

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

UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA

Institut d'aéronautique et des études spatiales

Département : Construction Aéronautique

Spécialité : Propulsion avions



Mémoire de Fin d'Etudes

Pour l'obtention du diplôme de Master en Aéronautique.

Thème :

**Étude Numérique De L'écoulement
Transsonique Autour D'un Profil Supercritique
Avec Des Différentes Configuration De Bosse.**

Réalisé par :

TIOURA Chaima

Encadré par :

Dr RENANE. R

M^{elle} MECHRI. Y

Promoteur

Co-promotrice

Soutenu le : 20/09/2023 devant les membres de jury :

Dr Neche Ahmed

Président de jury

Dr Allouche Rachid

Rapporteur / Examineur

Année universitaire : 2022/2023

Résumé

L'écoulement transsonique autour d'un profil aérodynamique est fortement influencé par l'interaction onde de choc/couche limite due aux effets de compressibilité et viscosité. Le SBLI provoque des effets indésirables de diverses manières dans l'instabilité de l'écoulement, l'augmentation de la traînée et le buffet, qui limitent l'enveloppe de vol et donc le fonctionnement. Dans ce projet, une étude numérique, basée sur les résultats des simulations numériques via le logiciel commercial Ansys Fluent, a été menée pour un profil aérodynamique supercritique OAT15A dans des conditions d'écoulement transsonique. La méthode des volumes finis basée sur les équations RANS et URANS a été utilisée pour simuler le champ d'écoulement compressible et visqueux. Une bosse de surface 2D, basée sur des recherches antérieures sur le contrôle SBLI, a été utilisée comme dispositif de contrôle passif de l'écoulement.

Mots Clés :

Interaction onde de choc/couche limite (SBLI) - contrôle passif - bosse 2D – transsonique.

Abstract

The transonic flow around an aerodynamic profile is strongly influenced by the impact wave/boundary layer interaction due to compressibility and viscosity effects. SBLI causes adverse effects in various ways in flow instability, increased drag and buffet, which limit the flight envelope and thus the operation. In this project, a numerical study was conducted for a supercritical OAT15A aerodynamic profile under transonic flow conditions. The finite volume method based on the RANS and URANS equations was used to simulate the compressible and viscous flow field. A 2D surface Bump, based on previous SBLI control research, was used as a passive flow control device.

Keywords:

Shock Wave/Boundary Layer Interaction (SBLI) - Passive control - 2D Bump - Transonic.

ملخص

يؤثر تدفق الهواء العابر للصوت حول المظهر الديناميكي الهوائي بشكل كبير بالتفاعل بين موجات الصدمة والطبقات الحدودية بسبب تأثير الانضغاط واللزوجة. يؤدي تفاعل الموجة الصدمية والطبقة الحدودية (SBLI) إلى عواقب غير مواتية مثل عدم استقرار التدفق، والسحب المتزايد، والاهتزاز، مما قيد نطاق الطيران وعملية التشغيل. تضمنت هذه الدراسة تحليلاً عددياً لملف تعريف الديناميكا الهوائية فوق الحرج OAT15A في ظل ظروف التدفق العابر. تم استخدام طريقة الحجم المحدود، المرتكزة على معادلات نافير-ستوكس (RANS) ذات متوسط رينولدز ونافير-ستوكس (URANS)، لمحاكاة حقل التدفق الثابت والقابل للضغط واللزوجة. تم استخدام بروز سطحي ثنائي الأبعاد، مستنداً إلى البحوث السابقة حول التحكم في تفاعل الموجة الصدمية/حدود الطبقة الحدية، كآلية للتحكم في التدفق من دون استخدام طاقه خارجيه. مستوحى من أبحاث التحكم السابقة في SBLI، للتحكم في التدفق السلبي.

كلمات مفتاحية

. تفاعل الموجة الصدمية/حدود الطبقة الحدية- (SBLI) التحكم السلبي -بروز سطحي ثنائي الأبعاد -تدفق متقارن.

Remerciements

Tout d'abord, je remercie le bon Dieu, tout puissant, de m'avoir donné la force pour survivre, ainsi que l'audace pour dépasser toutes les difficultés.

Un grand merci à mon encadrant, le Dr RENANE.R, ainsi qu'à ma Co-promotrice, Mlle MECHRI.Y, pour m'avoir confié ce passionnant thème de recherche et pour leurs précieux conseils tout au long de la réalisation de ce travail.

J'adresse également mes remerciements aux membres du jury pour l'honneur qu'ils m'ont fait en acceptant d'évaluer mon travail.

Mes remerciements s'adressent également à l'ensemble des enseignants du département d'aéronautique et des études spatiales. Grâce à eux, j'ai acquis de nombreuses connaissances qui ont enrichi mon parcours. Que Dieu bénisse leurs efforts et veille sur eux et leurs proches.

Enfin, je souhaite exprimer ma profonde reconnaissance envers ma famille et mes amis pour leur soutien constant



اهداء

ما سلكننا البدايات إلا بتيسيره وما بلغنا النهايات إلا بتوفيقه وما حققنا الغايات إلا بفضلته فالحمد لله حمدا يبلغ منتهاه
إذا كان أول الطريق ألم فان آخره تحقيق حلم وإذا كانت أول انطلاقة دمعة فإن نهايتها بسمة.

وبعد أهدي هذا العمل:

إلى التي غابت عن دنيتي ولم تغب عن بالي

إلى الغائبة الحاضرة في قلبي

إلى تلك الإنسانية العظيمة التي لطالما تمننت ان تقر عينها برؤيتي في يوم كهذا

إلى التي احتضنها التراب قبل أن تتحقق أمنيتها

إلى من تركت فراغا كبيرا وجرحا عميقا

إلى أمي التي لم تلدني

إلى روح عمتي الطاهرة

طيورة شيماء

Nomenclature

Symbole	Dénomination	Unités
Lettre Latine		
R_e	Nombre de Reynolds	/
M	Nombre de mach	/
M_{cr}	Mach critique	/
M_∞	Nombre de mach à l'infini amont	/
C_d	Coefficient de trainé (drag coefficient)	/
C_l	Coefficient de portance (lift coefficient)	/
C_m	Coefficient de moment	/
C_p	Coefficient de pression	/
L	Longueur caractéristique	[m]
U	Vitesse de l'écoulement	[m/s]
U_∞	Vitesse de l'écoulement à l'infini amont	[m/s]
A	Vitesse de son	[m/s]
P	Pression	[$K_g/m.s$]
T	Température	[K]
τ	Temps	[s]
r	Constant de gaz parfait	[$J/mol.k$]
u_j	composante j du vecteur vitesse	/
x_j	Coordonnée cartésienne suivant j	/

E	Energie totale par unité de masse	[J/K _g]
C_v	Chaleur spécifique à volume constante	[J/K _g .K]
C_p	Chaleur spécifique à pression constante	[J/K _g .K]
P_r	Nombre de Prandtl	/
K	Conductivité thermique	[w/m.k]
E	Energie interne	[J/K _g]
Φ	variable générique	/
k	énergie turbulente	
G_k	la production de l'énergie cinétique turbulente	
G_b	La génération de κ due au décollement des forces de volume	
S_{ij}	le tenseur de déformation	
S_φ	source de Φ par unité de volume	
E, k	Constants de Von Carmen	/
q_j	le flux de chaleur dans la direction j	
<i>Lettre Grec</i>		
δ	Epaisseur de couche limite	[m]
P	Masse volumique	[K _g /m ³]
ν	Viscosité cinématique	
α	Angle d'attaque	[deg]
β	le coefficient de dilatation thermique.	/

μ	Viscosité dynamique	[kg/ms]
μ_0	Viscosité dynamique à température de référence T_0	
ε	le taux de dissipation de l'énergie turbulente	/
γ	la constante particulière du gaz parfait	/
δ_{ij}	le tenseur de Kronecker	/
τ_{ij}	le tenseur des contraintes visqueuses	[Pa]
μ_t	la viscosité turbulente	
Γ_t	la diffusivité turbulente	[kg/m. s]
τ_w	La tension de cisaillement à la paroi	/
$\nabla\Phi$	Gradient de Φ	/

Abréviations

CFD	Computational Fluid Dynamics.
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations.
URANS	Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes.
FANSE	Favre- Averaged Navier-Stokes Equations
DES	Detached Eddy Simulation
LES	Large Eddy Simulation.
DNS	Direct Numerical Simulation.
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales.
SST	Shear Stress Transport
AOA	Angle Of Attack.
2D/3D	Deux/trois dimensions.

RMS Root Mean Square.

SBLI Shock Boundary Layer Interaction.

SWBLI Shock Wave/Boundary-Layer Interactions.

SCB Shock control bump.

Sommaire

Résumé	2
Abstract	2
ملخص	3
Remerciements	5
اهداء	7
Nomenclature	9
Sommaire	13
Liste Des Figures	17
Liste Des Tableaux	19
Introduction Générale	20
Chapitre I Fondements de l'Écoulement Transsonique et du Tremblement	25
I.1 Introduction	26
I.2 Écoulement autour d'un profil en régime transsonique	27
I.2.1. Caractéristique de l'écoulement transsonique	27
I.2.1.1. Mach Critique	28
I.2.1.2. Onde de choc	30
I.2.1.3. Couche limite transsonique	30
I.2.1.4. Le décollement de la couche limite	31
I.2.1.5. interaction Onde de choc /Couche Limite	32
I.3 Mécanismes de l'Écoulement en Tremblement Transsonique	32
I.3.1. Limites d'Apparition du Tremblement Transsonique	33
I.3.2. Les critères pour définir l'apparition du tremblement transsonique	34
I.3.3. Influence de la Géométrie du Profil	35
I.4 Contrôle du Tremblement Transsonique	36
I.4.1. Objectifs de Contrôle du Tremblement	36
I.4.2. Stratégies de Contrôle du Tremblement	36
I.5 Contrôle du Tremblement par Bosse	39
VI.3.3 Modèle de Bosse	43
I.6 Conclusion	44
Chapitre II Fondements de la Modélisation Numérique et des Équations de Navier-Stokes	45

II.1	Introduction	46
II.2	Caractéristiques du fluide :	46
II.3	Forme générale des équations fondamentales	47
II.3.1.	L'équation de continuité	47
II.3.2.	L'équation de quantité de mouvement	47
II.3.3.	Conservation de l'énergie totale	47
II.4	Équations de Navier-Stokes moyennées (RANS)	48
II.4.1.	L'équation de continuité moyennée	49
II.4.2.	L'équation de la quantité de mouvement moyennée	49
II.4.3.	L'équation de la quantité d'énergie moyennée	50
II.5	Modélisation de la turbulence	50
II.5.1	Modèle Standard k-w	52
II.5.1.1.	Les équations de transport	52
II.5.1.2.	Modélisation de la viscosité turbulente	53
II.5.1.3.	Les constantes du modèle k – ω standard	53
II.5.1.4.	Modélisation de la production de turbulence	53
II.5.1.5.	Effet de force de volume sur la turbulence	54
II.5.1.6	Effet de compressibilité sur la turbulence	54
II.6	Influence de la paroi :	54
II.6.1.	Les lois de paroi (Standard Wall Function)	56
II.7	Autres détails numériques	58
II.8	Forces aérodynamiques :	59
II.9	Conclusion :	60
Chapitre III	Méthodologie de Simulation Numérique	61
III.1	Introduction	62
III.2	Processus de simulation numérique	62
III.3	Propriété de la machine	63
III.4	Présentation de l'interface ANSYS WorkBench	64
III.5	Présentation de code de calcul fluent	64
III.5.1	Architecture du logiciel	64
III.6	Simulation 2D	65
III.6.1	Dessiner la géométrie :	66
III.6.2	Maillage du domaine fluide	67
III.6.3	Mise en données et simulation	68
III.7	conclusion	Erreur ! Signet non défini.
Chapitre IV	Résultats et Discussion	73
IV.1	Introduction	74
IV.2	Etude de sensibilité du maillage	75
IV.3	Etude du phénomène de tremblement	78
VI.3.1	Entré en tremblement par variation d'angle d'incidence sur le profile	
OAT15A		78

IV.4 Contrôle de tremblement -----	82
VI.4 Influence des Paramètres du SCB sur le Contrôle des Chocs et la Réponse de l'Écoulement-----	82
IV.5 Conclusion -----	90
Conclusion Générale -----	92
Références -----	95
Références -----	96

Liste Des Figures

Figure I-1 Schéma de l'écoulement autour d'un profil transsonique extra Stanewksy [6] ----	27
Figure I-2 Ecoulement transsonique autour d'un profil [9] -----	28
Figure I-3 Progression de l'onde de choc en fonction du nombre de Mach-----	29
Figure I-4 Schéma du décollement d'une couche limite sous un gradient de pression adverse. -----	31
Figure I-5 Représentation schématique de l'enveloppe sonique et de l'interaction couche limite / onde choc en régime transsonique. -----	32
Figure I-6 Domaine de vol - extrait de Stanewsky et Basler [11].-----	34
Figure I-8 Coefficient de pression surfacique moyen pour un profil OAT15A à Mach 0,73 [14] -----	35
Figure I-9 Limite du domaine de vol [6] -----	36
Figure I-10 Stratégies de Contrôle du Tremblement Transsonique -----	38
Figure I-11 Illustration du principe de fonctionnement d'un SCB sur une aile supercritique. [6] -----	39
Figure I-12 Structure de choc distincte générée par différentes géométries de bosse. [6] ----	40
Figure I-13 Effet de la configuration du SCB sur la structure et position de l'onde de choc (a) onde en amont de la position optimale, (b) onde sis dans la position optimale et (c) onde en aval de la position optimale.[12]-----	41
Figure I-14 différentes formes géométriques du système SCB. [13] -----	42
Figure I-15 schéma détaillé de la géométrie de la bosse -----	43
Une illustration de la fonction de profil du SCB est présentée dans la Figure F I-16 avec sa taille et sa position relative sur OAT15A. -----	44
Figure I-17 Les paramètres de bosse dans le profil OAT15A [19] -----	44
Figure II-1 : Traitement numérique de la région proche d'une paroi. -----	56
Figure II-2 volume de contrôle près de la paroi -----	58
Figure III-1: Processus de simulation numérique-----	63
Figure III-2: fenêtre principale du WorkBench -----	64
Figure III-3: Démarrage de WorkBench-----	64
Figure III-4: Les différentes étapes effectué par FLUENT -----	65
Figure III-5: Réglage de type d'écoulement 2D/3D-----	66

Figure III-6: profil OAT15A et son volume de contrôle (TECPLOT)-----	66
Figure III-7: Génération de maillage structuré autour OAT15A-----	67
Figure III-8: Qualité d'orthogonalité selon le guide ANSYS -----	68
Figure III-9: la fenêtre d'ouverture d'Ansys Fluent-----	68
Figure III-10: choix de solveur -----	69
Figure III-11: choix des modèles physiques -----	69
Figure III-12 Spécification du fluide utilisé -----	70
Figure III-13: conditions d'opération -----	70
Figure III-14: condition au limite « pressure Far-Field » -----	71
Figure III-15: Initialisation de la solution -----	71
Figure IV-1 distribution de y^+ autour le profil OAT15A pour le maillage 3 -----	76
Figure IV-2: Les courbes de coefficient correspondantes aux maillages utilisés dans l'étude de sensibilité du maillage -----	77
Figure IV-3 Variation du Coefficient de Portance en Fonction du Temps lors du Tremblement Transsonique -----	79
Figure IV-4 Variation du Coefficient de Trainée (cd) en Fonction du Temps lors du Tremblement Transsonique-----	79
Figure IV-5 Variation du Coefficient de pression (cp) en Fonction du Temps lors du Tremblement Transsonique-----	80
Figure IV-6: Contours de Distribution de Pression et Nombre de Mach Autour du Profil OAT15A en Fonction du Temps lors du Tremblement Transsonique -----	81
Figure IV-7: Les courbes du coefficient de pression correspondantes aux X_s de -0.1 à 0.3 pour $M=0.73$ -----	84
Figure IV-8: les contours de nombre de Mach avec et son contrôle -----	85
Figure IV-9: les contours de pression avec et son contrôle -----	86
Figure IV-10 Les courbes du coefficient de pression correspondantes aux $h_b=0.002$ et 0.015 pour $M=0.73$ et $AoA=3.5^\circ$ -----	87
Figure 0-11 Les courbes du coefficient de pression correspondantes aux $L_b=0.2$ et 0.4 pour $M=0.73$ et $AoA=3.5^\circ$	86

Liste Des Tableaux

Tableau II-1 : Comparaison des modèles de turbulence : Avantages et inconvénients	51
Tableau II-2: les coefficients Modèles standard k- ω	53
Tableau III-1: Caractéristiques d'ordinateur utilisé.	63
Tableau III-2: Paramètres relatifs utilisés lors de notre étude	72
Tableau IV-1: étude de la sensibilité de maillage.	75
Tableau IV-2 Étude de sensibilité des cas SCB et des valeurs de paramètres associées.	82

Introduction Générale

L'aviation moderne repose sur des avancées technologiques constantes visant à améliorer l'efficacité, la sécurité et les performances des aéronefs. L'une des zones clés de recherche dans le domaine de l'aérodynamique concerne l'écoulement transsonique autour de profils aérodynamiques, où les effets de compressibilité et de viscosité jouent un rôle significatif. L'interaction onde de choc/couche limite (SBLI), un phénomène complexe et dynamique, occupe une place centrale dans cette recherche.

