



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA

RECHERCHE SCIENTIFIQUE

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي



UNIVERSITÉ SAAD DAHLAB DE BLIDA

Institut d'aéronautique et des études spatiales

Département : Construction Aéronautique

Spécialité : Structures Aéronautiques



MEMOIRE DE MASTER

Présenté par :

MECHRI YAMINA

Prédiction de la ligne de décrochage aérodynamique de l'écoulement transsonique autour d'une aile à profile symétrique

Encadré par :

❖ Dr. R. RENANE

Promoteur

❖ Dr. L. SBAA

Co-Encadreur

❖ Dr. R. ALLOUCHE

Co-Encadreur

Blida, septembre 2018

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. It is characterized by the development of a supersonic pocket delimited by the wall on the one hand and on the other hand by the sonic line on the upper surface of the wing. The appearance of a supersonic pocket on the lower surface of the wing is also possible, depending on the angle of incidence and the geometric shape of the wing. The present work is devoted to the evaluation and the validation of the numerical results resulting from computation of transonic flow around a classical profile NACA0012, supercritical OAT15A and NACA0012 with aileron then around a wing 3D having as basic profile NACA0012 in using the Ansys Fluent code to predict the aerodynamic stall angle. All calculations are performed using the two-equation $k-\varepsilon$ turbulence model.

Key word: Numerical simulation, Transonic flow, Aerodynamic stall, Profile NACA 0012..

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. Il est caractérisé par le développement d'une poche supersonique délimitée par la paroi d'une part et d'autre part de la ligne sonique sur la surface supérieure de l'aile. L'apparition d'une poche supersonique sur l'intrados de l'aile est également possible, tout dépend de l'angle d'incidence et de la forme géométrique de l'aile. Le présent travail est consacré à l'évaluation et la validation des résultats numériques issus de calcul d'écoulement transsonique autour d'un profil classique NACA0012, supercritique OAT15A et NACA0012 avec aileron puis autour d'une aile 3D ayant comme profil de base NACA0012 en utilisant le code Ansys Fluent afin de prédire l'angle de décrochage aérodynamique. Tous les calculs sont effectués en utilisant le modèle de turbulence à deux équations $k - \varepsilon$.

Mot clé : Simulation numérique, Ecoulement transsonique, Décrochage Aérodynamique, Profil NACA 0012.

ملخص:

تخلق طائرات النقل الحديثة بسرعة أسرع من الصوت من حيث عدد ماخ $M_\infty = 0.75 - 0.85$ و بأرقام رينولدز عالية جدا. يحدث تدفق أسرع من الصوت عندما الخطتين دون و فوق سرعة الصوت تحدث في نفس مجال تدفق المحلي. يتميز بتطوير الجيب الأسرع من الصوت الذي يحدده الجدار من ناحية ومن ناحية أخرى بواسطة الخط الصوتي على السطح العلوي للجناح. وقوع جيب الأسرع من الصوت على باطن الجناح ممكن أيضا، اعتمادا على زاوية السقوط والشكل الهندسي للجناح. ويخصص هذا العمل إلى التقييم والتحقق من النتائج العددية للتدفق TRANSONIC حول NACA0012 \ OAT15A \ NACA0012 ومع الجنيح ثم حول الجناح 3D استخدام Ansys Fluent للتنبؤ بزاوية الكبح الهوائية. يتم تنفيذ كافة العمليات الحسابية باستخدام نموذج الاضطراب $k - \varepsilon$ معادلتين. الكلمات المفتاحية: محاكاة عددية ، كبح هوائي ، . NACA 0012 ، نموذج الاضطراب $k - \varepsilon$

Liste des tableaux :

I.1	évaluation du nombre de Mach Critique en fonction de l'épaisseur [26].....	22
II.1	Les coefficients Modèle Standard k- ϵ	33
IV.1	Paramètres relatifs utilisés lors de notre étude.....	69
V.1	les résultats obtenus de différents maillages	73
V.2	comparaison avec les références [a] et [b] et l'erreur relative	
V.3	comparaison des résultats obtenus du deux modèles de turbulence	
V.4	évaluation de Mach Local Maximal en fonction de Mach infini amont	
v.5	évaluation de Mach Critique en fonction de l'angle d'attaque (AoA)	
v.6	position de l'onde de choc en fonction de nombre de Mach	
v.7	position de l'onde de choc en fonction de l'angle d'attaque	

Liste des figures :

I	Avion passe le mur de son	04
I.1	Écoulement attaché et décollé [2].....	05
I.2	Différents régimes d'écoulement.....	05
I.3	Écoulement transsonique autour d'un profil.....	05
I.4	Écoulement transsonique autour d'un profil en différents nombre de Mach.....	06
I.5	Schéma de répartition de vitesse en s'éloignant de la surface du profil.....	08
I.6	Evolution du gradient de vitesse lors du décollement sur un profil.....	09
I.7	Interaction choc / couche limite sur un profil transsonique.....	10
I.8	Les dispositifs hypersustentateurs.....	12
I.9	Esquisse schématique d'un profil à quatre-éléments.....	12
I.10	Divers types de volet et bec sur bord d'attaque.....	13
I.11	Divers types de volet sur bord de fuite.....	13
I.12	Les aérofreins sur l'aile d'avion et leur influence sur les caractéristiques aérodynamiques.....	14
I.13	Les spoilers sur l'aile d'avion et leur influence sur les caractéristiques aérodynamiques.....	14
I.14	Générateurs de vortex installés sur un Gloster Javeline FAW.8 (XH992).....	15
I.15	variation de coefficient de traînée en fonction de nombre de Mach.....	16
I.16	aile à profil NACA 0012 dans une soufflerie tri-sonique [14].....	18
I.17	aile à profil OAT15A dans une soufflerie transsonique S3Ch [16].....	18
I.18	Essais en soufflerie réalisés par l'ONERA [17].....	19
I.19	Iso mach sur une RAE2822 [17]	21

I.20	Iso mach sur une aile ONERA M6 (à gauche) et configuration. As28g (à droite)[17]	21
I.21	configuration du cas et maillage [27]	22
I.22	Variation des coefficients aérodynamiques en fonction du nombre de Mach [32].....	24
I.23	Allure du profil équipé de volets [32]	25
I.24	Allure du différentes formes de la cavité [34].....	25
I.25	Répartition du nombre de Mach autour de a. Simple b. Triangulaire c. rectangulaire d. circulaire profil aérodynamique NACA0012 à $AoA = 2.26^\circ$...	26
I.26	Répartition de la pression sur la surface supérieure du profil NACA0012 à $AoA = 2.26^\circ$ pour différentes formes de paroi dentelée [35].....	26
II.1	Traitement de la paroi	37
II.2	volume de contrôle près de la paroi	39
III.1	Types de maillage utilisé par "FLUENT"	42
III.2	Exemple de différents mailles utilisées en volumes finis par Fluent	42
III.3	Volume de contrôle des configurations en 2D et 3D pour la résolution en volumefinis.	45
III.4	Vue d'ensemble de la méthode de résolution couplée "density-based"	51
IV.1	les performances de la machine	54
IV.2	Démarrage de Workbench	54
IV.3	La fenêtre principale du Workbench	54
IV.4	Les différentes étapes	55
IV.5	Réglage de type d'écoulement 2D/3D	56
IV.6	profil NACA0012 et son volume de contrôle (tecplot).....	57
IV.7	profil NACA0012 et son volume de contrôle (tecplot).....	57
IV.8	Génération de maillage structuré autour NACA0012.....	58
IV.9	Statistique de maillage utilisé	58
IV.10	Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA0012).....	58
IV.11	qualité d'orthogonalité selon le guide ANSYS.....	58

IV.12	la fenêtre d'ouverture d'Ansys Fluent	59
IV.13	choix de solveur	59
IV.14	choix des modèles physiques	61
IV.15	Spécification du fluide utilisé	61
IV.16	conditions d'opération	61
IV.17	condition au limite « pressure Far-Field ».....	61
IV.18	Réglage de type d'écoulement 2D/3D	62
IV.19	condition aux limite Wall.....	62
IV.20	Valeur de référence.....	63
IV.21	les conditions de convergence	63
IV.22	Initialisation de la solution.....	63
IV.23	Lancement du calcul.....	64
IV.24	profil OAT15A et son volume de contrôle (tecplot).....	64
IV.25	Génération de maillage structuré autour OAT15A	65
IV.26	Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (OAT15A).....	65
IV.27	profil NACA0012 avec Aileron en 3 position (0°, 5° et -5°) et son volume de contrôle (tecplot).....	66
IV.28	Génération de maillage structuré autour NACA0012 avec Aileron.....	66
IV.29	Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA0012 avec Aileron).....	66
IV.30	Multiélément et son volume de contrôle (tecplot).....	67
IV.31	Génération de maillage autour Multiéléments	67
IV.32	Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (Multiélément).....	67
IV.33	la géométrie 3D d'une aile à profile symétrique émergé dans un volume de contrôle.....	68
IV.34	Génération de maillage autour d'aile	69
V.1	convergence de résidus	71
V.2	convergence de la solution du coefficient de portance.....	72

V.3	convergence de la solution du coefficient de traînée	72
V.4	distribution de coefficient de pression autour NACA0012 à $M_\infty = 0.6$	73
V.5	distribution de coefficient de pression autour NACA0012 à $M_\infty = 0.779$	74
V.6	distribution de coefficient de pression autour NACA0012 à $M_\infty = 82$	74
V.7	la coordonné y^+ de premier point de la grille autour le profile NACA0012 pour le maillage choisie	75
V.8	Influence de modèle de turbulence sur position d'onde de choc	76
V.9	les lignes Iso-Mach autour NACA0012 à $M_\infty \in [0.60, 0.76]$	78
V.10	les lignes Iso-Pression autour NACA0012	78
V.11	la distribution de coefficient de pression autour NACA0012 à $M_\infty \in [0.60, 0.76]$	79
V.12	Effet de l'angle d'attaque sur le Mach critique	80
V.13	les lignes Iso-Mach autour OAT15A $M_{Critique} = 0.75$	81
V.14	distribution du coefficient de pression autour OAT15A	81
V.15	les ligne Iso-Pression autour NACA0012 à AoA nulle	82
V.16	distribution de coefficient de pression pour différent nombre de Mach	83
V.17	les pochettes supersonique autour NACA0012 à AoA nulle	84
V.18	les lignes iso-pression autour NACA0012 à $M_\infty = 0.75$	85
V.19	la distribution de coefficient de pression autour NACA0012 à $AoA = 0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ$	86
V.20	les pochettes supersonique autour NACA0012 à $M_\infty = 0.75$	87
V.21	Comparaison entre les pochettes supersonique autour OAT15A et NACA0012	88
V.22	Comparaison entre la position d'onde de choc autour OAT15A et NACA0012	89
V.23	la distribution de coefficient de pression autour OAT15A	89
V.24	les contours Iso Mach autour NACA0012 avec Aileron 20% c	91

V.25	la distribution de coefficient de pression autour NACA0012 avec Aileron à $M = 0.75$ et $AoA = 0^\circ$	91
V.26	la distribution de coefficient de pression autour NACA0012 avec Aileron à $M = 0.75$ et $AoA = 2^\circ$	91
V.27	évolution de profil de vitesse autour NACA0012 pour $M = 0.75$ et $AoA = 0^\circ$.	92
V.28	les profils de vitesse pour $M = 0.75$ et $AoA = 0^\circ$	93
V.29	les profils de vitesse pour différents nombre de Mach.....	94
V.30	les profils de vitesse pour différents angle d'attaque	95
V.31	Comparaison entre les profils de vitesse évaluée autour OAT15A et NACA0012	96
V.32	Comparaison entre les profils de vitesse évaluée autour NACA0012 simple et avec Aileron.....	97
V.33		98
V.34	évaluation de coefficient de portance en fonction de nombre de Mach à $AoA = 0^\circ$	99
V.35	évaluation de coefficient de portance en fonction d'angle d'attaque pour NACA0012 avec validation de résultats	99
V.36	comparaison d'évolution de coefficient de portance en fonction d'angle d'attaque entre NACA0012 et OAT15A avec validation de résultats	100
V.37	évaluation de coefficient de trainée en fonction de nombre de Mach à $AoA = 0^\circ$	101
V.38	effet de l'angle de braquage sur le coefficient de pression.....	102
V.39	les contours Iso Mach.....	103
V.40	les contours Iso Pression.....	104
V.41	distribution de coefficient de pression.....	105

Les références :

-  [1] **D THIERRY FAURE**, dynamique des fluides appliqué- applications à l'aérodynamique-dunod, Paris,2008 p 43
-  [2] **Jaganath at English Wikipedia** [GFDL (<http://creativecommons.org/licenses/by-sa/3.0/>)], via Wikimedia Commons]
-  [3] **Ministère de l'Environnement, de l'Énergie et de la Mer**, DOMAINE DE VOL ET SURVITESSE, www.developpement-durable.gouv.fr
-  [4] **Sarah BENBABA**, “ analyse de stabilité globale pour un écoulement transsonique soumis au phénomène de tremblement de voilure » thèse de doctorat de l'école polytechnique, Spécialité : Mécanique des fluides 2011
-  [5] **ION PARASCHIVOIU**, aérodynamique subsonique ,1998, p229
-  [6] **S. Candel** "mécanique des fluides" code 042585 ISBN 2-10-002585-6
-  [7] <http://www.chez.com/aerodynamique> R.GOUGNOT 2002©
-  [8] **Chekired Omar** "Etude d'un écoulement transsonique autour de profils " Université de MENTOURI - Constantine, Département De Physique, 2003.
-  [9] **ABDOU AMEL** "étude numérique d'une couche limite turbulente autour d'un profil bidimensionnel " Université de MENTOURI - Constantine, Département De Physique, 2011.
-  [10] **Harris, C.D.:** Two-dimensional aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil. In the Langley 8-foot transonic pressure tunnel. NASA Technical Memorandum 81927 (1981)
-  [11] **Raymond E. Mineck and Peter M. Hartwich** “Effect of Full-Chord Porosity on Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil” NASA Technical Paper 3591
-  [12] **Guillaume FILLOLA** “étude expérimentale et simulation numérique d'écoulements autour des surfaces mobiles de voilure” thèse de doctorat à l'école Nationale de l'Aéronautique et de l'Espace 2006

- [13] **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
- [14] **Xudong Ren, Zijie Zhao, Chao Gao, Juntao Xiong, Feng Liu, and Shijun Luo** « Investigation of NACA 0012 Airfoil Periodic Flows in a Transonic Wind Tunnel » AIAA 2013-0791
- [15] **J. Dandois, P. Molton, A. Lepage, A. Geeraert, V. Brunet, J.-B. Dor .E. Coustols** (Onera) «Buffet characterization and Control for Turbulent Wings»
- [16] **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 oneRA: the example of the Transonic Buffet» December 2016
- [17] **Novel Kumar Sahu P, Mr.Shadab Imam P** « A Review on Transonic Flow over an Airfoil» JISET - International Journal of Innovative Science, Engineering & Technology, Vol. 2 Issue 5, May 2015. www.ijiset.com ISSN 2348 – 7968
- [18] **NOUALI Nassira** "Calcul des couches limites et des caractéristiques aérodynamiques d'un profil d'aile" Université De HOUARI BOUMEDIENE, Spécialité: M.D.F. 1990
- [19] **Bessanane Nabil** " Simulation numérique de la combustion turbulente dans des géométries complexes " Université De EL-HADJ LAKHDAR-BATNA-, Faculté Des sciences De L'ingénieur, Département De Mécanique, Janvier 2008.
- [20] **Ahmed EZZARFI, Bouselham 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 Equipe : Energétique-Mécanique des fluides et Matériaux
- [21] **A. Barthet**, «amélioration de la prévision des coefficient aérodynamiques autour d'un configuration portantes pat la méthodes adjointe,» .thèse de doctorat IMFT Toulouse ,Mai 2006.
- [22] **DJOUIMAA Siham** " Simulation de l'écoulement transsonique turbulent autour d'une aube de turbine" Université De BATNA. Option : Energétique 2007
- [23] **BEKKA Nadir** «simulation numérique d'un écoulement turbulent autour d'une paroi courbée : comparaison des modèles de turbulence» thèse de Doctorat En-Science en Génie Mécanique, option : Energétique, université MENTOURI-CONSTANTINE 2009

-  [24] **LERIDI NADIA**, contrôle de l'onde de choc sur un profil dans un écoulement transsonique, magister en physique, université MENTOURI - CONSTANTINE 2009
-  [25] **G. BARBUT , M. BRAZA, A. SEVRAIN, Y. HOARAU, J. VOS**, « Prédiction du tremblement transsonique autour d'une aile avec aileron par modélisation de la turbulence hybride et statistique » 19^{ème} Congrès Français de Mécanique -Marseille, 24-28 août 2009
-  [26] **SUPARAT CHANRITH** “numerical simulations of transonic wingtip” master of science in aerospace engineering, the Faculty of the Graduate School of The University of Texas
-  [27] **Dr. Alain Drotz, Marc A. Habisreutinger** "Mécanique des fluides compressibles" Laboratoire d'ingénierie numérique, Ecole Polytechnique Fédérale de lausanne, STI-SE-LIN, Station 9, CH-1015 Lausanne.
-  [28] **A.Kourta**. “prédiction du tremblement en écoulement transonique ”, Elsevier, septembre, 2005.
-  [29] **Novel Kumar Sahu, Mr. Shadab Imam**. "Analysis of Transonic Flow over an Airfoil NACA0012 using CFD". Issue 4, April 2015
-  [30] **A. BOUREHLA, C. HAFIEN, T. LILI** « Simulation numérique de l'interaction fluide structure d'un profil d'aile équipé de volets élastiques » 2015
-  [31] **Muhammad Rizwanur Rahman, Mohammad Itmam Labib, Abul Bashar Mohammad Toufique Hasan, Mohammad Saddam Hossain Joy, Toshiaki Setoguchi, Heuy Dong Kim** « Control of Transonic Shock Wave Oscillation over a Supercritical Airfoil” 2015
-  [32] **Mojtaba Dehghan Manshadi· Ramin Rabani** “Numerical evaluation of passive control of shock wave/boundary layer interaction on NACA0012 airfoil using jagged wall” 2016 DOI [10.1007/s10409-016-0586-y](https://doi.org/10.1007/s10409-016-0586-y)
-  [33] **Chedhli Hafien, Adnen Bourehla and Mounir Bouzaiane** “gain in lift and stabilization of the airfoil wake at very-low reynolds number via a trailing edge flexible-flap” September 2016
-  [34] **Berchiche Sabrina, Hamza Abderrahmane**, « Analyse des caractéristiques aérodynamiques des profils supercritiques » Master Aéronautique, Université Saad Dahleb –Blida, Institut d’Aéronautique et des Etudes Spatiales 2017
-  [35] **Sébastien Prothin**, “ Interaction entre un tourbillon et une couche limite. Application au contrôle d’écoulement” Thèse de doctorat Spécialité : Dynamique des fluides et transferts à l’institut de Recherche de l’école Navale – EA3634, Lanvéoc Poulmic 2010

-  [36] **David Alfano**, « Simulation numérique du tremblement transsonique et optimisation de formes » Thèse de doctorat Spécialité : Mécanique à l'école nationale supérieure d'arts et métiers 2007
-  [37] **Quentin RENDU**, « Modélisation des écoulements transsoniques décollés pour l'étude des interactions fluide-structure » thèse de doctorat de l'université de LYON opérée au sein de l'Université Claude Bernard Lyon 1 Spécialité: Mécanique des Fluides 2016
-  [38] **Rémi BOURGUET**, « Analyse physique et modélisation d'écoulements turbulents instationnaires compressibles autour de surfaces portantes par approches statistiques haute-fidélité et de dimension réduite dans le contexte de l'interaction fluide-structure » thèse doctorat de l'université de Toulouse Délivré par l'Institut National Polytechnique de Toulouse Spécialité : Dynamique des Fluides 2008
-  [39] **D. Guézengar, J. Francescatto, H. Guillard, J.-P. Dussauge**, "Variations on a k - ϵ turbulence model for supersonic boundary layer computations", Eur. J. Mech. B/Fluids 18 (1999) 713–738.
-  [40] **Sarkar S., Erlebacher G., Hussaini M.Y., Kreiss H.O.**, The analysis and modeling of dilatational terms in compressible turbulence, NASA Contractor Report 181959, ICASE Report 89-79, 1989.
-  [41] **Sarkar S.**, The stabilizing effect of compressibility in turbulent shear flow, J. Fluid Mech. 282 (1995) 163–186.
-  [42] **ANSYS-FLUENT 12.0** "Tutorial Fluent «Modeling Turbulence, Chapter 12". ANSYS, inc. 2009.
-  [43] **B.E. Launder and D.B. Spalding**. The numerical computation of turbulent flows. Comp. Method in applied Mech. and Eng., 3:269–289, 1974
-  [44] **FLUENT 12.0: Theory Guide**. ANSYS, inc, 2009
-  [45] **M. Heniche, P. A. Tanguy** «A New Element-by-Element Method for Trajectory Calculations with Tetrahedral Finite Element Meshes". International Journal for Numerical Methods in Engineering, 67(9), pp. 1290-1317, 2006.
-  [47] **S.V. Patankar** "Numerical heat transfer and fluid flow". Hemisphere publishing corporation, États-Unis d'Amérique, 1980.
-  [48] **R. Courant, E. Isaacson et M. Reeves** "On the Solution of Non-Linear Hyperbolic Differential Equations by Finite Differences". Comm. Pure and App. Math. Vol. 5, pp. 243-255, 1952.

-  [49] **W. J. Coirier et B. Van Leer** "Numerical Flux Formula for the Euler and Navier-Stokes Equations". II. Progress in Flux Vector Splitting. AIAA Paper 91-1566, 1991
-  [50] **A. Harten** "High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation Laws". Journal of Comp. Phys. Vol. 49, pp. 357-393, 1983.
-  [51] **B. Engquist et S. Osher** "Stable and Entropy Satisfying Approximation for Transonic Flow Calculations". Journal of App. Math. And Comp. Vol. 34, pp. 45-74, 1980

Introduction Générale

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 aérodynamique¹ 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 axiales : une diminution à la fois des rejets chimiques dans l'atmosphère (intérêt écologique) une réduction du cout (intérêt économique), mais aussi l'amélioration du confort (réduction des nuisances sonores), 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 (profile cambré symétrique et asymétrique, mince ou épais) par le billé de code de calcul de plus en plus performant tel que : FLUENT, XFOIL, ANSYS, STARCCM+ etc.,

En phase de vol d'avion, l'écoulement autour d fuselage et des ailes est transsonique, où les écoulements transsoniques se produisent lorsqu'il y a un écoulement local sous-état supersonique mixte dans le même champ d'écoulement (typiquement avec des nombres de Mach de flux libre de $Ma = 0,6$ à $Ma = 1,2$).



Figure 1 avion passe le mur de son

¹ Voir l'Annexe A

Dans ce régime de vol transsonique, une augmentation spectaculaire de la traînée se produit lorsque le nombre de Mach de divergence de traînée est atteint. La description la plus courante d'un écoulement transsonique est la présence d'une "bulle" supersonique totalement insérée dans un écoulement subsonique. La bulle supersonique terminée par une onde de choc produit une traînée d'onde. Peu après l'apparition d'une onde de choc, la traînée augmente rapidement avec un nombre de Mach croissant en flux libre, entraînant une augmentation destructive de la traînée. Par conséquent, le contrôle des ondes de choc et la diminution de leurs effets négatifs, notamment l'augmentation de la traînée, la séparation des écoulements, l'instabilité et les fluctuations irrégulières, sont très importants, implique des dispositifs passifs ou actifs pour effectuer un changement bénéfique dans les flux muraux ou à cisaillement libre, que ce soit pour retarder / avancer la transition, supprimer / améliorer la turbulence ou empêcher / provoquer la séparation, augmentation du mélange et suppression du bruit induit par le flux.

Cadre de l'étude :

Ce travail s'inscrit dans le cadre d'une étude d'un phénomène se déclarant lors d'un écoulement transsonique autour d'une aile à profil symétrique : le décrochage aérodynamique, et cela passe par une approche phénoménologique suivie d'un récapitulatif des travaux antérieurs réalisés sur le sujet, puis une approche théorique, suivie d'une expérience numérique dans un code de calcul CFD à volumes finis, en vue d'une meilleure compréhension, et une mise en évidence des différents paramètres régissant cet écoulement (vitesse, pression, couche limite, zone de décollement ...) Ainsi que les caractéristiques aérodynamiques, pour différentes configurations (variation de l'angle d'attaque, du nombre de Mach, et de la géométrie ...)

Plan de travail :

En plus de l'introduction générale, notre travail est exposé de quatre chapitres suivi à une conclusion générale.

Le premier chapitre est consacré à une étude bibliographique afin de passer en revue les différents travaux antérieurs réalisés dans le domaine des écoulements autour d'obstacles solides.

Le second chapitre est consacré au positionnement de notre problématique d'étude, il s'agit donc de l'établissement des équations de Navier Stokes moyennées à base de la décomposition de Reynolds. Ces équations seront complétées par les conditions initiales et aux limites appropriées au problème.

Dans le chapitre trois nous avons passé en revue la méthode des volumes finis utilisée pour la résolution numérique de notre problématique.

Les résultats sont présentés dans le chapitre quatre avec les différentes discussions.

Enfin le travail est achevé par une conclusion générale faisant apparaître l'intérêt du sujet et les perspectives recommandées.

Chapitre

I

Présentation Générale De La Problématique Et Synthèse Bibliographique

«Speed is the only reason for flying»

Clyde V. Cessna

Aperçu

1	Introduction.....	04
2	Description d'écoulement transsonique autour d'aile.....	05
3	Physique de la couche limite.....	08
4	Interaction couche limite/onde de choc	09
5	Contrôle de l'écoulement.....	10
6	Etat de l'art.....	15

Le contenu de ce chapitre regroupe des généralités sur la phénomène de décrochage et une description d'écoulements transsoniques autour d'un profil d'aile, Ainsi qu'une brève présentation de la physique de la couche limite, puis on présente l'interaction entre la couche limite et l'onde de choc .Finalement, on expose aussi le contrôle pariétal passif de l'écoulement.

I.1. Introduction :

Pour des angles d'incidence (AoA), l'écoulement reste attaché sur l'aile. Par contre, pour des angles plus élevés, la viscosité de l'air entraîne le décollement de la couche limite côté extrados et l'apparition d'une zone de recirculation côté extrados, c'est à-dire un écoulement localement contraire au sens de l'écoulement incident (figure I.1). Cet écoulement engendre une surpression de côté extrados et par conséquent une perte de portance : c'est le décrochage de l'aile. [1]

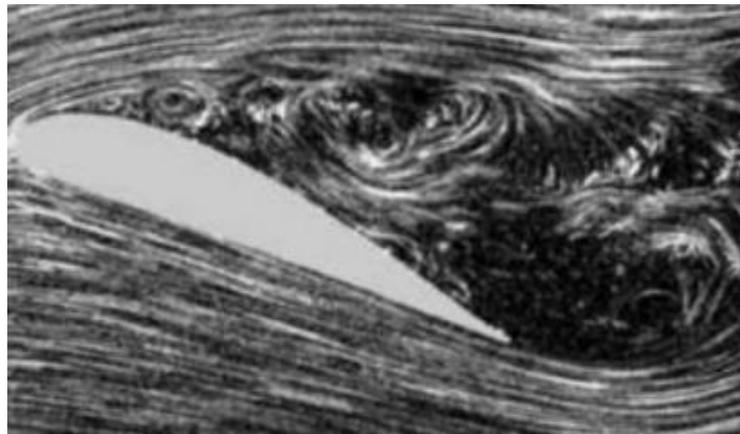


Figure I.1 : Écoulement attaché et décollé [2]

- ❖ **Décrochage basse vitesse** : phénomène connu conséquence d'une incidence trop élevée amenant le profil et l'écoulement à se séparer.
- ❖ **Décrochage haute vitesse** : finalement dans le principe très proche mais dans l'analyse et la perception beaucoup plus complexe car moins « naturel ». Cette notion est totalement inappropriée à l'aérodynamique et au comportement de nos avions modernes. Il convient de parler de **tremblements transsoniques**¹ ou plus communément « buffeting » haute vitesse. [3]

¹ Le phénomène de tremblement peut être défini comme la réponse d'une structure à une excitation aérodynamique due à un décollement. Pour un profil d'aile d'avion, un mouvement périodique auto-entretenu par l'onde de choc peut prendre naissance sous certaines conditions précise d'angle d'attaque et de nombre de Mach. [4]

I.2. Description d'écoulement transsonique autour d'aile :

I.2.1. Classification des écoulements :

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 0.7 à 1.2) créant des ondes de choc au niveau de l'aile. [5]

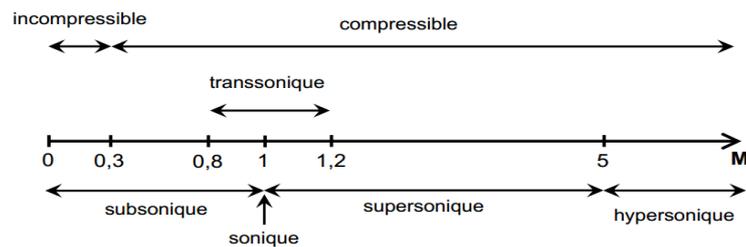


Figure I.2 Différents régimes d'écoulement

I.2.2. Structure de l'écoulement transsonique autour d'un profil :

Les écoulements transsoniques autour d'un profil sont caractérisés par une combinaison mixte de régions subsonique et supersonique qui sont régies par des équations différentielles aux dérivées partielles de type elliptique et hyperbolique respectivement (Figure I.3). 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.

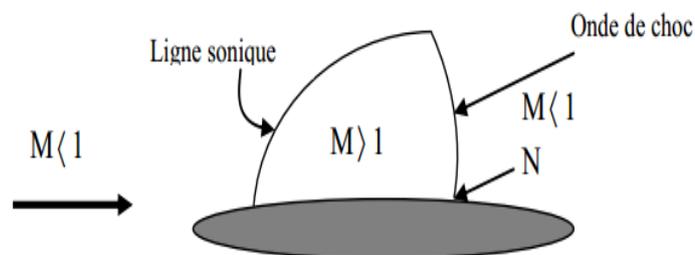


Figure I.3 Ecoulement transsonique autour d'un profil

L'évolution de l'écoulement autour d'un profil en fonction du nombre de Mach à l'infini, est représenté dans la (Figure I.3). Lorsque le nombre de Mach de l'écoulement infini amont croît en s'approchant à l'écoulement, aux approches du transsonique, divers phénomènes apparaissent dits : Phénomènes de compressibilité.

Lorsque la vitesse sonique est atteinte, au niveau de l'épaisseur maximale du profil, le nombre de Mach prend une valeur dite critique. Cette dernière est très variable et dépend de la forme du profil et de l'angle d'incidence [6].

Pour un nombre de Mach légèrement supérieur au Mach critique, apparaît une zone supersonique coiffant le point, N, de dépression maximum (Figure I.4). Cette zone est limitée par une ligne sonique.

Lorsque le Mach augmente, la zone supersonique devient de plus en plus importante et à une certaine valeur du nombre de Mach naît une onde de choc droite délimite cette zone à son aval.

A mesure que le Mach infini augmente, la ligne sonique se rapproche du bord d'attaque et l'onde de choc recule vers le bord de fuite (Figure I.4-c, d et e). Dès que le Mach infini dépasse l'unité, une onde de choc apparaît à l'avant du bord d'attaque (Figure I.4-f-)

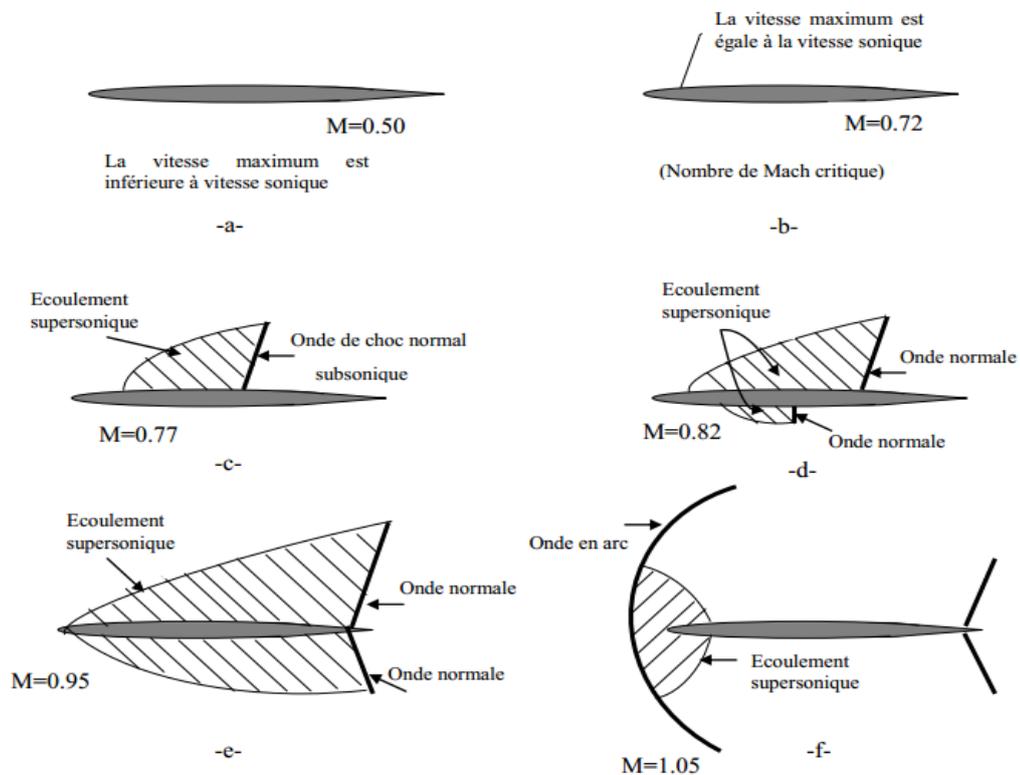


Figure I.4 Ecoulement transsonique autour d'un profil en différents nombre de Mach

I.2.3. Les ondes de choc :

De nombreuses expériences montrent que les caractéristiques physiques des fluides compressibles lors des écoulements à grande vitesse peuvent subir des variations brusques sur des distances très faibles. Les équations connues des écoulements restent valables tant que les fonctions inconnues restent continues. Cependant il est nécessaire d'envisager l'apparition des discontinuités dans le champ des vitesses du fluide. On dit alors que le fluide subit un choc en ce point lorsque la vitesse est discontinue ; en tel point, la densité, la pression et la température sont aussi discontinues.

Le lieu géométrique de ces points en lesquels se produit ce phénomène forme une surface que l'on appelle onde de choc. Les exemples connus de ce type de comportement sont les ondes de détonation accompagnant les explosions et le « bang » produit par un avion en vol supersonique.

