au-dessous du coefficient de portance.	Le coefficient de portance caractéristique (0,2).	l'épaisseur relative maximale 15%.

Annexe B : Théorème de transport de Reynolds

Considérons une grandeur scalaire fonction des coordonnées de l'espace et du temps :

$(\vec{r}, t)$ sur le volume V_s d'un système de particules fluides l'intégration de $f(\vec{r}, t)$ s'écrit:

$$F = \iiint_{V_s} f(\vec{r}, t) dV \quad (B.1)$$

Si l'on souhaite évaluer les variations de F dans le temps, il nous faut calculer :

$$\frac{dF}{dt} = \frac{d}{dt} \iiint_{V_s(t)} f(\vec{r}, t) dV \quad (B.2)$$

Le problème est qu'ici V_s est une fonction du temps :

En effet, le système de particules fluides est en mouvement. La parade consiste à utiliser un volume fixe (volume de contrôle), délimité par une surface S_c (surface de contrôle) à travers laquelle on pourra comptabiliser le flux de :

$$\frac{dF}{dt} = \iiint_{V_S(t)} \frac{df}{dt} dV + \iint_{S_c} f \vec{V} \cdot \vec{n} dS \quad (\text{B.3})$$

$\iiint_{V_S(t)} \frac{df}{dt} dV$: dérivée locale, variation instantanées de f dans le volume de contrôle

$\iint_{S_c} f \vec{V} \cdot \vec{n} dS$: dérivée convective, flux de à travers la surface de contrôle.

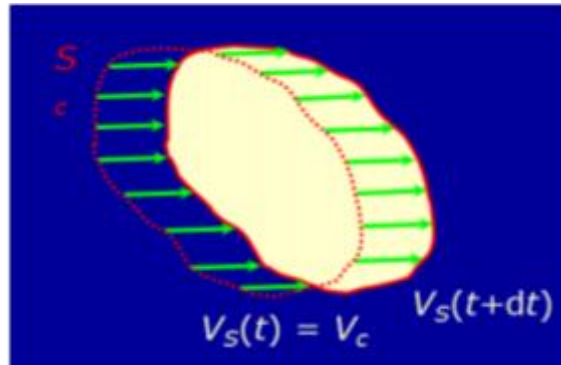


Figure B.1 : Théorème de transport de Reynolds [1]

Prenons un exemple concret $(r^{\rightarrow},) \equiv \rho(r^{\rightarrow}, t)$, masse volumique d'un fluide. Dans ce cas :

$$F = \iiint_{V_S} f(\vec{r}, t) dV \equiv \iiint_{V_S} \rho(r^{\rightarrow}, t) dV = M \quad (\text{B.4})$$

M : masse de V_S

La variation de masse s'exprime donc comme :

$$\frac{dM}{dt} = \iiint_{V_S(t)} \frac{d\rho}{dt} dV + \iint_{S_c} \rho \vec{V} \cdot \vec{n} dS \quad (\text{B.5})$$

$\iiint_{V_S(t)} \frac{d\rho}{dt} dV$: variation de masse due aux variations instantanées de f

$\iint_{S_c} \rho \vec{V} \cdot \vec{n} dS$: variation de masse due au flux massique à travers la surface de contrôle.

[1] **STEPHANE Chaussedent**, «Statique et dynamique des fluides», université d'Angers,
novembre 2011

Abstract

The load bearing aerodynamic profiles are a rather interesting study case, since they constitute the main elements of several rotating machines (wind turbine, compressor, turbine, boat propeller, helicopter rotor ...). They are also used in aviation (aircraft wing), in the automobile (rear spoiler), as well as in domestic installations (ventilation). Current research work is mainly based on the determination of the aerodynamic characteristics of the profiles, and improving their efficiency, which means increasing their lift and reducing their drag, and this constitutes a major challenge for aerodynamicists, as they imply a reduction in fuel consumption for machines, in order to do so. important efforts have been made both moral and material.

the progress made in recent decades in the computer and technical field has enabled the validation of a mathematical model allowing a reliable approach for more complicated cases (symmetrical and asymmetrical, thin or thick curved profile) by the increasingly blunt of computer code efficient such as: FLUENT, XFOIL, ANSYS, STARCCM + etc.,

Fluids play an essential role in our life, it is important to understand them well and learn to control their flow. Fluid mechanics is the study of the behavior of fluids at rest and in motion. The branch of fluid mechanics that studies fluids in motion is fluid dynamics. This field of science deals with complex tasks, such as designing computer-based simulations of the airflow around an airplane wing, which is of great use when faced with the complexity of carrying out the experiments.