L'interaction onde de choc/couche limite résulte de l'interaction entre les ondes de choc générées par le profil aérodynamique et la couche limite qui se développe le long de sa surface. Ce phénomène a un impact majeur sur les performances et la stabilité des aéronefs en vol transsonique. Il se traduit par une augmentation de la traînée, des phénomènes d'instabilité de l'écoulement, et peut même provoquer le buffet, qui limite l'enveloppe de vol et peut avoir des conséquences graves sur la sécurité.

Dans ce contexte, ce projet de recherche se focalise sur une étude numérique approfondie de l'interaction onde de choc/couche limite et explore des moyens de la maîtriser grâce à une approche de contrôle par bosse. Plus spécifiquement, nous nous sommes penchés sur le profil aérodynamique supercritique OAT15A dans des conditions d'écoulement transsonique. Pour mener à bien cette étude, nous avons utilisé une approche numérique basée sur les simulations effectuées à l'aide du logiciel commercial Ansys Fluent.

La méthode des volumes finis, basée sur les équations RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) et URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes), a été employée pour simuler le champ d'écoulement compressible et visqueux autour du profil aérodynamique. En outre, nous avons intégré une bosse de surface 2D, conçue en fonction des résultats de recherches antérieures sur le contrôle de l'interaction onde de choc/couche limite, en tant que dispositif de contrôle passif de l'écoulement.

Cette recherche vise à contribuer à une meilleure compréhension de l'interaction onde de choc/couche limite dans les écoulements transsoniques et à explorer des méthodes de contrôle innovantes pour améliorer les performances et la stabilité des aéronefs dans ces conditions exigeantes. Les résultats de cette étude pourraient avoir un impact significatif sur la conception future des aéronefs et ouvrir la voie à des solutions plus efficaces et sécurisées pour le vol transsonique.

L'importance de la compréhension et du contrôle de l'interaction onde de choc/couche limite dans les écoulements transsoniques ne peut être sous-estimée. Les avions de ligne

modernes, les avions militaires et même les véhicules spatiaux rencontrent fréquemment des conditions de vol transsoniques, ce qui rend crucial le développement de méthodes pour atténuer les effets néfastes de l'interaction onde de choc/couche limite.

Les défis associés à ces conditions de vol sont multiples. Non seulement les forces de traînée accrues entraînent une consommation de carburant plus élevée, mais l'instabilité de l'écoulement peut également affecter la maniabilité de l'aéronef, compromettant ainsi la sécurité. Par conséquent, le besoin de stratégies de contrôle efficaces pour minimiser ces effets est essentiel pour l'industrie aérospatiale.

Le principal objectif de cette étude est de fournir une analyse numérique détaillée de l'interaction onde de choc/couche limite dans des conditions d'écoulement transsonique en utilisant des méthodes de simulation avancées. En particulier, nous cherchons à :

Examiner en profondeur les mécanismes sous-jacents de l'interaction onde de choc/couche limite dans un écoulement transsonique, en se basant sur des données numériques précises et des simulations haute-fidélité.

Évaluer l'impact de la bosse de surface 2D en tant que dispositif de contrôle passif sur l'interaction onde de choc/couche limite. Cette évaluation comprendra l'analyse des variations de traînée, de stabilité et d'autres paramètres pertinents.

Explorer les implications pratiques de nos résultats pour l'industrie aérospatiale, notamment en ce qui concerne la conception et la performance des aéronefs en vol transsonique.

En somme, cette étude s'inscrit dans un effort continu visant à améliorer la compréhension des phénomènes aérodynamiques complexes dans des conditions de vol transsonique, et à proposer des solutions innovantes pour atténuer les effets indésirables de l'interaction onde de choc/couche limite. Les résultats de cette recherche ont le potentiel de contribuer de manière significative à l'avancement de l'aéronautique moderne en rendant les vols transsoniques plus efficaces, plus sûrs et plus durables.

Cette étude s'articulera autour de l'introduction générale, en plus de quatre chapitres suivis à une conclusion générale.

Dans le **chapitre 1**, un état de l'art du phénomène de tremblement sera présenté avec une revue des mécanismes le provoquant et des tentatives de contrôle existantes. Nous présenterons également les restitutions numériques du tremblement transsonique sur profil d'aile.

Au **chapitre 2**, nous présenterons les équations physiques ainsi que les méthodes utilisées pour effectuer une simulation numérique de l'écoulement transsonique instationnaire sur un profil supercritique.

Le **chapitre 3** aura pour but de réaliser une validation des méthodes numériques ainsi qu'une étude de sensibilité aux modèles de turbulence.

Le **chapitre 4** est réservé à la présentation des résultats obtenus avec leur interprétation.

Nous terminons notre mémoire par une conclusion générale qui résume les différents résultats obtenus.

Chapitre I

Fondements de l'Écoulement Transsonique et du Tremblement

I.1 Introduction

Le tremblement transsonique est un phénomène aérodynamique complexe qui a longtemps intrigué les ingénieurs et les chercheurs dans le domaine de l'aéronautique [1]. Il se produit lorsque des avions, en particulier ceux évoluant à des vitesses proches de la vitesse du son, rencontrent des instabilités d'écoulement qui peuvent avoir des conséquences significatives sur leur performance et leur sécurité. Ce phénomène, qui se manifeste par des oscillations auto-entretenues de l'écoulement autour d'un profil aérodynamique, a suscité de nombreuses questions et défis scientifiques depuis sa découverte lors de l'accident d'un Junkers F13 monoplane le 21 juillet à Meopham en Angleterre. En anglais, le terme "tremblement" est désigné par "buffeting" et l'excitation aérodynamique par "buffet". [2]

L'étude des phénomènes de tremblement transsonique révèle une diversité de types de tremblement, chacun ayant ses origines et ses caractéristiques distinctes [3]

- Le **"tremblement en limite de décrochage"** peut être rencontré pour des conditions de vol à faible nombre de Mach et à forte incidence. Dans ce cas de figure, l'instationnarité aérodynamique est provoquée par les niveaux de fluctuations de pression importants dans les bulbes décollés situés sur la partie arrière de la voilure.
- Le **"tremblement de configuration"** survient lorsque les surfaces portantes de l'avion génèrent des sillages turbulents qui agissent en tant qu'excitateurs sur d'autres surfaces portantes, comme par exemple sur l'empennage. Ce tremblement apparaît généralement lorsque l'avion vole à des conditions de vol à faible nombre de Mach et à forte angle d'incidences. [4]
- Le **"tremblement classique"** d'extrados de voilure en régime transsonique qui s'observe pour des conditions de vol à portance ou nombre de Mach élevés. Pour ce type de configuration, l'excitation aérodynamique provient de l'interaction onde de choc/couche limite qui provoque une zone décollée plus ou moins importante

Ce chapitre a pour objectif de présenter une vue d'ensemble approfondie du tremblement transsonique classique, en explorant ses caractéristiques fondamentales à ses mécanismes complexes. Nous examinerons leurs origines potentielles, et les facteurs qui contribuent à leur déclenchement. De plus, nous aborderons les tentatives d'explication de ce phénomène et les progrès réalisés dans la compréhension de ses mécanismes.

Enfin, ce chapitre se penchera sur les diverses stratégies et techniques de contrôle mises en œuvre pour atténuer le tremblement transsonique et améliorer la stabilité des aéronefs évoluant dans des conditions transsoniques. À travers cette exploration approfondie, nous visons à éclairer les lecteurs sur la complexité du tremblement transsonique et à jeter les bases nécessaires pour comprendre les recherches et les solutions innovantes qui seront présentées dans les chapitres suivants de ce mémoire.

I.2 Écoulement autour d'un profil en régime transsonique

L'écoulement transsonique est un type d'écoulement de fluide qui se produit lorsque les vitesses de l'écoulement sont suffisamment élevées pour générer des ondes de choc, mais pas assez élevées pour atteindre les vitesses supersoniques. Dans ce régime, les effets compressibles deviennent importants et les équations d'écoulement incompressible ne sont plus applicables.

En régime transsonique, l'écoulement de l'air autour d'un profil aérodynamique présente plusieurs caractéristiques distinctes qui le rendent unique et complexe [5]. Cette section se penche sur ces caractéristiques essentielles, fournissant ainsi une base pour comprendre les phénomènes associés au tremblement transsonique :

I.2.1. Caractéristique de l'écoulement transsonique

L'écoulement autour d'un profil en régime transsonique est complexe (figure I.1) [6] par la présence de couches limites, de décollements, d'une onde de choc et d'un sillage. Nous allons donc présenter dans la suite chacune de ces caractéristiques de l'écoulement.

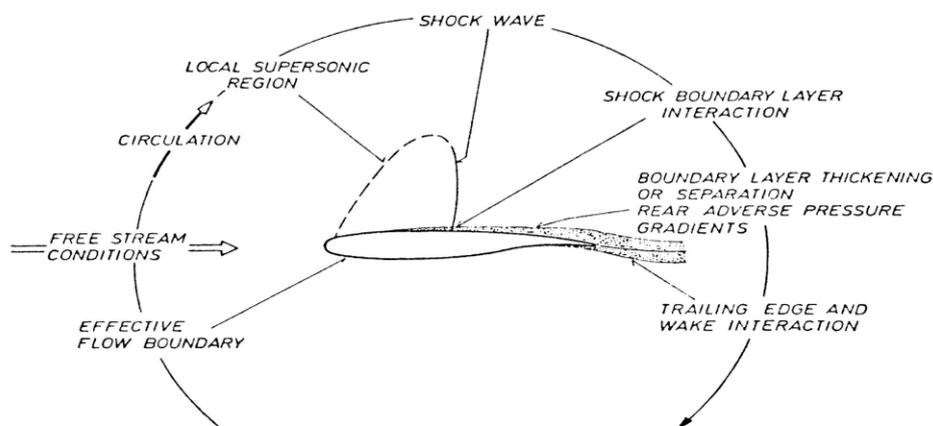


Figure I-1 Schéma de l'écoulement autour d'un profil transsonique extra Stanewksy [6]

I.2.1.1. Mach Critique

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. [7]

La valeur critique du nombre de Mach varie considérablement en fonction de la forme du profil et de l'angle d'incidence. [8]

Pour un nombre de Mach légèrement supérieur au Mach critique, apparaît une zone supersonique coiffant le point, N de dépression maximum (Figure I.2) [9]. Cette zone est limitée par une ligne sonique.

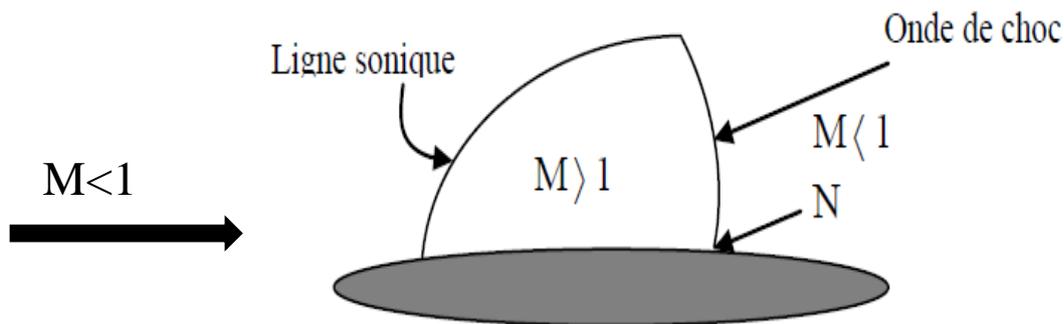


Figure I-2 Écoulement transsonique autour d'un profil [9]

Lorsque le Mach augmente, la zone supersonique devient de plus en plus importante et à une certaine valeur du nombre de Mach, une onde de choc droite se forme et délimite cette zone en aval. Avec l'augmentation continue du nombre de Mach infini, la ligne sonique se rapproche du bord d'attaque et l'onde de choc recule vers le bord de fuite (Figure I.3-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.3-f-)

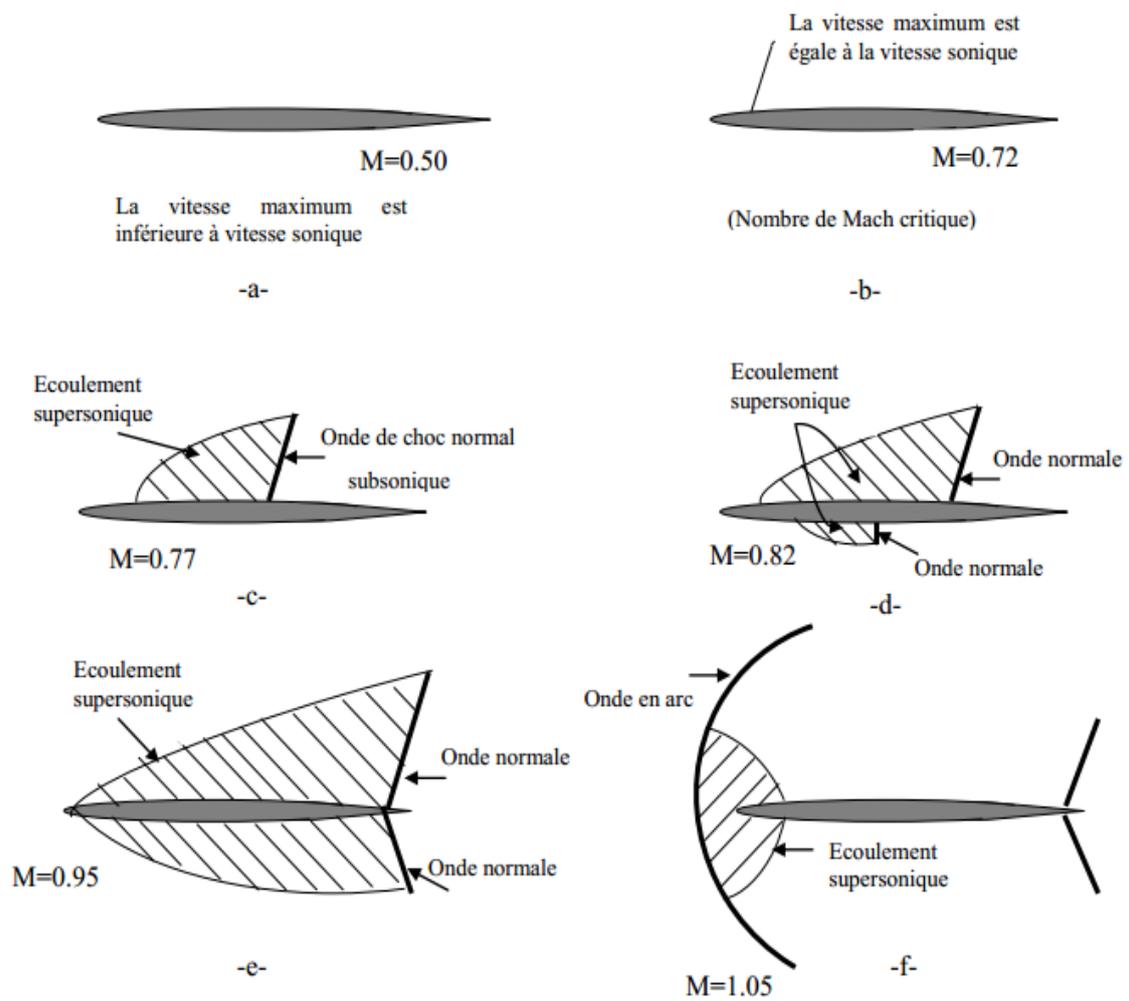


Figure I-3 Progression de l'onde de choc en fonction du nombre de Mach

I.2.1.2. Onde de choc

Les écoulements transsoniques sont souvent caractérisés par la formation d'une zone de choc ou d'une onde de choc qui se propage à travers le fluide. Cette onde de choc peut entraîner une augmentation soudaine de la pression et de la température, ainsi qu'une perte de performance aérodynamique. Les ondes de choc peuvent être droites (perpendiculaires à l'écoulement) ou obliques (inclinées par rapport à l'écoulement), et leur formation dépend des conditions de vol. [10].

I.2.1.3. Couche limite transsonique

La couche limite dans un écoulement est la zone d'interface qui se situe entre la structure et l'écoulement externe et dans laquelle les phénomènes visqueux sont prépondérants. La couche limite est une région critique dans l'écoulement transsonique. C'est la zone près de la surface de l'objet où les effets visqueux du fluide deviennent dominants. Dans cette région, les molécules de fluide adhèrent à la surface de l'objet et créent une zone de faible vitesse par rapport à l'écoulement extérieur. Le concept de la théorie de la couche limite a été introduit par Prandtl en 1904.

A. Paramètres caractéristiques de la couche limite

La couche limite a des paramètres caractéristiques tels que son épaisseur, son épaisseur de déplacement et son épaisseur de quantité de mouvement, qui sont essentiels pour comprendre les interactions avec l'écoulement extérieur.