L'observation par strioscopie ou par la méthode des ombres de l'écoulement dans une tuyère ou autour de projectiles à grande vitesse met en évidence des variations rapides de l'indice de réfraction du milieu à travers des fronts d'épaisseur très faible. Les changements de densité, de vitesse, de pression et de température correspondants s'effectuent sur une distance extrêmement courte, de telle sorte que l'onde de choc apparaît comme une discontinuité séparant des écoulements amont et aval continus. [6]

Dans beaucoup de situations pratiques, on s'intéresse principalement aux changements des propriétés de l'écoulement. La structure détaillée de l'onde de choc peut alors être ignorée. Le choc est considéré comme une discontinuité et il suffit d'analyser les relations qui existent entre les propriétés de l'écoulement en amont et en aval de cette discontinuité. Comme l'épaisseur du choc est de l'ordre de quelques libres parcours moyens, l'étude de sa structure fine ne peut être effectuée en utilisant le concept de milieu continu. Il faut alors utiliser une approche statistique. [6]

Il existe nombreuses variétés d'ondes de choc. Les ondes de choc peuvent être perpendiculaires à l'écoulement, on dit alors qu'il s'agit d'ondes de choc droites ou normales. Elles peuvent être inclinées par rapport à l'écoulement et il s'agit alors d'ondes de choc oblique [7]

Tout contrôle de cette onde de choc, entraînerait une diminution de la traînée d'onde induite et par conséquent réduira la consommation énergétique.

Toute technique de contrôle passe obligatoirement par la localisation de la position de l'onde de choc sur le profil qu'elle dépend des caractéristiques géométriques et aérodynamiques [8]

I.3. Physique de la couche limite :

Lorsqu'un fluide s'écoule autour d'une aile d'avion, une couche limite se développe sur l'extrados et l'intrados de l'aile. Près du bord d'attaque, la couche limite est laminaire ; l'écoulement s'effectue de façon régulière et donnant l'apparence de « lamelle » de fluide glissant les unes sur les autres. Plus en aval, dans une région dite de transition, l'écoulement devient irrégulier, chaotique et la couche limite perd son état laminaire pour devenir complètement turbulente. Au bord de fuite, les couches limites de l'extrados et l'intrados fusionnent pour former le sillage, (figure I-5). [10]

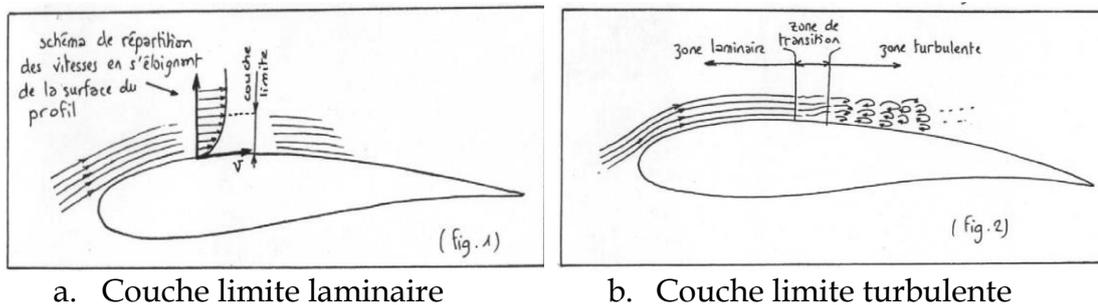


Figure I.5 schéma de répartition de vitesse en s'éloignant de la surface du profil

I.3.1 : Physique du décollement :

Dans le cas d'un écoulement autour d'un profil, les particules sont soumises à un mouvement du aux forces d'inertie et sont ralenties par les forces de viscosité (frottement pariétal). Le gradient de pression dicté par la zone fluide parfait de l'écoulement peut exercer une action favorable ou défavorable. Dans le cas d'un gradient de pression de sens contraire à celui de l'advection, l'advection peut être compensée par les forces de viscosité et de pression. Lorsque cela se produit, la couche limite s'écarte de la paroi du profil, il y a décollement de la couche limite. Cet équilibre entre les différentes actions se traduit par l'équation de la quantité de mouvement dans chaque direction :

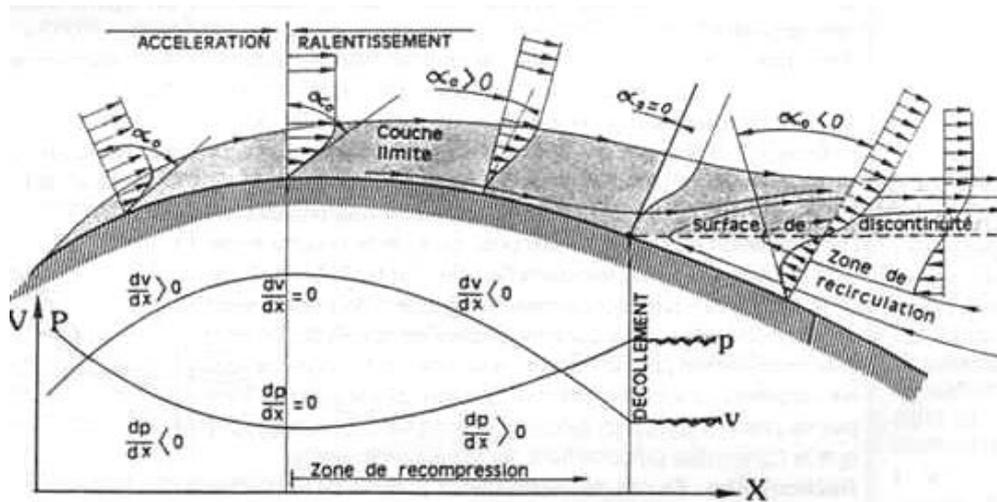


Figure I.6 Evolution du gradient de vitesse lors du décollement sur un profil

I.3.2 Interaction choc / couche limite :

Les écoulements transsoniques et supersoniques sont caractérisés en général par la présence d'ondes de choc, provoquées typiquement par un changement de pente d'une paroi pour un écoulement externe et par la présence d'une contre-pression aval obligeant l'écoulement à redevenir subsonique dans le cas d'un écoulement interne. Quand ces ondes de choc entrent en contact avec des surfaces sur lesquelles se développe une couche limite, il se produit un phénomène complexe d'interaction qui s'accompagne, si le choc est suffisamment intense, de la formation d'un décollement. La théorie dite de l'interaction libre permet d'établir un critère de décollement utilisable pour prédire les risques de décollement lors d'une interaction onde de choc /couche limite. A l'heure actuelle, les techniques de simulation numérique des écoulements compressibles permettent de décrire assez correctement de tels phénomènes d'interaction sous réserve d'utiliser des méthodes de discrétisation suffisamment précises et des maillages suffisamment fins ; cependant la modélisation correcte de la turbulence dans de telles interactions reste problématique : en particulier la prédiction correcte du décollement d'une couche limite sous l'impact d'une onde de choc et de son éventuel recollement demeure difficile.

Nous considérons la situation qui se produit sur un profil d'aile en régime transsonique. L'écoulement qui contourne le profil côté extrados subit une forte accélération et des vitesses localement supersoniques peuvent être atteintes. Le retour en subsonique s'effectue en général de façon irréversible par l'intermédiaire d'une onde de

choc quasi-normale qui ferme la "poche" d'écoulement supersonique. L'interaction entre cette onde de choc et la couche limite turbulente qui se développe sur le profil peut conduire à un décollement en pied de choc si celui-ci est suffisamment intense ou plus en aval dans la zone de ré-compression localisée au voisinage du bord de fuite.

Cette interaction conduit à une diminution de la portance et à une augmentation de la traînée ; dans certaines configurations d'écoulement, cette interaction peut se déstabiliser pour donner naissance au phénomène de tremblement. Le tremblement se caractérise par un mouvement périodique qui affecte l'ensemble du champ aérodynamique et qui est marqué par des déplacements de grande amplitude de l'onde de choc située à l'extrados du profil. Le tremblement limite la vitesse de croisière d'un avion, dégrade sa manœuvrabilité et accélère la fatigue de ses structures. En pratique, la frontière de tremblement limite l'enveloppe de vol des avions civils. La prévision de l'incidence de tremblement est donc un problème fondamental dans la définition des ailes d'un avion et des techniques de contrôle sont étudiées pour pouvoir repousser la limite de tremblement vers des incidences plus élevées.

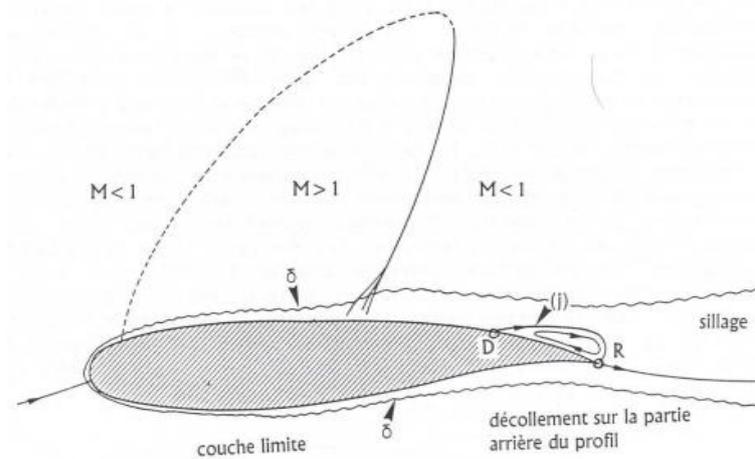


Figure I.7 Interaction choc / couche limite sur un profil transsonique.

I.4. Contrôle de l'écoulement :

Le contrôle des écoulements suscite de nombreux intérêts car il répond à des exigences industrielles : amélioration de la sécurité des vols, de la manœuvrabilité, augmentation du rayon d'action, réduction de la consommation de carburant. Les enjeux sont donc considérables et ces objectifs industriels peuvent se traduire en objectifs d'aérodynamicien : augmentation de portance, réduction de traînée (de pression ou de

frottement), recul de l'incidence de décrochage. Ces améliorations ne peuvent généralement pas toutes être acquises en même temps. Toute la difficulté du contrôle est alors de choisir le bon compromis et d'optimiser les performances de l'écoulement. Une couche limite laminaire, par exemple, induit une trainée de frottement plus faible qu'une couche limite turbulente. Cependant, cette dernière résiste mieux aux décollements. Ainsi, dans une configuration de couche limite laminaire décollée, la trainée de pression visqueuse est beaucoup plus importante que si la couche limite turbulente, dans la même configuration, était restée collée.

On a deux types de contrôle d'écoulement :

➤ **Un contrôle actif**

Dans le cas du contrôle actif, le dispositif nécessite un apport extérieur d'énergie. Il peut s'agir d'une énergie :

- ❖ *Pneumatique* : soufflage, aspiration, jets pulsés, jets synthétiques,
- ❖ *Mécanique* : parois mobiles, volets, becs,
- ❖ *Electrique* : plasma froid (effet couronne)

Le contrôle actif est lui-même subdivisé en deux catégories. Le contrôle prédéterminé qui s'effectue sans regard sur l'état de l'écoulement et le contrôle réactif qui permet d'agir en fonction de l'état de l'écoulement.

➤ **Un contrôle passif**

Ce type de contrôle présente l'avantage de ne pas nécessiter d'apport d'énergie extérieure, ce qui est intéressant du point de vue des applications industrielles, bien que ce type d'actionneurs soit généralement intrusif et perturbe l'écoulement. L'idée est donc dans ce cas, moins la perturbation mais la manipulation de l'écoulement à des fins de contrôle. Le paragraphe suivant présente une revue des différents types d'actionneurs passifs de contrôle du décollement.

I.4.1. Les différents types d'actionneurs passifs :

I.4.1.1. Les volets hypersustentateurs :

Ils permettent de voler à basse vitesse pour les besoins de l'atterrissage et du décollage. Pour maintenir la portance constante, la diminution de vitesse est compensée par une augmentation de la surface alaire et/ou d'une augmentation de la courbure (modification de C_x et C_z).



Figure I.8 Les dispositifs hypersustentateurs

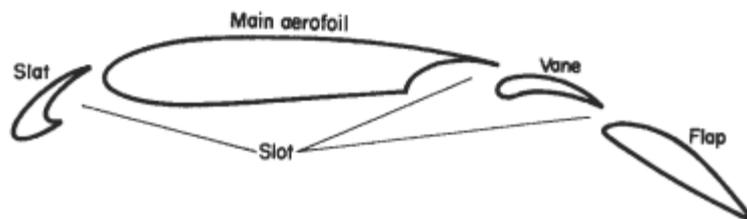


Figure I.9 Esquisse schématique d'un profil à quatre-éléments

a. Les volets hypersustentateurs de bord d'attaque :

Les becs de bords d'attaque augmentent la portance en modifiant la cambrure de l'aile et parfois sa surface.

❖ Les effets des becs de bord d'attaque sont :

- ✓ Augmentation plus ou moins importante la portance (selon le type de becs),
- ✓ Augmentation de la traînée, Cela entraîne une réduction de la vitesse de décrochage.

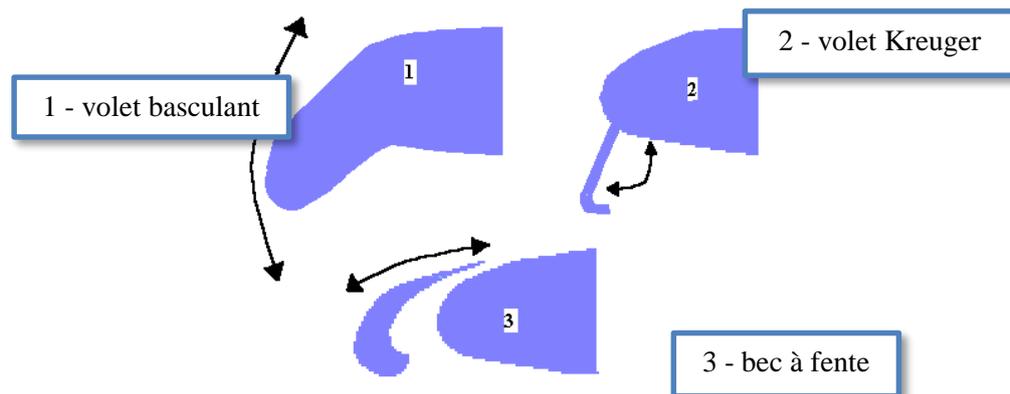


Figure I.10 Divers types de volet et bec (sur bord d'attaque)

b. Les volets hypersustentateurs de bord de fuite :

Les volets de bord de fuite augmentent la portance en modifiant la cambrure de l'aile et parfois aussi sa surface.

Avec les volets de bord de fuite, le pilote peut augmenter plus ou moins la portance en agissant sur les différents angles ou crans de réglage.

- ✓ **Volet simple à courbure ordinaire** : ce volet pivote vers le bas, il augmente la cambrure et la portance mais ce profil est surtout utilisé pour les petits avions
- ✓ **Volet Fowler** : Ce volet a un mouvement de translation et de rotation, il augmente la surface de l'aile et la cambrure.
- ✓ **Volet Fowler à fentes multiples** : Ce volet utilise le même principe de fonctionnement que le volet Fowler simple sauf qu'il est composé de plusieurs parties. Il augmente la surface de l'aile et la cambrure

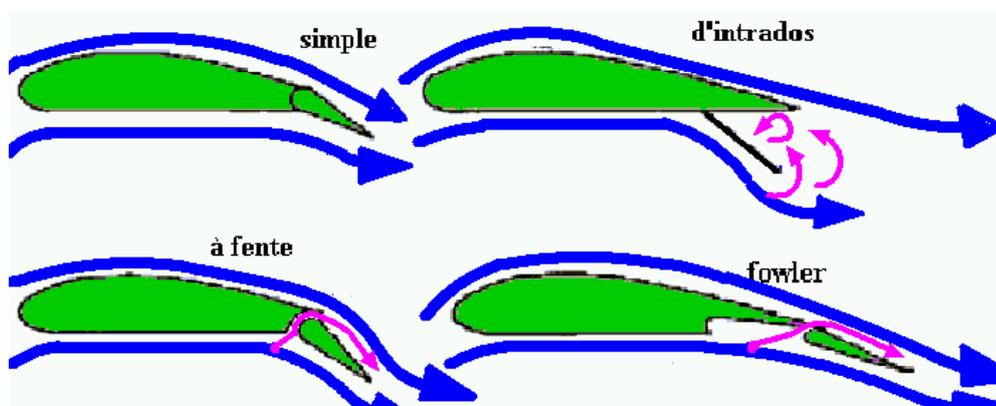


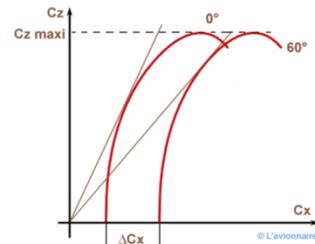
Figure I.11 Divers types de volet sur bord de fuite

I.4.1.2. Les aérofreins :

Les aérofreins sont des panneaux encastrés dans la voilure ou le fuselage dont la sortie dans l'écoulement de l'air permet d'augmenter la traînée.



Sur planeur minimoa

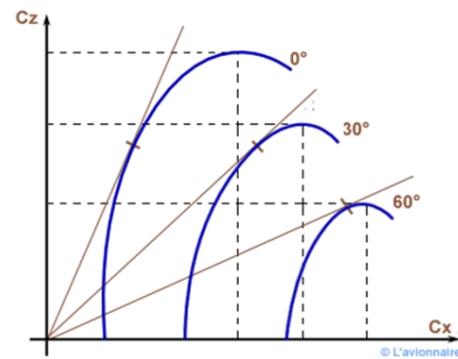


Influence des aérofreins sur la polaire

Figure I.12 Les aérofreins sur l'aile d'avion et leur influence sur les caractéristiques aérodynamiques

I.4.1.3. Les spoilers :

Les spoilers sont des panneaux d'extrados dont le braquage peut être symétrique (fonction aérofrein) ou dissymétrique (fonction gauchissement c'est à dire réduction de la portance sur l'aile intérieure au virage).



Influence des spoilers sur la polaire

Figure I.13 Les spoilers sur l'aile d'avion et leur influence sur les caractéristiques aérodynamiques

Il existe aussi des dispositifs plus complexes destinés, soit à provoquer les transitions ou retarder les décollements de la couche limite comme **les générateurs de vortex** (Figure I.14), soit à réduire la traînée de frottement des couches limites turbulentes comme les « **ribles** » et les systèmes « **Large Eddy Break Up** » (LEBU) (Figure I.14)

- Les ribles sont des surfaces striées dans le sens de l'écoulement, qui orientent la couche limite turbulente dans une direction longitudinale afin de réduire le cisaillement transversal.

- Les systèmes LEBU sont des dispositifs destinés à casser les grandes structures de la couche limite turbulente. Ces deux systèmes permettent d'obtenir des réductions de traînée de 7 à 8%.

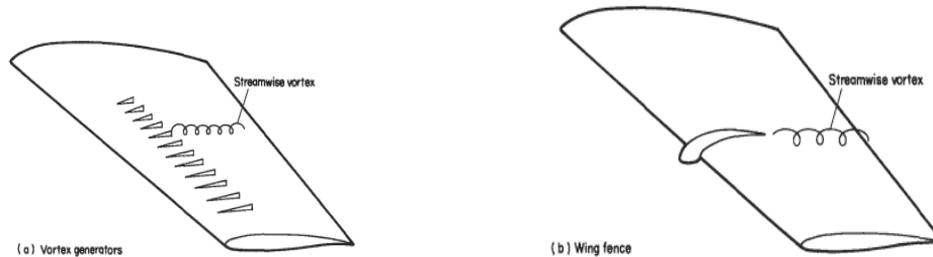


Figure I.14 Générateurs de vortex installés sur un Gloser Javeline FAW.8 (XH992)

I.5. État de l'art :

I.5.1 Les études expérimentales :

Les études expérimentales ont pour objectif de constituer une base de données permettant de valider les méthodes de simulation numériques stationnaires et instationnaires. Plusieurs expériences ont été menées sur des profils différents (lentille convexe, profil supercritique...).

Plusieurs méthodes de mesures ont été déployées dans ces campagnes d'essais, comme les visualisations pariétales, visualisations par strioscopie, les mesures pariétales de pression et les mesures par vélocimétrie laser à franges.

1. Les résultats expérimentaux menés par **Harris** [10] (1981), indiquent 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 ($M_\infty > M_{dd}$), l'écoulement transsonique devient très intense et le coefficient de traînée augmente rapidement.

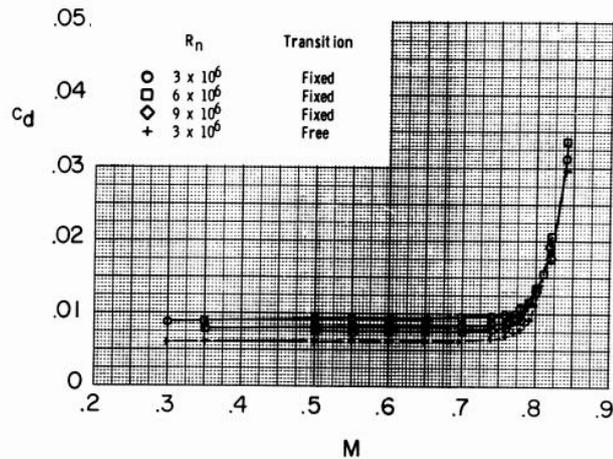


Figure I.15 variation de coefficient de trainée en fonction de nombre de Mach

2. **Raymond E. Mineck** et al. [11] (1996), une étude en soufflerie a été menée sur un modèle à surface portante à deux dimensions d'une section aérodynamique NACA 0012 avec une surface supérieure solide conventionnelle et une surface supérieure poreuse. L'objectif de l'étude était d'étudier les effets de la porosité sur les caractéristiques aérodynamiques et d'évaluer la capacité de la porosité à fournir une conception multipoint ou auto-adaptative. Les essais ont été effectués dans le tunnel sous pression transsonique de 8 pieds de Langley sur un nombre de Mach compris entre 0,50 et 0,82, à des nombres de Reynolds de 2×10^6 , 4×10^6 et 6×10^6 à 6° . La surface poreuse s'étend nominalement sur toute la surface supérieure. Lorsque comparé à la surface portante solide, les conclusions de cette enquête sont :

- ✓ Dans des conditions sous-critiques, la porosité a tendance à aplatir la distribution de pression, ce qui réduit le pic d'aspiration près du bord d'attaque et augmente l'aspiration sur la partie médiane de la corde.
- ✓ Le coefficient de pression dans la cavité est assez constant avec une très faible augmentation sur la partie arrière, ce qui indique que le débit dans la cavité est faible.

3. **G. FILLOLA** (2006) [12], montre la capacité des méthodes CFD basées sur les équations RANS à prédire le comportement d'un avion avec des gouvernes braquées, tout d'abord il visait à caractériser le comportement des ailerons et des spoilers en bidimensionnel au travers d'un volet expérimental et d'un volet numérique, puis consistait à mettre en place un processus industriel capable de traiter des configurations tridimensionnelles du type fuselage/voilure avec gouvernes braquées. Dans un premier

temps, une campagne d'essai en soufflerie a été menée dans la soufflerie transsonique T2 du CERT-ONERA autour d'une maquette d'essai bidimensionnelle, représentant un profil OAT15A équipé d'un aileron ou d'un spoiler sur toute l'envergure. Les principaux phénomènes aérodynamiques mis en jeu par un braquage de gouverne ont ainsi été étudiés. Cette campagne d'essais nous a fourni une base de données importante, comprenant un balayage du domaine de vol (le nombre de Mach varie entre 0.3 et 0.76 et la gamme incidence va jusqu'au décrochage), et plusieurs braquages de spoiler et d'aileron. La seconde phase de cette étude consistait à reproduire numériquement certains résultats d'essais. Le profil équipé de gouvernes a été simulé, en présence des parois haute, basse et latérale de la soufflerie.

4. **B. Xavier** (2008) [13] 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.

5. **Xudong Ren** et al. [14] (2013), un modèle de profil aérodynamique NACA 0012 est testé dans une soufflerie transsonique avec des transitions de couche limite libres et fixes à un nombre de Mach libre de 0,35 à 0,89, et un nombre de Reynolds d'environ 3×10^6 . La transition fixe est fixée à 5%. La pression statique est mesurée et vérifiée à l'aide d'autres résultats d'essais en soufflerie. Avec la transition fixée, la bidimensionnalité est améliorée en particulier dans les conditions d'écoulement supercritique. Les mesures de pression dynamiques montrent que le buffet commence à différents angles d'attaque avec différents nombres de Mach de flux libre. L'angle d'attaque de l'apparition du buffet est d'environ $AoA_{exp} = 9.0^\circ$ lorsque le nombre de Mach expérimental de flux libre est de $M_{exp} = 0.60$. A cette condition de nombre de Mach inférieur, à un angle d'attaque plus élevé, un pic d'aspiration aigu de pression provoque une poche supersonique avec une onde de choc qui interagit avec la couche limite. Ensuite, le buffet arrive. À l'état supercritique tel que le nombre de Mach de rayon libre $M_{exp} = 0.80$, l'onde de choc est plus forte à petit angle d'attaque. L'angle d'attaque du début du buffet est donc d'environ $AoA_{exp} = 2.0^\circ$ au nombre de Mach du flux libre $M_{exp} = 0.80$. Pour ce profil aérodynamique symétrique NACA 0012, le buffet se produit même à un angle d'attaque

nul dans une bande étroite de nombres de Mach libre d'envergure de 0,88 à 0,89. Dans ces conditions, les ondes de choc sont suffisamment fortes pour induire la séparation du flux à un angle d'attaque nul.



Figure I.16 aile à profil NACA 0012 dans une soufflerie tri-sonique [14]

6. **J. Dandois** et al. (2013) [15], ont 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.

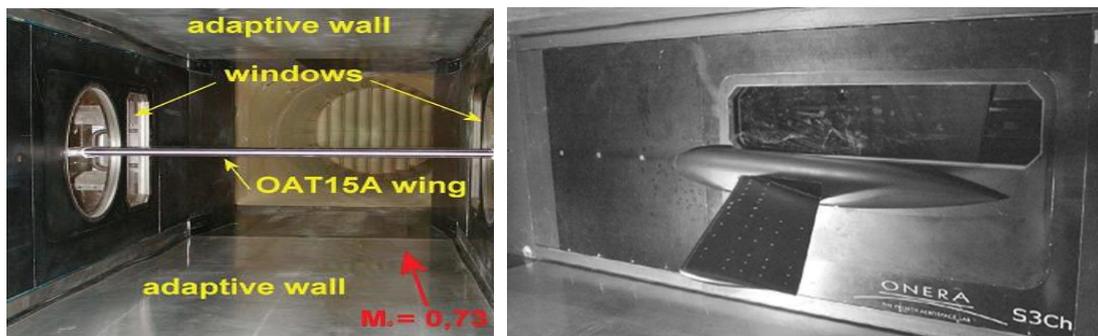


Figure I.17 Aile à profil OAT15A dans une soufflerie transsonique S3Ch [15]

7. **L. Jacquin** et al. [16] (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

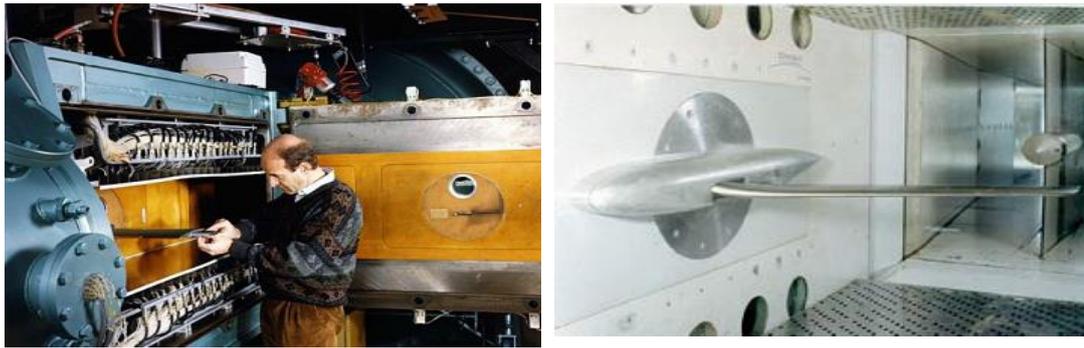


Figure I.18 Essais en soufflerie réalisés par l'ONERA [16]

I.5.2 Les études numériques :

On aborde maintenant une partie des travaux disponible dans la littérature qui est spécifiquement consacrée à la simulation numérique de l'écoulement transsonique qui nécessite la résolution des équations de Navier-Stokes.

Les études numériques permettent d'obtenir une prévision des phénomènes qui interagissent lors d'un écoulement transsonique avec plus ou moins de précision, les schémas numériques à l'ordre deux sont plus recommandés.

La simulation numérique de l'écoulement transsonique autour d'un profil d'aile avec et sans contrôle d'écoulement a été réalisée par plusieurs auteurs comme le mentionné **Novel Kumar Sahu et al** [17] dans son article qui concentre sur la revue exclusive dans le domaine du flux transsonique sur un profil aérodynamique. On propose de citer quelques auteurs :

8. **Nouali Nassira** (1990) [18] a effectué des études sur les écoulements laminaires et turbulents autour d'un profil d'aile où l'analyse 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 par **Bessanane Nabil** [19], donne une bonne concordance.

9. **Chekired Omar** (2003) [20], 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 transformant 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.

10. **Ahmed Ezzarfi** [21] 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.

11. Dans les écoulements non visqueux, **Arnaud Barthet** (2006) [22] considère un profil d'aile bidimensionnelle dans un écoulement transsonique, la composante de traînée est nulle. Ce cas va introduire le calcul de la correction adjointe sur un nombre réduit de coefficients aérodynamique et un écoulement assez simple.

✓ Ce premier cas est le profil RAE2822 à un nombre de Mach de 0.6 et une incidence de 2.5° . Ainsi que le deuxième cas est le profil RAE2822 à un nombre de Mach 0.73 à une incidence 2.5° (régime transsonique). L'auteur rajoute alors un seul coefficient aérodynamique la traînée de choc.

✓ Le comportement de la correction adjointe par rapport à ce nouveau coefficient est éprouvé. Le coefficient de traînée induite peut être introduite à une aile tridimensionnelle dans un écoulement transsonique (aile ONERA M6, $M=0.6$ et une incidence de 3.0°). Enfin l'étude se termine sur les fluides non visqueux par une configuration plus complexe. AS28G est très proche d'une forme industrielle avec un fuselage, aile, un moteur et une nacelle perméable. Les conditions de vol sont : mach=0.8, incidence 2.2° voir (figure 1.19).

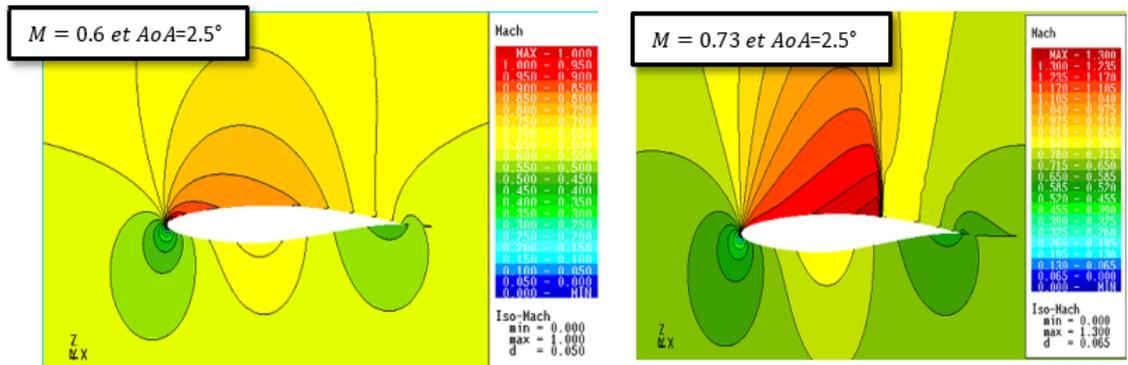


Figure I.19 Iso mach sur une RAE2822 [17]

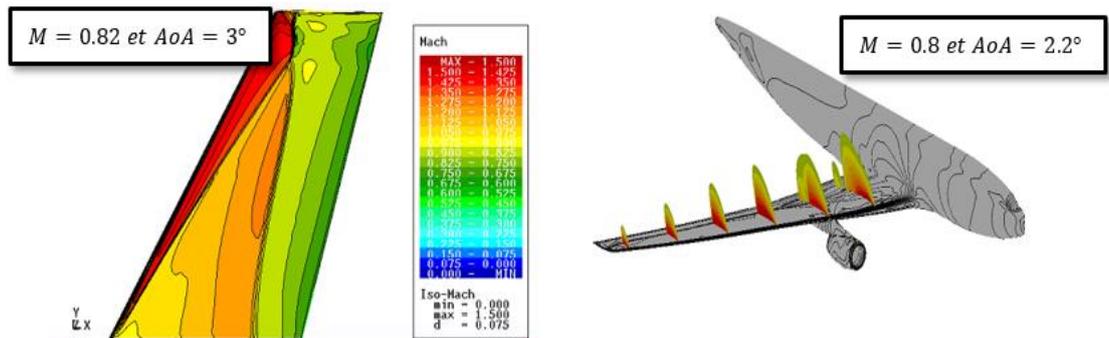


Figure I.20 Iso mach sur une aile ONERA M6 (à gauche) et configuration. As28g (à droite) [16]

12. **Djouimaa Sihem** (2007) [23] a Simulé un écoulement du fluide compressible transsonique entre deux aubes similaires à celles d'une turbine à gaz. Des simulations ont été effectuées sur un maillage quadratique irrégulier dans le cas bidimensionnel et hexaédrique irrégulier dans le cas tridimensionnel avec le Logiciel « FLUENT » qui résout les équations de Navier-Stokes par la méthode des volumes finis. Son travail porte sur l'étude de distribution de pression et de l'étude de la couche limite autour de l'aube.

13. **N. Bekka** (2009) [24], une étude numérique d'écoulements à faible nombre de Reynolds avec effet thermique autour de profils d'ailes MAV (Micro air vehicles) en utilisant différents modèles de turbulence incluant le modèle algébrique de Baldwin-Lomax, le modèle à une équation de Spalart-Allmaras et les modèles à deux équations $k-\omega$ et SST $K-\omega$, est présentée. D'abord, l'effet thermique sur l'efficacité dynamique est étudié pour l'écoulement autour d'une aile rectangulaire MAV, basée sur la section du profil NACA0012, avec un rapport d'aspect $AR = 2$ et un angle d'incident au bord d'attaque de 0° . Ensuite, des détails de l'effet thermique sont limités au profil bidimensionnel NACA0012 avec une longueur de la corde de 3.81 cm. Cette étude montre

qu'une amélioration de l'efficacité aérodynamique (augmentation de portance et réduction de traînée) est obtenue par la génération d'une différence de température entre l'extrados et l'intrados du profil (en refroidissement la surface supérieure et chauffant la surface inférieure). Les résultats numériques obtenus avec différents modèles de turbulence sont en bon accord avec les données expérimentales sauf le modèle $k-\omega$. Les calculs ont été effectués avec le code CFD-FASTRAN en utilisant un schéma d'intégration dans le temps totalement implicite et le schéma d'intégration dans l'espace Up Wind Roe flux différence splitting augmenté par un high Osher-Chakravarthy limiter.

14. **LERIDI NADIA** (2009) [25], une simulation en deux dimensions de contrôle de l'onde de choc sur les profils NACA0009, NACA0012, NACA0014, NACA015, NACA0018 et un profil supercritique 14%, dans un écoulement transsonique d'un fluide parfait non visqueux. D'après les résultats obtenus on remarque que la diminution de l'épaisseur du profil symétrique fait augmenter le nombre de Mach critique, et par contre quand l'épaisseur agrandit, le nombre de Mach critique se réduit.