The wing profiles are mainly designed to have the best smoothness at cruising speed and high lift during take-off and landing, to meet these requirements a high-lift device has been placed on the wing in order to allow to modify its geometry during flight.

In our study, we will begin four chapters:

In the first chapter, we start with some basic notions in general aeronautics and fluid mechanics (aerodynamics), in order to expose the strategies of flow control, the dynamics of the different structures that coexist in the boundary layer, in order to clarify the mechanisms of action of control processes. In addition, the working mechanism of the slats of the leading edge.

The best mathematical model, available to date, to describe the various aerodynamic phenomena, however complex, encountered in the majority of problems in the aviation industry, is the Navier Stokes system of equations. They are obtained by applying the principles of conservation to an infinitesimal control volume. So, the second chapter is devoted first of all to the presentation of the Navier Stokes equations of instantaneous compressible flows. These equations are discretized by the use of the finite volume method, used by the numerical calculation code (FLUENT) presented in chapter 3. Secondly, it presents the equations of the turbulence models used in this study, namely: $k-\omega$ SST.

The third chapter presents the simulation work carried out using the commercial FLUENT 18 software. This code widely used in the aeronautics and automotive industries, etc. offers a sophisticated interface that facilitates its use. These reasons motivated our choice to use this software which is based on the finite volume discretization method.

In the last chapter, we present the results obtained by numerical simulation for a flow around a symmetrical NACA 0012 profile without and with leading edge nozzle as well as an Asymmetric NACA4412 profile without and with leading edge nozzle. The discussion will be based mainly on: speed, Mach number, AOA and pressure coefficient.

Across our study we have treated a case of transonic, stationary isentropic and compressible flows around two different profiles: the first is the symmetrical profile NACA0012 without and with slat and the second is the asymmetric profile NACA4412 also without and with slat.

The simulations were carried out with the calculation code based on the finite volumes Fluent with the $k-\omega$ SST turbulence model, this approach has already been validated by a good number of works.

The choice of the mesh comes down to making a compromise between the calculation time and the precision, which requires an adapted preprocessor software, in order to facilitate the application of the boundary conditions, and the control of the first layer from the wall. (y^+). To do this we chose ANSYS Meshing.

This study denies the effect of the leading edge slats on the aerodynamic characteristics of the wing and therefore on the aerodynamic forces (R_z and R_x), the results are satisfactory because the main functions of the slats have been highlighted

During the present work we have concentrated on the study of the speed and Mach contours of the aerodynamic characteristics: the lift coefficient (C_z) and the drag coefficient (C_x) as well as the pressure coefficient (C_p), We conclude the following:

- The camber of the profile considerably amplifies the pressure gradient between the upper and lower surfaces, while the Mach number has little effect on this distribution.
- The critical Mach number and shock wave depend on the angle of attack and the profile geometry.
- For the same Mach number, the coefficient of lift increases linearly with the angle of attack until it reaches a maximum value, beyond which there is a stall angle which corresponds to a sudden drop in the coefficient of lift. However, the drag coefficient does not stop increasing after the latter.
- The leading edge slat increases the value of the lift coefficient and delays the stall angle.
- The lift coefficient of the profile fitted with a nose is greater than that of the single aerodynamic profile.
- Like the C_z , the lift force obtained with deployment of the nozzle on the aerodynamic profile and higher than that of the single profile.
- The aim of this study is to observe the effect of leading edge slats with a numerical approach, which ended with reliable results.
- Numerical results obtained from the calculation of the effect of leading edge slats on the aerodynamic characteristics of the studied airfoils show reliable agreement with the basic functions of the slats of an airplane wing.