➤ **Épaisseur de la couche limite δ** : On définit conventionnellement l'épaisseur de la couche limite δ comme la distance à la paroi telle que [11] :

$$\frac{u(x, \delta)}{u_e(x)} = 0.99 \quad (\text{I.1})$$

➤ **Épaisseur de déplacement δ_1** : L'épaisseur de déplacement δ_1 caractérise la perte de débit massique au travers d'une section de la couche limite par rapport au cas de l'écoulement de fluide parfait incompressible [11]:

$$\delta_1 = \int_0^{\delta_1} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy \quad (\text{I.2})$$

➤ **Épaisseur de quantité de mouvement δ_2** : L'épaisseur de quantité de mouvement δ_2 caractérise la perte de quantité de mouvement dans la couche limite par rapport au cas d'écoulement de fluide parfait :

$$\delta_2 = \int_0^\delta \frac{u}{u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy \tag{I.3}$$

➤ **Le facteur de forme H** : On définit également le facteur de forme comme le rapport de ces deux dernières grandeurs $H = \frac{\delta_1}{\delta_2}$, il permet de décrire l'évolution de la couche limite

B. La nature de la couche limite en régime transsonique

La nature de la couche limite en régime transsonique dépend de la turbulence. Les couches limites laminaires sont plus sensibles aux gradients de pression positifs et s'épaississent rapidement, tandis que les couches limites turbulentes sont plus résistantes à ces gradients. La compréhension de la nature de la couche limite est essentielle pour anticiper les effets de l'interaction onde de choc / couche limite.

I.2.1.4. Le décollement de la couche limite

Le décollement de la couche limite est un phénomène qui se produit lorsque la couche limite se détache de la surface solide de l'objet et crée des tourbillons. Ce phénomène peut être provoqué par un gradient de pression positif (**Figure I.4**) ou par des caractéristiques géométriques particulières de l'objet dit "inertiel". Le point de décollement marque la limite entre la zone où le frottement est positif (en amont de la paroi) et la zone où le frottement devient négatif (en aval de la paroi).

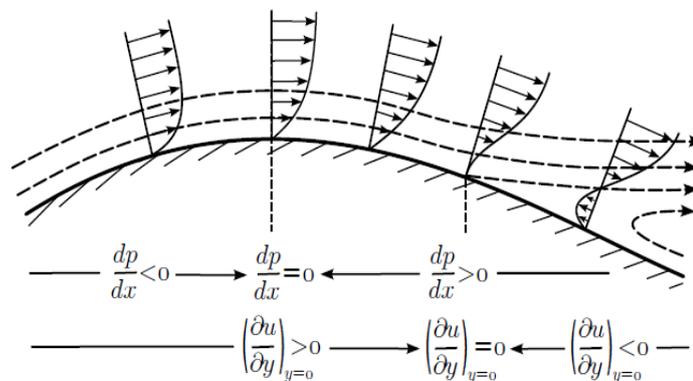


Figure I-4 Schéma du décollement d'une couche limite sous un gradient de pression adverse.

I.2.1.5. interaction Onde de choc /Couche Limite

Lorsqu'une onde de choc générée par un objet en mouvement rapide rencontre la couche limite qui se développe autour de cet objet, une interaction complexe se produit. Cette interaction peut entraîner une augmentation de la traînée, une diminution de la portance et une résistance aérodynamique accrue.

Lorsque l'onde de choc est assez puissante en intensité peut provoquer la séparation de la couche limite, une configuration de l'onde de choc de forme λ se crée à proximité du point de séparation. Cela affecte largement les coefficients de portance et de traînée résultants (Figure I.5)

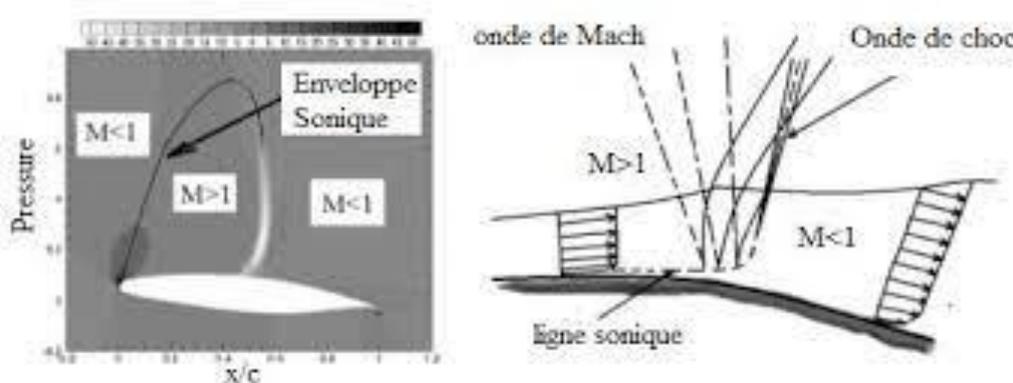


Figure I-5 Représentation schématique de l'enveloppe sonique et de l'interaction couche limite / onde choc en régime transsonique.

L'écoulement autour d'un profil en régime transsonique est caractérisé par des ondes de choc, des couches limites, des décollements, des interactions complexes et une nature variable de la couche limite. Ces caractéristiques rendent les écoulements transsoniques fascinants mais aussi très difficiles à modéliser et à contrôler. Dans les sections suivantes de ce chapitre, nous examinerons les mécanismes sous-jacents à ces phénomènes aérodynamiques.

I.3 Mécanismes de l'Écoulement en Tremblement Transsonique

Dans cette section, nous explorons en détail l'origine et les mécanismes sous-jacents au phénomène complexe du tremblement transsonique. Il est essentiel de comprendre les facteurs

qui déclenchent ce phénomène aérodynamique pour développer des stratégies efficaces de contrôle et d'atténuation

I.4.1. Origine du Tremblement Transsonique

La nature auto-entretenu du phénomène de tremblement transsonique a été découverte en 1976 grâce aux travaux expérimentaux menés par McDevitt et al [7]. Ils ont établi un lien entre les oscillations de l'onde de choc sur un profil biconvexe et le décollement de la couche limite, ce qui a conduit à des battements. Ce processus implique le déplacement de l'onde de choc en amont lors du décollement de la couche limite, puis son retour vers le bord de fuite, rapprochant ainsi le point de décollement.

Ce mécanisme complexe a été étudié plus en profondeur par Tijdeman et al [5], Tijdeman a identifié une corrélation entre les ondes de Kutta, liées aux conditions de Kutta, et le mouvement de l'onde de choc en amont. Lee a ensuite expliqué ce mécanisme en montrant comment l'onde de choc génère des ondes de compression dans la couche limite décollée, qui se dirigent vers le bord de fuite. Lorsqu'elles approchent du bord de fuite, ces ondes de compression engendrent de nouvelles ondes qui remontent vers l'onde de choc, fournissant ainsi l'énergie nécessaire pour maintenir les oscillations de l'onde.

D'autres interprétations existent, notamment celle considérant l'oscillation de l'onde de choc comme un phénomène acoustique. Selon cette théorie, des ondes acoustiques influencent le décollement pulsé de la couche limite en réaction au mouvement de l'onde de choc.

Cette complexité des mécanismes rend difficile l'élaboration d'un modèle généralisé pour expliquer le tremblement transsonique. Bien que largement documentée, son origine demeure controversée, et son mécanisme physique n'est pas encore complètement compris.

I.3.1. Limites d'Apparition du Tremblement Transsonique

Après avoir exploré l'origine et le mécanisme de l'oscillation de l'onde de choc transsonique, cette section se penche sur les conditions qui déterminent l'apparition du tremblement transsonique. Ces conditions sont bornées en termes de Mach et d'incidence [12]. Donc l'objectif est de déterminer les plages de vitesse et d'incidence nécessaires pour qu'un objet soit soumis à un écoulement fortement instationnaire provoqué par ce phénomène. Cependant, ces conditions dépendent largement de la géométrie de l'objet étudié.

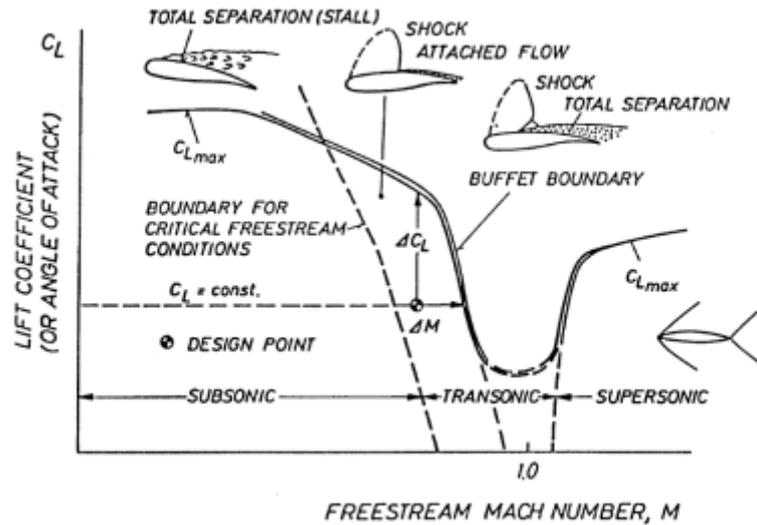


Figure I-6 Domaine de vol - extrait de Stanewsky et Basler [11].

I.3.2. Les critères pour définir l'apparition du tremblement transsonique

La définition de l'apparition du tremblement transsonique est un aspect crucial de la compréhension de ce phénomène complexe, et les critères utilisés pour l'identifier peuvent varier en fonction des études et des chercheurs. Plusieurs critères couramment employés sont déterminants pour établir le début du tremblement transsonique.

L'un de ces critères repose sur **la divergence du signal de pression** enregistré au bord de fuite du profil [13]. Lorsque ce signal de pression commence à diverger de manière significative, cela peut être interprété comme le point de départ du tremblement transsonique. Cette observation est particulièrement utile car elle est directement liée aux variations de pression associées au phénomène.

Un autre critère important est **l'effort normal exercé sur la ligne moyenne du profil**, obtenu soit directement à l'aide d'une balance, soit par intégration de pressions instationnaires en paroi du profil. Une valeur arbitraire permet de définir l'entrée en tremblement d'un écoulement Lee et Tang [14]. Cela offre un moyen tangible de quantifier le changement dans les forces aérodynamiques à mesure que le tremblement transsonique s'installe.

La caractérisation de l'entrée en tremblement transsonique pour un profil peut également reposer sur l'observation du **coefficient de pression C_p surfacique moyen**. Cela est illustré dans la figure Figure I-7 extraite de l'étude de Jacquin et al. [15], qui présente la distribution de C_p pour diverses incidences. Les situations à 2,5 degrés et 3 degrés révèlent une brusque augmentation de la pression, indiquant la présence d'un choc stationnaire, tandis que les cas à

des incidences plus élevées présentent une zone de compression qui s'étend de 30% à 45% de la corde, témoignant ainsi du déplacement du choc au fil du temps.

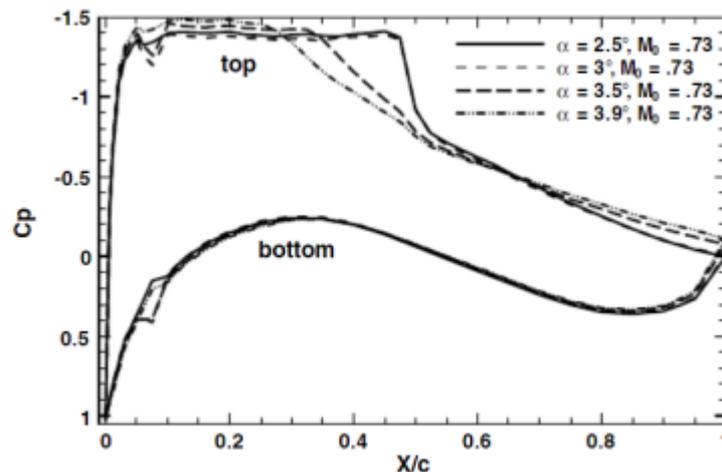


Figure I-7 Coefficient de pression surfacique moyen pour un profil OAT15A à Mach 0,73 [14]

Un autre critère significatif est le **décollement de la couche limite** de l'écoulement autour du profil. Le décollement de cette couche limite peut être un indicateur clair de l'apparition du tremblement transsonique, car il reflète un changement majeur dans le comportement de l'écoulement sur le profil.

L'**oscillation de l'onde de choc** elle-même est également un critère fréquemment utilisé pour identifier le début du tremblement transsonique. Comme expliqué précédemment, l'oscillation de cette onde de choc est souvent au cœur du phénomène, et sa détection peut être cruciale.

Enfin, certains chercheurs se concentrent sur le **changement de la dynamique globale de l'écoulement**, notamment l'apparition de structures instationnaires ou de phénomènes turbulents. Cette évolution dans la dynamique de l'écoulement peut être un indicateur clé de l'apparition du tremblement transsonique.

I.3.3. Influence de la Géométrie du Profil

L'étude de la géométrie du profil révèle son impact sur l'entrée en tremblement transsonique. Par exemple, une diminution de l'épaisseur du profil réduit l'amplitude des oscillations de l'effort normal, et donc du tremblement transsonique. Cependant, la cambrure du profil semble avoir peu d'impact sur l'apparition du tremblement transsonique. En revanche, un angle du bord de fuite plus prononcé augmente la zone de recirculation au bord de fuite, favorisant ainsi l'instabilité de l'écoulement.

I.4 Contrôle du Tremblement Transsonique

Le contrôle d'écoulement, visant à altérer les caractéristiques d'un flux pour atteindre un état spécifique souhaité, joue un rôle crucial en aéronautique. Le contrôle de l'onde de choc en aéronautique est un domaine de recherche actif, et de nombreuses méthodes sont en cours de développement pour améliorer la performance des avions supersoniques. Plusieurs approches ont été utilisées ces dernières années pour essayer de réduire l'intensité de l'onde de choc, ainsi que pour contrôler les oscillations de cette dernière.

I.4.1. Objectifs de Contrôle du Tremblement

La plage de vol des avions est limitée par l'apparition de tremblements, provoquée par une augmentation du coefficient de portance ou du nombre de Mach. Comme illustré dans Figure I.8. Ainsi, pour garantir la sécurité, les fabricants exigent que les avions conservent une marge de sécurité en termes de Mach et de portance pour éviter les tremblements. L'objectif principal du contrôle est de repousser cette limite, étendant ainsi la plage de vol des aéronefs. Cela permet aux avions de ligne d'exécuter des manœuvres d'urgence, comme une descente rapide en cas de dépressurisation de la cabine. De plus, cela améliore les performances aérodynamiques des avions de combat lors de manœuvres délicates.

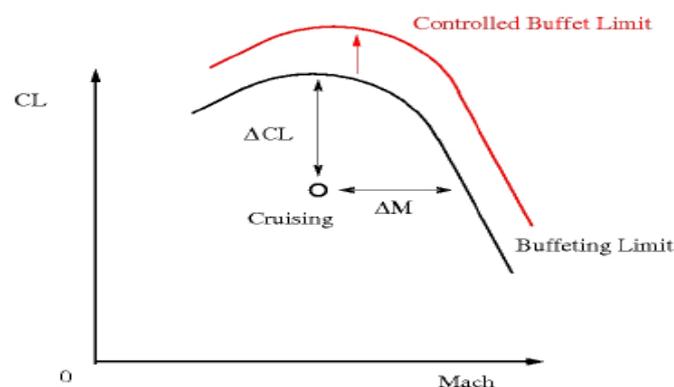


Figure I-8 Limite du domaine de vol [6]

I.4.2. Stratégies de Contrôle du Tremblement

La maîtrise du tremblement transsonique représente un défi majeur dans le domaine de l'aéronautique. Toutefois, plusieurs stratégies ont été développées pour contrôler ce phénomène complexe. Selon la classification de Gad-El-Hak [16], on peut distinguer plusieurs types de contrôle : passif, actif et rétroactif. En termes généraux, le contrôle passif désigne un dispositif qui n'a pas besoin d'un apport d'énergie dans l'écoulement pour fonctionner, tandis que le contrôle actif englobe tous les autres dispositifs. Les dispositifs de

contrôle actif qui fonctionnent en boucle fermée sont qualifiés de contrôle rétroactif. Les sources d'énergie pour le contrôle actif peuvent être diverses, notamment pneumatiques (soufflage, aspiration), mécaniques (paroi mobile) ou électriques (plasma, décharge électrique).

Les actionneurs utilisés pour le contrôle du tremblement transsonique peuvent être regroupés en deux catégories principales en fonction de leur mode de fonctionnement et de leur objectif spécifique. Certains visent à modifier l'écoulement, la source de l'instabilité, tandis que d'autres agissent sur la structure pour atténuer les effets de cette instabilité. Concernant les actionneurs de la première catégorie, ils peuvent être classés en deux sous-catégories en fonction de leur mode de fonctionnement : ceux agissant sur l'interaction onde de choc/couche limite et ceux agissant sur la circulation et/ou les ondes de Kutta.