Tableau I.1 évaluation du nombre de Mach Critique en fonction de l'épaisseur [25]

Type de profil	NACA 0009	NACA0012	NACA 0015	NACA0018
Mach Critique	0.81	0.77	0.74	0.71

On conclue aussi que l'augmentation des différents paramètres (AoA , Epaisseur, Mach) est suivie par un décalage de l'onde de choc vers l'arrière, et que les profils supercritiques (non symétriques) fait reculer l'onde de choc vers l'arrière mieux que les profils de types NACA00t (symétriques).

15. **G. BARBUT et al.**(2009) [26], l'écoulement turbulent autour d'une aile NACA0012 avec aileron à Mach 0.75 et nombre de Reynolds de l'ordre de 3×10^6 est prédit numériquement par la modélisation URANS et DDES

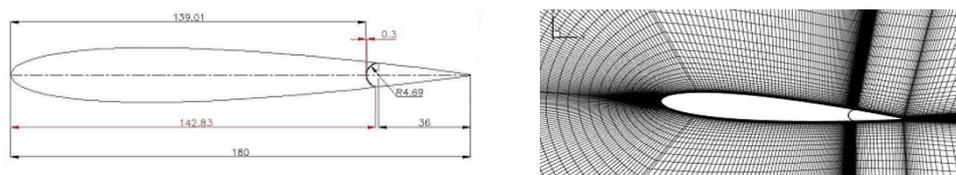


Figure I.21 configuration du cas et maillage [26]

16. **ABDOU AMEL** (2009) [27], une étude numérique d'une couche limite turbulente autour d'un profil bidimensionnel gouverné par les équations de Navier Stocks

moyennées avec le model de turbulence $k - \varepsilon$. Les résultats obtenus par FLUENT ont montré que l'épaisseur de la couche limite turbulente augmente dans le sens de l'écoulement. Ainsi que l'épaisseur de la couche limite turbulente et le coefficient de frottement dépendent très fortement du nombre de Reynolds. Une augmentation de ce dernier a tendance à décroître l'épaisseur de la couche limite turbulente et le coefficient de frottement.

17. **S. CHANRITH** (2013) [28], des simulations numériques sont présentées sur la voilure sur une aile NACA 0012 dans le régime transsonique. Les calculs ont été effectués en deux et en deux dimensions à différentes longueurs de corde et angles d'attaque. Les simulations en trois dimensions ont été réalisées pour une aile et une demi-aile. Des données aérodynamiques telles que les distributions de pression et les coefficients de portance et de traînée ont été obtenus et comparées aux données existantes. Les comparaisons ont montré des divergences dans les régions des interactions entre le choc et la couche limite. Malgré cela, les coefficients globaux de portance et de traînée semblaient bien se comparer aux résultats expérimentaux.

18. **Alain Drotz et A. Habisreutinger** (2015) [29], une étude de comparaison entre les régimes d'écoulements d'un fluide compressible (subsonique, transsonique, sonique, supersonique et hypersonique) et autour d'une aile d'avion et d'un écoulement dans une conduite.

19. **A. Kourta et Al** (2005) [30], ont fait l'étude d'un écoulement transsonique. L'interaction onde choc /couche limite turbulente et les décollements qui en découlent sur l'extrados d'une aile induisent des instabilités appelés tremblement provoquent des vibrations de la structure. Ce phénomène peut considérablement influencer les performances aérodynamiques. Ces excitations entretenues peuvent produire suffisamment d'énergie pour exciter l'aile. Cette étude porte essentiellement sur la simulation du tremblement aérodynamique (buffet). L'objectif est de prédire correctement ce phénomène en utilisant les équations de Navier-Stokes instationnaires moyennées avec un modèle de turbulence à concept de viscosité de turbulence ($k-\varepsilon$) adapté à cette situation. Ce modèle utilise un coefficient de viscosité en fonction des taux de déformation et de rotation. Pour valider ce modèle, on calcule tout d'abord

l'écoulement sur une plaque plane à nombre de Mach de 0,6. La comparaison avec les résultats analytique montre un bon accord. Le profil ONERA OAT15A est choisi pour décrire le tremblement. Les résultats trouvés montrent la capacité du modèle à prédire ce phénomène instationnaire.

20. **N. K. Sahu et al.** (2015) [31] : ont fait une étude comparative d'un écoulement pour des angles d'attaques et des nombres de Mach différents autour d'un profil NACA0012, cette simulation a été réalisée en utilisant les modèles Spalarat-Almaras et $k-\omega$ et ont conclus que :

- ✓ Pour un nombre de Mach donné, le coefficient de portance augmente en augmentant l'angle d'attaque jusqu'à une valeur critique au-delà de laquelle le coefficient de portance diminue.
- ✓ L'augmentation du nombre de Mach diminue la portance et augmente la traînée (figure I.15, I.16).

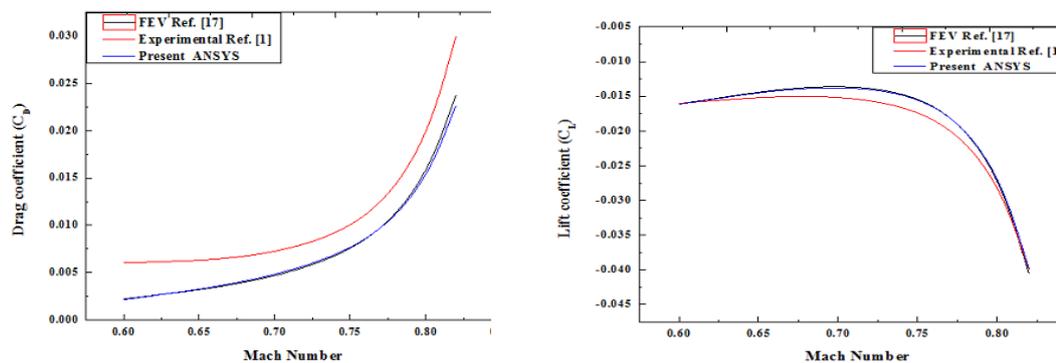


Figure I.22 Variation des coefficients aérodynamiques en fonction du nombre de Mach [32]

- ✓ En augmentant le nombre de Mach on constate l'apparition des ondes de choc dans le champ d'écoulement, et devient plus intense en augmentons la vitesse, et elles s'accompagnent d'une brusque augmentation de la traînée.
- ✓ Tout profil aérodynamique symétrique requiert un angle d'attaque positif pour créer de la portance, contrairement à ceux cambrés qui quant à eux peuvent générer de la portance à un angle d'attaque nul.

21. **A. BOUREHLA et al.** (2015)[32] modélisent numériquement par la suite ANSYS l'interaction entre l'écoulement et 8 volets élastiques installés sur l'extrados d'un

profil NACA0012 ayant une incidence 20° et un $R_e = 3.42 \times 10^5$. L'étude fréquentielle et structurelle de l'influence des volets sur l'écoulement fait apparaître un gain de portance ainsi qu'une quantification de la dynamique des volets en interaction avec l'écoulement. L'augmentation de 50% du coefficient de portance est certes importante mais la tendance générale du phénomène physique reste plausible et en accord avec les résultats des travaux expérimentaux.

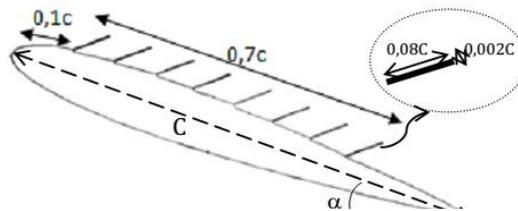


Figure I.23 Allure du profil équipé de volets [32]

22. **Muhammad Rizwanur Rahman et al** (2015) [33], un calcul numérique a été effectué en résolvant des équations de RANS pour étudier le comportement de choc transsonique sur un profil aérodynamique supercritique RAE 2822 avec et sans cavité de contrôle de choc. Le nombre de Mach et l'angle d'attaque (AoA) du courant libre ont été maintenus à 0,729 et 5 respectivement.

23. **MOJTABA et al.** (2016) [34], une simulation numérique a été réalisée pour étudier l'effet de la méthode de contrôle passif des ondes de choc, y compris un mur irrégulier de différentes formes, appliqué sur la surface supérieure d'un profil aérodynamique NACA0012, les caractéristiques aérodynamiques, y compris la force de traînée et le rapport portance / traînée (efficacité aérodynamique), et la nécessité d'atteindre une forme de paroi irrégulière souhaitée pour une étude empirique future. D'après les résultats obtenus, on conclure que :

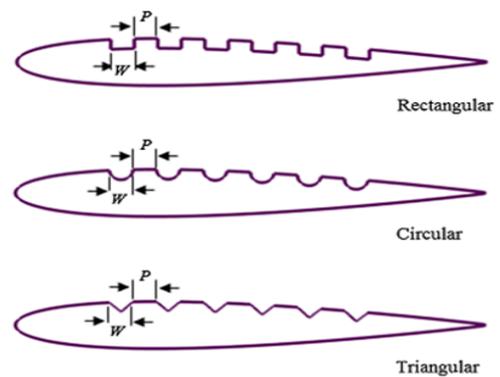


Figure I.24 Allure des différentes formes de la cavité [34]

✓ L'application de la méthode des murs en dents sur la surface supérieure d'un profil aérodynamique modifie considérablement la structure du choc et diminue sa résistance, ce qui entraîne une diminution de la traînée des vagues. Cette désintégration de choc est

plus prononcée avec une forme de paroi en dents de scie triangulaire que les autres formes.

✓ L'utilisation de la méthode de la paroi en dents de scie sur la surface supérieure d'un profil aérodynamique augmente le coefficient de pression en amont de l'onde de choc et diminue sa valeur en aval de l'onde de choc

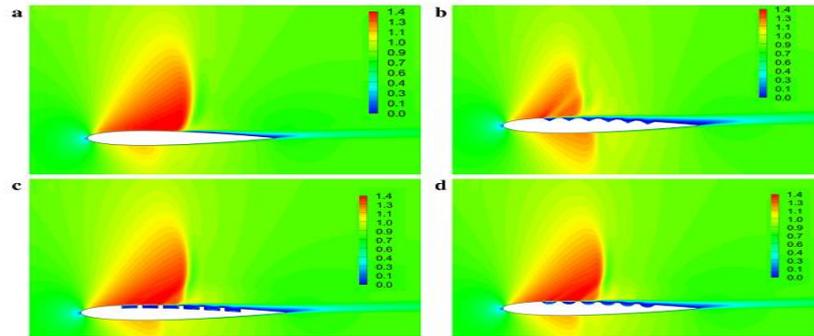


Figure I.25 Répartition du nombre de Mach autour de a. Simple b. Triangulaire c. rectangulaire d. circulaire profil aérodynamique NACA0012 à $AoA = 2.26^\circ$ [34]

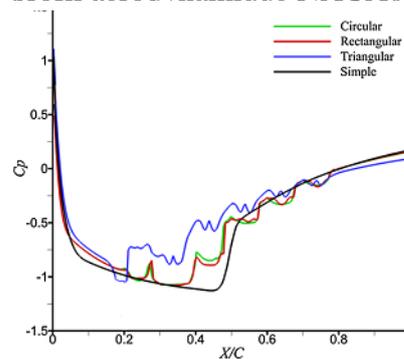


Figure I.26 Répartition de la pression sur la surface supérieure du profil NACA0012 à $AoA = 2.26^\circ$ pour différentes formes de paroi dentelée [35]

24. **Chadli Hafien et al.** (2016) [35] ont étudié numériquement en utilisant le ANSYS Workbench, le contrôle du débit à très faible nombre de Reynolds ($Re = 1.4 \times 10^3$) autour du profil NACA0012 équipé d'un volet flexible de bord de fuite. Le problème de l'interaction fluide-structure bidirectionnelle est abordé par couplage entre les systèmes « CFDFluent » et « Transient Structural ».

25. **B. Sabrina, H. Abderrahmane** (2017) [36] : Une étude de comparaison entre des différentes méthodes de calcul des coefficients aérodynamiques effectuée par les logiciels ANSYS, XFLR5 et par un programme FORTRAN basé sur la méthode des panneaux. Elle est appliquée sur le type de profil NASA SC (2) 0010 à Mach égal à 0.3 (domaine

incompressible) et à un Mach égal 0.7 et 0.8 (domaine compressible), et pour différentes valeurs de l'angle d'attaque.

26. Des études sur les écoulements transsoniques instables sont présentés par **S. BENBABA** [4], **M. PHILIT** [37], **S. PROTHIN** [40], **D. Alfano** [41], **Q. RENDU** [42], **R. BOURGUET** [43].

Chapitre

II

Équations Gouvernantes Et Modèles De Turbulence

« Les uns disent que c'est un caillou,
Les autres que c'est un oiseau.
En effet, c'est un œuf. »
Lanza Del Vasto

Aperçu

1	Introduction.....	27
2	Caractéristiques du fluide	27
3	Équations fondamentales des fluides compressibles Instantanées..	27
4	Équations de Navier-Stokes moyennées (RANS).....	09
5	Modélisation de la turbulence	10
6	Conclusion	15

Ce chapitre est consacré en premier lieu à la présentation des équations de Navier Stokes des écoulements compressibles instantanées puis moyennées en coordonnées cartésiennes bidimensionnelles ou axisymétriques sous forme indicelles. 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-ε.

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 cette section 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 La composante j du vecteur de vitesse.

II.3.2. Conservation de la 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.

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, qui s'exprime par la relation suivante :

$$E = e + \frac{1}{2}u_k u_k \quad (\text{II.4})$$

Il faut ajouter aussi l'équation d'état des gaz parfaits :

$$P = \rho RT \quad C_p - C_v = r \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (\text{II.5})$$

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.

Pour un fluide supposé newtonien le tenseur des contraintes visqueuses prend la forme suivante :

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \delta_{ij} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II.6})$$

Dans laquelle μ et λ sont reliés par l'hypothèse de Stokes : $3\lambda + 2\mu = 0$

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

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

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

$$P_r = \frac{\mu C_p}{k} = \gamma \frac{\mu C_v}{k} \quad (\text{II.8})$$

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 :

$$q_j = -k \frac{\partial T}{\partial x_j} = -\frac{\mu}{P_r} \frac{\partial h}{\partial x_j} \quad (\text{II.9})$$

En ce qui concerne la viscosité dynamique, celle-ci est donnée, pour la gamme de température étudiée, par la loi de Sutherland (utilisée par FLUENT) suivante :

$$\mu = \mu_0 \sqrt{\frac{T}{T_0}} \left(\frac{1 + S/T_0}{1 + S/T} \right) \quad (\text{II.10})$$

Où $\mu_0 = 1.78938 \cdot 10^{-5} \text{kg.m}^{-1}.\text{s}^{-1}$ est la viscosité du fluide à la température de référence $T_0 = 288\text{K}$ et S est une constante fixée pour l'air à 110 K.

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

Une quantité instantanée ϕ de l'écoulement peut être décomposée selon Reynolds¹ en une partie moyenne $\bar{\phi}$ et une partie fluctuante ϕ'

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \text{ avec } \bar{\phi} = \lim_{\Delta T \rightarrow \infty} \left(\frac{1}{\Delta T} \right) \int_{t_0}^{t_0 + \Delta T} \phi(t) dt \quad (\text{II.11})$$

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 u_i , en une partie moyenne \tilde{u}_i pondérée par la masse et une partie fluctuante u_i'' , ou :

$$\tilde{u}_i = \frac{\overline{\rho u_i}}{\bar{\rho}} = \frac{1}{\bar{\rho}} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} \rho(x, \tau) u_i(x, \tau) d\tau \quad (\text{II.12})$$

¹ Théorème de transport de Reynolds voir **Annexe B**

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 équations) 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 :

$$\begin{cases} u_i = \tilde{u}_i + u_i'' \\ \rho = \bar{\rho} + \rho' \\ p = \bar{p} + p' \\ e = \tilde{e}_i + e_i'' \\ h = \tilde{h} + h'' \end{cases} \quad (\text{II.13})$$

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

a. Pour l'équation de continuité :

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0 \quad (\text{II.14})$$

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

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{\mu} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\overline{\rho u_i'' u_j''}) \quad (\text{II.15})$$

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 modèles de turbulence présents dans le code FLUENT utilisent le concept de la viscosité turbulente de Boussinesq, dans lequel la contrainte de Reynolds est supposée être une fonction linéaire des taux de déformation :

$$-\overline{\rho u_i'' u_j''} = \mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} k \delta_{ij} \quad (\text{II.16})$$

Où μ_t est la viscosité turbulente et k l'énergie turbulente donnée par la formule suivante :

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_k'' u_k''} \quad (\text{II.17})$$

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

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j) = -\frac{\partial\bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu + \mu_t)\left(\frac{\partial\tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial\tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}\frac{\partial\tilde{u}_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right)\right] - \frac{2}{3}\frac{\partial}{\partial x_j}(-\bar{\rho}k) \quad (\text{II.18})$$

c. De même pour l'équation d'énergie :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\tilde{h}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{h}) = \frac{\partial\bar{p}}{\partial x_j} + \tilde{u}_j\frac{\partial\bar{p}}{\partial x_j} + \bar{\tau}_{ij}\frac{\partial\tilde{u}_i}{\partial x_j} + \tau'_{ij}\frac{\partial\tilde{u}_i''}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(k\frac{\partial T}{\partial x_j}\right) - \frac{\partial}{\partial x_j}\bar{\rho}u_j''h'' \quad (\text{II.19})$$

Des termes additionnels apparaissent. Le premier terme est l'enthalpie fluctuante, elle peut être écrite sous la forme suivante :

$$\frac{\partial}{\partial x_j}\bar{\rho}u_j''h'' = \Gamma_t\frac{\partial\tilde{h}}{\partial x_j} = C_p\Gamma_t\frac{\partial T}{\partial x} = C_p\frac{\mu_t}{Pr_t}\frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (\text{II.20})$$

Où : Γ_t est la diffusivité turbulente qui s'exprime comme suit : $\Gamma_t = \frac{\mu_t}{Pr_t}$

Pr_t est le nombre turbulent de Prandtl fixé à 0.9.

Le deuxième terme est le taux de dissipation de l'énergie turbulente ε qui dépend du choix du modèle de turbulence. On obtient le taux de dissipation par la résolution de l'équation de ε . Pour le modèle de k- ε , ce terme est défini par :

$$\tau'_{ij}\frac{\partial u_i''}{\partial x_j} = \bar{\rho}\varepsilon \quad (\text{II.21})$$

Si l'équation de ε n'est pas résolue (Comme dans le modèle de Baldwin-Lomax), se l'exprime comme suit :

$$\tau'_{ij}\frac{\partial u_i''}{\partial x_j} = \mu_t\frac{\partial\tilde{u}_i}{\partial x_j}\left(\frac{\partial\tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial\tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}\frac{\partial\tilde{u}_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right) \quad (\text{II.22})$$

L'équation d'état moyennée est donnée par la formule suivante :

$$p = \bar{\rho}r\tilde{T} \quad (\text{II.23})$$

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 pour un bas nombre de Reynolds. Les modèles $k-\varepsilon$ et $k-\omega$ 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 $k-\varepsilon$ standard,
 - ✓ Renormalization-group (RNG) $k-\varepsilon$,
 - ✓ Réalisable $k-\varepsilon$,
 - ✓ Modèle $k-\omega$,
 - ✓ Modèle SST $k-\omega$.
3. Modèles à cinq équations Reynolds stress model (RSM).

II.5.1 Modèle Standard $k-\varepsilon$

Le modèle $k-\varepsilon$ est un des modèles les plus utilisés pour la modélisation de la turbulence. C'est un modèle à deux équations de transport proposé par Jones et Launder (1972) qui se base sur le concept Boussinesq (1877).

Il utilise la viscosité turbulente pour relier les contraintes de Reynolds et les termes de flux turbulents aux variables moyennes de l'écoulement, et emploie l'hypothèse du gradient de diffusion pour relier les contraintes de Reynolds aux gradients de vitesse moyennes et à la viscosité turbulente.

II.5.1.1. Les équations de transport :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\bar{\mu}_t}{Pr_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \bar{\rho}\varepsilon - Y_M + S_k \quad (II.24)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\bar{\mu}_t}{Pr_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{\varepsilon 1} \frac{\bar{\rho}\varepsilon}{k} (G_k + C_{\varepsilon 3} G_b) - C_{\varepsilon 2} \frac{\bar{\rho}\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (II.25)$$

Où

- G_k : Représente la génération de l'énergie cinétique due au gradient de vitesse,
- G_b : La génération de k due au décollement des forces de volume,
- Y_M : La contribution de la dilatation fluctuante dans la turbulence compressible pour(ε)
- $C_{\varepsilon 1}, C_{\varepsilon 2}, C_{\varepsilon 3}$: Constantes,
- S_k, S_ε : Termes source,
- Pr_k, Pr_ε : Le nombre de Prandtl turbulent pour k et ε

II.5.1.2. Modélisation de la viscosité turbulente :

La viscosité turbulente est donnée par la formule suivante :

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (II.26)$$

II.5.1.3. Les constantes du modèle k- ε standard :

Les coefficients du modèle sont comme suit :

Tableau II.1 : Les coefficients Modèle Standard k-ε

C_μ	$C_{\varepsilon 1}$	$C_{\varepsilon 2}$	Pr_k	Pr_ε
0.09	1.44	1.92	1.0	1.3

Ces valeurs par défaut ont été déterminées à partir d'expériences avec de l'air et de l'eau pour des écoulements de cisaillement turbulents fondamentaux, y compris des écoulements de cisaillement homogènes et des turbulences de grille isotropes en décroissance. Ils ont été trouvés pour fonctionner assez bien pour une large gamme de flux de cisaillement délimités par des parois et libres.

II.5.1.4. Modélisation de la production de turbulence :

Le terme G_k représente la production de l'énergie cinétique turbulente, il est modélisé identiquement pour les modèles (k- ϵ) standard, RNG et les modèles réalisables. A partir de l'équation exacte de transport de k , ce terme peut être défini comme suit :

$$G_k = -\overline{\rho u_i'' u_j''} \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \quad (\text{II.27})$$

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

$$G_k = \bar{\mu}_t S^2 \quad (\text{II.28})$$

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

$$S = \sqrt{S_{ij} S_{ij}} \quad (\text{II.29})$$

✓ S_{ij} est le tenseur de déformation.

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{II.30})$$

II.5.1.5. Effet de force de volume sur la turbulence:

La génération de la turbulence due aux forces de pression est donnée par :

$$G_b = \beta g_i \frac{\bar{\mu}_t}{Pr_t} \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_i} \quad (\text{II.31})$$

Où,

- Pr_t : est le coefficient de Prandtl turbulent pour l'énergie,
- g_i : est le composant du vecteur gravitationnel dans la direction i .

Dans les deux modèles réalisable et standard, le coefficient de Prandtl turbulent est donné par défaut par : $Pr_t = 0.85$

- $\beta = -\frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial T} \right)_p$: représente le coefficient de dilatation thermique.

Pour le cas d'un gaz parfait :

$$G_b = -g_i \frac{\bar{\mu}_t}{\bar{\rho} Pr_t} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_i} \quad (\text{II.32})$$

II.5.1.6. 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 [44].

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. Ce terme prend la forme suivante d'après une proposition de S. Sarkar et al. [45, 46] :

$$Y_M = 2\bar{\rho}\varepsilon M_t^2 \quad (\text{II.33})$$

$$M_t = \sqrt{\frac{k}{a^2}} \quad , \quad a = \sqrt{\gamma r T} \quad (\text{II.34})$$

a : Représente la célérité de son

II.5.1.7. Traitement de la région près de la paroi :

La présence de la paroi, au sein d'un écoulement turbulent, cause deux effets importants :

- L'écoulement devient anisotropie
- L'augmentation de la production de turbulence à travers des mécanismes de cisaillement de l'écoulement.

Du fait de l'existence dans la couche limite turbulente d'une zone au voisinage de la paroi où les effets visqueux sont prédominants, deux types de modèles de turbulence peuvent être utilisés pour spécifier (incorporer) les conditions à la limite de la paroi. Le premier est le modèle à faible nombre de Reynolds ; plus complexe, qui prennent en compte les effets visqueux à proximité de la paroi. Le deuxième est le modèle à grand nombre de Reynolds ; qui ne calcule pas l'écoulement jusqu'à la paroi mais qui peut être couplé avec des lois semi-logarithmiques, figure (II.1).

Pour les modèles à faible nombre de Reynolds, qui prennent en compte les effets visqueux, le premier point intérieur de maillage près de la paroi doit être situé dans la

sous-couche visqueuse ; pour ceux-ci au nombre de Reynolds élevé, le premier point intérieur de maillage près de la paroi doit être situé dans la zone logarithmique.

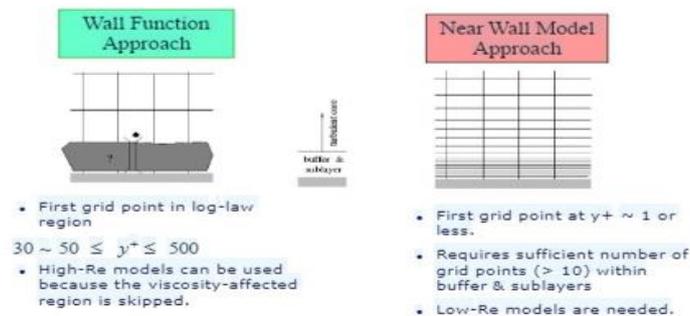


Figure II.1 : Traitement de la paroi

II.5.1.7.1. Les lois de paroi (Standard Wall Function) :

Les lois de paroi (Standard Wall Function) sont utilisées, en remplacement de la condition d'adhérence à une paroi, dans le but de réduire notablement le coût de calcul (taille mémoire et temps de simulation).

Elles autorisent une discrétisation plus grossière près de la paroi. Toutefois, diverses limitations ou incertitudes demeurent sur leur domaine de validité. On admet généralement que l'écoulement présente une zone où le profil de vitesse est logarithmique. Or, l'existence d'une telle zone n'est établie que pour des écoulements où la turbulence est en équilibre avec l'écoulement moyen, ce qui implique que celui-ci varie suffisamment lentement. D'autre part, la zone logarithmique, lorsqu'elle existe, est limitée en étendue transversale et ceci implique un contrôle strict de la distance à la paroi du premier point de calcul.

Avec un modèle de loi de paroi, les équations de transport pour les grandeurs turbulentes ne sont résolues que dans la région de turbulence pleinement développée et hors de la couche limite. Ceci est assuré en prenant la distance du centre de la première maille à la paroi dans la gamme $30 \leq y^+ \leq 300$. La production de l'énergie cinétique turbulente, G_k , et son taux de dissipation, ε , dans la maille adjacente à la paroi, sont calculés à partir d'une hypothèse d'équilibre local. D'après Launder et Spalding [47], on a :

$$\varepsilon = \frac{C_\mu^{3/4} k_p^{3/2}}{\kappa y_P}, \quad G_p = \frac{\tau_p^2}{\bar{\rho} \kappa C_\mu^{1/4} k_p^{1/2} y_P} \quad (\text{II.35})$$

Nous ne nous intéressons pas au détail de la couche limite, mais à l'effet global de la présence d'une paroi sur l'écoulement.

La modélisation de l'écoulement en proche paroi s'appuie sur celle des écoulements turbulents pariétaux cisailés simples.

Afin d'exprimer les différentes lois de répartition de la vitesse dans les différentes zones, On définit les paramètres adimensionnels suivants :

$$y^+ = \frac{\bar{\rho} y u_\tau}{\mu}; \quad u^+ = \frac{\tilde{u}}{u_\tau}, \quad (\text{II.36})$$

Avec :

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (\text{II.37})$$

Où τ_w (τ_p) est la tension de cisaillement à la paroi.

Une analyse temporelle multi-échelle permet de décomposer en trois couches distinctes la couche limite turbulente proche d'une paroi lisse :

- Une première couche où la viscosité du fluide domine la viscosité turbulente, appelée sous couche visqueuse. Dans cette zone le profil de vitesse est linéaire et s'écrit sous la forme suivante :

$$u^+ = y^+ \quad (\text{II.38})$$

La sous couche visqueuse s'étendant jusqu'à une épaisseur de $y^+ = 5$

- Une couche intermédiaire où la viscosité du fluide et la viscosité turbulente sont équivalentes, appelée zone tampon.
- Une couche externe où la viscosité turbulente est prépondérante et où le profil de vitesse est logarithmique et s'écrit comme suit :

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \log(EY^+) \quad (\text{II.39})$$

Où :

E et κ (constantes de Von Karman) ont des valeurs fixes qui sont égales à : $E = 0.9$ et $\kappa = 0.4$

Cette couche externe est supposée commencer à partir de $y^+ > 50$

L'option (Standard Wall Function) est disponible lorsqu'on utilise le modèle k- ϵ ou RSM, mais ne peut être utilisée avec le modèle k- ω .

Avec le modèle k- ϵ standard, les contraintes de Reynolds à la paroi sont calculées en supposant l'existence d'un profil de vitesse entre la paroi et la première cellule proche de celle-ci. Ce profil est modélisé par des lois semblables à celles que nous avons détaillées précédemment. Elles s'écrivent comme suit :

$$u^* = \begin{cases} y^* & \text{si } y^* \leq 11.225 \\ \frac{1}{\kappa} \log(Ey^*) & \text{si } y^* > 11.225 \end{cases} \quad (\text{II.40})$$

Les expressions de u^* et y^* sont les suivantes :

$$y^* = \frac{\bar{\rho} c_\mu^{1/4} k_p^{1/2} y_p}{\mu} \quad \text{et} \quad u^* = \frac{\tilde{u}}{u_\tau} = \frac{c_\mu^{1/4} k_p^{1/2} \tilde{u}_p}{\tau_w / \bar{\rho}} \quad (\text{II.41})$$

\tilde{u}_p Représente la vitesse moyenne du fluide au point P, situé à la distance y_p par rapport aux parois. k_p est l'énergie cinétique turbulente au point P.

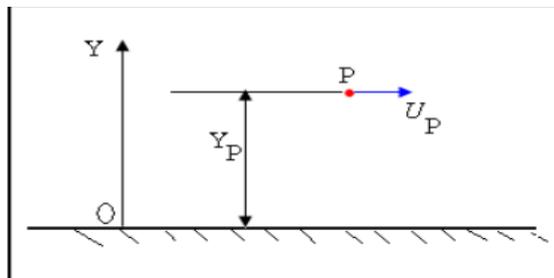


Figure II.2 : volume de contrôle près de la paroi

L'inconvénient de ce type de modèle, est l'introduction de constantes empiriques, déterminées en réalisant des expériences particulières. Ce modèle permet d'étudier de façon satisfaisante un certain nombre d'écoulements mais n'est applicable qu'assez loin des parois. C'est pourquoi, il est souvent associé à une loi de paroi qui permet de ne pas mener la résolution des équations de bilan jusqu'à cette paroi.

II.6. 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.

Chapitre

IV

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.....	56
2	Propriétés de la machine	56
3	Présentation de l'interface ANSYS WorkBench	56
4	Simulation 2D.....	57
5	Simulation 3D	69
6	Conclusion.....	70

Ce chapitre permet d'exposer le travail de simulation réalisé à l'aide du logiciel commercial FLUENT 19. 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.

IV.1 Introduction :

L'approche numérique a été utilisé ANSYS Workbench. ANSYS DESIGN MODELER a été utilisé pour créer les géométries à deux et trois 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.

IV.2 Propriété de la machine :

Les résultats de simulations dépendent de la capacité de la machine. Dans notre projet, les calculs sont effectués par un micro-portable a les propriétés suivantes :



Figure IV.1 : les performances de la machine

IV.3 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.



Figure IV.2 Démarrage de Workbench

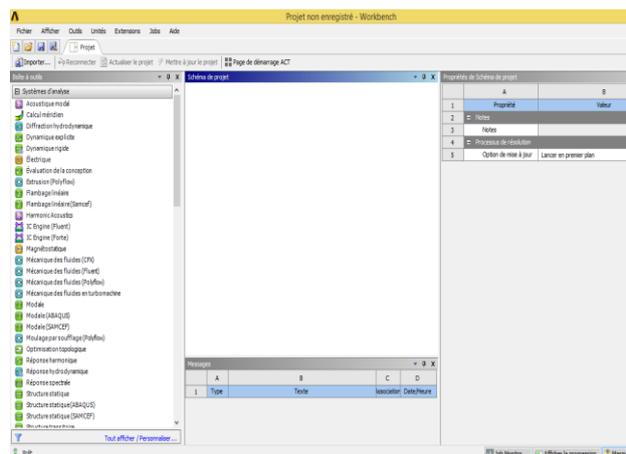


Figure IV.3 La fenêtre principale du Workbench

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 posttraitement.

IV.3.1 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).

IV.3.2 Les différentes étapes :

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

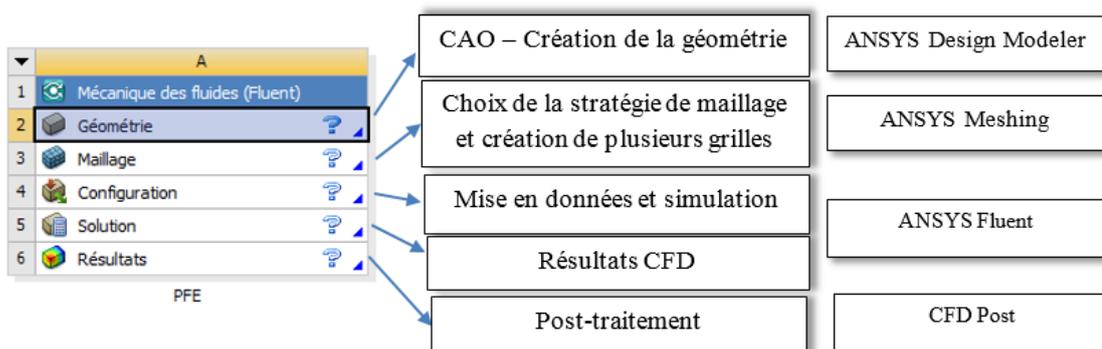


Figure IV.4 Les différentes étapes

IV.4 Simulation 2D :

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

1. Symétrique de type NACA0012,
2. Supercritique de type OAT15A,
3. Symétrique de type NACA0012 avec un aileron de 20% de la corde,
4. Multiélément.

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

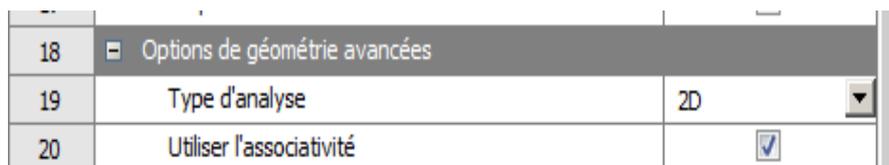


Figure IV.5 Réglage de type d'écoulement 2D/3D

IV.4.1 Autour NACA0012 :

IV.4.1.1 Dessiner la géométrie¹ :

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 Tree Outline

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 :

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

¹ Voir ANNEXE D

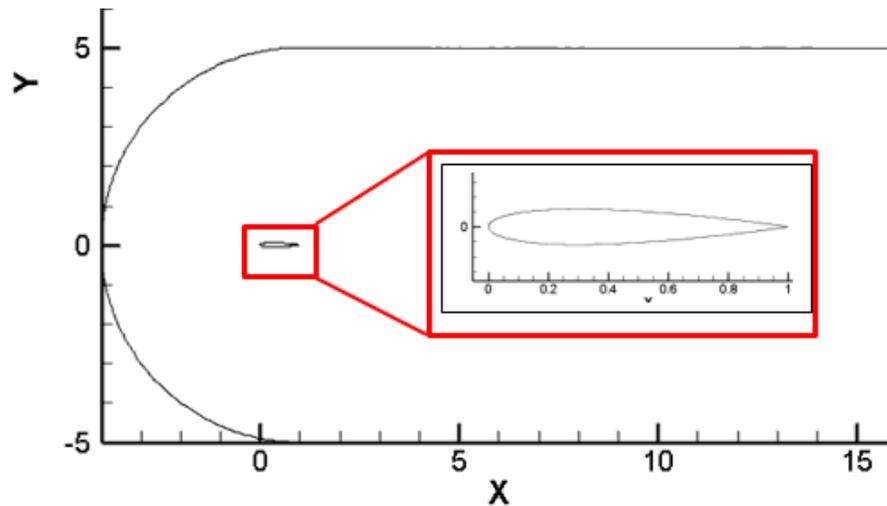


Figure IV.6 : profil NACA0012 et son volume de contrôle (tecplot)

IV.4.1.2 Maillage du domaine fluide²:

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

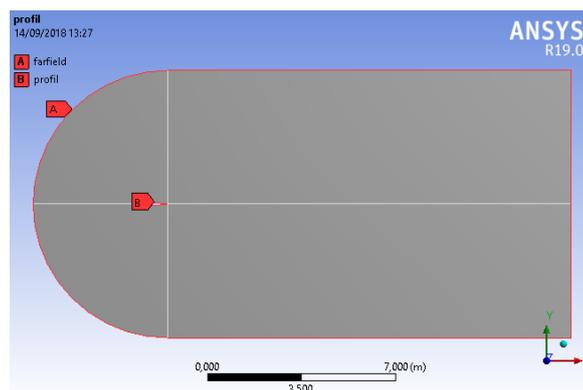


Figure IV.7 : profil NACA0012 et son volume de contrôle (tecplot)

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

² Voir ANNEXE D

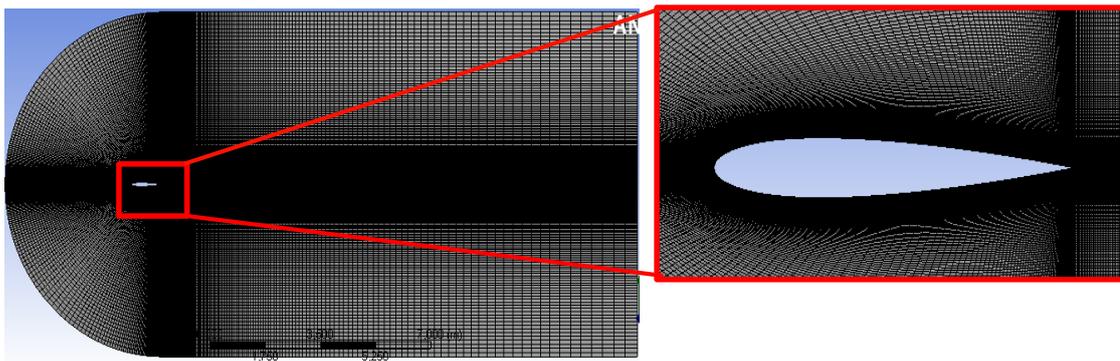


Figure IV.8 : Génération de maillage structuré autour NACA0012

4. **Statistique** : on a fait plusieurs maillage en jouant sur le nombre de division pour bien étudié la sensibilité et l'influence de maillage

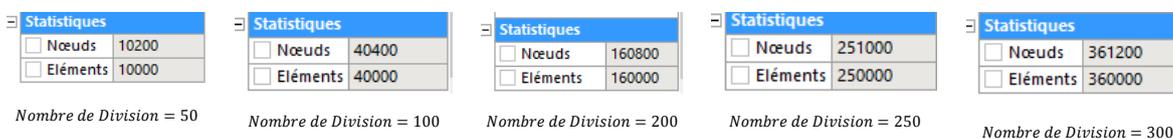


Figure IV.9 : Statistique de maillage utilisé

5. **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 [49] (figure IV.), on peut dire que notre maillage est bon pour le moment

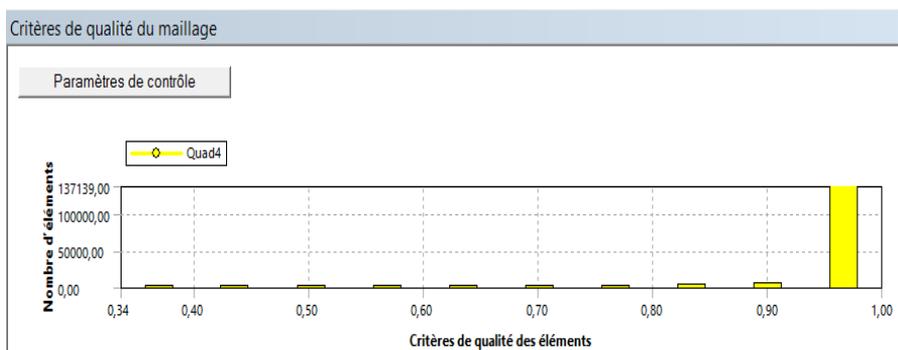


Figure IV.10 : Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA0012)

Orthogonal Quality mesh metrics spectrum

Unacceptable	Bad	Acceptable	Good	Very good	Excellent
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00

© 2015 ANSYS, Inc. February 12, 2015

Figure IV.11 Qualité d'orthogonalité selon le guide ANSYS

IV.4.1.3 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.

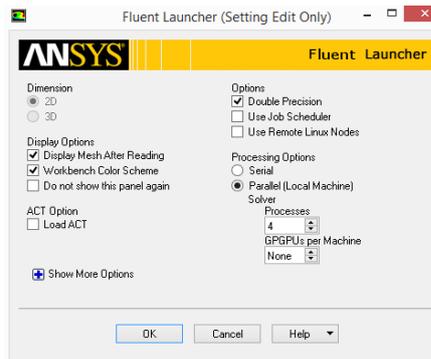


Figure IV.12 la fenêtre d'ouverture d'Ansys Fluent

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.

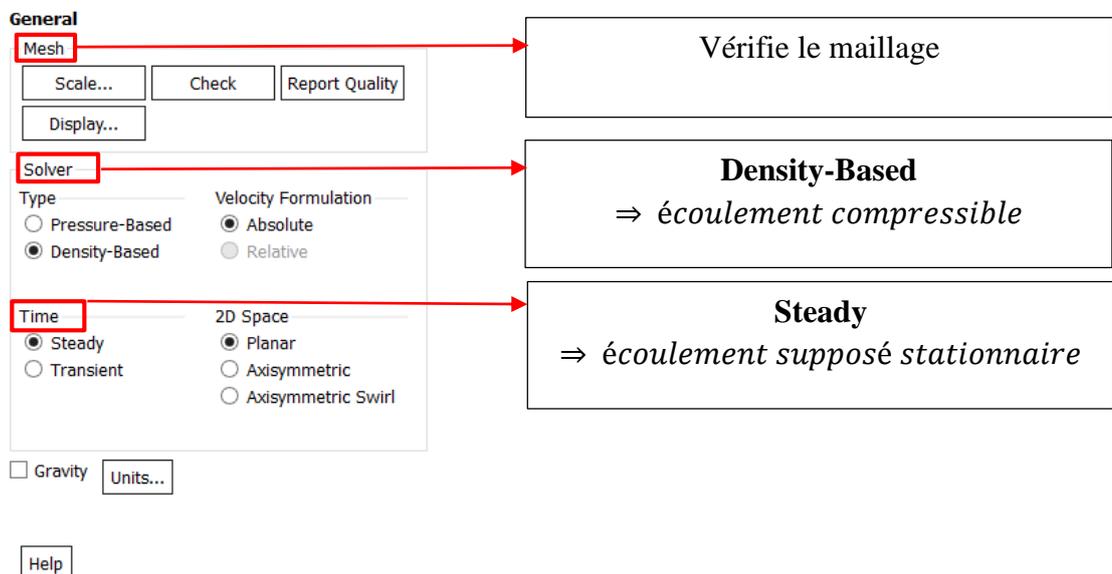


Figure IV.13 choix de solveur

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

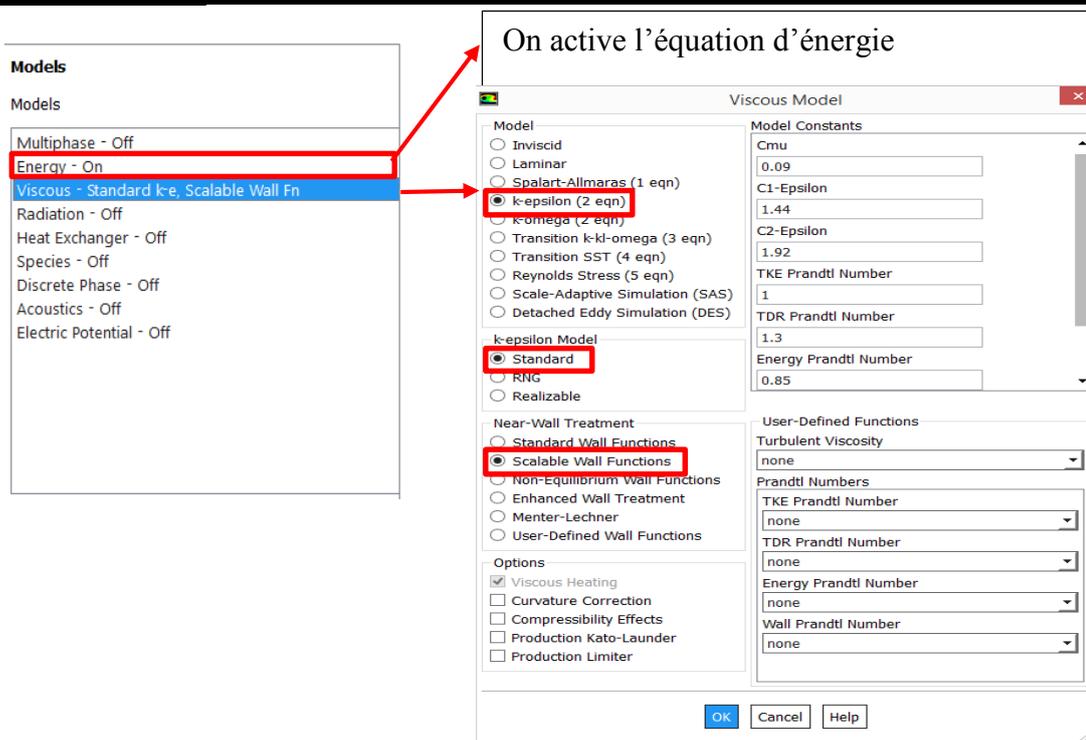


Figure IV.14 choix des modèles physiques

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

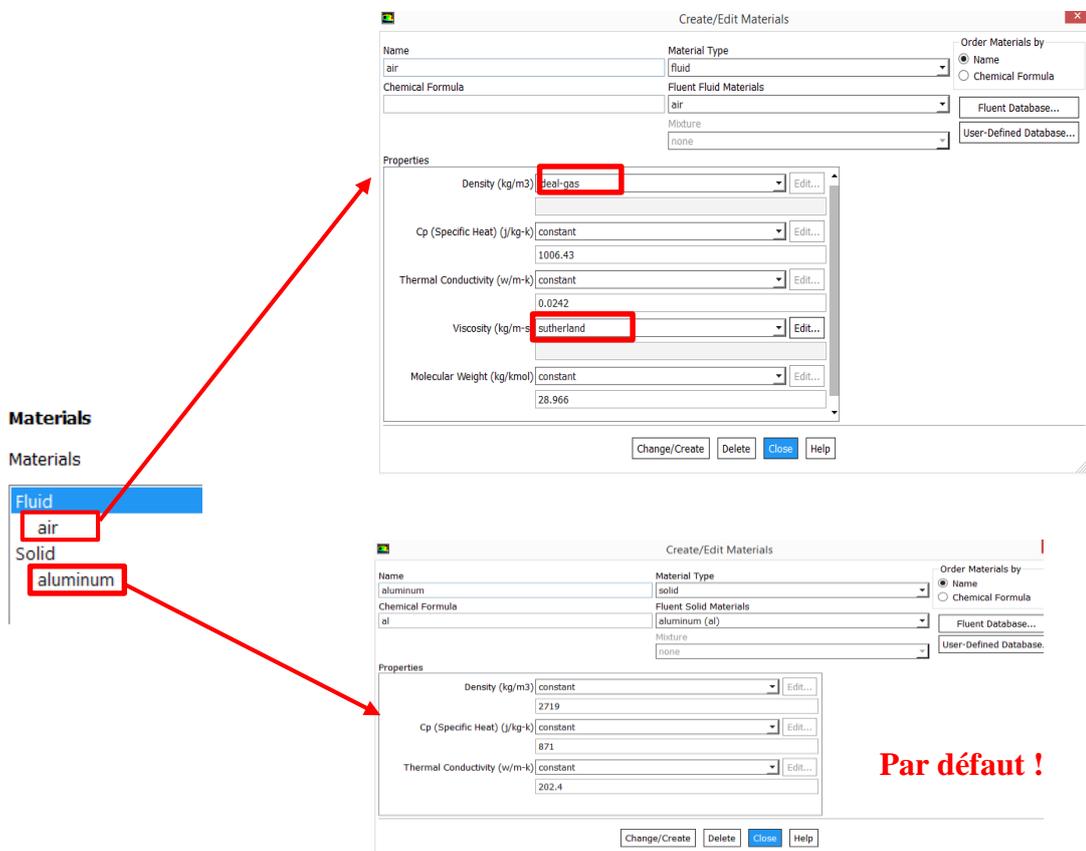


Figure IV.15 Spécification du fluide utilisé

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

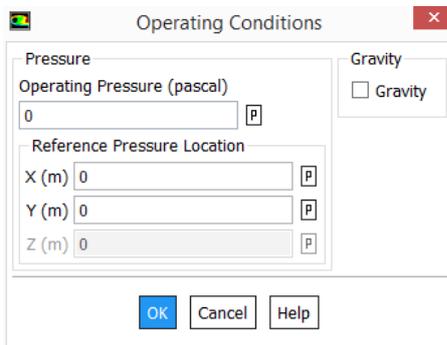


Figure IV.16 conditions d’opération

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

✓ **Condition farfield :**

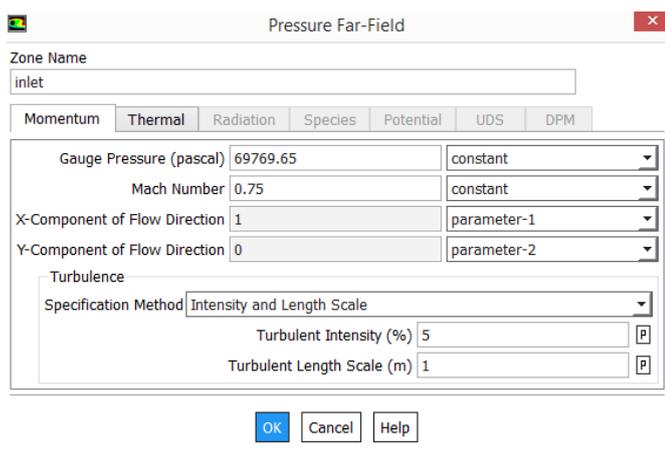


Figure IV.17 condition au limite « pressure Far-Field »

La pression statique et la température de l’air en amont pour les simulations ont été calculées en utilisant³ :

$$P_{\infty} = P_0 \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_{\infty}^2 \right]^{(\gamma-1)/\gamma} \tag{IV.1}$$

$$T_{\infty} = T_0 \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_{\infty}^2 \right]^{-1} \tag{IV.2}$$

La simulation sur Fluent se fait sous les conditions suivantes :

³ Programme Fortran voire **Annexe E**

$$P_0 = 101325 Pa$$

$$T_0 = 300 K$$

Et les propriétés de l'air sont les suivantes :

$$\gamma = 1.4$$

$$R = 287.058$$

✓ Profil « Wall » :

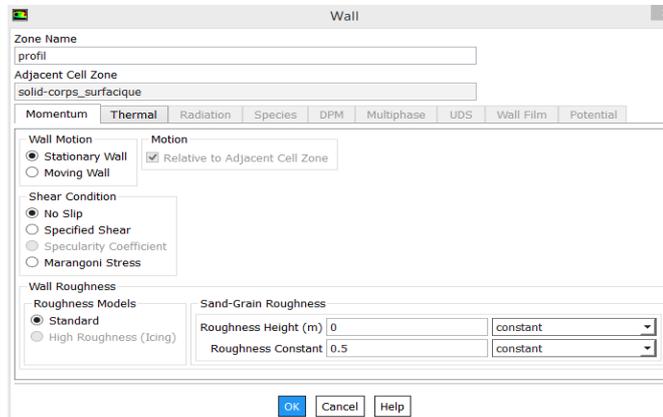


Figure IV.18 condition aux limite wall

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 "Compute From : inlet".

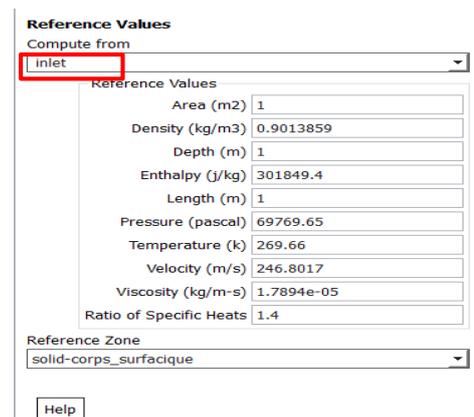


Figure IV.19 Valeur de référence

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.

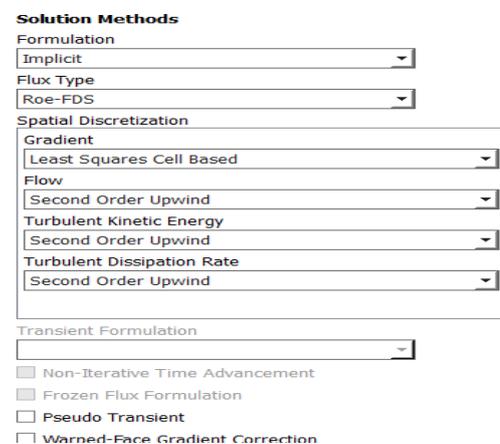


Figure IV.20 les méthodes de simulations

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 C_l pour chaque itération.

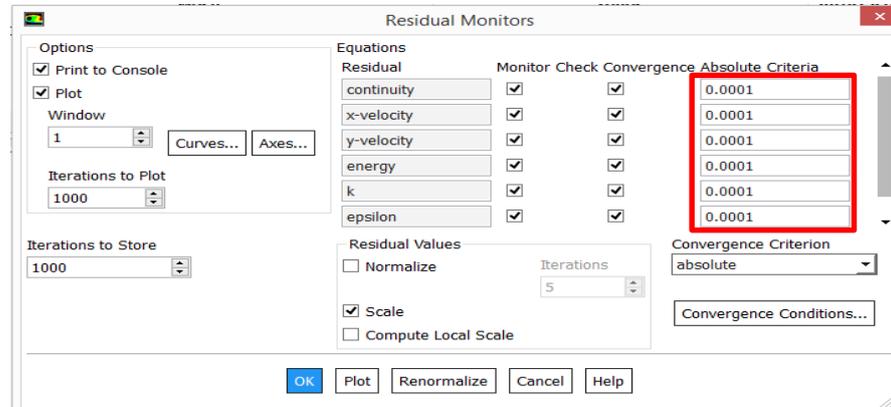


Figure IV.21 les conditions de convergence

1.9. 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 »

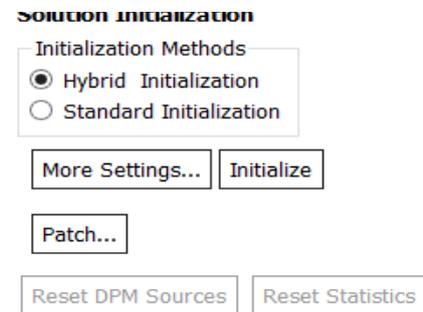


Figure IV.22 Initialisation de la solution

1.10. 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

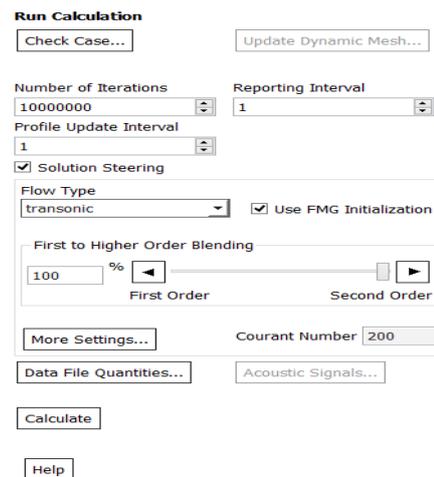


Figure IV.23 Lancement du calcul

IV.4.1.3 Les résultats :

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

IV.4.2 Autour OAT15A :

La même procédure et les mêmes étapes qu'on a suivre lors de simulation de NACA0012, on l'utilise avec le profil supercritique de l'Onera OAT15A.

IV.4.2.1 La géométrie :

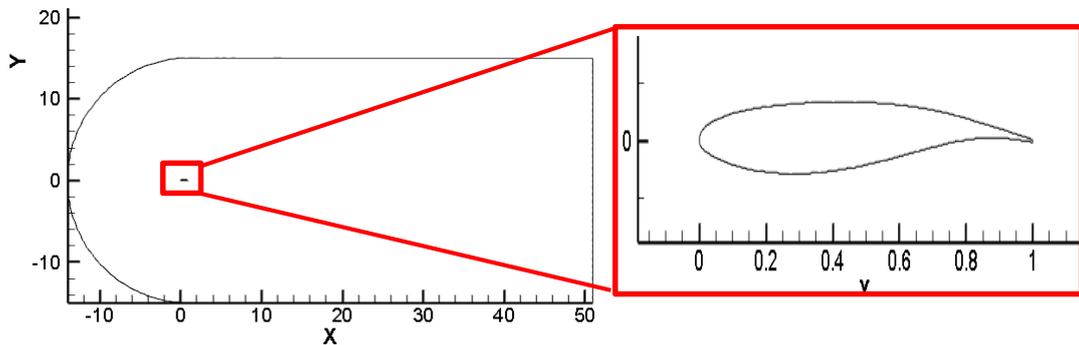


Figure IV.24 : profil OAT15A et son volume de contrôle (tecpilot)

IV.4.2.2 Maillage :

IV.4.2.2.1 Génération de Maillage :

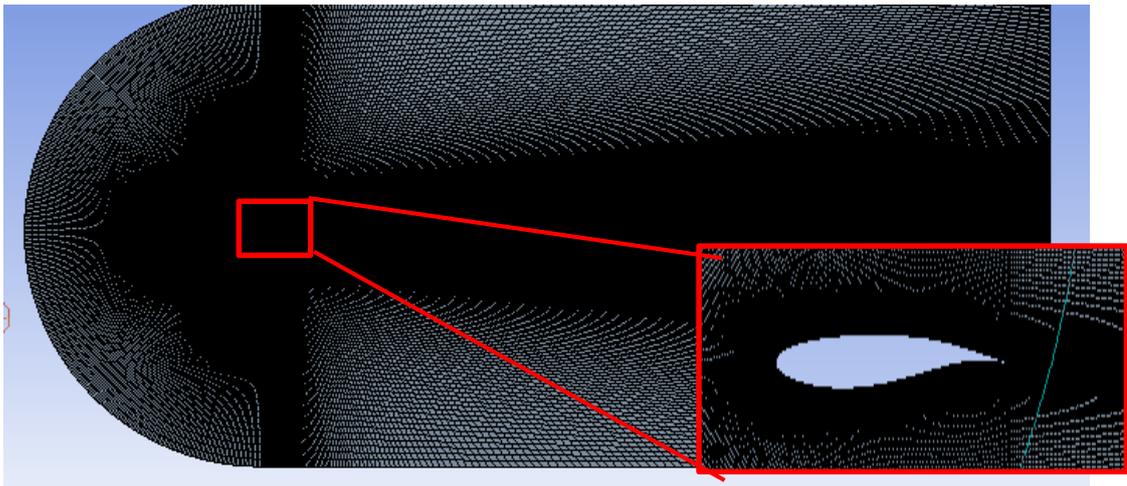


Figure IV.25 : Génération de maillage structuré autour OAT15A

IV.4.2.2 qualité de Maillage :

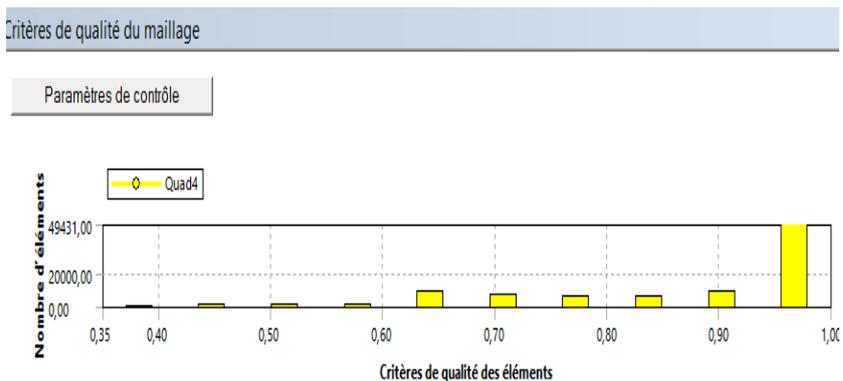


Figure IV.26 : Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (OAT15A)

IV.4.3 Autour NACA0012 avec Aileron :

IV.4.3.1 La géométrie :

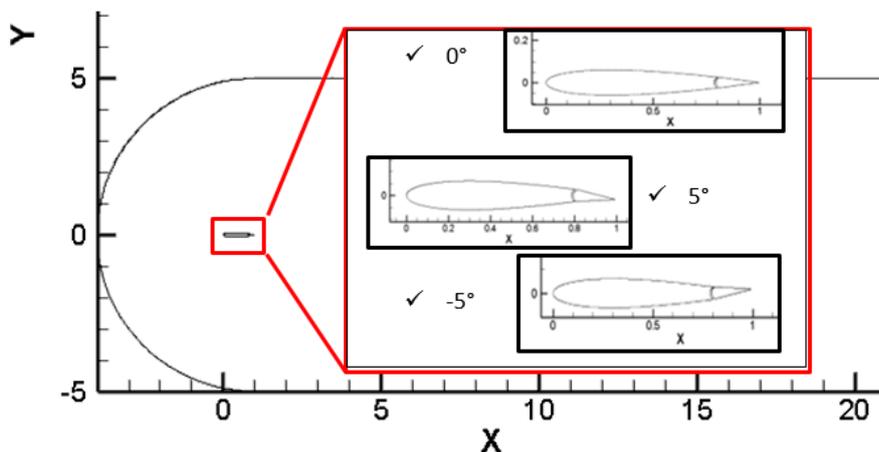


Figure IV.27 : profil NACA0012 avec Aileron en 3 position (0°, 5° et -5°) et son volume de contrôle (tecplot)

IV.4.3.2 Maillage :

IV.4.3.2.1 Génération de Maillage :

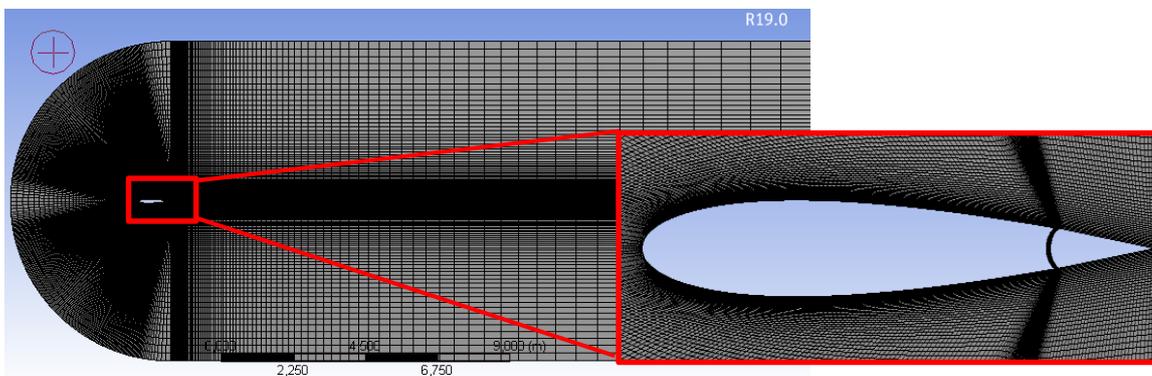


Figure IV.28 : Génération de maillage structuré autour NACA0012 avec Aileron

IV.4.2.2 qualité de Maillage :

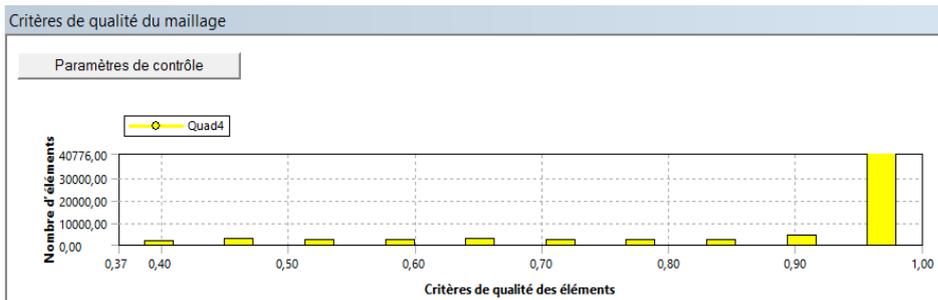


Figure IV.29 : Critère d'orthogonalité de qualité du maillage (NACA0012 avec Aileron)

IV.4.4 Autour Multiéléments :

IV.4.4.1 La géométrie :

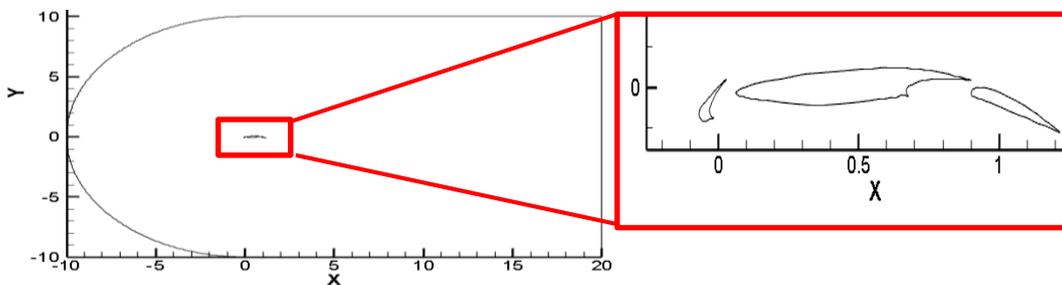


Figure IV.30 : Multiélément et son volume de contrôle (tecplot)

IV.4.2.2 Maillage :

IV.4.2.2.1 Génération de Maillage :

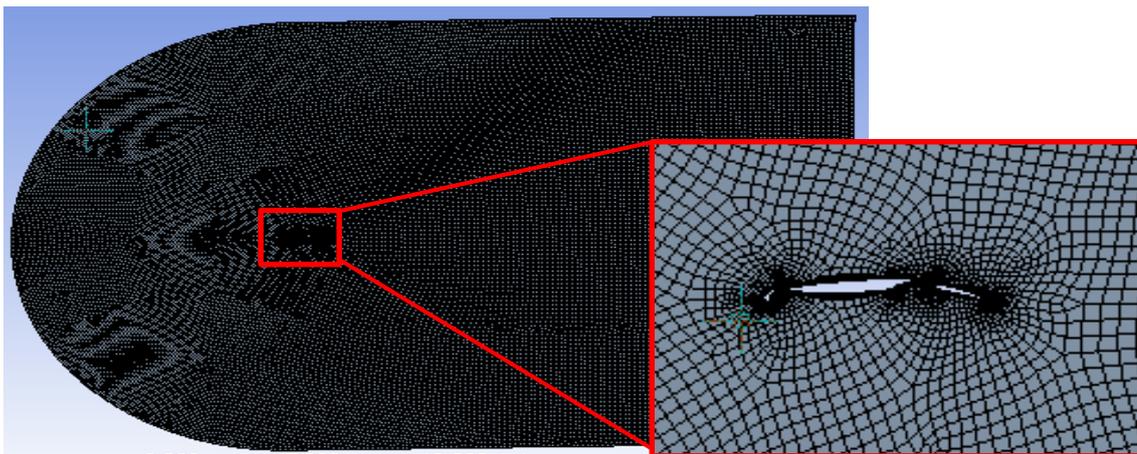


Figure IV.31 : Génération de maillage autour Multiéléments

IV.4.2.2 qualité de Maillage :

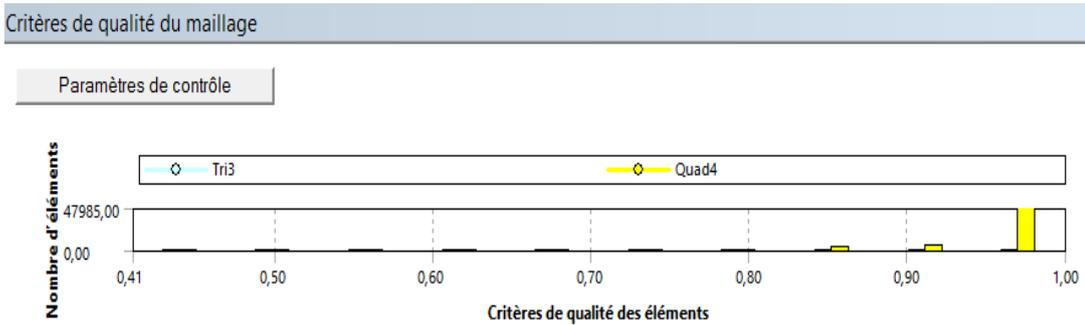


Figure IV.32 : Critère d’orthogonalité de qualité du maillage (Multiélément)

IV.5 Simulation 3D :

Le phénomène étudié dans cette partie-là, s’agit d’un écoulement autour d’une aile à profile symétrique a une surface alaire rectangulaire et pour une envergure :

1. Égale à 1.5 m
2. Égale à 3 m

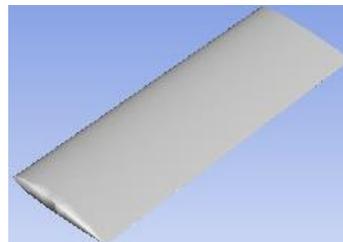
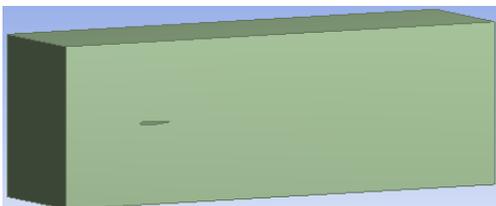


Figure IV.33 : la géométrie 3D d’une aile à profile symétrique émergé dans un volume de contrôle

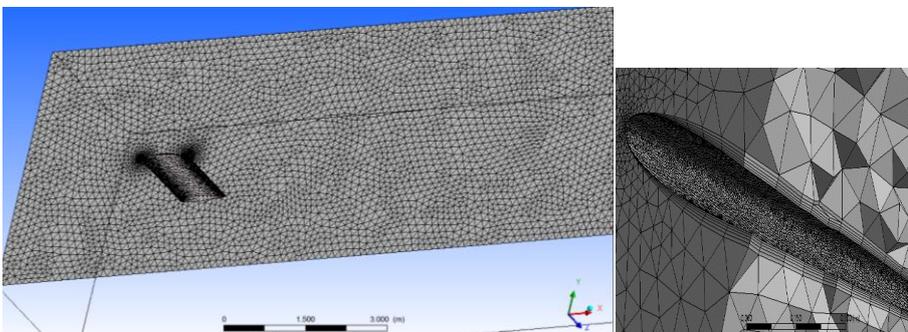


Figure IV.34 : Génération de maillage autour d’aile

IV.6 Conclusion :

L'ensemble des paramètres relatifs au solveur sont réunis sur le tableau :

Tableau IV.1 Paramètres relatifs utilisés lors de notre étude.