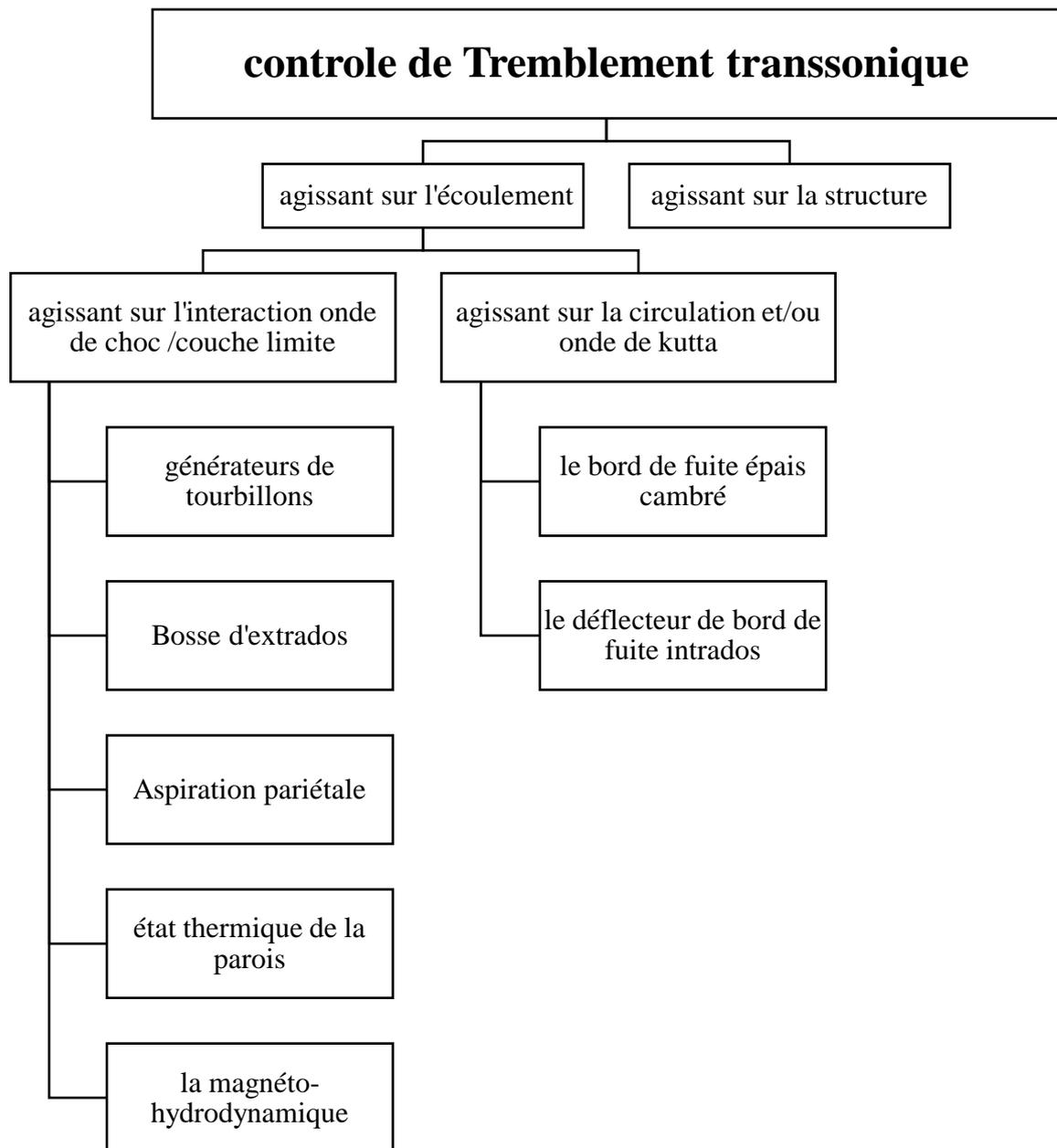


Figure I-9 Stratégies de Contrôle du Tremblement Transsonique

L'efficacité de ces stratégies de contrôle du tremblement transsonique dépend de divers facteurs, notamment la géométrie du profil, les conditions de vol et les objectifs spécifiques de la recherche ou de l'application. Ces approches, bien que diverses, visent toutes à repousser la limite d'apparition des tremblements, ce qui permet d'améliorer les performances aéronautiques en termes de vitesse et de maniabilité, tout en réduisant les nuisances sonores et les vibrations.

Dans la suite, nous présenterons en détail la stratégie de contrôle passif de tremblement par mécanisme de bosse. Pour une présentation des autres stratégies, le lecteur peut se référer à la thèse de Després [17], Browaeys [6] et d'autres sources pertinentes.

I.5 Contrôle du Tremblement par Bosse

Le contrôle passif de l'onde de choc repose sur des modifications géométriques locales des surfaces portantes, offrant des avantages économiques. L'une des approches consiste à utiliser une bosse ou un renflement placé sur le bord d'attaque de l'aile. Ces dispositifs de contrôle de choc, connus sous le nom de Shock Control Bumps (SCBs), sont couramment utilisés sur les surfaces aérodynamiques, notamment sur les ailes transsoniques, comme illustré dans la figure I.10. Ils permettent de réduire les pertes de pression stagnation à travers les ondes de choc, réduisant ainsi la traînée globale de l'aéronef. En outre, certaines recherches ont étudié l'utilisation des SCBs dans des écoulements supersoniques, tels que les entrées d'air des moteurs.

Dans le domaine des ailes transsoniques, les SCBs ont un impact significatif sur la structure des ondes de choc quasi-normales à proximité de la surface de l'aile. Plus précisément, les SCBs ont la capacité de disperser une seule onde de choc plus forte en une séquence d'ondes de choc obliques plus faibles ou de compressions. Cette dispersion contrôlée des ondes de choc se traduit par une décélération plus progressive de l'écoulement d'air, appelée décélération isentropique, par rapport à l'onde de choc non contrôlée. Le résultat ultime de ce phénomène est une réduction de la perte de pression de stagnation à travers l'onde de choc, ce qui se traduit par une diminution de la traînée aérodynamique.

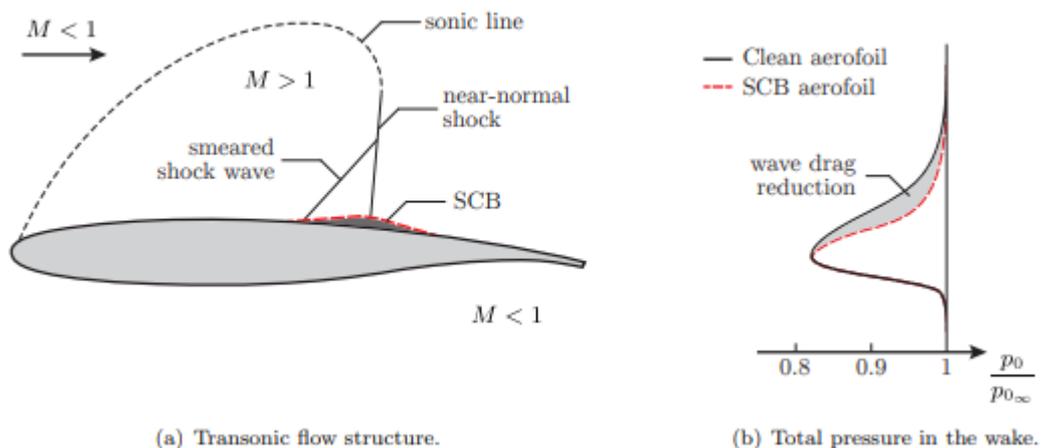


Figure I-10 Illustration du principe de fonctionnement d'un SCB sur une aile supercritique. [6]

Pour une représentation visuelle de la manière dont les SCBs fonctionnent en vol transsonique, vous pouvez vous référer à la Figure I.10, qui offre une illustration des principes sous-jacents de la fonctionnalité des SCBs.

Cette section mettra en évidence le rôle des SCBs dans la modification des ondes de choc, en particulier dans le contexte des ailes transsoniques, où ils contribuent à atténuer l'impact des ondes de choc normales sur la surface de l'aile.

Géométrie des Dispositifs de Contrôle de Choc (SCBs)

La géométrie typique d'un SCB comprend une rampe en amont de la position nominale de l'onde de choc, une courte région en crête et une partie arrière en forme de queue.

- **La rampe** a pour fonction de générer des ondes de choc obliques qui dévient le flux d'air supersonique, contribuant ainsi au contrôle de l'onde de choc.
- La région en **crête** est l'endroit où une onde de choc quasi-normale ralentit le flux d'air à des vitesses subsoniques, ce qui est essentiel pour le mécanisme de contrôle.
- La partie arrière en forme de **queue** du SCB ramène l'écoulement d'air post-ondes de choc vers la surface de l'aérofoil, rétablissant ainsi des conditions d'écoulement plus favorables.

La Figure I.11 illustre l'effet de deux géométries de SCB différentes sur la structure de l'onde de choc produite, conformément aux travaux de Birkemeyer et al [18]. et Ogawa et al [19]. La première bosse, représentée dans la figure I.11 (b), présente une forme de contour lisse, générant ainsi une série d'ondes de compression. La seconde bosse, montrée dans la figure I.11 (c), a une forme de coin et génère une structure en forme de pied de lambda (λ). Cette structure apparaît lorsque les ondes de compression se rejoignent et provoquent une onde de choc oblique, connue sous le nom de jambe avant de l'onde de choc lambda (λ).

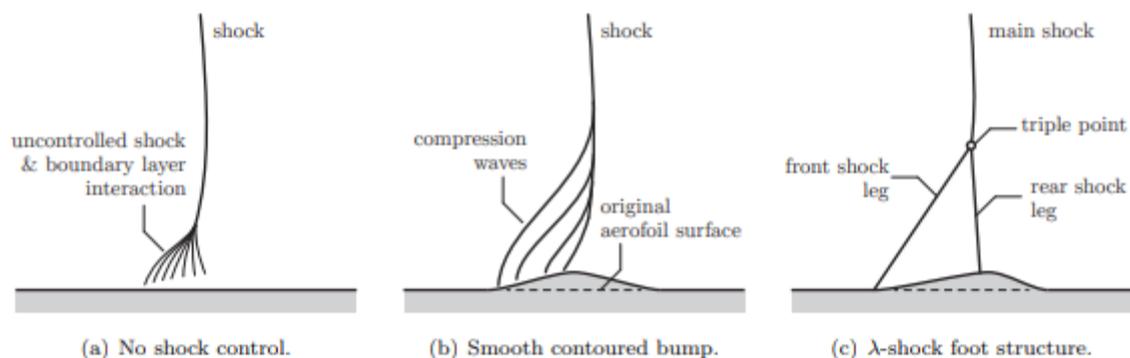


Figure I-11 Structure de choc distincte générée par différentes géométries de bosse. [6]

Physique de l'écoulement

La structure d'écoulement générée par SCB est très sensible à des paramètres tels que la position longitudinale du choc et l'état de la couche limite entrante. Cette sensibilité requiert une compréhension des caractéristiques d'écoulement des SCB sur une gamme de conditions de fonctionnement afin d'évaluer avec précision leur potentiel de performance.

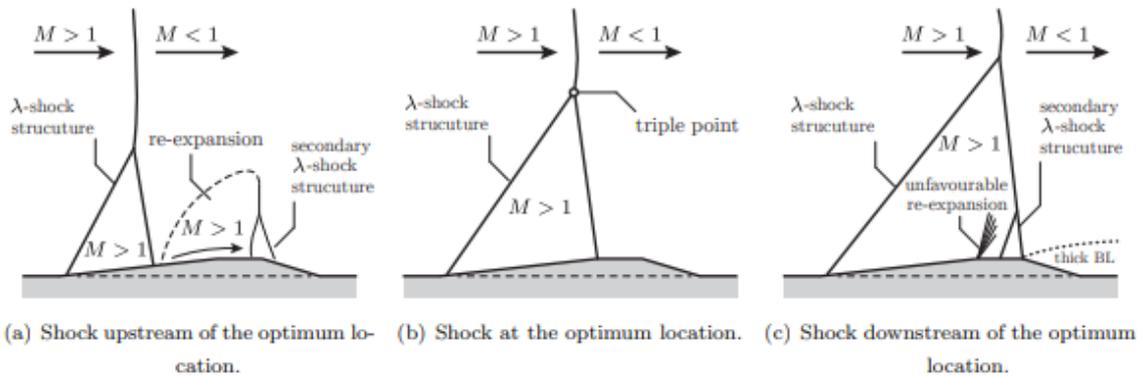


Figure I-12 Effet de la configuration du SCB sur la structure et position de l'onde de choc (a) onde en amont de la position optimale, (b) onde sis dans la position optimale et (c) onde en aval de la position optimale.[12]

La Figure I.11 illustre la structure fondamentale de l'écoulement non visqueux générée par un SCB 2D en vol transsonique lorsque le choc se trouve à l'emplacement optimal. Cependant, lorsque le choc s'éloigne de cet emplacement, des expansions indésirables et des systèmes de choc secondaires apparaissent dans l'écoulement, entraînant une pénalité inhérente à la performance des SCB. La sensibilité de la performance des SCB à la position du choc est une caractéristique propre aux SCB 2D, et son effet sur la structure de l'écoulement est illustré dans la Figure I.12. Des gradients de pression importants dans le sens longitudinal sur la couche limite qui quitte la surface du SCB sont introduits par le système d'ondes de choc et d'expansions illustré dans la Figure I.12. La performance des SCB dépendra alors largement du comportement de cette couche limite, qui peut rester "saine", s'épaissir, ou dans le pire des cas, se détacher. Les SCB devraient être en mesure d'atteindre des économies acceptables de la réduction de la pression de stagnation sans pertes visqueuses intolérables. En général, un SCB aura un impact négatif sur la santé de la couche limite entrante en raison de la courbure de l'écoulement imposée par le dispositif.

- ❖ Lorsque le choc se trouve à l'emplacement **optimal** - **Figure I.12 (b)** - une élévation de pression plus "propre" a le moins d'effet négatif sur la couche limite.
- ❖ Les cas hors conception - **Figures I.12 (a) et (c)** - introduisent une réexpansion et des structures de choc secondaires qui ont un impact significatif sur la couche limite entrante :
 - ✓ lorsque le choc est en **amont** de l'emplacement optimal, la bosse accélère l'écoulement en formant un choc secondaire - **Figure I.12 (a)** ;
 - ✓ lorsque le choc est **en aval** de l'emplacement optimal, il y a une expansion défavorable sur le sommet de la bosse, ce qui conduit à un choc plus fort et finalement à la séparation de la couche limite - **Figure I.12 (c)**.

Pour cette raison, la forme générale et le positionnement de SCB ont toujours été considérés comme des paramètres variables importantes et les éléments clés pour mettre à l'échelle (du point de vue conception) la configuration de la bosse ; elles se résument en :

- l'angle de la rampe initiale, ➤ la hauteur de la bosse, ➤ sa position,
- la longueur, ➤ et la position de crête ;

ceux-ci déterminent la structure du lambda-choc et donc le recouvrement de la pression totale. Et afin d'éviter les phénomènes d'ondes de compression et de détente. Le choix de la configuration la plus approprié est une forme géométrique dont les profils de la rampe et de la queue de la bosse soit tangent à la cambrure de la surface d'implantation figure I.13 et I.14

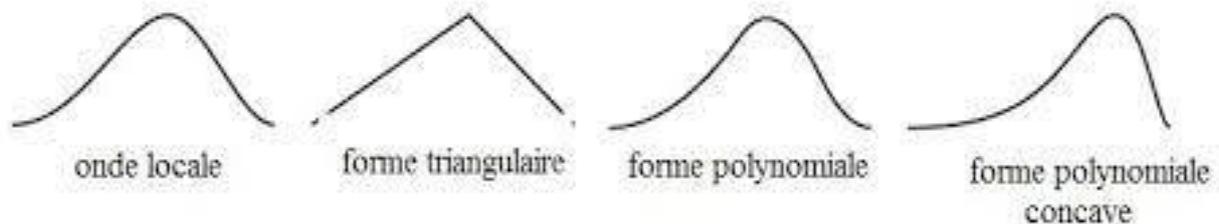


Figure I-13 différentes formes géométriques du système SCB. [13]

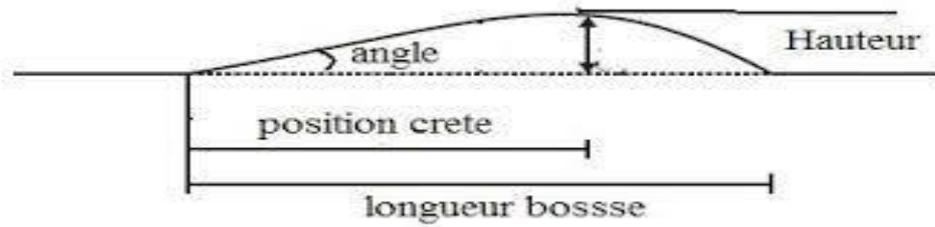


Figure I-14 schéma détaillé de la géométrie de la bosse

VI.3.3 Modèle de Bosse

Le modèle de SCB présenté par Geoghegan et al. [19] a été utilisé pour l'étude présentée dans ce travail. Ce modèle est développé en utilisant une seule fonction de forme **Hicks-Henne** pour définir la courbure du bosse. La fonction de forme peut définir une surface de contour différentiable en fonction uniquement de l'amplitude du SCB, de la dissymétrie et du système de coordonnées local, la position du sommet du bossage par rapport à la longueur du bossage, $C_b/L_b = 0,5$, ce qui donne un profil symétrique, et la position locale du bosse, X_s qui est la distance entre le sommet du bosse et l'emplacement moyen du choc, X_{sh} . La position locale est définie par l'équation suivante :

$$X_s = \frac{X_0 + C_b - X_{sh}}{L_b} \quad (1)$$

Où X_0 est le point de départ du côté gauche du SCB. La coordonnée de position locale dans l'espace de la fonction, X_b , est exprimée dans l'équation (2).

$$0 < X_b = \frac{X - X_0}{L_b} < 1 \quad (2)$$

Le profil du SCB est calculé en utilisant la fonction Hicks-Henne présentée dans l'équation (3).

$$H(X_b) = \sin^4(\pi X_b^m) \quad , \quad m = \frac{\ln(0,5)}{\ln(C_b/L_b)} \quad (3)$$

Une illustration de la fonction de profil du SCB est présentée dans la Figure F I-15 avec sa taille et sa position relative sur OAT15A.