Paramètres	Choix
Type de simulation	2D et 3D, Stationnaire
Solveur	Double précision, Density -based
Formulation	Implicite
Discrétisation temporelle	2 ^{ème} ordre
Modèles de turbulence	Modèles k-ε
Schéma de type de flux (schéma de différentiation)	Roe-FDS (flux difference splitting)
Flux	Up wind 2 ^{ème} ordre
Énergie cinétique turbulent	Upwind 2 ^{ème} ordre
Taux de dissipation turbulente (pour k-ε)	Upwind 2 ^{ème} ordre
Conditions aux limites:	
Far-field	Pressure far-Field
Profil	wall

Chapitre

V

Résultats et Discussions

« La théorie, c'est quand on sait tout et que rien ne fonctionne.

La pratique, c'est quand tout fonctionne et que personne ne sait pourquoi.

Ici, nous avons réuni théorie et pratique : Rien ne fonctionne... et personne ne sait pourquoi ! »

Albert Einstein

Aperçu

1	Introduction.....	71
2	Etude de grille et validation du résultat	71
3	Influence de modèle de turbulence.....	75
4	Etude du nombre de Mach critique	76
5	Description de l'écoulement	82
6	Distribution de la vitesse	92
7	Les caractéristiques Aérodynamique.....	98
8	Simulation 3D.....	102
9	Conclusion.....	105

Dans ce chapitre, on présente les résultats obtenus par simulation numérique pour un écoulement transsonique autour de profil symétrique NACA 0012 et un profil supercritique OAT15A et aussi autour une aile à profil symétrique sans et avec un contrôle d'écoulement. La discussion sera basée principalement sur les distributions de vitesse, de pression et par conséquent la position d'onde de choc.

V.1 Introduction :

L'objectif de notre travail consiste à prédire l'angle de décrochage d'une aile pour un régime transsonique donc à capturer l'onde de choc et contrôler sa position tout en étudiant les effets des paramètres dynamiques et géométriques sur cette dernière tels que le nombre de Mach infini, la géométrie du profil, et l'angle d'incidence, ainsi que l'effet du maillage et son raffinement, afin de déterminer le cas optimum correspondant à une onde de choc poussée vers le bord de fuite.

En premier lieu, on a commencé par un profil symétrique NACA0012, avec un angle d'incidence nul, et des nombres de Mach infini égal à 0.6, 0.779 et 0.82 et un maillage de 10000, 40000, 160000, 250000 et 300000 nœuds, ce qui représente un test transsonique standard, tout en étudiant l'effet du maillage sur la position de l'onde de choc.

Pour valider notre résultat, on a procédé à une comparaison de nos résultats avec ceux de quelques références.

V.2 Etude de grille et validation du résultat :

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 ϵ . Les critères de convergence ont été déterminés lorsque les résidus étaient inférieurs à 0,0001. L'itération maximale a été fixée à 1000000 afin d'observer que la solution était convergée et que les simulations ont été automatiquement passées à l'étape finale de l'itération. De plus, les coefficients de portance et de traînée ont été contrôlés pour examiner la solution convergée. Les résultats sont présentés sur les Fig. (V.1) (V.2) et (V.3). Ces chiffres montrent que la convergence a été atteinte à environ 600 itérations.

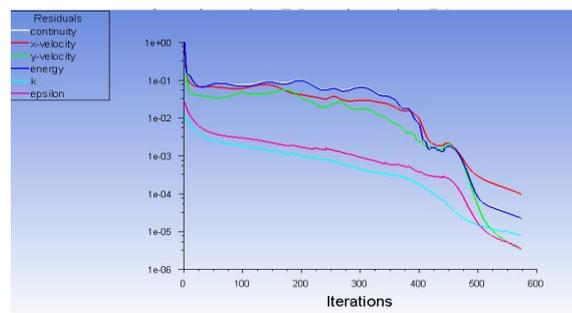


Figure V.1 : convergence de résidus

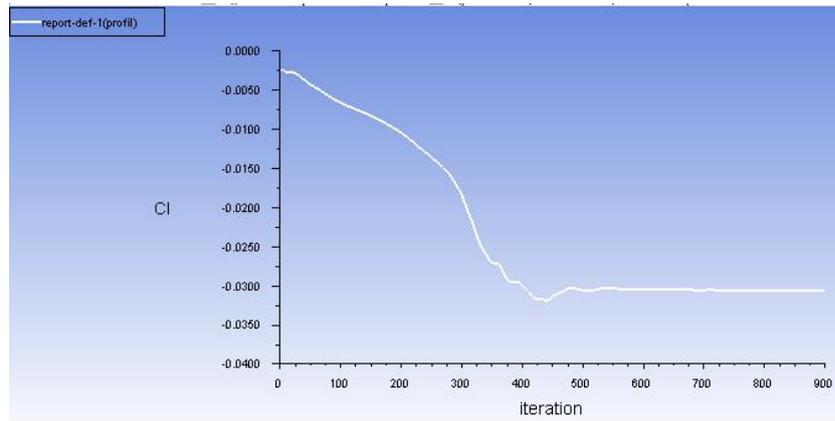


Figure V.2 : convergence de la solution du coefficient de portance

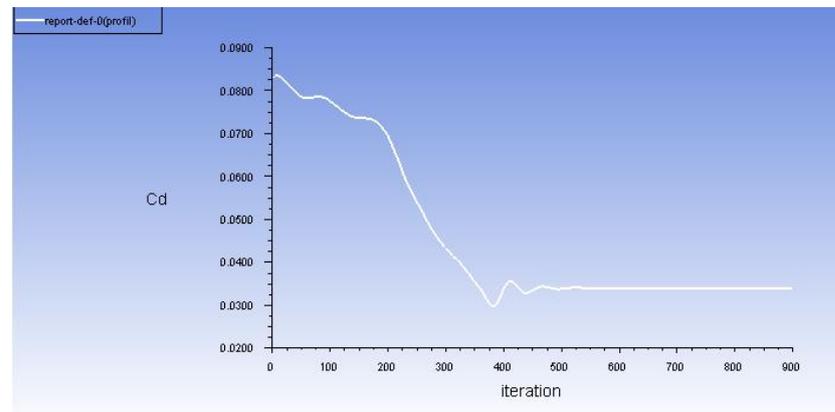


Figure V.3 : convergence de la solution du coefficient de traînée

V.2.1 Sensibilité de maillage :

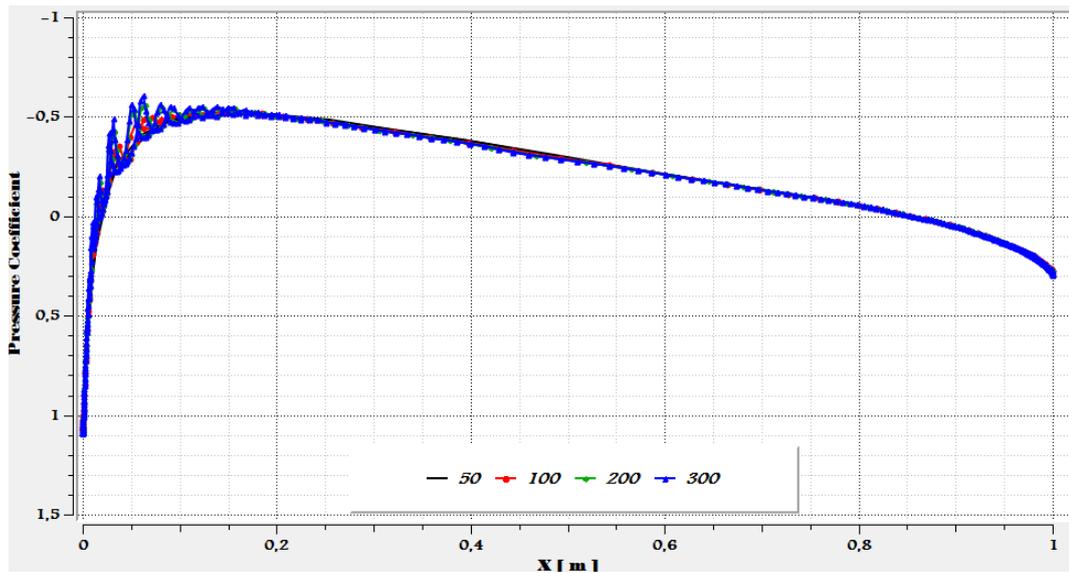
Dans la présente étude, des différentes dimensions des grilles avec des cellules quadrilatères m_1 , m_2 , m_3 , m_4 et m_5 ont été utilisées pour garantir l'indépendance des résultats calculés. Ceci a été réalisé en obtenant des solutions avec une taille de grille croissante jusqu'à ce qu'une étape soit atteinte où la solution présentait des changements négligeables avec une augmentation supplémentaire du nombre de cellules, comme le montre le tableau (V.1).

Dans le tableau (V.1), la distribution des données numériques obtenues du modèle de transition en termes de coefficients de portance et de traînée du profil aérodynamique NACA0012 en fonction de la taille de la grille sont donnés à $AoA = -0.14^\circ$ et pour Mach égal à 0.6, 0.779 et 0.82. Selon le tableau (V.1), la taille de grille donnant un résultat indépendant du réseau était de 160000

Tableau V.1 : les résultats obtenus de différents maillages

maillage	Coefficient	$M = 0.6$	$M = 0.779$	$M = 0.82$
10000	c_L	-0.012859	-0.023896	-0.02458
	c_D	0.0093098	0.020593	0.037893
40000	c_L	-0.013219	-0.026118	-0.028202
	c_D	0.0067402	0.0129	0.032925
160000	c_L	-0.01367	-0.025893	-0.031001
	c_D	0.0093429	0.011712	0.031878
250000	c_L	-0.013094	-0.026494	-0.03159
	c_D	0.0061773	0.011703	0.03159
300000	c_L	-0.013445	-0.026334	-0.031661
	c_D	0.0061413	0.011638	0.031675

Selon les suivantes figures (V.4), (V.5) et (V.6), la taille de grille donnant une distribution de coefficient de pression indépendante du réseau était de 160000.

**Figure V.4** : distribution de coefficient de pression autour NACA0012 à $M_\infty = 0.6$

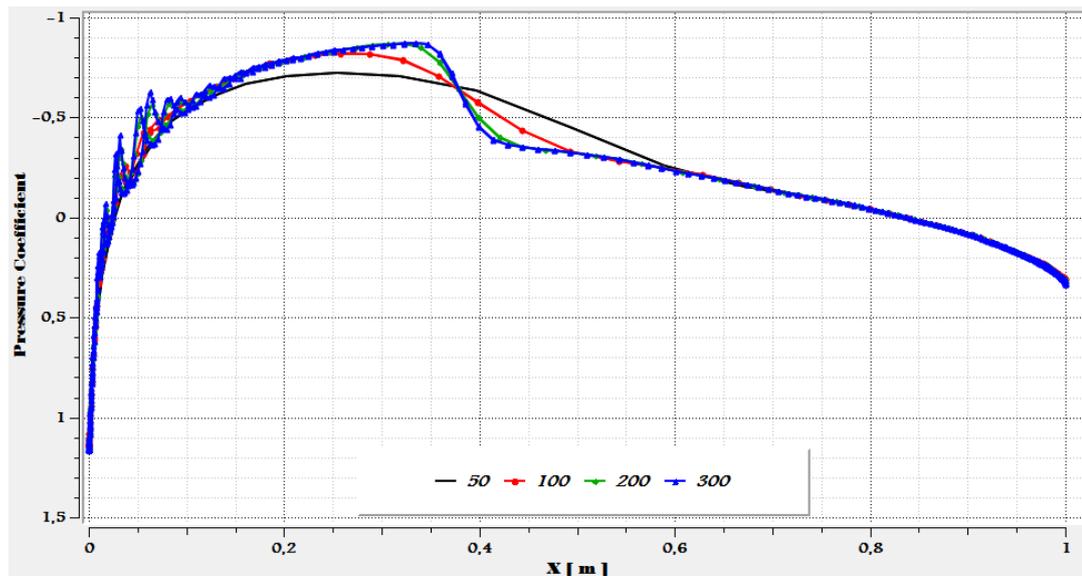


Figure V.5: distribution de coefficient de pression autour NACA0012 a $M_\infty = 0.779$

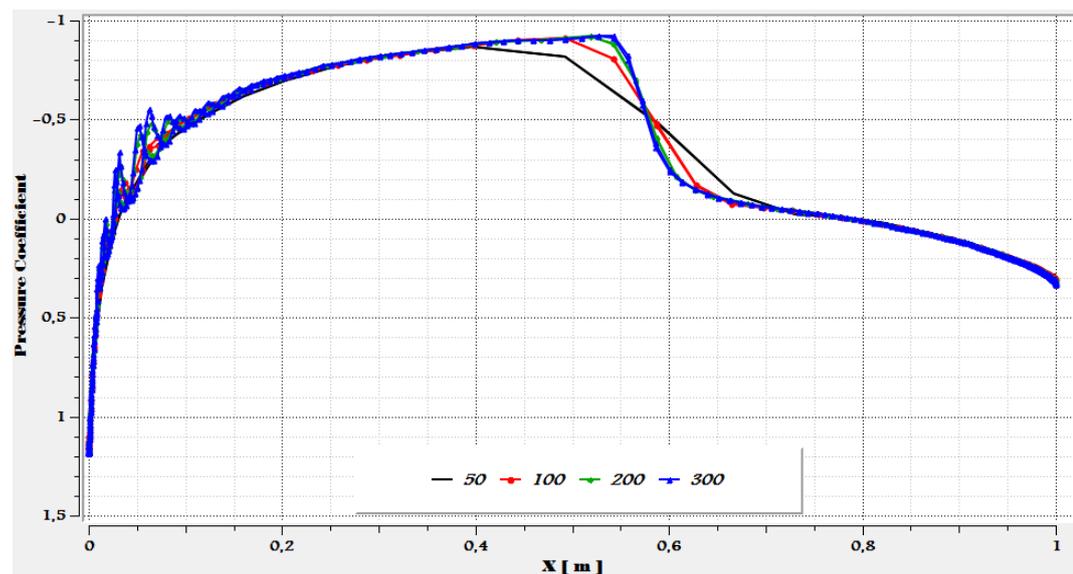


Figure V.6 : distribution de coefficient de pression autour NACA0012 a $M_\infty = 0.82$

Pour valider la méthode numérique actuelle, la variation des coefficients de traînée (c_D) et de force normale (c_L) pour la présente étude, les résultats numériques de *Novel Kumar Sahu* [a] et les données expérimentales d'*Harris* [b] sont présentées dans le tableau (V.2). Les résultats numériques de la présente étude et de l'étude de *Novel Kumar Sahu* [a] ont été comparés aux données expérimentales d'*Harris* [b] (les données d'*Harris* [b] ont été utilisées pour le calcul des erreurs).

Tableau V.2 : comparaison avec les références [a] et [b] et l'erreur relative

	c_L			c_D		
	M=0.6	M=0.779	M=0.82	M=0.6	M=0.779	M=0.82
Harris	-0.016	-0.013	/	0.0006	0.007	/
Novel Kumar Sahu et al [a]	-0.016	-0.010	-0.039	0.0021	0.006	0.0227
Erreur	0%	23%	/	250%	14.85%	/
La présente étude	-0.016	0.0009	-0.031	0.0006	0.012	0.0318
Erreur	0%	92%		0%	42%	

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 $30 \sim 50 < y^+ < 500$.

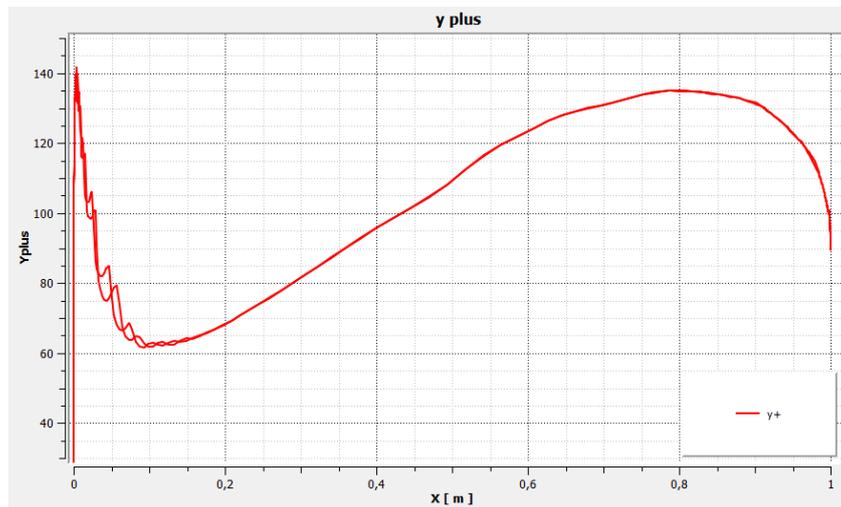


Figure V.7 : la coordonné y^+ de premier point de la grille autour le profile NACA0012 pour le maillage choisie

V.3 Influence de modèle de turbulence :

Afin de montrer l'influence de modèle de turbulence sur les résultats de notre problématique, on a comparé les résultats du deux modèles de turbulence ($k - \epsilon$ vs $k - \omega$ SST)

Les valeurs tabulées des coefficients de portance et de traînée (Tableau V.3) montrent que les deux modèles donnent des valeurs très similaires des coefficients.

Tableau V.3 : comparaison des résultats obtenus des deux modèles de turbulence

		$M = 0.73$	$M = 0.75$	$M = 0.779$
Modèle $k - \varepsilon$	c_L	0.0008957	0.0009385	0.00098937
	c_D	0.0101255	0.010401	0.0123119
Modèle $k - \omega SST$	c_L	0.0007553	0.000836	0.000784
	c_D	0.008942	0.009315	0.0111803

La Figure V.8 montre que les allures de la distribution de coefficient de pression C_p donnés par les deux modèles de turbulence sont confondues.

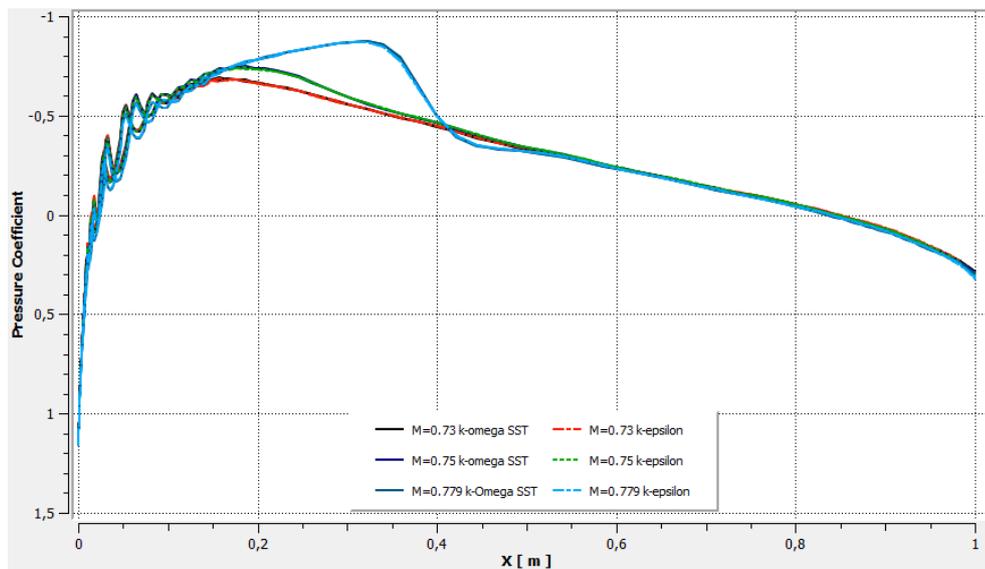


Figure V.8 : Influence de modèle de turbulence sur position d'onde de choc

V.4 Etude du nombre de Mach critique

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

Le Mach critique dépend de plusieurs paramètres qui sont :

- Le nombre de Mach amont M_∞ .
- L'angle d'incidence.
- Le type de profil.

V.4.1 Effet de l'écoulement amont M_∞ :

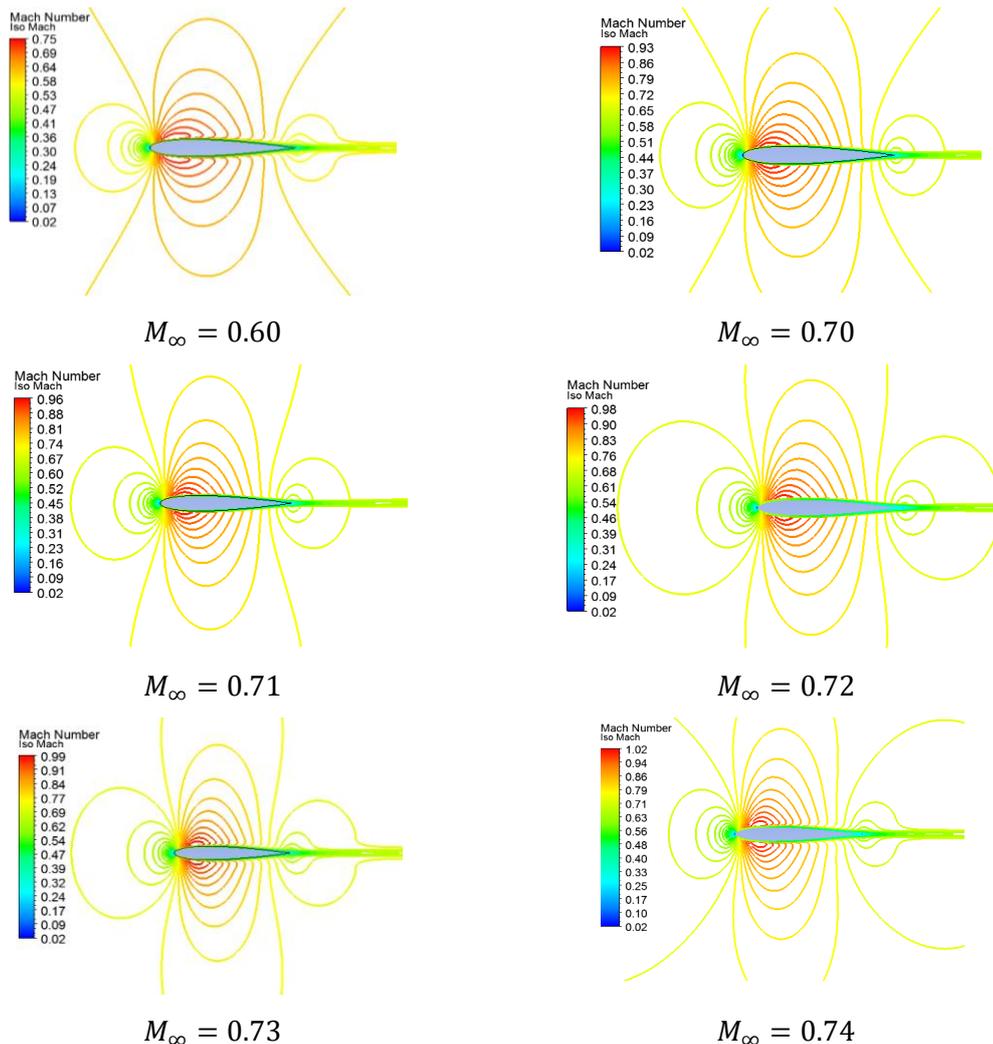
Pour un angle d'attaque nul, on a étudié le nombre de Mach Local Maximal pour une gamme de M_∞ ($M_\infty \in [0.6, 0.75]$) jusqu'à l'apparition de nombre de Mach sonique (tableau V.4).

Tableau V.4: évaluation de Mach Local Maximal en fonction de Mach infini amont

	$M = 0.6$	$M = 0.7$	$M = 0.71$	$M = 0.72$	$M = 0.73$	$M = 0.74$	$M = 0.75$
$M_{L Max}$	0.74	0.93	0.955	0.978	0.989	1.016	1.048

V.4.1.1 Les Lignes Iso-Mach :

Le tracé des contours de nombre de Mach pour différents Mach infini, illustre bien le Mach critique correspondant à l'apparition des premiers points soniques (figure V.9).



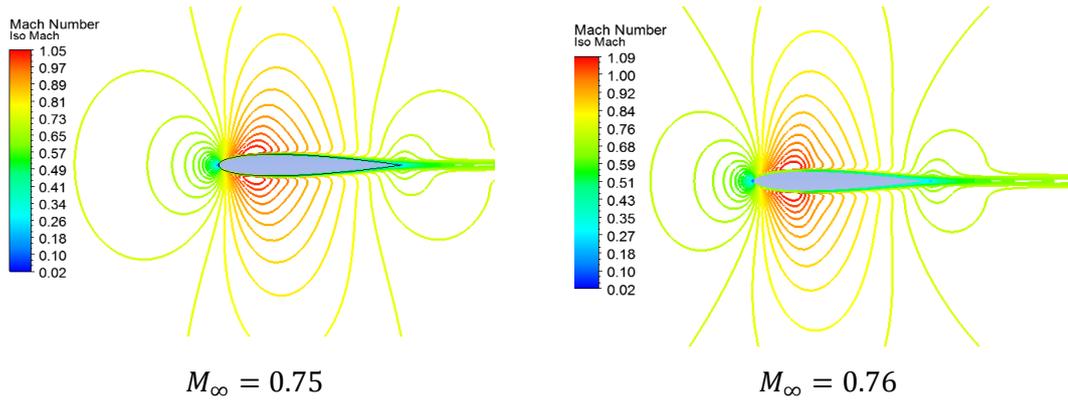


Figure V.9 : les lignes Iso-Mach autour NACA0012 à $M_\infty \in [0.60, 0.76]$

D'après ces résultats, on remarque que :

- ✓ le nombre de Mach amont M_∞ correspondant à l'apparition des premiers points localement sonique pour le profil symétrique NACA0012 égal à $M_\infty = 0.74$.

V.4.1.2 les lignes iso-pression :

Le tracé des contours de pression statique confirme la présence de la zone supersonique et l'apparition de l'onde de choc pour un nombre de Mach supérieur au nombre de Mach Critique ($M_\infty = M_{critique} + \epsilon$).

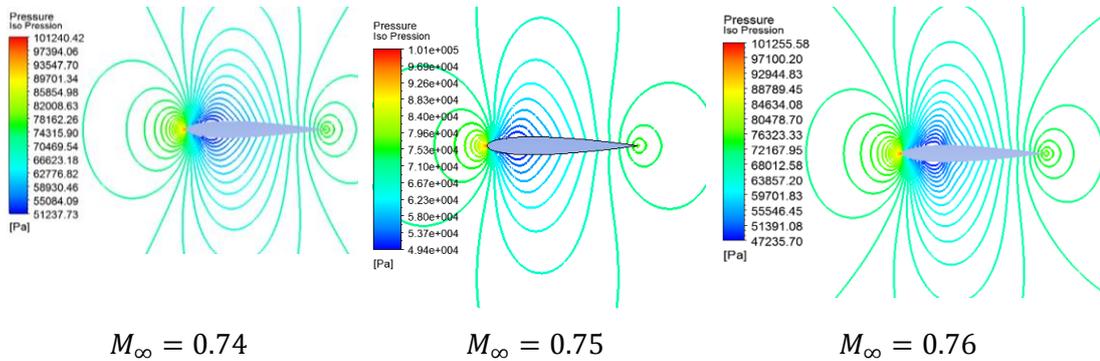


Figure V.10 : les lignes Iso-Pression autour NACA0012

V.4.1.3 distribution de coefficient de pression :

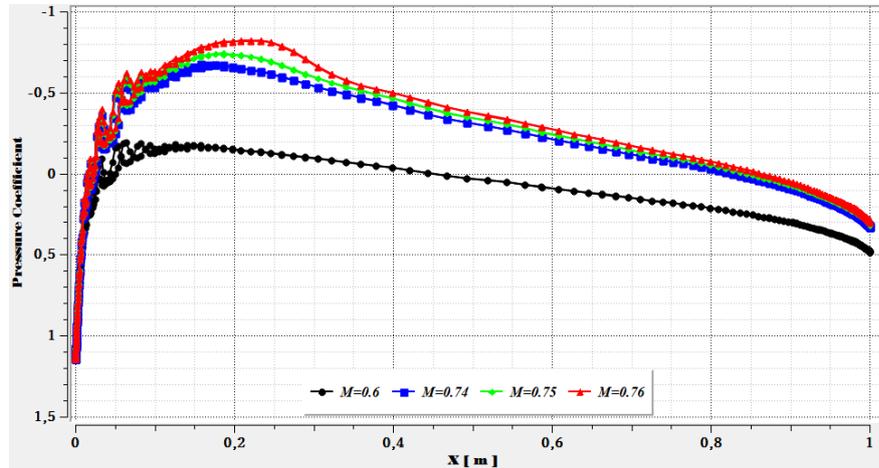


Figure V.11 : la distribution de coefficient de pression autour NACA0012 à $M_{\infty} \in [0.60,0.76]$

- La pression qui s'exerce sur l'extrados et l'intrados sont identiques, vu que le profil est symétrique et que l'écoulement se fait à l'incidence nulle.
- Pour un Nombre de Mach égal à 0.76, on a un changement brusque de coefficient de pression ce qui représente la présence de l'onde de choc.

V.4.2 Effet de l'angle d'attaque :

Pour voir les effets de l'angle d'incidence sur le nombre de mach critique, nous avons examiné plusieurs cas, commençant par $AoA = 0^\circ$ jusqu'à $AoA = 4^\circ$ comme présentés dans le tableau(V.5) et la figure (V.12) qui représente les lignes Iso Mach autour profil NACA0012 :

Tableau V.5 : évaluation de Mach Critique en fonction de l'angle d'attaque (AoA)

AoA	0°	2°	3°	4°
$M_{Critique}$	0.75	0.645	0.6	0.57

V.4.2.1 Les Lignes Iso Mach :

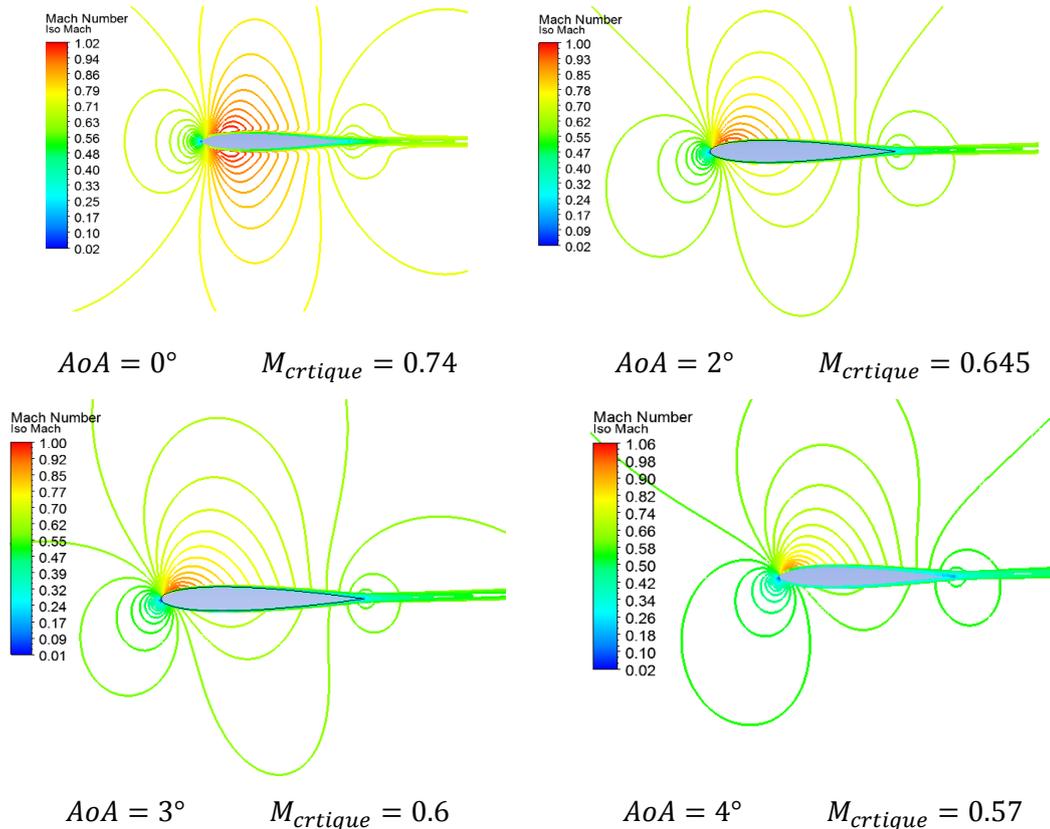


Figure V.12 : Effet de l'angle d'attaque sur le Mach critique

D'après ces résultats, on constate que, au fur et à mesure l'angle d'attaque augmente le nombre de Mach critique diminue.

V.4.3 Effet de la géométrie

Dans ce cas, on a étudié deux profils différents, un profil symétrique NACA0012, et un profil supercritique non symétrique OAT15A.

Au départ, on s'est fixé une épaisseur de 12% « NACA0012 », et on a fait varier le nombre de Mach pour un angle d'incidence nul ($\alpha=0^\circ$) jusqu'à l'apparition de la zone supersonique, et ensuite l'apparition de l'onde de choc (V.3.1 Effet de l'écoulement amont M_∞). Maintenant, on fait la même chose pour le profil OAT15A.

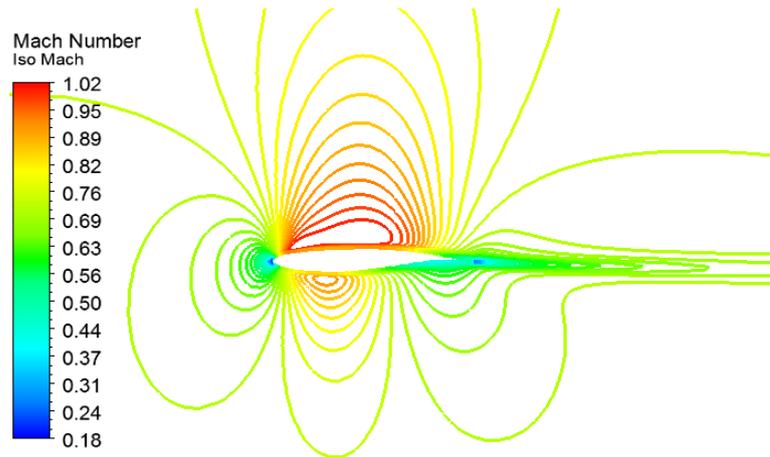


Figure V.13: les lignes Iso-Mach autour OAT15A $M_{\text{critique}} = 0.75$

Le tracé de la distribution du coefficient de pression pour différents Mach infini, illustre bien le Mach critique correspondant à l'apparition de l'onde de choc. Le tracé des contours de pression statique confirme la présence de la zone supersonique et l'apparition de l'onde de choc.