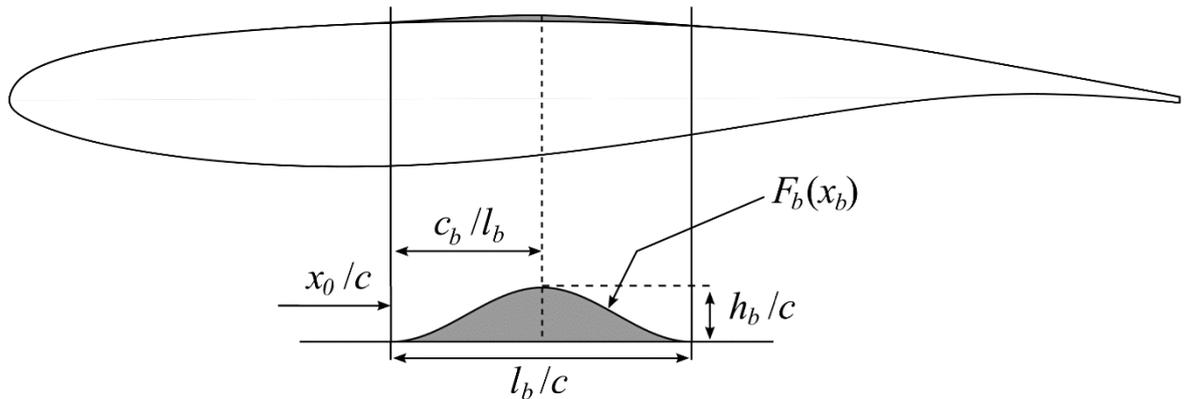


Figure I-16 Les paramètres de bosse dans le profil OAT15A [19]

La position moyenne du choc pour le cas d'essai, à $M = 0,73$ et $\alpha = 3,5^\circ$, a été calculée à 45% de la corde.

I.6 Conclusion

Dans le cadre de notre recherche, nous nous concentrons spécifiquement sur le "tremblement classique" en régime transsonique. Pour des raisons de simplicité et de commodité, nous adoptons une approche simplifiée en considérant une aile rigide en deux dimensions (2D) qui ne tient pas compte des comportements aéroélastiques complexes. Par conséquent, notre analyse se focalise exclusivement sur l'aspect des excitations aérodynamiques dans le contexte du tremblement transsonique.

Chapitre II

**Fondements de la Modélisation Numérique
et des Équations de Navier-Stokes**

II.1 Introduction

En aérodynamique, les écoulements de fluides sont souvent turbulents, ce qui signifie qu'ils comportent des tourbillons et des fluctuations aléatoires de la vitesse et de la pression du fluide. La prédiction et la compréhension de ces écoulements sont cruciales pour l'analyse de nombreux domaines de la mécanique, tels que la conception d'ailes d'avion, de voitures de course, de turbines, de tuyères de fusée, et bien d'autres.

Les équations qui gouvernent les mouvements des fluides, qu'ils soient turbulents ou non, ont été formulées pour la première fois par Claude Navier en 1823. Ces équations sont appelées les équations de Navier-Stokes et décrivent les lois fondamentales de la dynamique des fluides, y compris la conservation de la masse, la conservation de la quantité de mouvement et la conservation de l'énergie.

Cependant, les solutions analytiques des équations de Navier-Stokes ne sont disponibles que pour les écoulements les plus simples et les conditions idéales. Pour obtenir des solutions pour des configurations réelles, une approche numérique est nécessaire, où les équations différentielles sont remplacées par des systèmes d'équations algébriques résolus par des méthodes numériques telles que les volumes finis, les différences finies ou les éléments finis.

La résolution de ces équations numériques est un processus complexe qui nécessite souvent des ordinateurs puissants et des techniques de simulation sophistiquées. Les résultats de ces simulations numériques peuvent fournir des informations détaillées sur les écoulements de fluides, tels que les champs de vitesse, les pressions et les forces, qui peuvent être utilisés pour améliorer la conception et l'efficacité des systèmes aérodynamiques.

Ce présent chapitre n'est autre qu'une synthèse des équations mathématiques sur lesquelles est basé notre travail.

D'autre part, nous nous sommes plus particulièrement intéressés à la mise en évidence des caractéristiques de l'approche RANS ainsi que des propriétés du modèle $k - \omega_{sst}$ avec ses variantes et sur lesquelles est basé cette étude.

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 Forme générale des équations fondamentales

Le but de la CFD est de résoudre les équations de base qui régissent les écoulements : l'équation de quantité de mouvement et l'équation de continuité. Des équations de transport sont également prises en considération lorsque le phénomène de turbulence est impliqué.

II.3.1. L'équation de continuité

L'équation instantanée de continuité traduisant le principe de conservation de masse est :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \tag{II.1}$$

ρ Représente la masse volumique, t le temps et \vec{u} le vecteur vitesse.

II.3.2. L'équation de quantité de mouvement

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{u}) + \rho \vec{u} \cdot \nabla \vec{u} = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \tag{II.2}$$

- ✓ p représente la pression statique
- ✓ $\bar{\tau}$ Est le tenseur des tensions visqueuses
- ✓ $\rho \vec{g}$ Et \vec{F} l'ensemble des efforts extérieurs appliqués.
- ✓ Le tenseur des contraintes $\bar{\tau}$ peut être exprimé par la relation
- ✓ $\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{u} + \nabla^t \vec{u}) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{u} \vec{I} \right]$ (II.3)
- ✓ Où :
- ✓ μ Représente la viscosité moléculaire, le tenseur unité, et le second terme de droite exprime les effets de dilatation de volume.

II.3.3. Conservation de l'énergie totale

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} [u_j (\rho E + P)] = -\frac{\partial}{\partial x_j} q_j + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i \tau_{ij}) \tag{II.4}$$

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 :

$$E = e + \frac{1}{2} u_k u_k \tag{II.5}$$

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

$$P = \rho RT \quad C_p - C_v = r \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v} \tag{II.6}$$

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 :

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \delta_{ij} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \tag{II.7}$$

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

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 :

$$\mu = \mu_0 \sqrt{\frac{T}{T_0}} \left(\frac{1 + S/T_0}{1 + S/T} \right) \tag{II.8}$$

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 Reynolds en une partie moyenne $\bar{\phi}$ et une partie fluctuante ϕ'

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad \text{avec} \quad \bar{\phi} = \lim_{\Delta t \rightarrow \infty} \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \phi(t) dt \tag{II.9}$$

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 :

$$\tilde{u}_i = \frac{\overline{\rho u_i}}{\bar{\rho}} = \frac{1}{\bar{\rho}} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} \rho(x, \tau) u_i(x, \tau) d\tau \quad (\text{II.10})$$

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 :

$$\begin{aligned} u_i &= \tilde{u}_i + u_i'' \\ \rho &= \bar{\rho} + \rho' \\ p &= \bar{p} + p' \\ e &= \tilde{e}_i + e_i'' \\ h &= \tilde{h} + h'' \end{aligned} \quad (\text{II.11})$$

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

II.4.1. L'équation de continuité moyennée

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0 \quad (\text{II.12})$$

II.4.2. L'équation de la quantité de mouvement moyennée

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{\mu} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\overline{\rho u_i'' u_j''}) \quad (\text{II.13})$$

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 :

$$-\overline{\rho u_i'' u_j''} = \mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \overline{\rho} k \delta_{ij} \quad (\text{II.14})$$

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

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_k'' u_k''} \quad (\text{II.15})$$

Les équations moyennées de FANS (Favre-averaged Navier-Stokes équations) sont obtenues en remplaçant l'équation II.12 dans l'équation II.11

$$\frac{\partial}{\partial t} (\overline{\rho \tilde{u}_i}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j}) = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\overline{\mu} + \mu_t) \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \right] - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x_j} (-\overline{\rho} k) \quad (\text{II.16})$$

II.4.3. L'équation de la quantité d'énergie moyennée

$$\frac{\partial}{\partial t} (\overline{\rho \tilde{h}}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{\rho \tilde{u}_j \tilde{h}}) = \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_j} + \tilde{u}_j \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_j} + \overline{\tau}_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \overline{\tau}_{ij}' \frac{\partial u_i''}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(k \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} \overline{\rho u_j'' h''} \quad (\text{II.17})$$

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

$$\overline{\tau}_{ij}' \frac{\partial u_i''}{\partial x_j} = \mu_t \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (\text{II.18})$$

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

$$p = \overline{\rho} r \tilde{T} \quad (\text{II.19})$$

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-ε et k-ω sont les plus utilisés. Ces modèles offrent souvent un bon équilibre entre la complexité et l'exactitude.

Fluent fournit le choix entre différents modèles de turbulence :

1. **Modèle à une équation** : Spalart-Allmaras.

2. **Modèles à deux équations** :

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

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

Tableau II-1 : Comparaison des modèles de turbulence : Avantages et inconvénients

Modèles		Avantages	inconvénients
Spalart Allmaras		<input type="checkbox"/> Economique (1 équation), Bon pour les écoulements libres, et les écoulements sur profil sans décollement ni grands gradients de pression.	<input type="checkbox"/> Nécessite une plus grande résolution du maillage aux frontières (pas de lois aux murs)
k-ε	Standard	<input type="checkbox"/> Robuste, économique et relativement précis <input type="checkbox"/> Adapté aux écoulements à grande nombre de Re	<input type="checkbox"/> Résultats médiocre pour des écoulements complexes (fort gradient de pression, rotation et swirl)
	RNG	<input type="checkbox"/> Dérive par une méthode statistique rigoureuse (normalisation group théorie) <input type="checkbox"/> Bon pour les écoulements complexes (impact de jet séparation d'écoulement, recirculations)	<input type="checkbox"/> Limite par hypothèse de viscosité turbulente isotrope

	Réalisable	<input type="checkbox"/> Respecte une contrainte physique que peut violer le modèle K-ε Offre les même avantage que le RNG <input type="checkbox"/> Recommandé dans le cas des turbomachines	<input type="checkbox"/> Limite par hypothèse de viscosité turbulente isotrope
k-ω	SST standard	<input type="checkbox"/> Modèle recommandé pour le problème liés aux turbomachines (à comparer au réalisable -ω) <input type="checkbox"/> la version SST k-ω consiste en une transition entre le modèle k-ω standard et une version haut Re du k-ω Lorsque' on est loin des parois	<input type="checkbox"/> Nécessite une plus grande résolution du maillage aux frontières (pas de lois aux murs)

II.5.1 Modèle Standard k-w

Le modèle k-w est un modèle largement répandu basé sur les équations de transport de l'énergie cinétique turbulence et de dissipation. Il a une dépendance locale et linéaire des tensions de Reynolds et il est peu adapté pour les écoulements complexes (recirculation, anisotropie, production forte)

II.5.1.1. Les équations de transport

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{u}_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\bar{\mu}_t}{Pr_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \bar{\rho} \varepsilon - Y_M + S_k \tag{II.20}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{u}_j \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\bar{\mu}_t}{Pr_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{\varepsilon 1} \frac{\bar{\rho} \varepsilon}{k} (G_k + C_{\varepsilon 3} G_b) - C_{\varepsilon 2} \frac{\bar{\rho} \varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \tag{II.21}$$

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 :

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \tag{II.22}$$

II.5.1.3. Les constantes du modèle $k - \omega$ standard

Les coefficients du modèle sont comme suit :

Tableau II-2: les coefficients Modèles standard k- ω

C_μ	$C_{\omega 1}$	$C_{\omega 2}$	Pr_k	Pr_ω
0.09	0.55	0.83	1.0	1.0

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 modelé 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 :

$$G_k = -\overline{\rho u_i'' u_j''} \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \tag{II.23}$$

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

$$G_k = \bar{\mu}_t S^2 \tag{II.24}$$

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

$$S = \sqrt{S_{ij} S_{ij}} \tag{II.25}$$

✓ S_{ij} est le tenseur de déformation.

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \tag{II.26}$$

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 :

$$G_b = \beta g_i \frac{\bar{\mu}_t}{Pr_t} \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_i} \quad (II.27)$$

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 : $Pr_t = 0.85$

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

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.

Négliger la dissipation de la dilatation s'explique par la baisse observée dans le taux de dissipation qui s'étend avec un nombre de Mach croissant pour les mélanges compressibles et les autres couches de cisaillement libres.

Pour expliquer ces effets dans les modèles k-ε du code de calcul Fluent, le terme de la dissipation de la dilatation Y_M , est inclus dans l'équation de k :

$$Y_M = 2\bar{\rho}\varepsilon M_t^2 \quad (II.28)$$

$$M_t = \sqrt{\frac{k}{a^2}} \quad , \quad a = \sqrt{\gamma r T} \quad (II.29)$$

a : Représente la célérité de son

II.6 Influence de la paroi :

Les modèles de turbulence basés sur l'hypothèse d'une forte turbulence ne sont pas valables dans la région proche des parois. Il existe alors plusieurs solutions pour tenir compte de la présence des effets visqueux : (1) ne pas résoudre cette région et utiliser à la place une loi de paroi, (2) introduire des fonctions d'amortissement forçant le comportement du modèle,

appelé dès lors modèle bas-Reynolds, ou (3) résoudre des équations différentes pour l'écoulement principal et l'écoulement proche des parois. Les modèles $k-\varepsilon$ standard ou RNG sont basés sur l'approche (1).

Ainsi dans la première approche, la région interne n'est pas résolue et une loi de paroi est alors utilisée pour relier la région affectée par les effets visqueux à la partie de la couche limite pleinement turbulente (Fig.II.1.a).

Cette loi plus ou moins évoluée permet d'estimer les vitesses moyennes ainsi que les quantités turbulentes dans la partie non résolue mais repose néanmoins sur des hypothèses très contraignantes.

Il existe différents niveaux de lois de paroi plus ou moins évoluées, la plus simple étant la loi de paroi standard valable dans la région caractérisée par $y^+ \approx 30$. L'inconvénient de cette loi provient du fait qu'elle repose, entre autres, sur un nombre de Reynolds de l'écoulement très important, l'absence d'un gradient de pression adverse. Pour satisfaire ces points, d'autres lois plus élaborées sont alors disponibles et construites la plupart du temps sur une décomposition en deux couches de la couche limite (loi bi-couche). En fonction du point de calcul placé dans la couche limite, la loi de paroi affectera des valeurs adéquates. Ainsi l'utilisation de ce type de loi permet de retrouver des informations dans la sous-couche visqueuse.

La valeur du critère de maillage doit donc satisfaire $y^+ \approx 1$. On note donc que l'approche des lois de paroi peut être moins consommatrice en temps de calculs et en espace de stockage en fonction du degré de complexité de la loi, la taille du premier élément étant plus importante [20]. Les approches (2) et (3) nécessitent quant à elles dans tous les cas des tailles de mailles beaucoup plus petites, assez petites pour chercher des informations dans la sous-couche visqueuse (Fig.II.1.b). Le nombre d'éléments de calcul devient alors plus élevé que celui d'un calcul basé sur des modèles haut-Reynolds utilisant des lois de paroi standards.

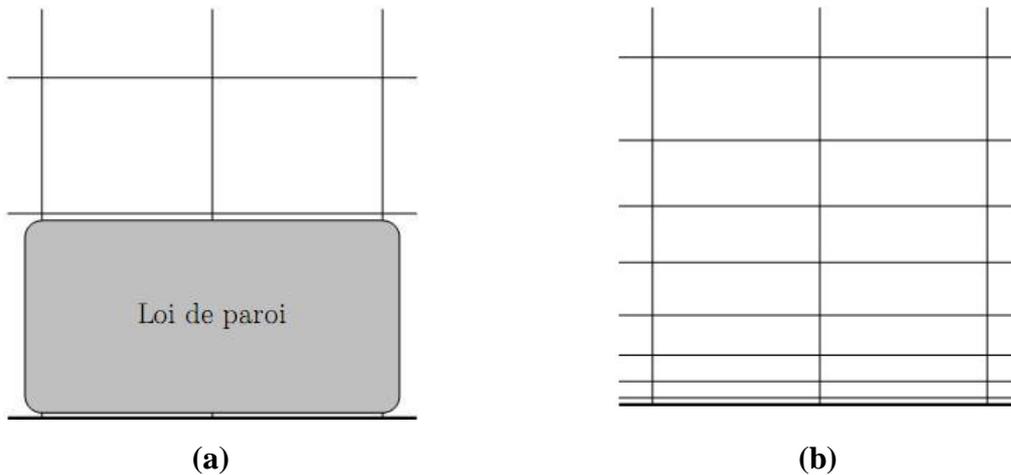


Figure II-1 : Traitement numérique de la région proche d'une paroi.

II.6.1. 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 [21], on a :

$$\epsilon = \frac{C_\mu^{3/4} k_p^{3/2}}{\kappa y_P}, \quad G_p = \frac{\tau_p^2}{\bar{\rho} \kappa C_\mu^{1/4} k_p^{1/2} y_P} \tag{II.30}$$

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 :

$$y^+ = \frac{\bar{\rho} y u_\tau}{\mu} ; \quad u^+ = \frac{\tilde{u}}{u_\tau} , \quad (\text{II.31})$$

Avec :

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (\text{II.32})$$

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 :

$$u^+ = y^+ \quad (\text{II.33})$$

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 :

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \log(EY^+) \quad (\text{II.34})$$

Où :

E et κ (constantes de Von Karman) ont des valeurs fixes qui sont égales à :

$$E = 0.9 \quad \text{et} \quad \kappa = 0.4$$

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 :

$$u^* = \begin{cases} y^* & \text{si } y^* \leq 11.225 \\ \frac{1}{\kappa} \log(Ey^*) & \text{si } y^* > 11.225 \end{cases} \quad (\text{II.35})$$

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

$$y^* = \frac{\bar{\rho} C_\mu^{1/4} k_p^{1/2} y_p}{\mu} \quad \text{et} \quad u^* = \frac{\tilde{u}}{u_\tau} = \frac{C_\mu^{1/4} k_p^{1/2} \tilde{u}_p}{\tau_w / \bar{\rho}} \quad (\text{II.36})$$

\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.

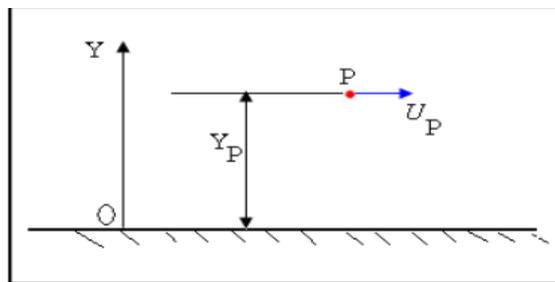


Figure II-2 volume de contrôle près de la paroi

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.7 Autres détails numériques

Les équations qui gouvernent l'écoulement sont des équations aux dérivées partielles non linéaires qui n'ont pas de solution analytique d'où la nécessité de faire appel à une méthode de résolution numérique. Dans notre cas, Fluent a été utilisé, incorporant la méthode des volumes finis, basée sur :

- une génération du maillage : division du domaine physique en volumes de contrôles.
- une intégration des équations de transport sur chaque volume de contrôle.

- une discrétisation des différentes équations intégral-différentielles par rapport aux volumes de contrôles obtenant ainsi un système d'équation algébriques pour chaque variable dépendante du problème à résoudre.

- Pour la résolution d'un problème par cette technique il faut donc :

- Mettre à jour des propriétés du fluide.

- Mettre à jour le champ de vitesse c'est -à dire la résolution des équations de transport de quantité de mouvement en utilisant les valeurs courantes de pression.

Corriger la pression si les vitesses trouvées dans l'étape précédente ne satisfont pas l'équation de continuité.

- Résoudre les équations de transport de k et de ε en prenant compte des dernières valeurs trouvées dans ce qui précède.

- Tester la convergence, si celle-ci est atteinte, on arrête le processus de calculs, sinon le processus recommence à partir de la deuxième étape.

II.8 Forces aérodynamiques :

Les forces aérodynamiques exercées sur un profil dépendent de la distribution de pression autour de celui-ci. Ces forces sont fonction de nombre de Mach, de la forme de profil d'aile, de l'angle d'attaque et de l'effet de la couche limite.

Un profil qui a un certain angle d'incidence par rapport à la direction de l'écoulement d'air subit des forces de succion à l'intrados et des forces de dépression à l'extrados.

Ces forces se résument globalement en **une résultante aérodynamique** notée **R**, qui elle-même peut se décomposer en deux forces, **une force de portance** notée **L**, et une force de frottement qui freine le corps, appelée **traînée**, notée **D**.

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

2. La traînée D : constitue la principale source de la résistance à l'avancement est une composante parallèle à la direction de déplacement de la force générée par l'écoulement autour d'un profil. La traînée est une source de performances aérodynamiques. La traînée totale D totale se compose de trois traînées élémentaires :

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

- **La traînée de sillage** : est liée au décollement des filets d'air sur l'arrière du profil. Plus les filets se décollent et plus la traînée de sillage est importante. Elle est influencée par la vitesse et l'incidence de vol de l'avion.
- **La traînée induite** : est liée à la différence de pression entre l'intrados et l'extrados de l'aile.

II.9 Conclusion :

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

Chapitre III

Méthodologie de Simulation Numérique

III.1 Introduction

Les logiciels de simulation numérique des écoulements par des méthodes de volumes finis peuvent maintenant être considérés comme de véritable "expérience numérique" lorsque les simulations sont faites avec soin. L'avantage des méthodes numériques est que toutes les quantités physiques liées à l'écoulement (champ de vitesse, concentration, champ de pression...) sont immédiatement disponibles. Dans une expérience, l'obtention de ces quantités en tous points du champ est souvent impossible ou très difficile en pratique. En revanche, la simulation numérique directe(DNS) des équations de Navier-Stokes est encore limitée à des nombres de Reynolds modérés et à des écoulements en géométries simples.

Nous présentons le logiciel de CFD retenu pour la modélisation, en particulier les modèles de turbulence utilisés. Le choix des conditions limites est également un point très important que nous développons. Avant d'effectuer des simulations et présenter les principaux résultats de nous devons nous assurer de la validité du modèle. Pour cela, nous devons comparer les résultats de nos calculs.

Une étude de sensibilité du modèle par rapport au maillage va être effectuée. En utilisant **ANSYS FLUENT** et **ANSYS CFD-Post**.

III.2 Processus de simulation numérique

Le schéma suivant illustre le processus d'un calcul scientifique pour la résolution numérique d'un problème

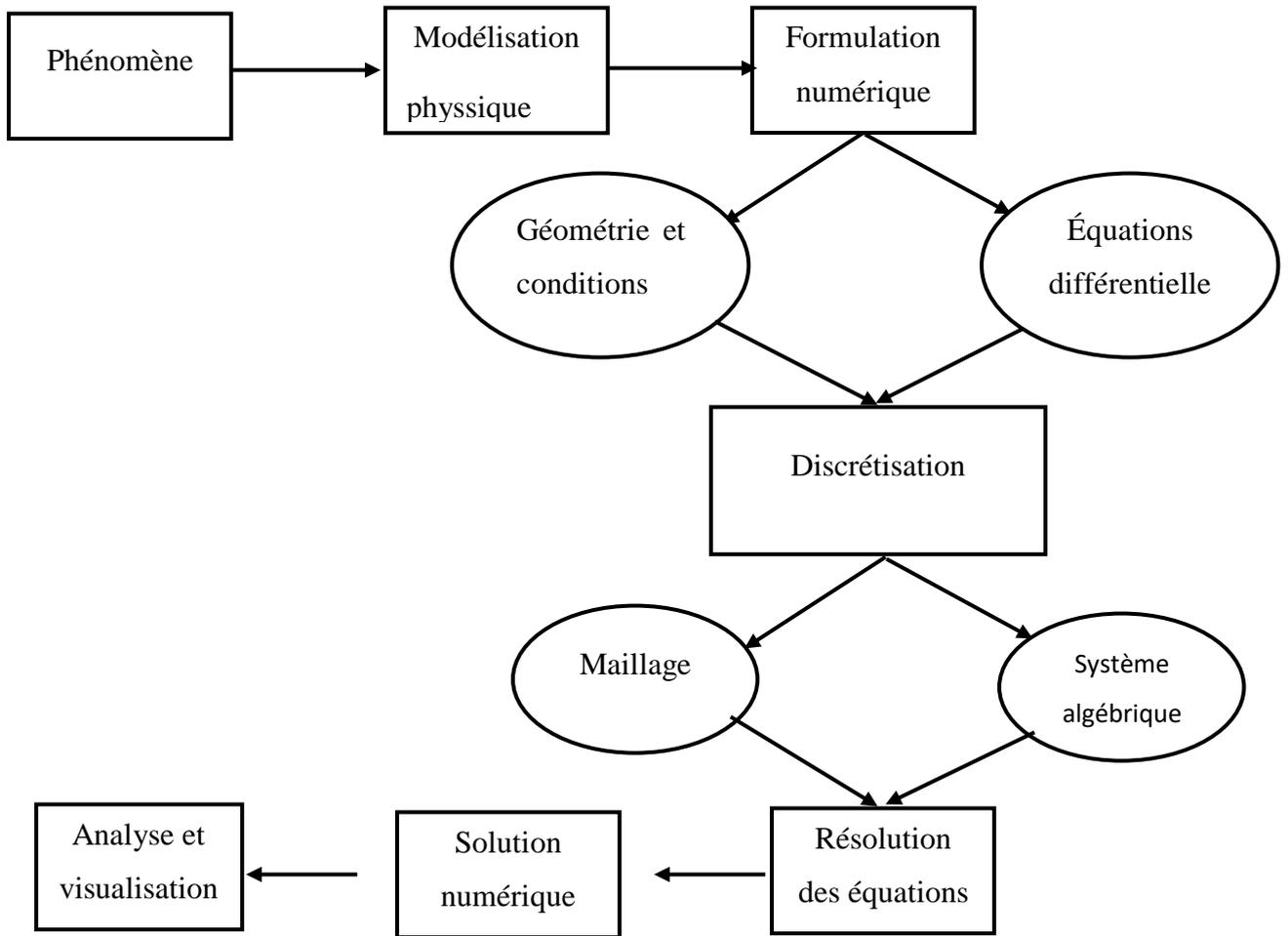


Figure III-1: Processus de simulation numérique

III.3 Propriété de la machine

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

Tableau III-1: Caractéristiques d'ordinateur utilisé.

Processeur	Intel ® i9-10900kf 20 cores (3.75 GHz)	
RAM	32 GO	
Processeur graphique	Nvidia Quadro	
Disques dur	HDD	2TO
	SSD	500GO

III.4 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.

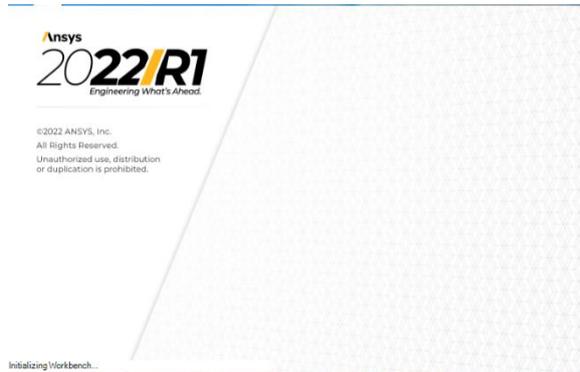


Figure III-3: Démarrage de WorkBench

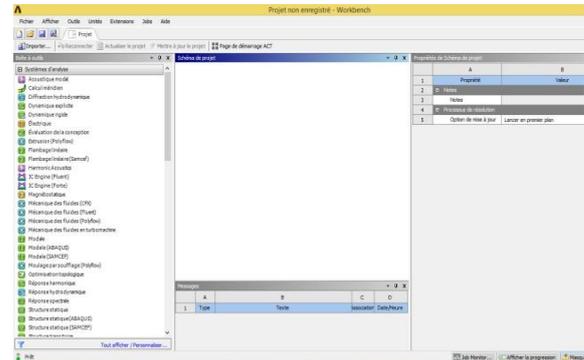


Figure III-2: fenêtre principale du WorkBench

III.5 Présentation de code de calcul fluent

Pour réaliser nos simulations, le choix s'est porté sur le code de calcul commercial Fluent que nous présentons dans cette partie.

III.5.1 Architecture du logiciel

Comme tout logiciel de CFD, il est composé de trois éléments : le préprocesseur, le solveur et le post processeur.

La définition du problème à résoudre s'effectue à l'aide du préprocesseur fluent. Il permet de représenter la géométrie du système, de définir le type de conditions limites aux frontières du domaine, de spécifier le type de matériau (fluide ou solide). Il fournit aussi la possibilité de discrétiser le domaine, en proposant plusieurs algorithmes de maillage suivant sa géométrie.

Le solveur permet de définir numériquement les conditions opératoires (gravité, pression) dans lesquelles est effectuée la simulation, ainsi que la spécification des conditions au limites. Enfin, il permet de choisir le processus itératif, en proposant notamment plusieurs schémas numériques pour la discrétisation spatiale et temporelle, et pour le couplage de la vitesse et de la pression. Il offre également une interface permettant de contrôler à tout moment l'état d'avancement des calculs.

Le post processeur est l'élément qui permet de visualiser la géométrie et le maillage du domaine, mais surtout d'afficher les résultats obtenus. Il est ainsi possible de visualiser les champs de vecteur vitesse, les champs de pression, de turbulence ainsi que toutes les autres

grandeurs calculées sur un segment, une section du domaine ou sur tout le volume. Il offre aussi la possibilité de tracer des courbes et de visualiser les lignes de courant ou la trajectoire de particules.

Le code Fluent, largement utilisé dans l'industrie aéronautique, automobile, offre une interface sophistiquée qui facilite son utilisation. Ces raisons ont motivé notre choix pour l'utilisation de ce logiciel.

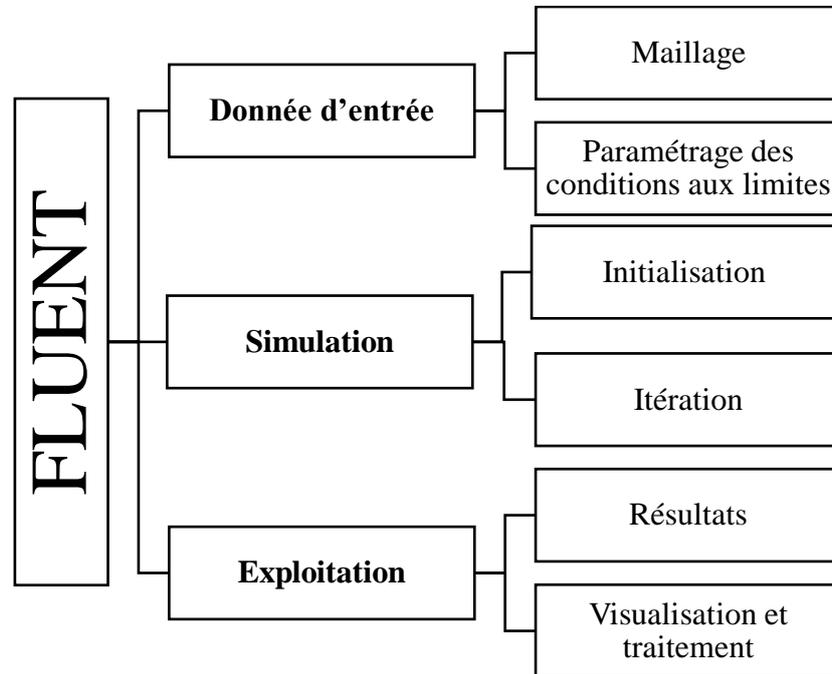


Figure III-4: Les différentes étapes effectuées par FLUENT

III.5.2 Etapes de calcul

Les étapes décrites ci-dessous sont propres au régime permanent. Généralement, On distingue :

- l'intégration des équations de transport.
- la discrétisation spatiale.
- le couplage pression-vitesse.
- la convergence

III.6 Simulation 2D

Le profil sélectionné pour notre étude est l'OAT15A, auquel des modifications géométriques ont été apportées sur sa paroi externe (extrados). Plus précisément, des bosses

ont été ajoutées, chacune ayant une hauteur de crête différente (0,1 %, 0,15 %, 0,2 %, 0,5 %) par rapport à la corde du profil. De plus, ces bosses ont été positionnées à quatre emplacements différents en fonction de la position de l'onde de choc créée pour différentes valeurs de nombre de Mach, par rapport à la configuration originale du profil sans bosses.



Figure III-5: Réglage de type d'écoulement 2D/3D

III.6.1 Dessiner la géométrie :

Pour les problèmes des écoulements bidimensionnels externes, on a utilisé un maillage du type en "C – H " dont l'appellation est liée à la forme de ces limites physiques (est un maillage le plus utilisé dans ce cas de figure, par ce que il y a deux type de lignes dont l'un qui intercepter la surface du profil, et l'autre type suit le sens de l'écoulement.

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 :** Pour dessiner le profil :
 - a. Importer un profil d'aile 2D
 - b. Créer une surface
2. **Dessin (Sketch) du domaine :** Maintenant, nous allons dessiner le domaine de calcul autour du profil d'aile. Le mode Sketching permet de réaliser des tracés (sketch) dans un plan.
 - a. Sélectionner XY Plane
 - b. Passer en mode Sketching en cliquant sur Sketching au bas de la fenêtre Tree Outline.
 - c. 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
 - d. 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.