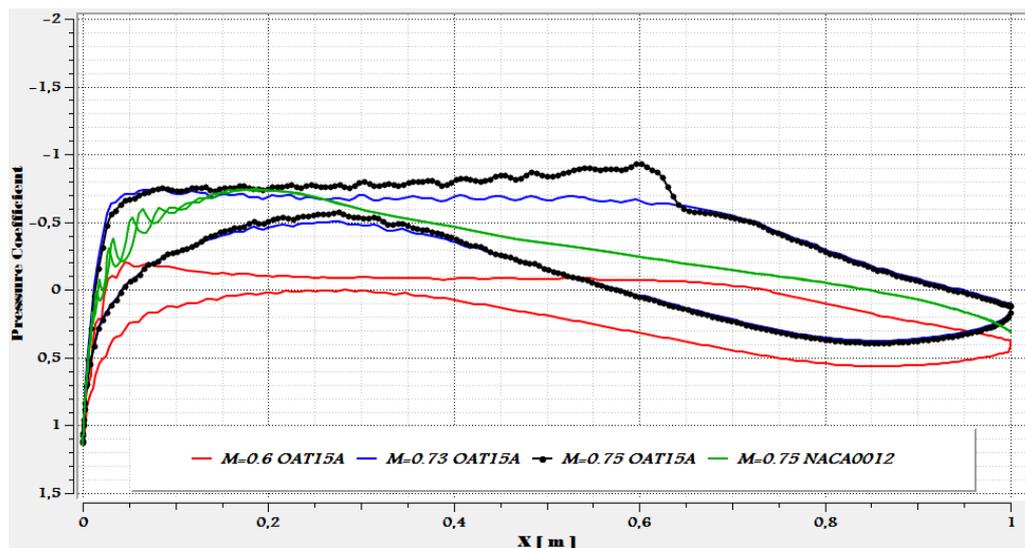


Figure V.14: distribution du coefficient de pression autour OAT15A

La mise au point des profils spéciaux (supercritiques) a permis d'augmenter le Mach Critique. Dans ce travail on a étudié comment le nombre de Mach critique varie avec le type de profil.

V.5 description de l'écoulement :

V.5.1 Influence de Mach infini :

V.5.1.1 sur l'onde de choc :

Le tracé des lignes d'iso-Pression sur profil NACA0012 (figures V.15), met en évidence la présence de l'onde de choc et sa position, et les courbes de la distribution de coefficient de pression (figure V.16) nous permet de préciser l'intensité de l'onde de choc et aussi sa position qui est montré dans le tableau (V.6)

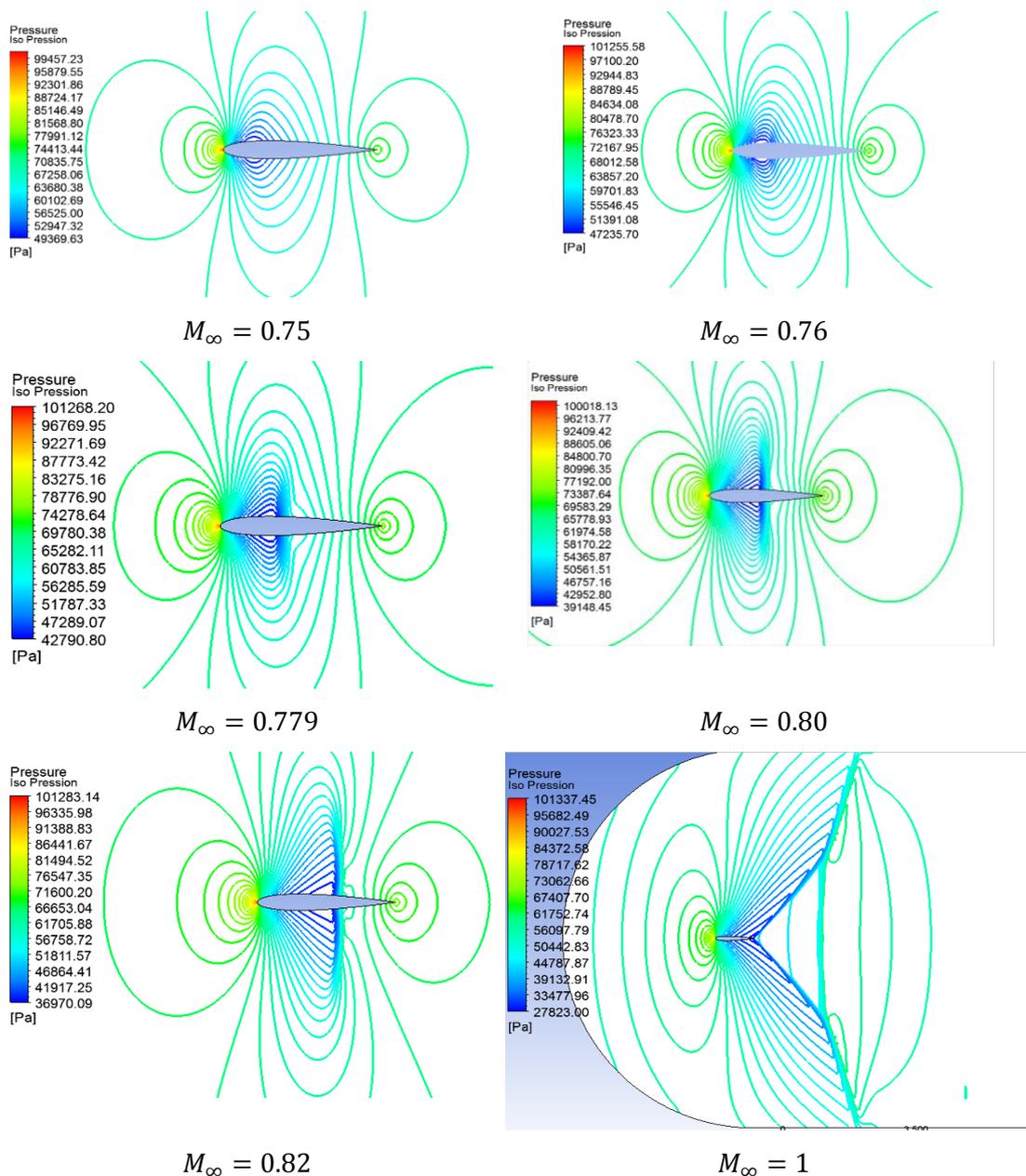


Figure V.15 : les lignes Iso-Pression autour NACA0012 à AoA nulle

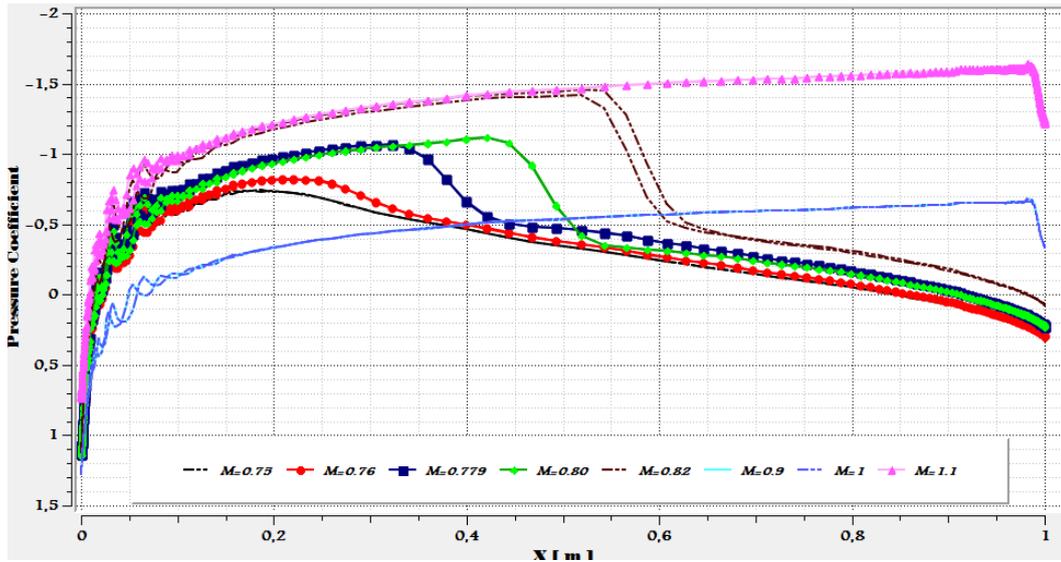


Figure V.16 : distribution de coefficient de pression pour différent nombre de Mach

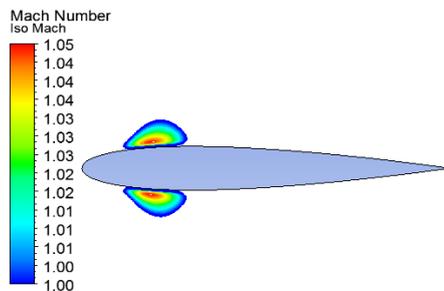
Tableau V.6 position de l'onde de choc en fonction de nombre de Mach

Nombre de Mach	0.75	0.779	0.80	0.82	1
Position de l'onde de choc	0.25	0.35	0.44	0.55	0.99

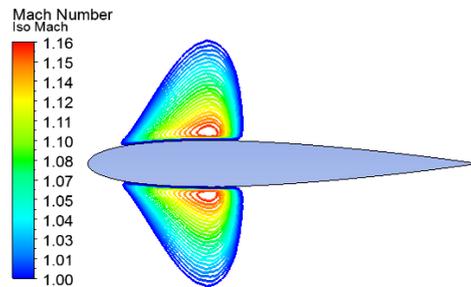
On remarque que plus le nombre de Mach est grand, l'onde de choc est repoussée vers l'arrière du profil.

V.5.1.2 Sur la pochette supersonique :

Pour le cas d'un profil NACA0012 et $AoA = 0^\circ$, on remarque ; d'après la figure V.17 qui représente les pochettes supersoniques ; que plus le nombre de Mach est grand , plus la zone supersonique augmente engendrant une augmentation de la portance d'une part, et d'autre part l'onde de choc est repoussée vers l'arrière du profil.



$M_\infty = 0.75$



$M_\infty = 0.779$

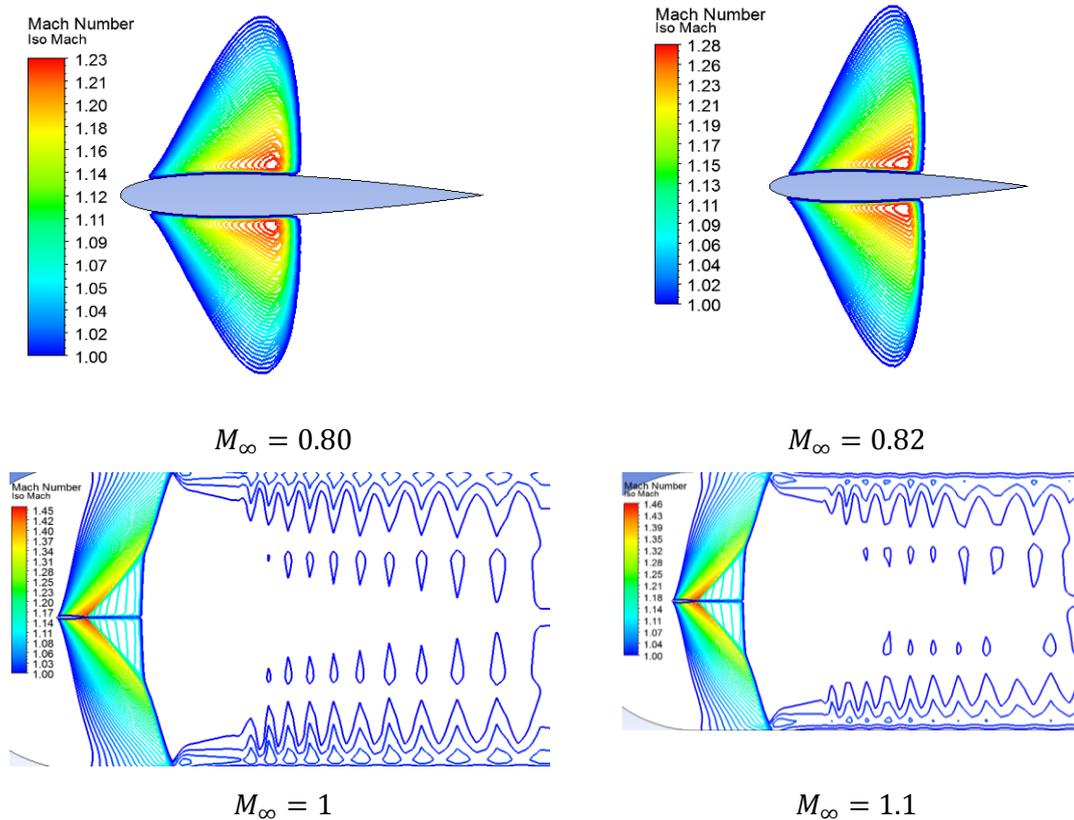


Figure V.17 les pochettes supersonique autour NACA0012 à AoA nulle

V.5.2 Influence d'Angle d'Attaque :

Il est clair, que pour l'angle d'incidence nulle, on remarque une parfaite symétrie des contours du nombre de Mach et de la pression. Cette symétrie est traduite par la coïncidence parfaite des coefficients de pression de l'intrados et de l'extrados. On note pour ce cas, que la dépression se localise au voisinage de l'épaisseur maximale du profil et cela sur aussi bien sur l'intrados que sur l'extrados. L'influence de l'angle d'incidence est bien marquée sur les (Figure V.18 et Figure V .19).

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 augmentation affecte aussi la position (**tableau V.7**) et l'épaisseur de l'onde de choc. L'augmentation de l'angle d'incidence pousse cette onde vers le bord de fuite et allonge son épaisseur. Les résultats montrent aussi que la zone supersonique augmente avec l'angle d'incidence.

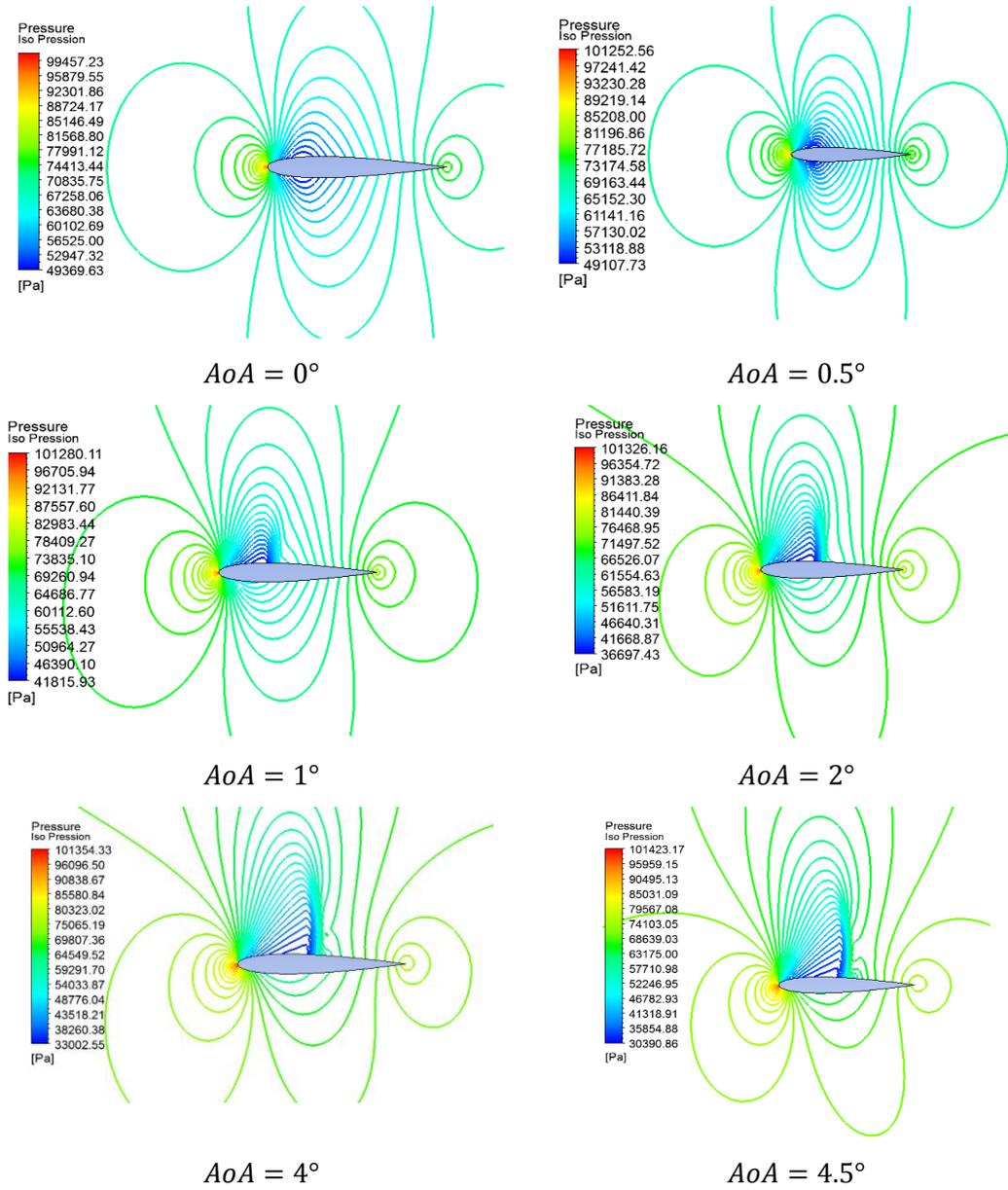


Figure V.18 les lignes iso-pression autour NACA0012 à $M_\infty = 0.75$

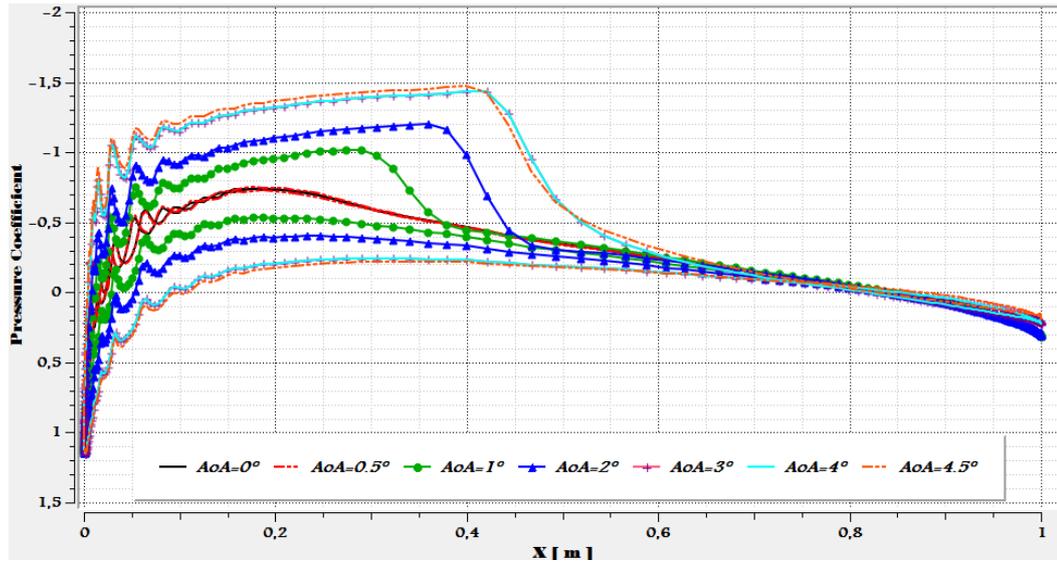
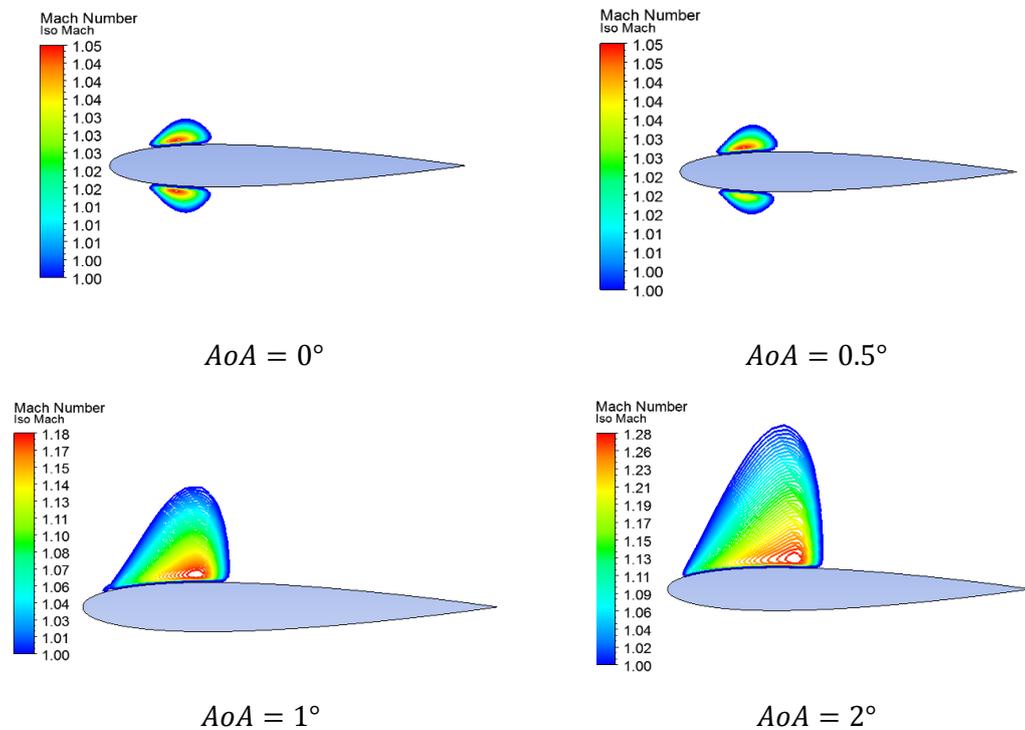


Figure V.19 la distribution de coefficient de pression autour NACA0012 à $AoA = 0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ$

Tableau V.7 : position de l'onde de choc en fonction de l'angle d'attaque

Nombre de Mach	0°	1°	2°	3°	4°
Position de l'onde de choc	0.25	0.30	0.39	0.41	0.45



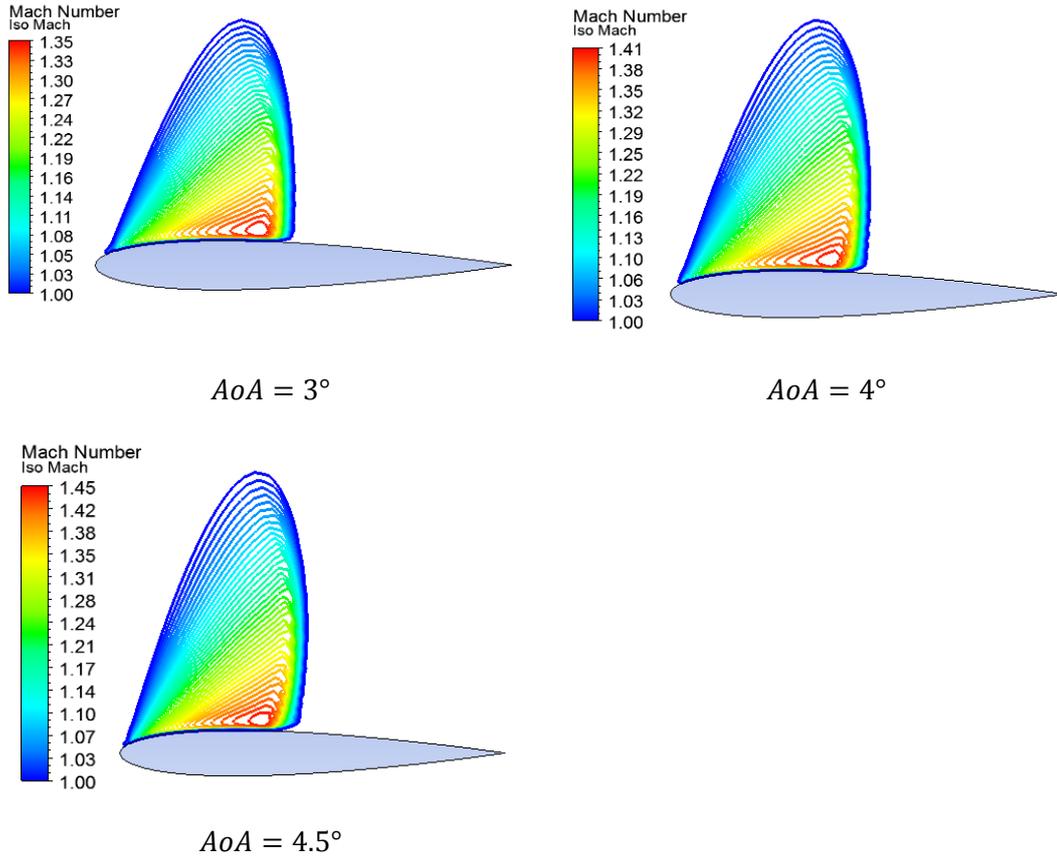
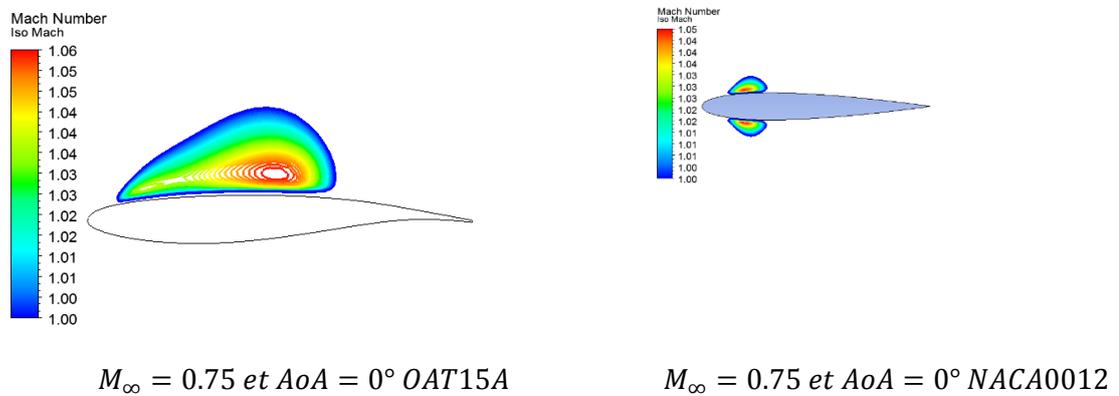
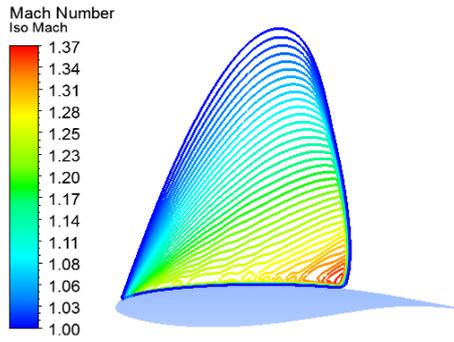


Figure V.20 les pochettes supersonique autour NACA0012 à $M_\infty = 0.75$

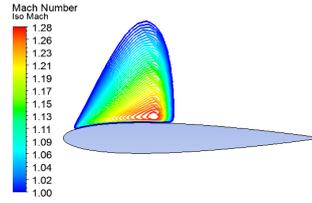
V.5.3 Influence de la géométrie :

Les figures (V.21), (V.22) et (V.23) représentent respectivement les contours d'iso-Mach, les contours d'iso-Pression et la distribution du coefficient de pression pour un nombre de Mach = 0.75 et $AoA = 0^\circ$, puis à $AoA = 2^\circ$, et un nombre de Mach sonique= 1.

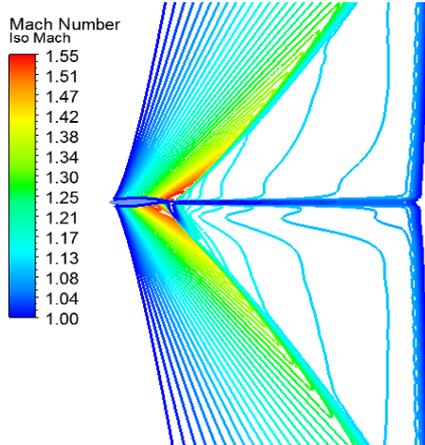




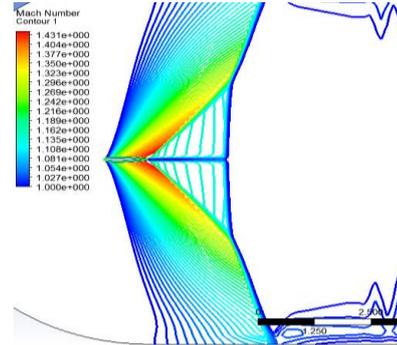
$M_{\infty} = 0.75$ et $AoA = 2^{\circ}$ OAT15A



$M_{\infty} = 0.75$ et $AoA = 2^{\circ}$ NACA0012

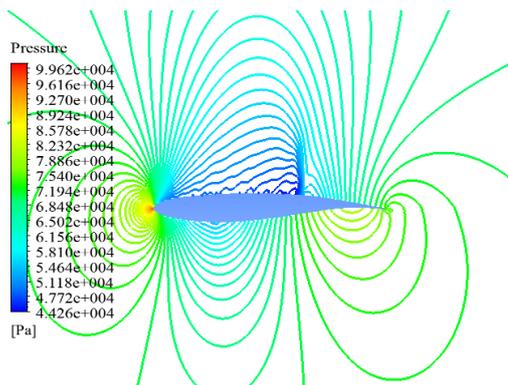


$M_{\infty} = 1$ et $AoA = 0^{\circ}$ OAT15A

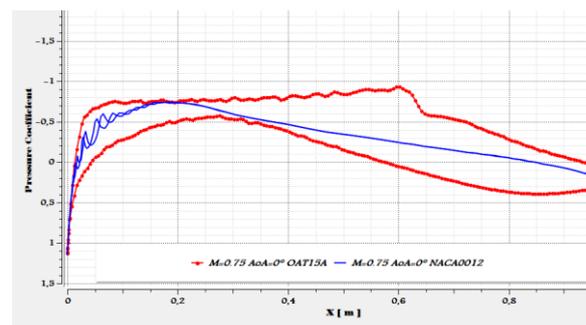


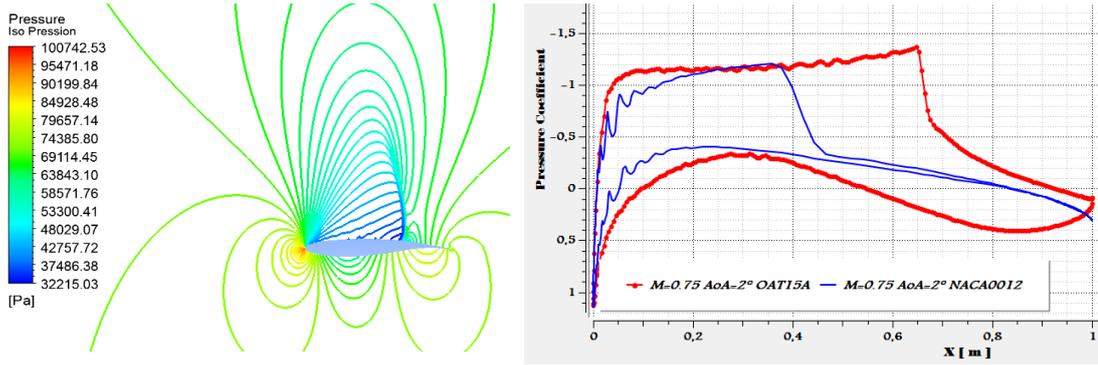
$M_{\infty} = 1$ et $AoA = 0^{\circ}$ NACA0012

Figure V.21 Comparaison entre les pochettes supersonique autour OAT15A et NACA0012



$M_{\infty} = 0.75$ et $AoA = 0^{\circ}$ OAT15A



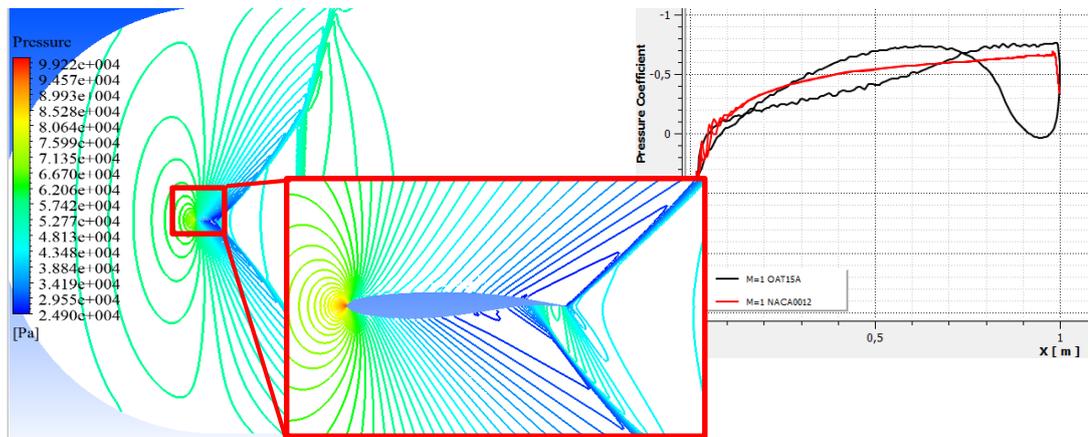


$M_{\infty} = 0.75$ et $AoA = 2^{\circ}$ OAT15A

C_p

-a-

-b-



$M_{\infty} = 1$ et $AoA = 0^{\circ}$ OAT15A

Figure V.22 Comparaison entre la position d'onde de choc autour OAT15A et NACA0012

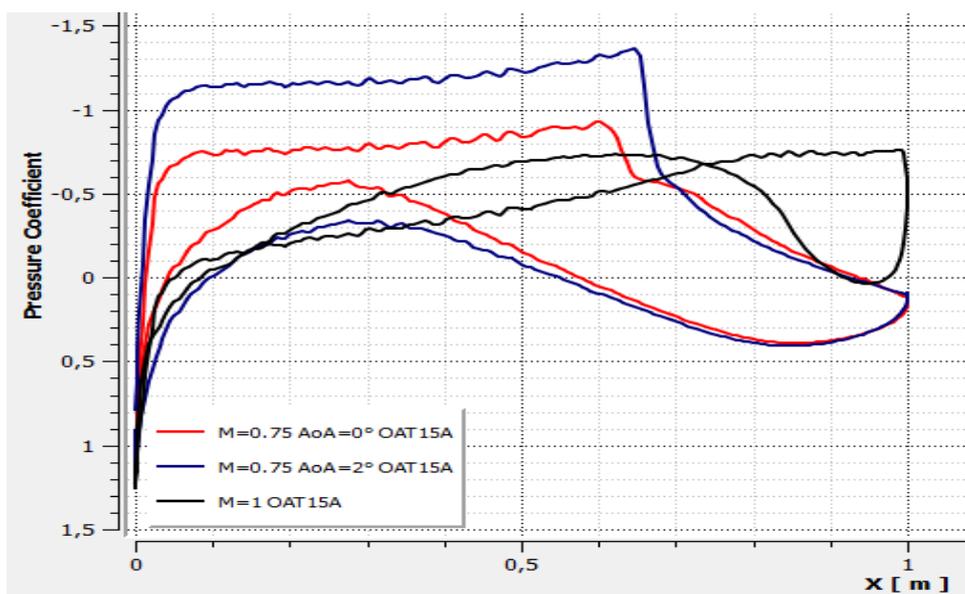


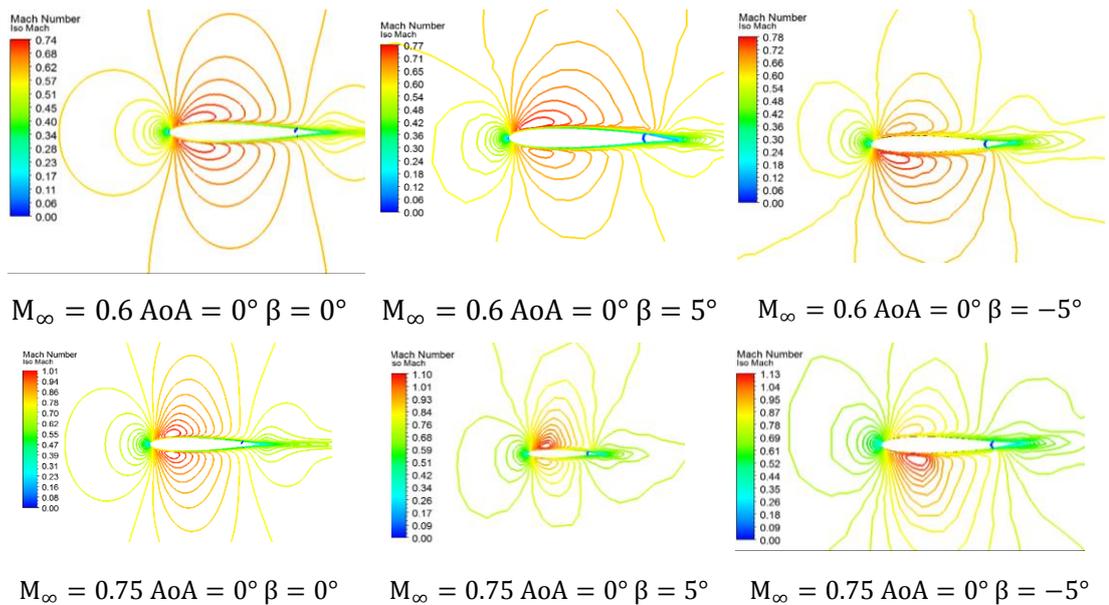
Figure V.23 : la distribution de coefficient de pression autour OAT15A

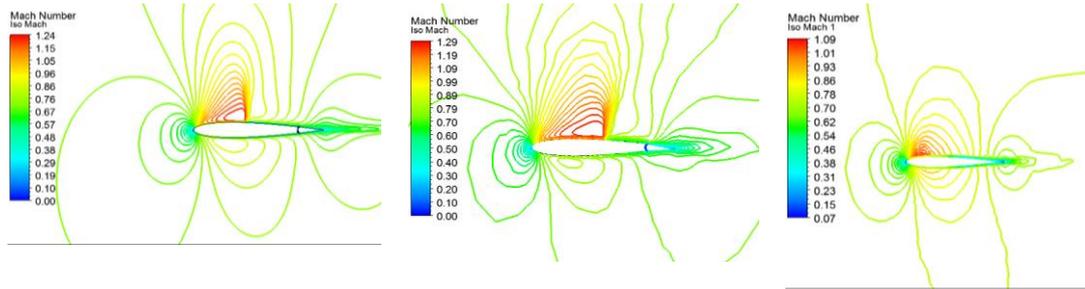
Ces figures montrent une zone supersonique plus grande dans le cas du profil supercritique avec une onde de choc plus repoussée vers l'arrière. Pour le profil non symétrique ($M = 0.75$ et $AoA = 2^\circ$); l'onde de choc est localisé à 70% de la corde, par contre pour le profil NACA0012, elle est localisée à 44% de la corde. Ainsi, l'interaction entre l'onde de choc et la couche limite qui est un phénomène induisant une augmentation de la trainée, est retardé pour un profil supercritique, entraînant une réduction de cette dernière. De même, on remarque sur la figure (V.22 -b-), que la surface représentée par la distribution du c_p sur l'extrados et l'intrados du profil supercritique est de loin plus importante que celle du profil NACA0012. Ce qui représente une augmentation de portance conséquente. D'où l'utilisation de ces profils supercritiques sur les avions modernes.