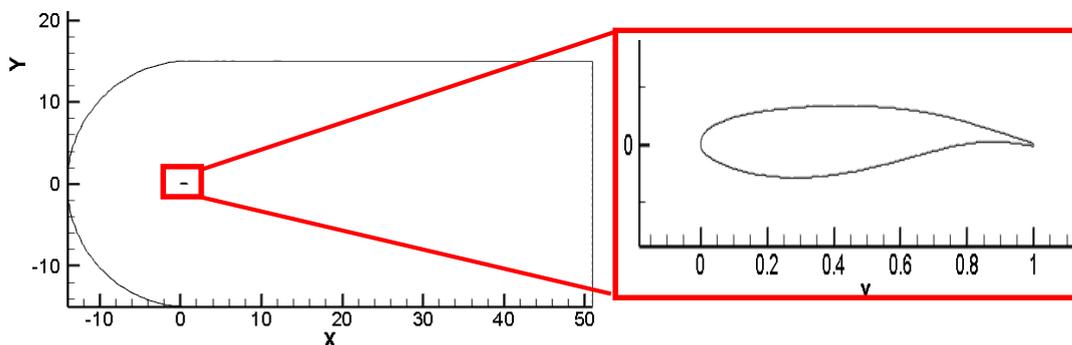


Figure III-6: profil OAT15A et son volume de contrôle (TECPLOT)

III.6.2 Maillage du domaine fluide

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

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

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

3. Génération du maillage :

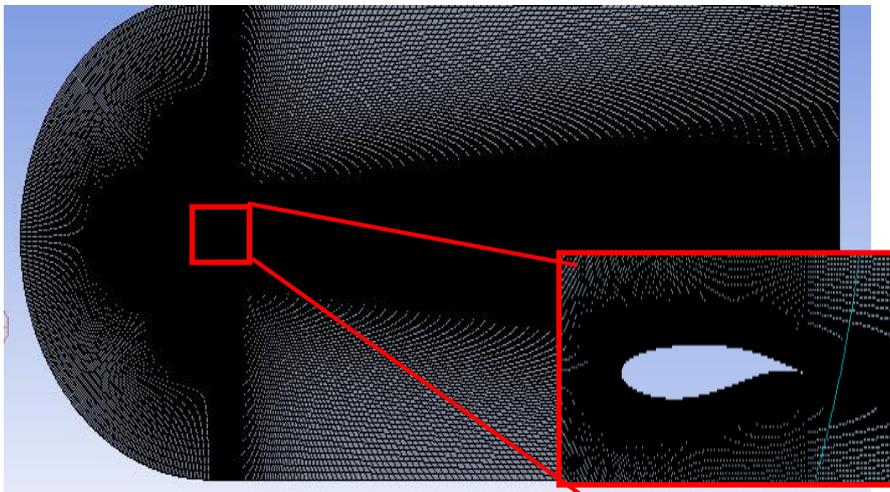


Figure III-7: Génération de maillage structuré autour OAT15A

4. Qualité de maillage

La qualité du maillage joue un rôle très important dans la précision et la stabilité du calcul numérique. Le nombre et la distribution des nœuds à travers chaque frontière du domaine de calcul sont choisis sur la base des considérations physiques. Un test préliminaire pour différents maillages est indispensable pour toute étude numérique (sera bien détaillé dans le chapitre suivant)

La qualité de maillage est généralement évaluée en fonction de plusieurs critères, tels que la forme des éléments de maillage, la taille des éléments, le ratio de forme, la courbure des éléments, et la connectivité des éléments. Ces critères peuvent varier en fonction de

l'application et des exigences de la simulation. et en comparant les données avec le guide [27] (figure III.9).

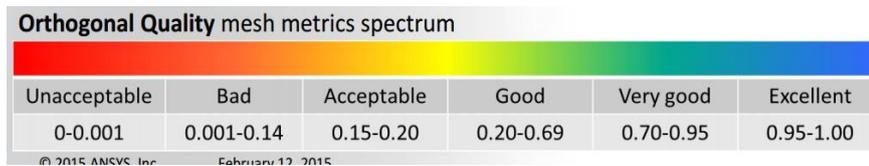


Figure III-8: Qualité d’orthogonalité selon le guide ANSYS

III.6.3 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.

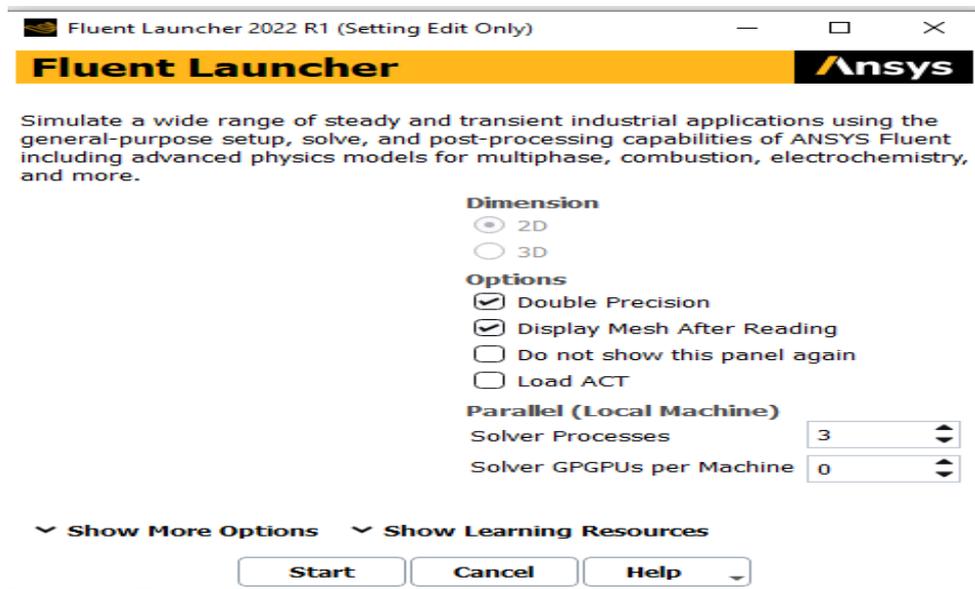


Figure III-9: la fenêtre d’ouverture d’Ansys Fluent

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.

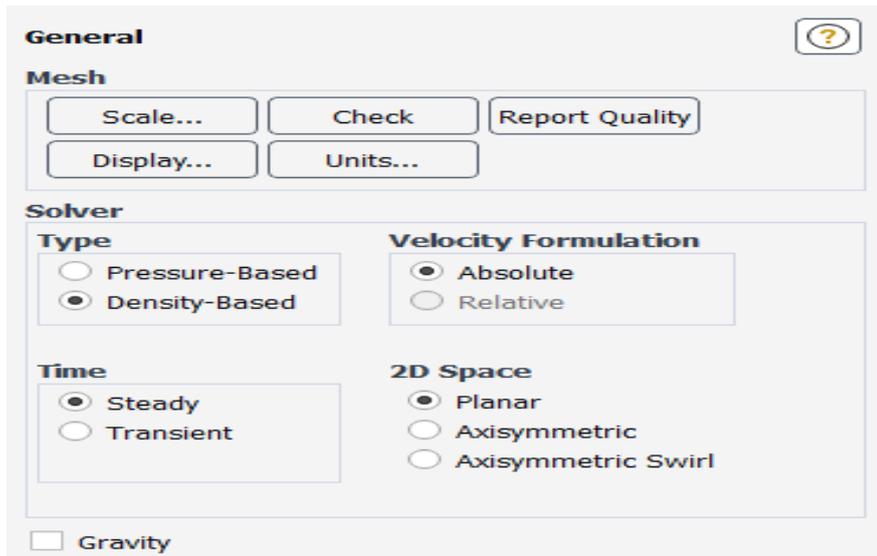


Figure III-10: choix de solveur

1.2 Spécification des modèles physiques :

Les modèles physiques résolus sont sélectionnés à l'étape suivante :

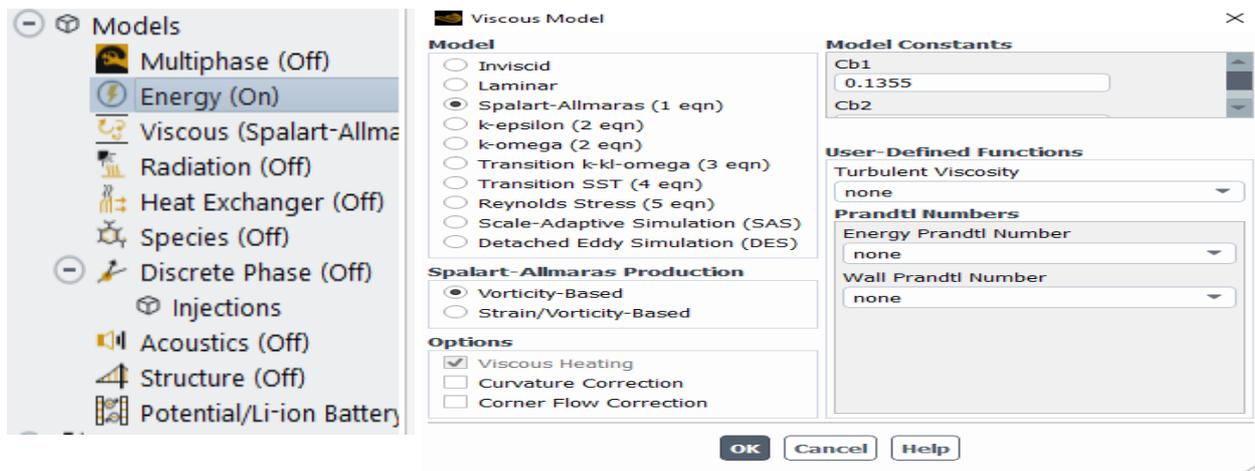


Figure III-11: choix des modèles physiques

1.3 Spécification du fluide utilisé :

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

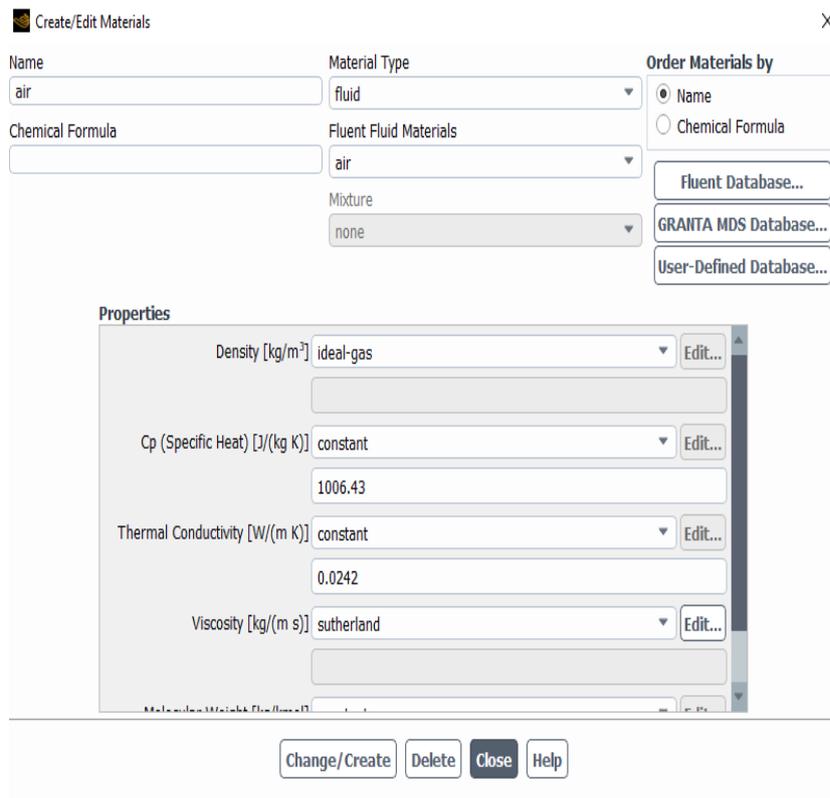


Figure III-12 Spécification du fluide utilisé

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

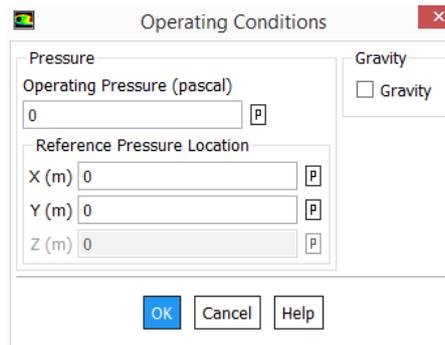


Figure III-13: conditions d'opération

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

Condition far Field :

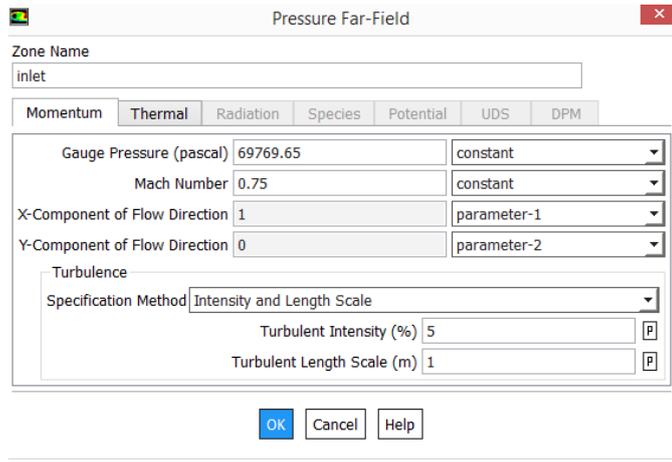


Figure III-14: condition au limite « pressure Far-Field »

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

$$\checkmark P_{\infty} = P_0 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\checkmark T_{\infty} = T_0 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{-1}$$

La simulation sur Fluent se fait sous les conditions suivantes :

$$P=10^5 \text{ pa} \quad T=300\text{k} \quad Re=3.10^6$$

Et les propriétés de l'air sont les suivantes :

$$\Gamma=1.4 \quad r=287.058$$

1.6 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 III-15: Initialisation de la solution

1.7 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

III.7 Conclusion

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

Tableau III-2: Paramètres relatifs utilisés lors de notre étude
Paramètres **choix**

Type de simulation	2D
Solveur	Double précision, Density based
Formulation	implicite
Discretisation temporelle	2 ^{eme} ordre
Modèle de turbulence	Spallart Allmaras, kwsst
Schéma de type de flux	Roe-FDS
Far-field	Pressure far-field
Profil	Wall

Chapitre IV

Résultats et Discussion

IV.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons en détail les résultats de notre étude sur l'interaction entre la couche limite et l'onde de choc dans des écoulements transsoniques, ainsi que l'effet du contrôle passif par le biais de dispositifs SCB (Shock Control Bump). Notre investigation se concentre sur le profil aérodynamique supercritique OAT15A et vise à élucider les mécanismes sous-jacents qui régissent cet écoulement complexe.

L'objectif principal de cette étude est de comprendre comment les phénomènes d'interaction onde de choc/couche limite influent sur les performances aérodynamiques du profil OAT15A, en particulier sur la traînée et la portance. Nous cherchons également à évaluer l'efficacité des dispositifs SCB pour atténuer l'intensité de l'onde de choc et réduire les perturbations sur les parois externes du profil. Ces améliorations potentielles des performances aérodynamiques sont cruciales pour l'industrie aérospatiale, car elles peuvent entraîner une réduction significative de la consommation de carburant et améliorer la maniabilité des avions.

Dans ce chapitre, nous présenterons les résultats de nos simulations numériques, qui ont été réalisées en utilisant la méthode des volumes finis basée sur les équations RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) et URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes). Ces simulations nous ont permis d'obtenir des champs de pression et de vitesse détaillés, ainsi que des courbes de distribution de pression statique le long des parois du profil. Ces données sont essentielles pour comprendre le comportement de l'onde de choc et son interaction avec la couche limite.

Nous avons également examiné l'effet de différentes configurations géométriques des dispositifs SCB, y compris leur position, leur hauteur de crête et leur longueur, ainsi que l'influence des différents nombres de Mach testés. Les résultats présentés ici sont le fruit d'une analyse minutieuse et rigoureuse, visant à éclairer les mécanismes complexes à l'œuvre dans ces écoulements transsoniques.

Ce chapitre est structuré de manière à fournir une vue d'ensemble complète de nos résultats, nous adopterons une approche méthodique en commençant par une évaluation de la qualité de notre maillage, puis en analysant les effets de l'interaction onde de choc/couche limite, avant de nous pencher sur l'évaluation de l'efficacité des SCB.

IV.2 Etude de sensibilité du maillage

Il est essentiel de garantir l'indépendance des résultats calculés par rapport à la taille de la grille de maillage dans notre étude. Pour ce faire, nous avons mené des simulations pour deux cas différents, chacun avec cinq tailles de grille de maillage (m1, m2, m3, m4, m5). L'objectif était d'observer une stabilisation des résultats ou une variation négligeable des coefficients aérodynamiques à mesure que le nombre de grilles augmentait.

Le tableau (V.1) présente les résultats d'une étude de la sensibilité du maillage pour deux cas d'écoulement :

Cas 1 : Mach (M) = 0.73, Angle d'attaque (AOA) = 1.5 degrés.

Cas 2 : Mach (M) = 0.73, Angle d'attaque (AOA) = 3 degrés.

Les variations du nombre de cellules, des coefficients aérodynamiques : traînée (cd) et portance (cl), et du Max Y+ sont enregistrées pour cinq maillages différents (Maillage 1 à 5) dans chaque cas. Le Max Y+ est un indicateur de la qualité du maillage, et des valeurs inférieures à 1 sont généralement souhaitables pour le modèle de turbulence k- ω SST. Les résultats montrent des variations significatives en fonction du maillage, ce qui suggère une sensibilité du maillage pour les paramètres de performance étudiés.