V.5.4 Influence de surface de contrôle

V.5.4.1 Aileron :

Les contours Iso Mach autour NACA0012 avec Aileron sont présentés dans la figure (V.24), ou on peut remarquer une petite diminution de nombre de Mach Local en comparant avec le profil simple, et aussi on constate que pour un angle de braquage négative et à incidence nulle, l'écoulement est complètement inversé. Ainsi que le braquage de l'aileron, importe une dissymétrie de l'écoulement.





$M_\infty = 0.75$ $AoA = 2^\circ$ $\beta = 0^\circ$ $M_\infty = 0.75$ $AoA = 2^\circ$ $\beta = 5^\circ$ $M_\infty = 0.75$ $AoA = 2^\circ$ $\beta = -5^\circ$

Figure V.24 les contours Iso Mach autour NACA0012 avec Aileron 20%*c*

Les figure V.25 et V.26 représentent respectivement la distribution de coefficient de pression autour NACA0012 avec un braquage d’Aileron de ($\beta = -5^\circ, 0^\circ$ et 5°) pour un $M = 0.75$ à $AoA = 0^\circ$ puis à $AoA = 2^\circ$.

On remarque que la distribution de coefficient de pression :

- Est discontinue (on a deux parties : main et aileron)
- Devient dissymétrique si on change l’angle de braquage, et par conséquent, l’augmentation de coefficient de portance

De plus, la présence de l’onde de choc est très claire pour un angle de braquage négatif.

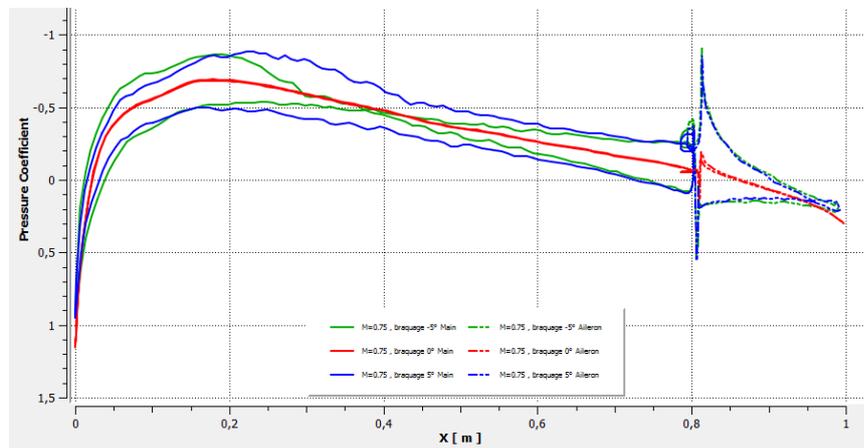


Figure V.25 la distribution de coefficient de pression autour NACA0012 avec

Aileron à $M = 0.75$ et $AoA = 0^\circ$

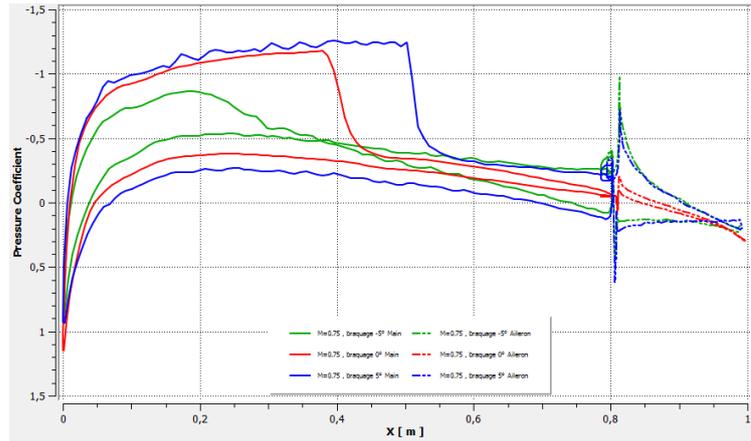
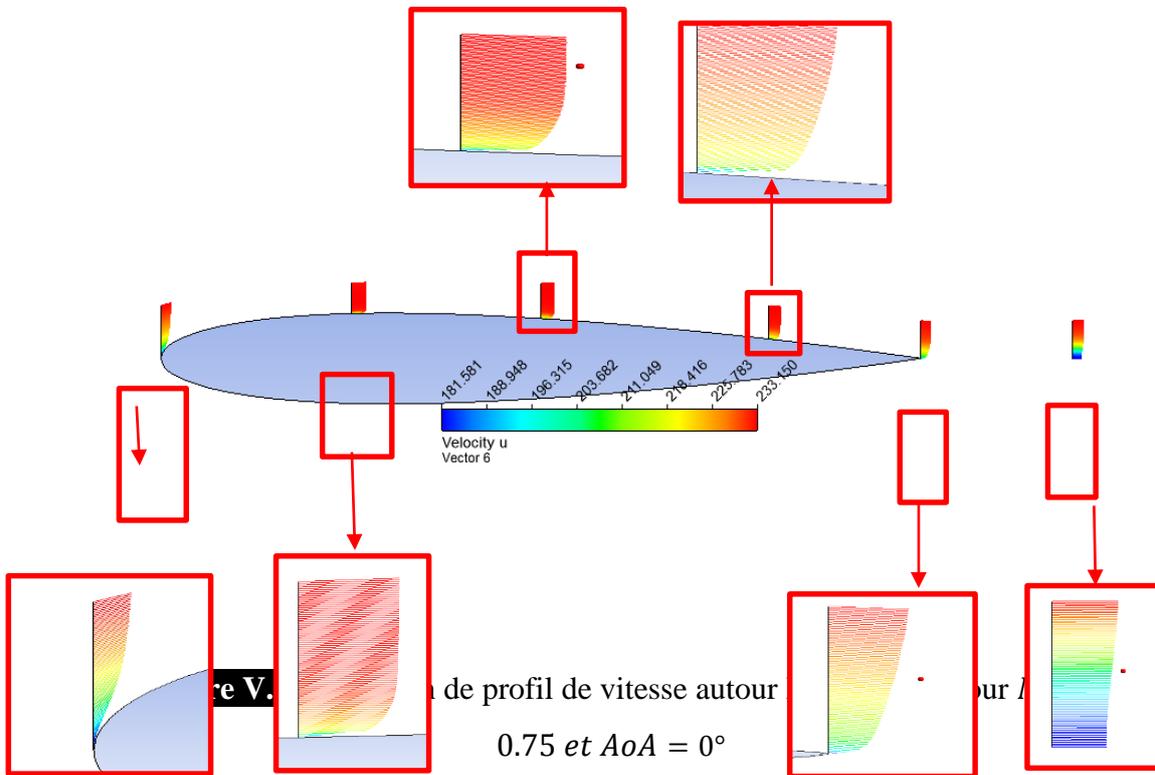


Figure V.26 la distribution de coefficient de pression autour NACA0012 avec Aileron à $M = 0.75$ et $AoA = 2^\circ$

V.6 distribution de la vitesse :

V.6.1 Evolution du profil de vitesse sur le profil NACA0012

En premier lieu, la vitesse moyenne est nulle à la paroi à cause de la condition de non-glissement. Ensuite la vitesse augmente au fur et à mesure qu'on s'éloigne de la paroi du profil jusqu'à atteindre la couche externe. Ce gradient de vitesse détermine l'épaisseur de la couche limite. Sur la figure (V. 27) suivante sont représentés les profils de vitesse, pour plusieurs stations, obtenus pour un nombre de Mach 0.75 et une incidence nulle



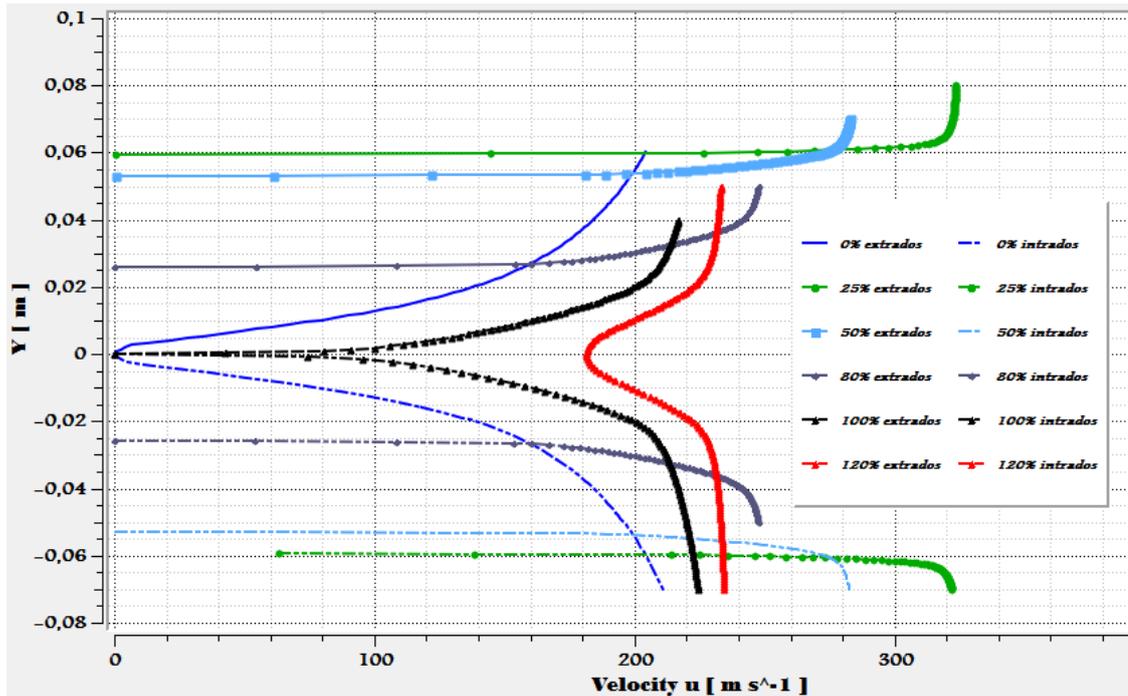
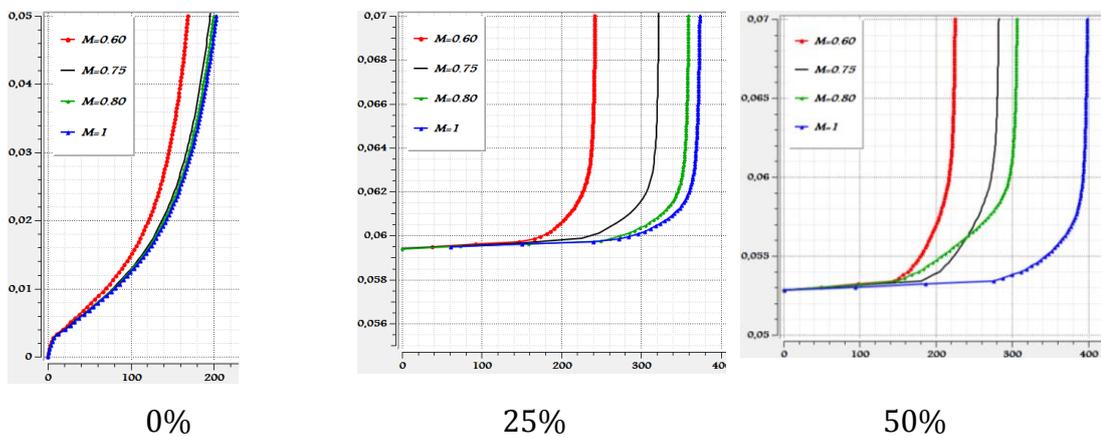


Figure V.28 les profils de vitesse pour $M = 0.75$ et $AoA = 0^\circ$

On remarque que sur la figure (V.28), l'épaisseur de la couche limite augmente le long du profil c'est-à-dire que l'épaisseur augmente en allant vers le bord de fuite.

V.6.2 Effet du nombre de Mach sur la distribution de la vitesse

La figure (V.29) représente la distribution des profils de vitesse sur le profil NACA0012 à la même station pour différents nombres de Mach. Lorsque le nombre de Mach augmente, l'épaisseur de la couche limite diminue ; augmenter M revient à augmenter la vitesse c'est-à-dire accélérer les particules décélérées en proche paroi ce qui entraîne une diminution de la couche limite.



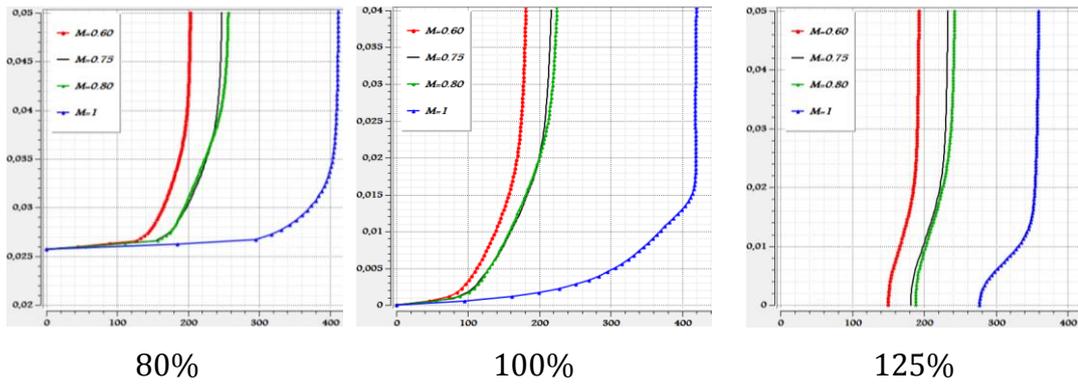
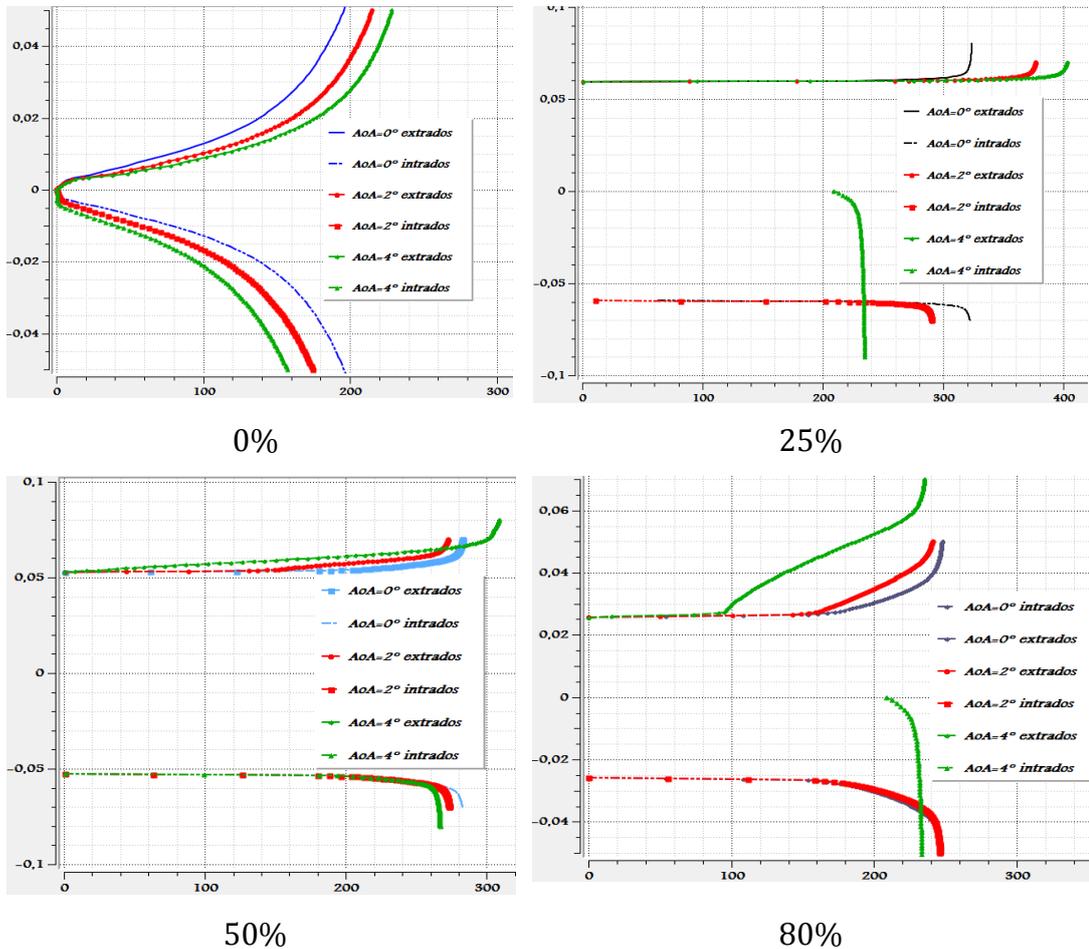


Figure V.29 les profils de vitesse pour différents nombre de Mach

V.6.3 Effet de l'angle d'attaque sur la distribution de la vitesse :

La figure (V.30) représente les profils de vitesse sur le profil NACA 0012 pour différents angles d'attaque ($AoA = 0^\circ, 2^\circ \text{ et } 4^\circ$). Lorsque l'angle d'attaque augmente l'épaisseur de la couche limite augmente et aussi la vitesse sur l'extrados et elle diminue sur l'intrados (sa dépend de la surface entre le profil et les murs haut et bas)



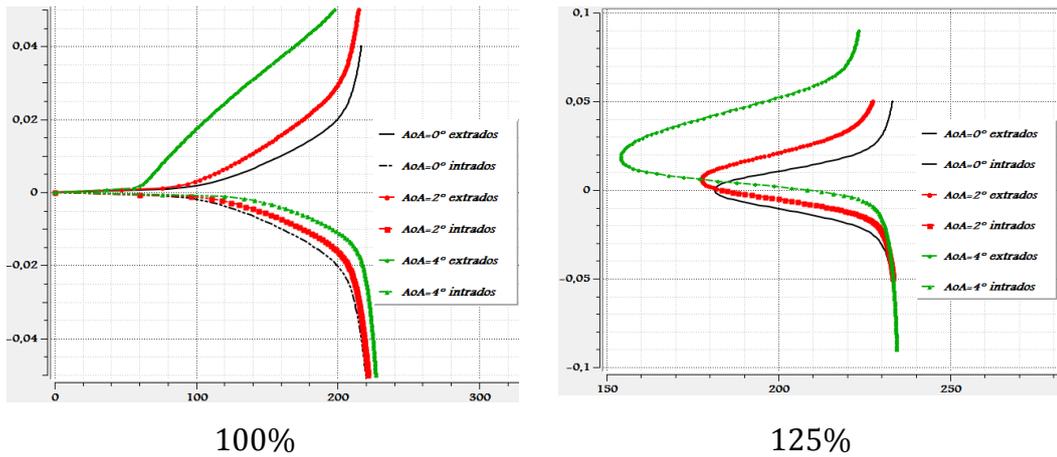
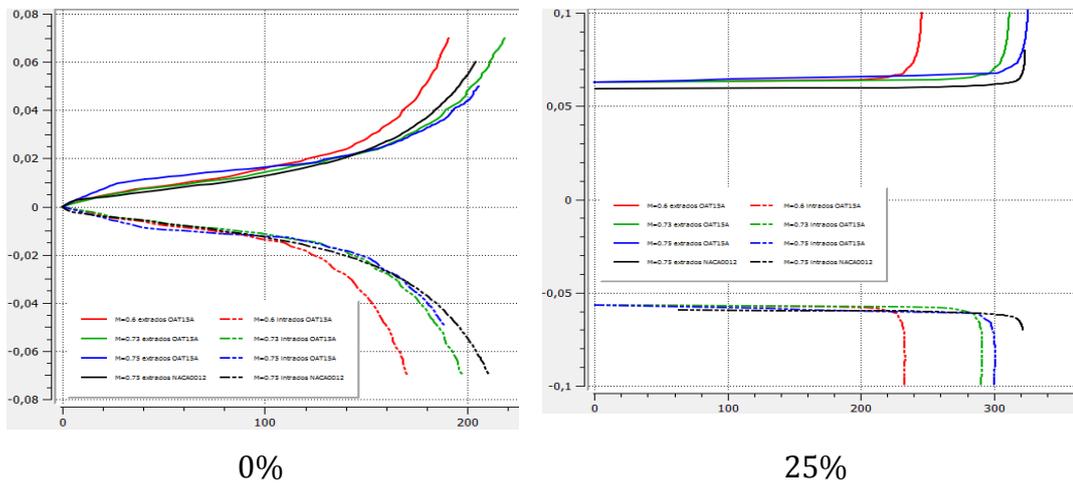


Figure V.30 les profils de vitesse pour différents angle d'attaque

V.6.4 Effet de la géométrie sur la distribution de la vitesse :

La figure (V.31) représente une comparaison entre les profils de vitesse sur le profil NACA 0012 et OAT15A pour différentes stations.

- Il est clair qu'on a une accélération sur le profil OAT15A et une décélération sous ce dernier.
- La vitesse augmente si on augmente nombre de Mach



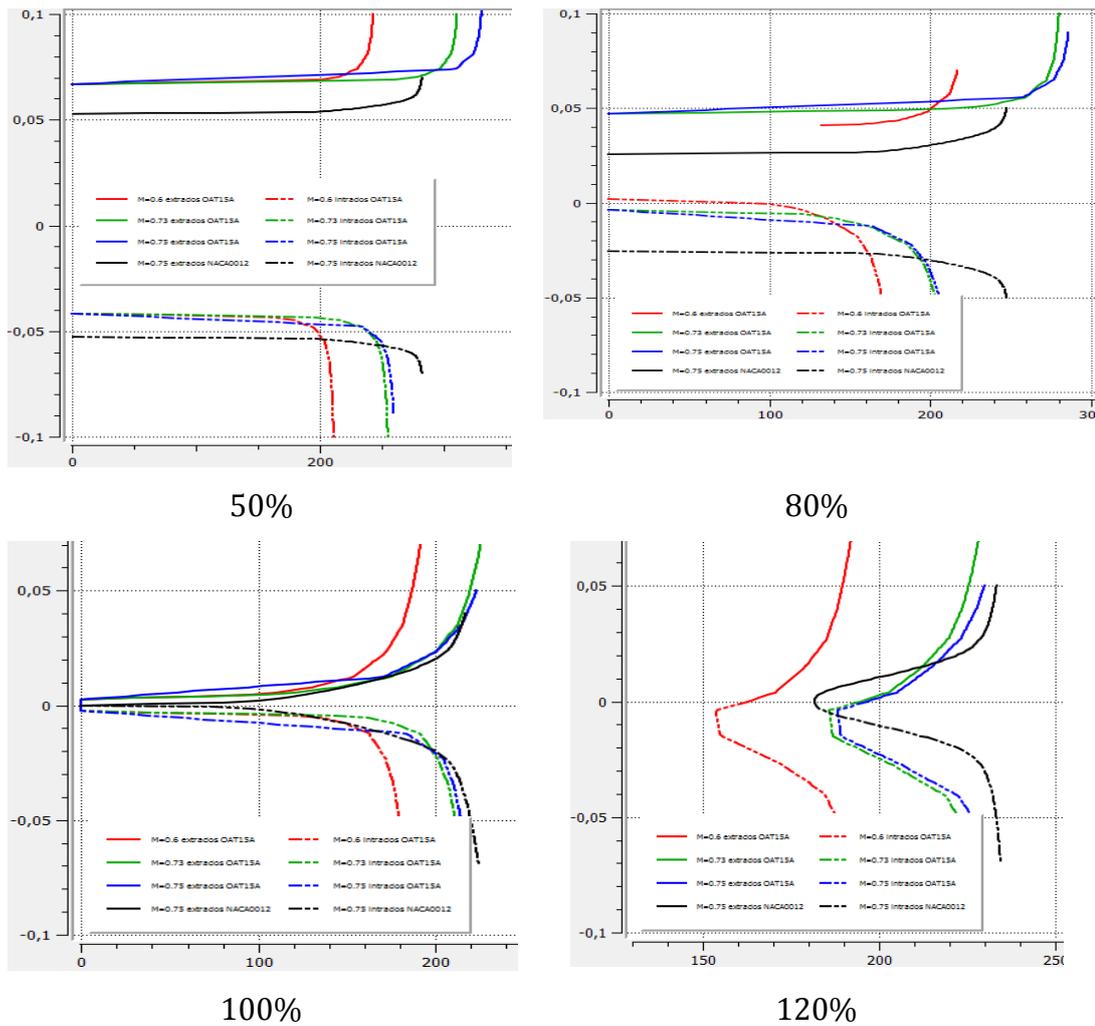
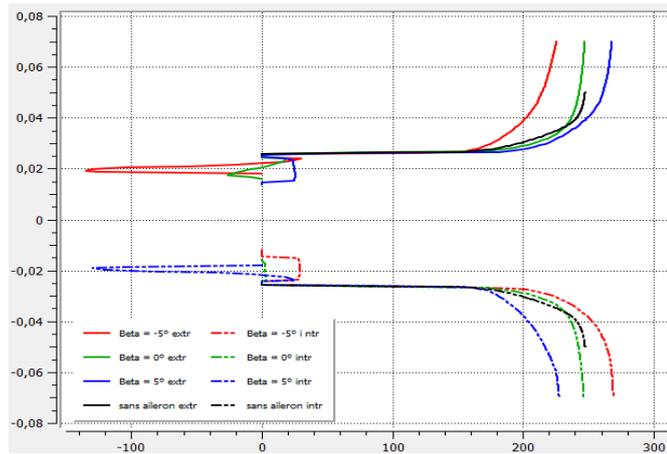


Figure V.31 les profils de vitesse pour les deux profils

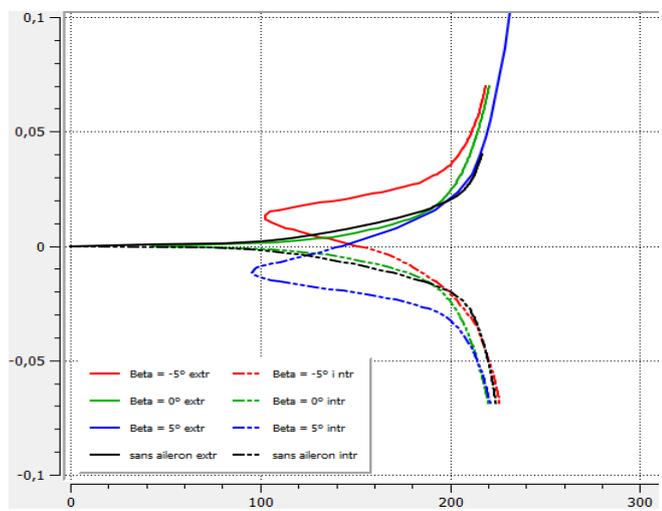
V.6.5 Effet de la surface de contrôle « Aileron » :

Les profils de vitesse évaluée sur un profil classique NACA0012 avec une surface de contrôle (aileron) sont présentés dans la figure V.32 on remarque qu'on a une zone de re-compression dans la zone qui sépare main et aileron

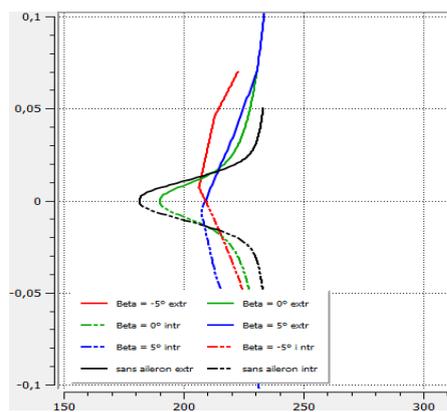
Une accélération sur et une décélération sous le profil pour les deux configurations et pareil si l'angle est nul.



50%



100%



120%

Figure V.32 les profils de vitesse pour profil avec aileron

V.7 les caractéristiques aérodynamiques :

Les coefficients de portance et de traînée numériques ont été comparés aux données expérimentales.

V.7.1 coefficient de portance :

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 Cp sur l'extrados et l'intrados.

$$C_L = \frac{F_Z}{\frac{1}{2}\rho S V^2} = \frac{2F_Z}{\rho S V^2} \tag{V.1}$$

$$C_L = \frac{1}{c} \int_{LE}^{TE} (C_{pl} - C_{pu}) dx = \int_0^1 (C_{pl} - C_{pu}) d\left(\frac{x}{c}\right) \tag{V.2}$$

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

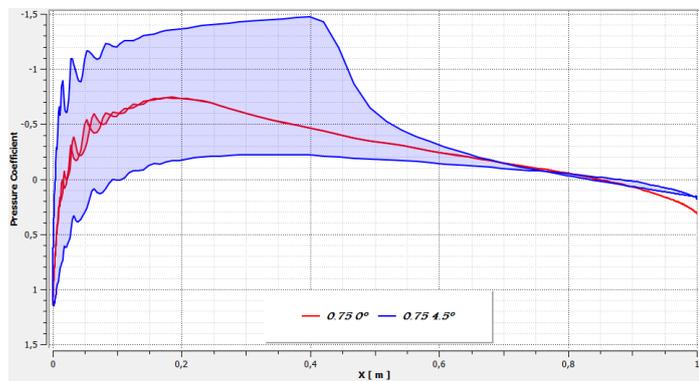


Figure V.33 la surface engendrée entre la distribution de coefficient de pression extra-intrados

V.7.1.1 Effet de nombre de Mach :

Afin de mettre en évidence l'effet de nombre de Mach sur le coefficient de portance en régime transsonique, on a présenté sur la figure (V.34) l'évolution de C_L en fonction de Mach à l'angle de portance nulle

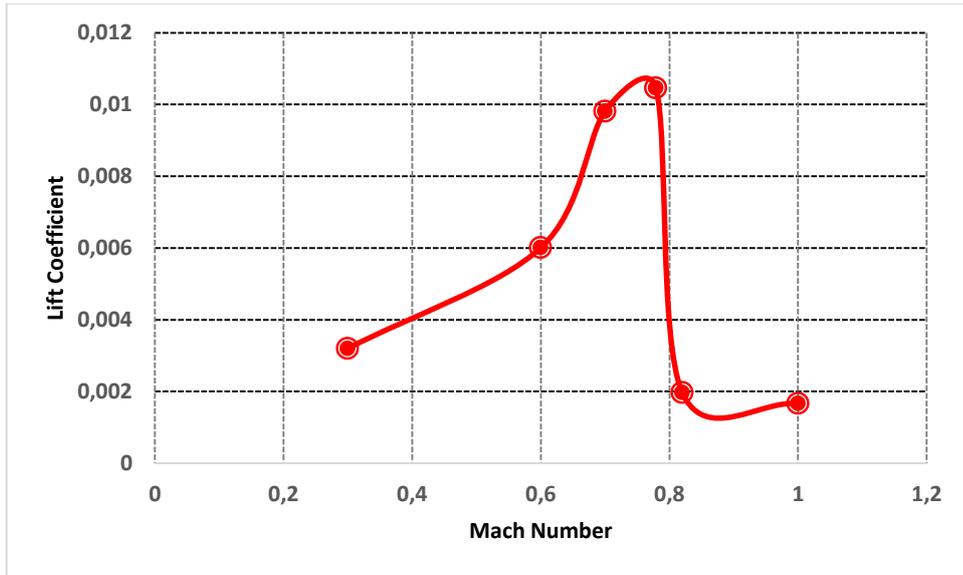


Figure V.34 évaluation de coefficient de portance en fonction de nombre de Mach à $AoA = 0^\circ$

V.7.1.2 Effet de l'angle d'attaque :

V.7.1.2.1 NACA0012 :

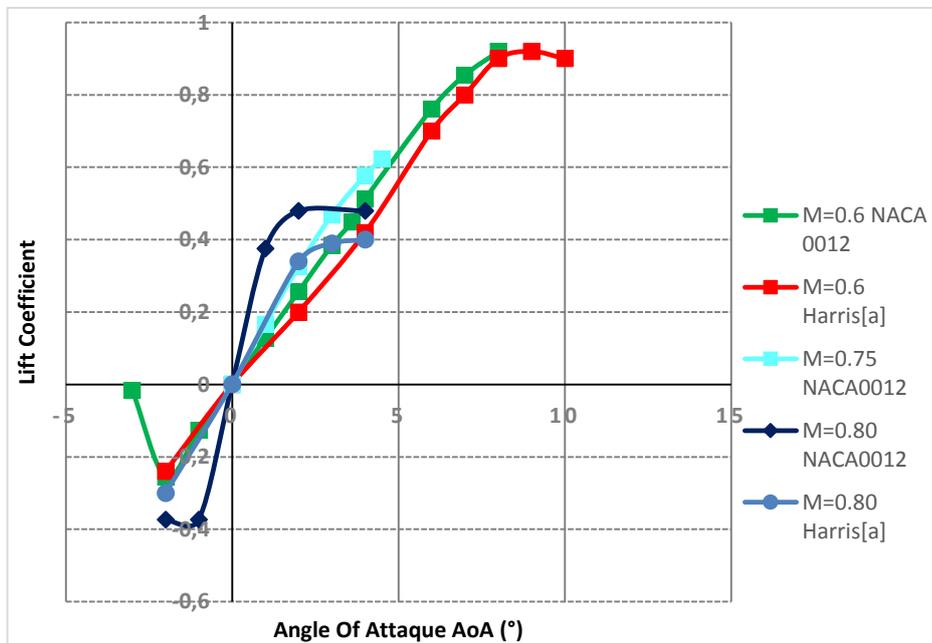


Figure V.35 évolution de coefficient de portance en fonction d'angle d'attaque pour NACA0012 avec validation de résultats

Lorsque l'angle d'attaque augmente, le coefficient de portance augmente de manière significative, 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 ceux qui produisent le plus de portance, on dit que le profil aérodynamique est décroché.

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.

V.7.1.2.2 OAT15A :

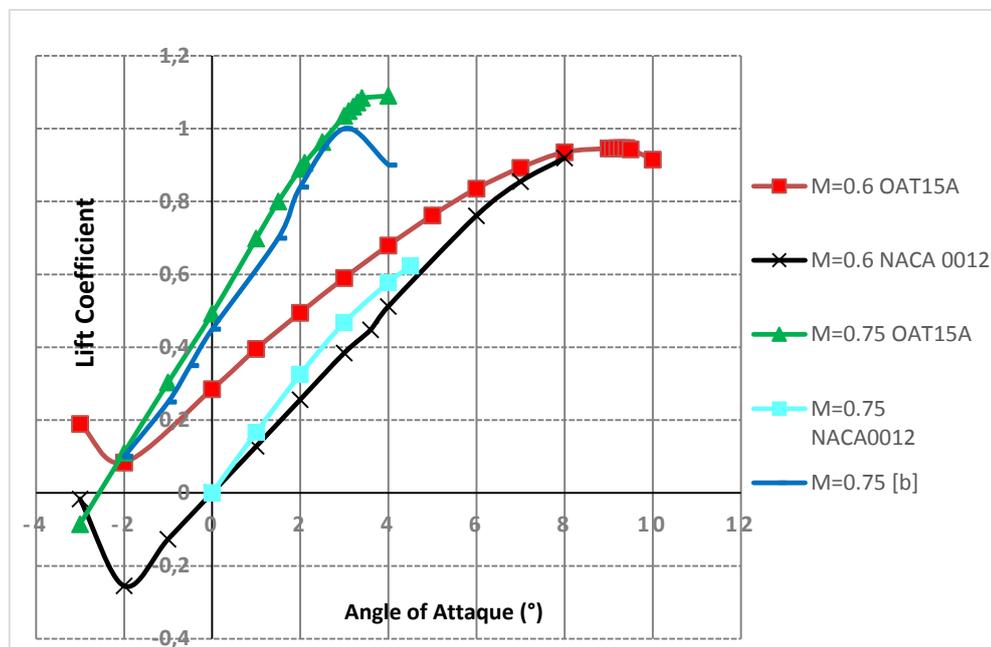


Figure V.36 comparaison d'évolution de coefficient de portance en fonction d'angle d'attaque entre NACA0012 et OAT15A avec validation de résultats

V.7.3.1 Effet de l'angle de braquage :

Pour étudier l'influence de braquage d'aileron, on a fixé l'angle d'attaque et ainsi le Nombre de Mach amont.

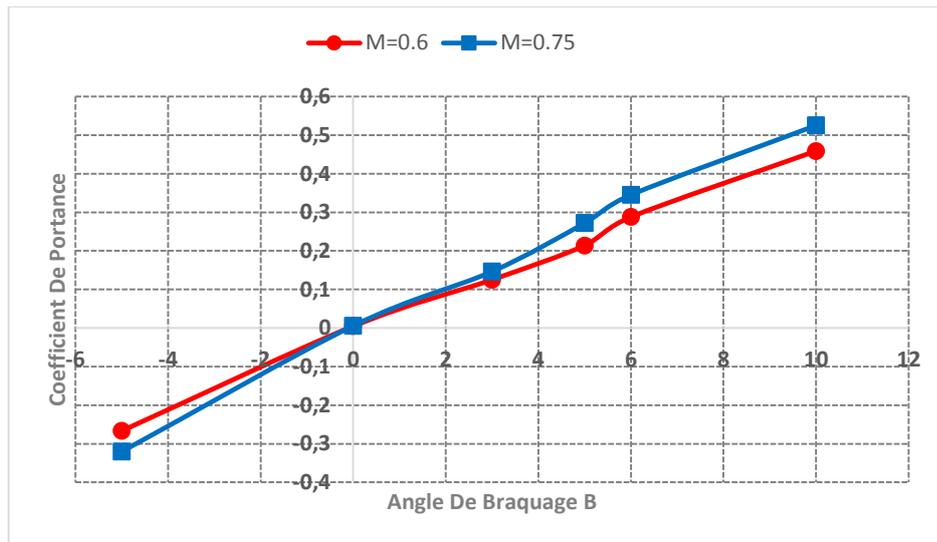


Figure V.38 effet de l'angle de braquage sur le coefficient de pression

D'après les résultats obtenus on constate que :

- Le coefficient de portance augmente avec l'augmentation d'angle de braquage.
- Le coefficient de portance augmente si le nombre de Mach

V.7.2 coefficient de traînée :

V.7.2.1 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_D en fonction de Mach à l'angle de portance nulle.

Cette étude révèle un aspect physique très important qui est la forte augmentation de la traînée 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_D commence à augmenter rapidement et le Mach correspondant est appelé le nombre de Mach de divergence e la traînée M_{DD} (**D**rag **D**ivergence **M**ach **N**umber) et sa valeur est comprise entre 0.76 et 0.78.

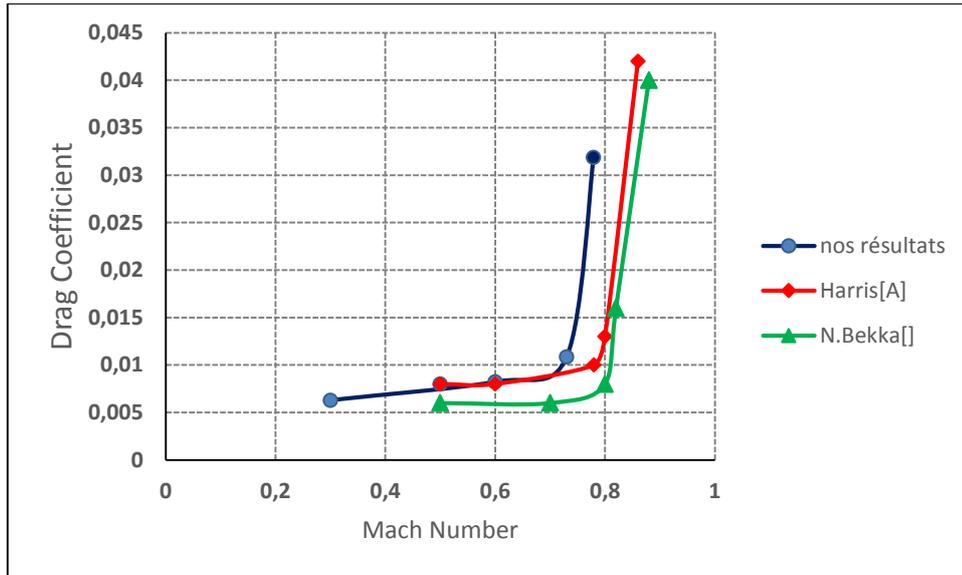
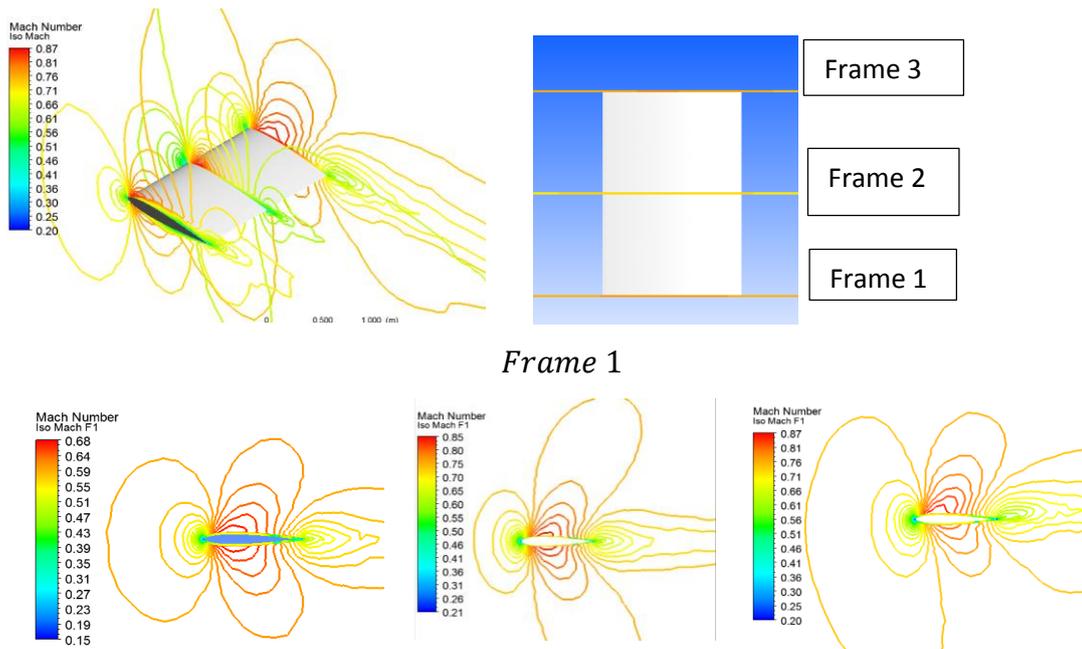


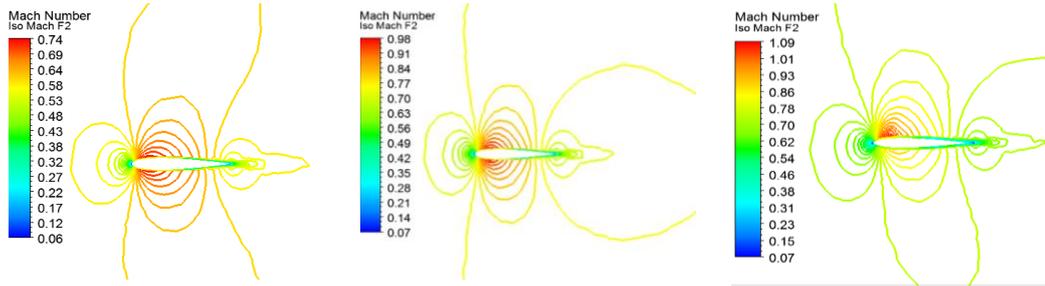
Figure V.37 évaluation de coefficient de traînée en fonction de nombre de Mach à $AoA = 0^\circ$

V.8 Simulation 3D :

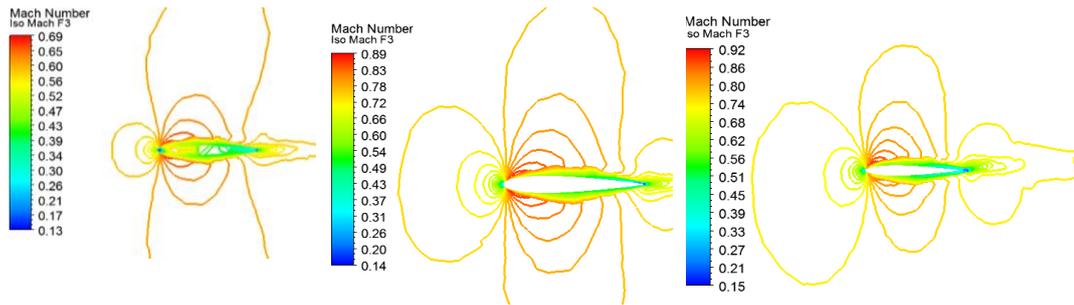
Les contours d'Iso Mach (V.39) et Iso Pression (V.40) et les distributions de coefficients de pression (V.41) du modèle tridimensionnel de bout d'aile qui a une longueur de corde de 1 m ont été obtenues. Ces simulations ont été effectuées à $M = 0.6$ et $M = 0.75$ à $AoA = 0^\circ$ puis à $AoA = 2^\circ$.



Frame 2



Frame 3



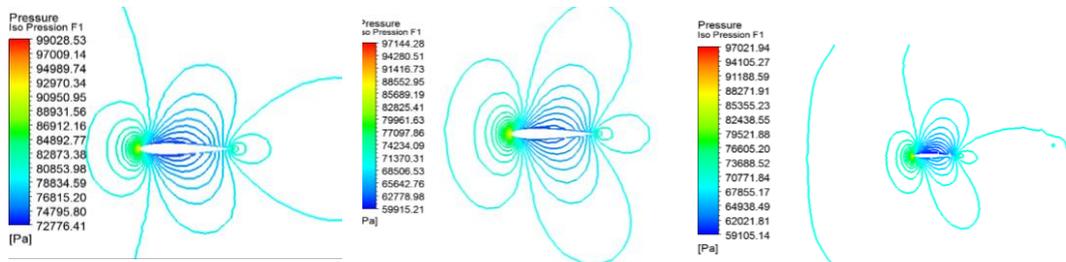
$M = 0.6$ à $AoA = 0^\circ$

$M = 0.75$ à $AoA = 0^\circ$

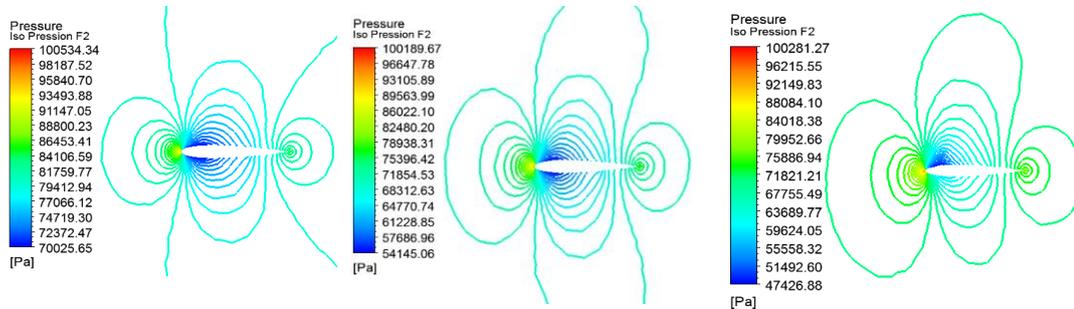
$M = 0.75$ à $AoA = 2^\circ$

Figure V.39 les contours Iso Mach

Frame 1



Frame 2



Frame 3

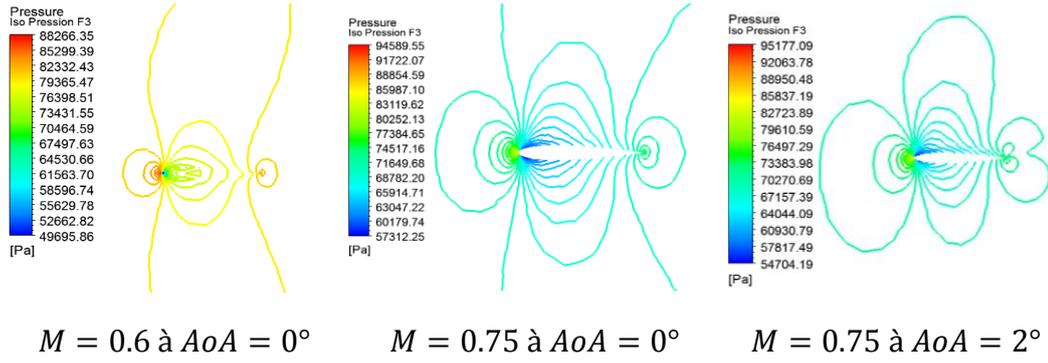
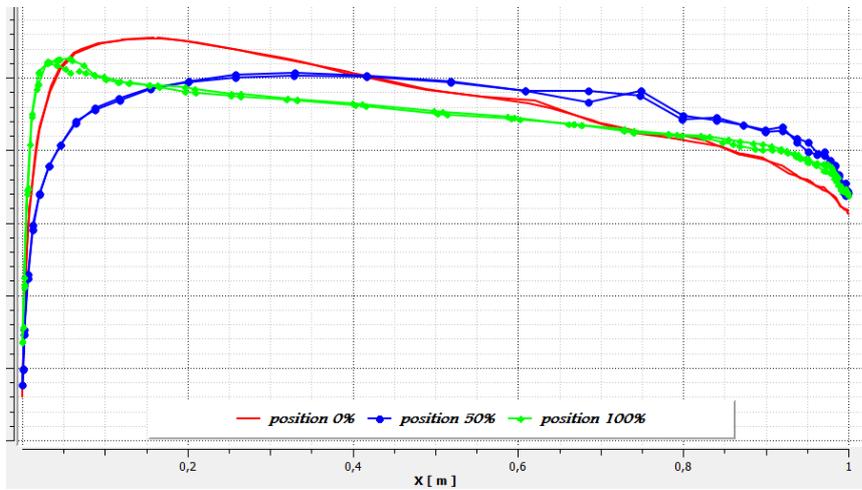
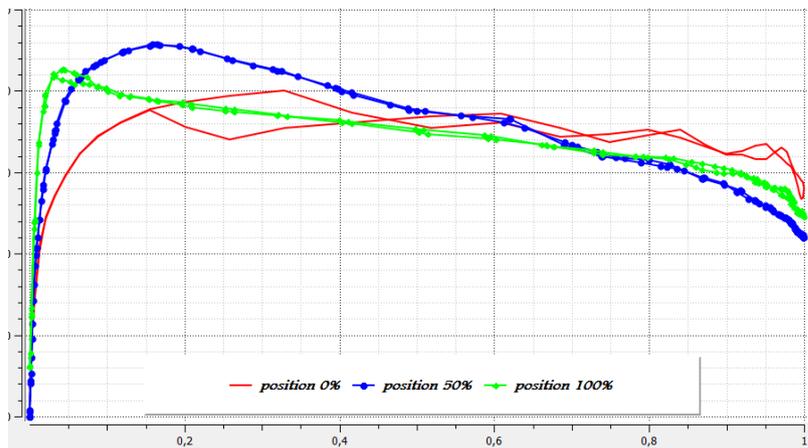


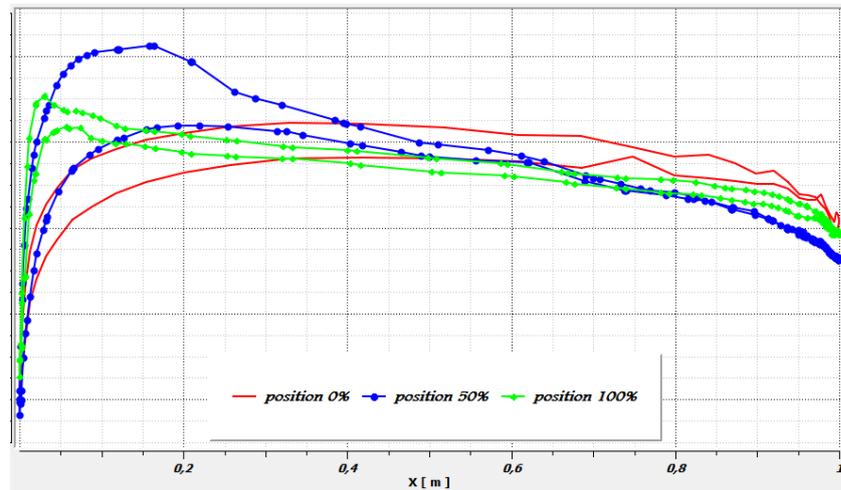
Figure V.40 les contours Iso Pression



$M = 0.6$ à $AoA = 0^\circ$



$M = 0.6$ à $AoA = 0^\circ$



$$M = 0.6 \text{ à } AoA = 0^\circ$$

Figure V.41 distribution de coefficient de pression

Les figures (39 ,40 et 41) permettent de conclure que la répartition du nombre de Mach local varie considérablement selon l'incidence du profil et selon le nombre de Mach amont ; ainsi les points d'arrêt se déplacent en fonction des différentes incidences, et la poche supersonique s'élargit, la ligne sonique se rapproche du bord d'attaque, et le nombre de points supersoniques sur l'extrados à l'intérieur de la cloche supersonique augmente et l'onde de choc devient plus intense et se rapproche du bord de fuite.

V.9 Conclusion :

Au cours de ce chapitre nous avons présenté les résultats de simulations numériques pour un écoulement autour de profils aérodynamiques avec un code de calcul a volumes finis, nous avons fait une étude comparative entre nos résultats et les résultats retrouvées expérimentalement, et entre un profil conventionnelle et supercritique et aussi en ajoutant une surface de contrôle (aileron) au profil de base NACA0012, puis nous avons étudié le comportement des caractéristiques aérodynamiques des profils pour différentes configurations de Reynolds et d'épaisseurs.

Conclusion

Générale

Les écoulements autour des profils aérodynamiques portant sont un domaine de recherche à la fois vaste et complexe, dans lequel nous nous sommes choisis de traiter un cas stationnaire, compressible et isentropique autour : un profil conventionnelle symétrique de type NACA0012 sans et avec un aileron qui représente 20% de la corde et un autre supercritique utilisé dans les avions de lignes (airbus,..) et aussi autour une aile à base de NACA0012 , qui est un cas de recherche relativement complexe prend sa complexité de la présence d'onde de choc qui interagissent avec la couche limite.

La couche limite turbulente développée sur un profil sera décrite par les équations de Navier Stokes complète. Par l'application de la décomposition de Reynolds, des termes supplémentaires apparaissent, dites tenseurs de Reynolds, et le système devient ouvert. Pour la fermeture, nous allons utiliser le modèle $k-\epsilon$. Ce dernier, donne une description plus réaliste des phénomènes d'interaction turbulente en suivant l'évolution de chaque paramètre turbulent par des équations de transport. Les simulations ont été réalisées dans un code de calcul à volume fini Ansys Fluent, cette approche a déjà été validée par un bon nombre de travaux. Le schéma numérique utilisé est le schéma UPWIND de second ordre,

Le choix du maillage revenait à faire un compromis entre le temps de calcul et la précision, les logiciels de maillage traditionnels ne peuvent pas adapter aux surfaces gauches et celles avec des pressions négatives, ce qui nécessitait un logiciel de préprocesseur adapté, pour aussi faciliter l'application des conditions aux limites. Pour ce faire nous avons choisi Ansys Meshing, ceci a été un outil efficace permettant le passage du domaine physique à un domaine de calcul régulier.

Au cours du présent travail nous nous sommes axés sur l'étude des contours de vitesses et de pressions des caractéristiques aérodynamiques (C_l et C_d), d'un profil aérodynamique NACA0012 et nous concluons ce qui suit :

- ✓ Le nombre de Mach critique dépend de l'angle d'attaque et la géométrie de profil.
- ✓ Pour un même nombre de Mach, le coefficient de portance augmente linéairement avec l'angle d'attaque jusqu'à une valeur maximale, correspondant à l'angle critique (qui diminue si le nombre de Mach augmente) au-delà du quelle le coefficient diminue brusquement.
- ✓ Les profils de vitesse et de pression sont inversement proportionnels vu que l'augmentation de la vitesse entraîne une diminution de la pression et vice-versa, et ce phénomène est très bien expliqué par le théorème de Bernoulli.
- ✓ Le nombre de Mach a peu d'effet sur la distribution de la pression autour du profil tandis que l'épaisseur amplifie le gradient de pression entre l'intrados et l'extrados.

Perspective :

- ✓ Cette étude peut être complétée par une étude d'aéroélasticité pour prédire le phénomène de tremblement transsonique .
- ✓ Appliqué contrôle d'écoulement pour absorber l'onde de choc
- ✓ Etude de dimensionnement des ailes .

Positionnement de ce projet :

On a présenté les résultats dans 4^{ème} Conférence Internationale Sur L'énergie, Les Matériaux, L'énergétique Appliquée Et La Pollution (Ciemeap'2018) Constantine, Algérie, 29-30 Avril 2018

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, et pour les ailes tridimensionnelles (3D). [b]

A.1.1. Profil 2D :

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

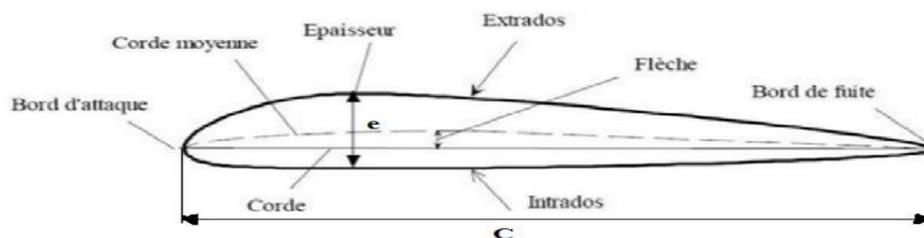


Figure A.3: Géométrie d'un profil aérodynamique [5].

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	La position du minimum de	Le maximum du coefficient de	le coefficient de portance pour un	L'épaisseur relative

laminaires	pression à 60% de la corde.	portance qu'on peut atteindre dans les conditions d'un gradient de pression favorable ($C_L=0.1$).	écoulement à un angle d'incidence $\alpha=0$ degré ($C_L=0$)	maximale (12%)
------------	-----------------------------	--	--	----------------

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%.

A.1.2. Aile 3D :

Les caractéristiques géométriques importantes d'une aile d'avion sont sa forme en plan et son profil aérodynamique. D'après leur forme en plan, on peut répartir les ailes d'avion en plusieurs catégories (fig. I.3) : rectangulaire, elliptique, trapézoïdale, triangulaire (ou delta), ogivale, gothique ou double gothique. [C]

<p>Figure A.3. Forme en plan pour une aile d'envergure finie : a) rectangulaire ; b) trapézoïdale ; c) elliptique ; d) double triangulaire ; e) double trapézoïdale ; f) aile en flèche ; g) delta</p>

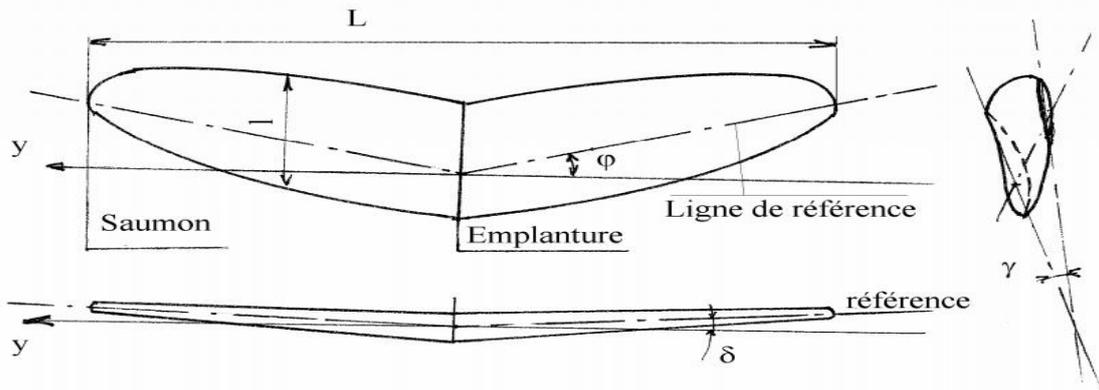


Figure A.3: Géométrie une aile [5].

On appelle :

ϕ	la flèche	Δ	le dièdre
γ	le vrillage de l'aile.	L	l'envergure de l'aile
S	la surface en plan est appelée surface alaire.	Λ	L'allongement de l'aile $\lambda = \frac{L^2}{S}$

- La flèche est utilisée pour les avions à nombre de Mach élevé (30 à 50°). Elle est nulle pour les faibles Mach (<0,7).
- Le dièdre est faible en général de 2 à 3°. Il augmente la stabilité en roulis mais il est néfaste en vol dos (voltige).
- Le vrillage permet de retarder le décrochage de l'aile au saumon et donc de garder les commandes de gauchissement efficaces jusqu'au décrochage.

A.2. Caractéristiques des profils aérodynamiques :

Tout profil aérodynamique émergé dans un fluide en mouvement engendre une force dite résultante R comme montré sur la figure suivante :

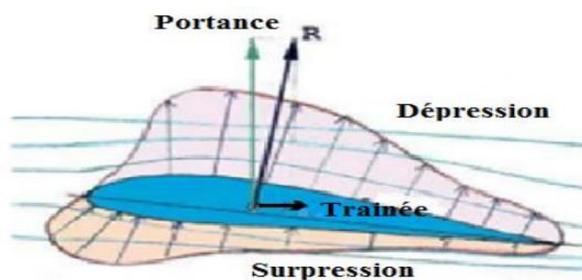


Figure A.3 : Représentation des efforts aérodynamiques et la distribution de la pression [1].

- Une composante horizontale (parallèle au sens de l'écoulement) qui constitue la trainée.
- Une composante verticale perpendiculaire à cette dernière, qu'on appelle la portance.

a. Portance

Cette force est caractérisée par :

- ✓ Le point d'application : (centre de poussée).
- ✓ La direction : (perpendiculaire au sens de l'écoulement).
- ✓ Le sens : de l'intrados vers l'extrados).
- ✓ L'intensité : $F_Z = \frac{1}{2}\rho SV^2 C_L$

Avec :

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

c. Coefficient de pression

La pression est rendue adimensionnelle grâce à la formule suivante [10]:

$$C_p = \frac{P - P_{ref}}{\frac{1}{2}\rho V_{ref}^2}$$

La pression de référence choisie en pratique est souvent la pression statique en amont (prélevé à l'aide du tube de Prandtl), et la vitesse de référence choisie est celle de l'écoulement hors couche limite.

b. La traînée

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

- ✓ Le point d'application : centre de poussée.
- ✓ La direction : parallèle à l'écoulement de l'air.
- ✓ Le sens : du bord d'attaque vers le bord de fuite.
- ✓ L'intensité : $F_X = \frac{1}{2}\rho SV^2 C_d$

Avec :

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

e. Centre de poussée

Est le point d'application des résultantes aérodynamiques et a pour particularité qu'il se déplace en fonction de l'incidence. Le centre de poussée est en général placé sur la corde de profil entre 30% et 50% de la partie avant du profil pour les angles d'incidence courants, et se calcule d'une manière simplifiée comme suite [10] :

$$\frac{x_p}{l} = 0,25 - \frac{C_m}{C_L}$$

Annexe B

Théorème de transport de Reynolds :

Considérons une grandeur scalaire fonction des coordonnées de l'espace et du temps : $f(\vec{r}, t)$ sur le volume V_S d'un système de particules fluides l'intégration de $f(\vec{r}, t)$ s'écrit :

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

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

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

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.

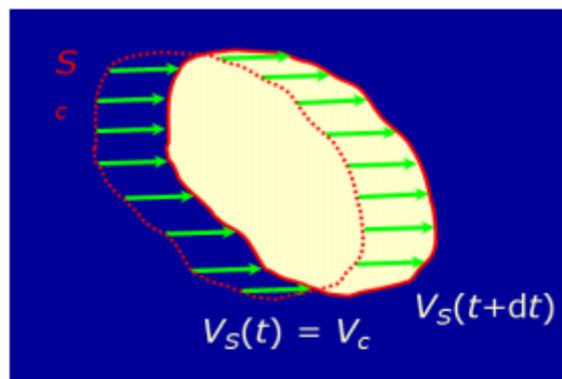


Figure B.1 : Théorème de transport de Reynolds [1]

Prenons un exemple concret $f(\vec{r}, t) \equiv \rho(\vec{r}, t)$, masse volumique d'un fluide.

Dans ce cas :

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

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 ρ

$\iint_{S_C} \rho \vec{V} \cdot \vec{n} dS$ 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.

Annexe C

Théorème d'Ostogradeski :

Le théorème d'Ostogradeski est une formule permettra de transformation d'une intégrale de surface en une intégrale de volume :

Soit un vecteur \vec{A} , le théorème d'Ostogradeski s'écrit:

$$\iint_S \vec{A} \cdot \vec{n} \, ds = \iiint_V \vec{\nabla} \cdot \vec{A} \, dV = \iiint_V \text{div } \vec{A} \, dV \quad (\text{C.1})$$

Prenons un exemple concret : $\vec{A} = \rho \vec{V}$

Dans ce cas la formule d'ostogradeski s'écrit :

$$\iint_S (\rho \vec{V}) \cdot \vec{n} \, ds = \iiint_V \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) \, dV \quad (\text{C.2})$$

Il s'en suit :

$$\frac{dM}{dt} = \iiint_{V_s} \frac{d\rho}{dt} \, dV + \iint_{S_c} \rho \cdot \vec{V} \cdot \vec{n} \, ds \quad (\text{C.3})$$

$$\frac{dM}{dt} = \iiint_{V_s} \frac{d\rho}{dt} \, dV + \iiint_V \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) \, dV \quad (\text{C.4})$$

$$\Rightarrow \frac{dM}{dt} = \iiint_{V_s} \left(\frac{d\rho}{dt} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) \right) \, dV \quad (\text{C.5})$$

Avec $\frac{d\rho}{dt} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V})$: L'équation de continuité