L'analyse des résultats obtenus à partir de ces simulations nous permettra de déterminer la taille de grille optimale pour assurer la précision et la stabilité de nos calculs de simulations d'écoulement transsonique avec le modèle de turbulence k- ω SST. Cette étape est cruciale pour garantir la fiabilité de nos données et des conclusions tirées de notre étude.

Tableau IV-1: étude de la sensibilité de maillage.

	maillage	Nombre de cellule	cl	cd	Max Y ⁺
Cas 1 M=0.73AOA=1.5	Maillage 1	23200	0.73579812	0.01598111	4.5
	Maillage 2	35200	0.73123634	0.016017198	1
	Maillage 3	41800	0.73344837	0.01595439	0.8
	Maillage 4	48800	0.73617695	0.01587902	0.8
	Maillage 5	56200	0.74618072	0.01243412	0.8
Cas 2 : M=0.73	Maillage 1	23200	0.987	0.039	4.5
	Maillage 2	35200	0.913	0.037	1
	Maillage 3	41800	0.945	0.039	0.8

Maillage 4	48800	0.943	0.039	0.8
Maillage 5	56200	0.940	0.037	0.8

En analysant ces données, nous cherchions à identifier la taille de maillage qui offre le meilleur compromis entre stabilité, précision et économie de ressources informatiques. Pour le Cas 1, le Maillage 4 (48 800 cellules) semble être le plus optimal, car il présente des résultats stables et précis sans avoir besoin d'un nombre excessif de cellules. De même, pour le Cas 2, le Maillage 3 (41 800 cellules) se distingue comme un choix judicieux, offrant des résultats satisfaisants. La figure (IV.1) montre la distribution de y^+ le long de la corde du profil profil OAT15A, illustrant la qualité du maillage pour le modèle de turbulence $k-\omega$ SST. Il est clair que le y^+ est inférieur à 1 sur toute la longueur du profil pour le maillage 3.

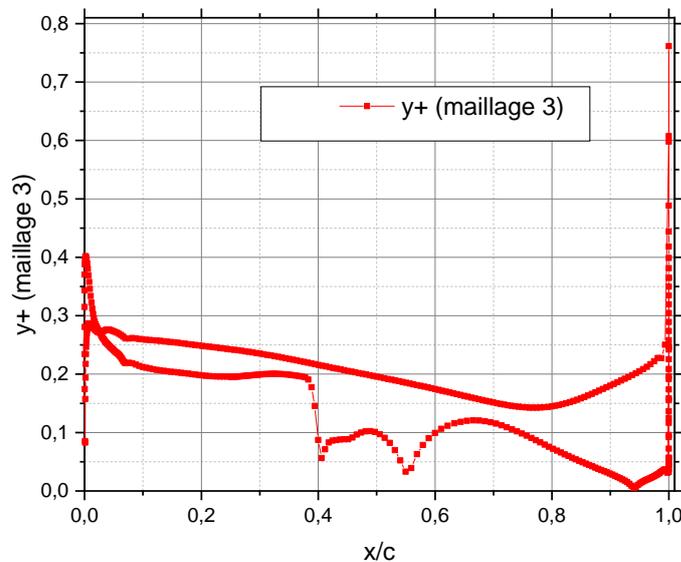


Figure IV-1 distribution de y^+ autour le profil OAT15A pour le maillage 3

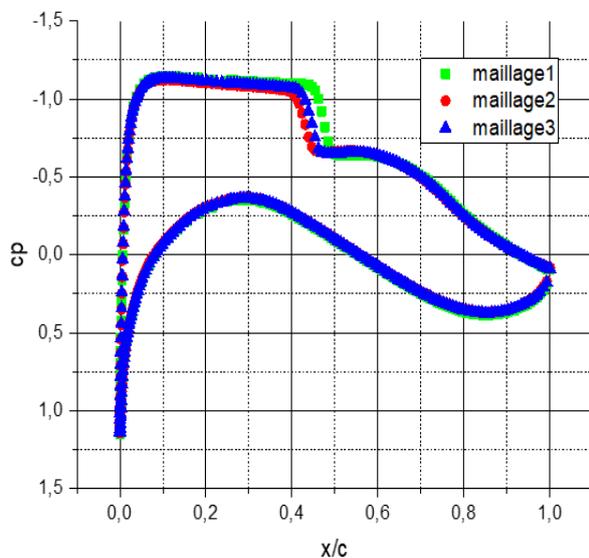
Validation du Coefficient de Pression (C_p)

L'un des paramètres clés pour évaluer la validité de nos simulations est le coefficient de pression (C_p). Le C_p est une mesure importante de la distribution de pression sur la surface du profil aérodynamique et reflète les variations de pression le long de l'intrados et de l'extrados et ainsi la position et l'intensité de l'onde de choc. Pour valider nos simulations, nous avons utilisé des données expérimentales de C_p provenant de tests en soufflerie réalisés sur le profil OAT15A (**reference**) dans des conditions d'écoulement transsonique similaires à

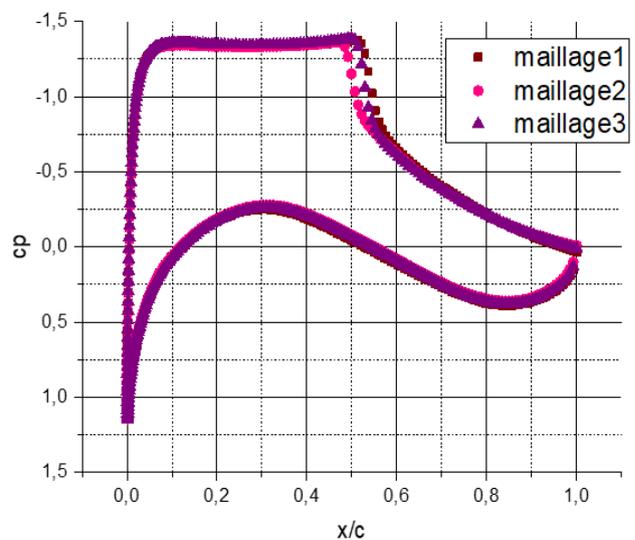
celles que nous avons reproduites numériquement. Ces données expérimentales servent de référence pour évaluer la précision de nos résultats numériques.

Nous avons effectué des simulations numériques pour les deux cas d'écoulement, à savoir le Cas 1 (Mach 0.73, AOA 1.5 degré) et le Cas 2 (Mach 0.73, AOA 3 degrés), en utilisant différentes tailles de maillage comme discuté précédemment. Les résultats numériques du C_p ont été extraits des simulations pour chaque maillage et comparés aux données expérimentales correspondantes. Cette comparaison nous permettra de déterminer la taille de maillage optimale pour obtenir des résultats numériques cohérents avec les mesures expérimentales.

Dans la section suivante, nous présenterons en détail les résultats de cette validation du C_p pour les deux cas d'écoulement, mettant en évidence la concordance entre nos simulations numériques et les données expérimentales. Cette étape est essentielle pour établir la crédibilité de notre approche numérique et constitue la base de confiance pour l'ensemble de notre étude.

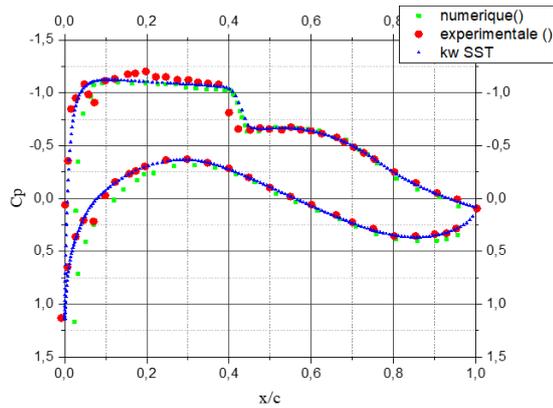


M=0.73 et AOA=1.5°.

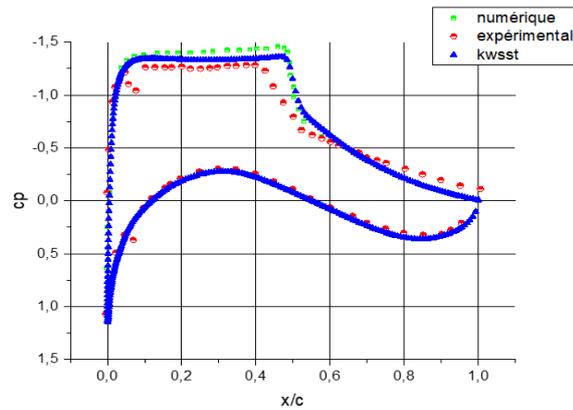


M=0.73 et AOA=3°.

Figure IV-2: Les courbes de coefficient correspondantes aux maillages utilisés dans l'étude de sensibilité du maillage



M=0.73 et AOA=1.5°.



M=0.73 et AOA=3°.

Pour les deux cas, on a un changement brusque de coefficient de pression ce qui représente la présence de l'onde de choc, et donc la finesse du maillage influe sur l'apparition de cette onde de choc et sur sa position aussi.

IV.3 Etude du phénomène de tremblement

VI.3.1 Entré en tremblement par variation d'angle d'incidence sur le profile OAT15A

Pour déterminer quand et comment le tremblement transsonique se manifeste, nous examinons les limites d'apparition de ce phénomène en termes de nombre de Mach et d'incidence. Cette analyse est cruciale pour définir les conditions auxquelles le tremblement se produit.



Figure IV-3 Variation du Coefficient de Portance en Fonction du Temps lors du Tremblement Transsonique



Figure IV-4 Variation du Coefficient de Trainée (c_d) en Fonction du Temps lors du Tremblement Transsonique

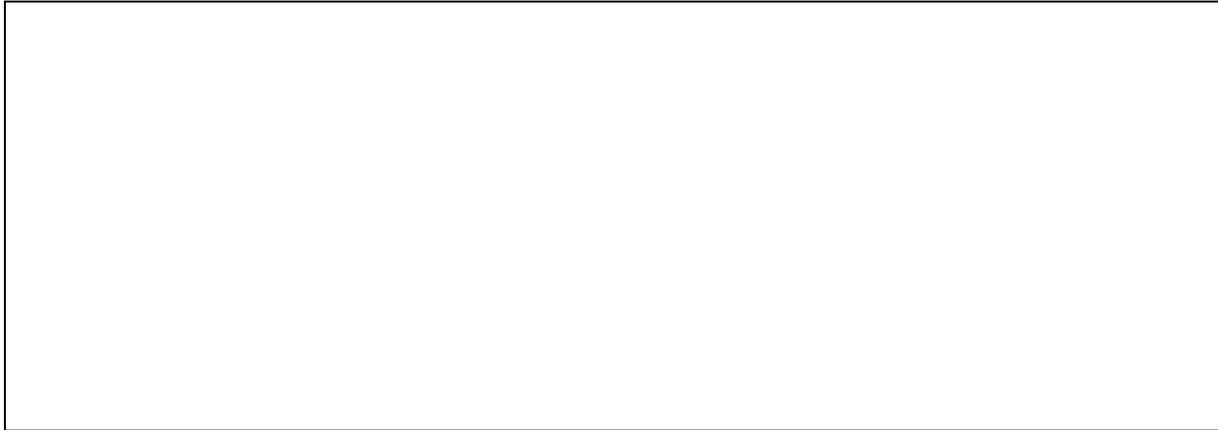


Figure IV-5 Variation du Coefficient de pression (c_p) en Fonction du Temps lors du Tremblement Transsonique

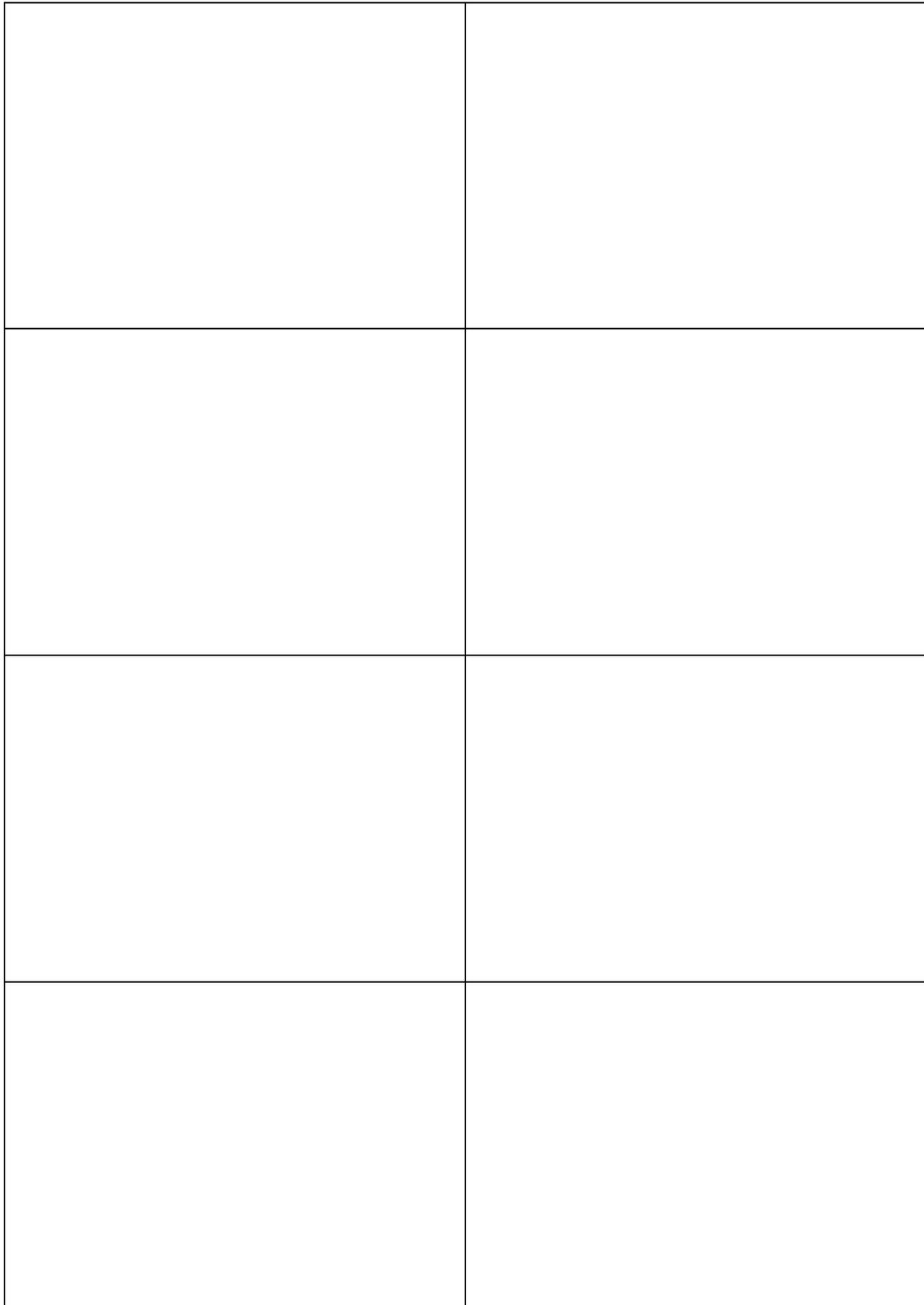


Figure IV-6: Contours de Distribution de Pression et Nombre de Mach Autour du Profil OAT15A en Fonction du Temps lors du Tremblement Transsonique

IV.4 Contrôle de tremblement

Dans des conditions de tremblement observées expérimentalement, des simulations numériques ont été réalisées à l'aide de URANS pour évaluer un SCB, a été créé sur le profil aérodynamique ONERA OAT15A, basé sur une seule fonction de forme Hicks-Henne, en tenant compte de la géométrie. pour cela, une étude paramétrique des variables géométriques définissant le SCB¹ a été réalisée pour déterminer l'efficacité de diverses conceptions et fournir un modèle des caractéristiques dominantes conduisant à des configurations de choc stables.

VI.4 Influence des Paramètres du SCB sur le Contrôle des Chocs et la Réponse de l'Écoulement

Une étude de sensibilité des paramètres qui ont servi de base au modèle SCB actuel a été réalisée afin de déterminer les paramètres géométriques et temporels critiques qui conduisent à la suppression du tremblement. Les géométries évaluées dans cette étude étaient strictement des profils symétriques, de sorte qu'une position de sommet de SCB de $C_b/L_b = 0,5$ était conservée pour tous les cas d'essai. Le Tableau VI. 2 contient un résumé des trois cas d'essai où les paramètres individuels ont été variés. Ces valeurs étaient basées sur les plages mentionnées dans un article de revue de Bruce [22] sur les SCB en général, les géométries évaluées par Tian et al. [23], et celles de Geoghegan et al. [19].

Tableau IV-2 Étude de sensibilité des cas SCB et des valeurs de paramètres associées.

Cas	Paramètres fixes	Paramètres variables
Cas 1	$X_{sh}/c = 0,45$, $\frac{L_b}{c} = 0,4$, $X_s = 0,2$	$H_b/c = 0:0,015$
Cas 2	$L_b/c = 0,4$, $X_{sh}/c = 0,45$, $H_b/c = 0,002$	$X_s = -0,1:0,3$
Cas3	$X_{sh}/c = 0,45$, $X_s = 0,2$, $H_b/c = 0,002$	$L_b/c = 0,2:0,4$

¹ voire la section I.5.1 Modèle de bosse

Il a été observé que plusieurs des géométries dans les cas présentés dans le Tableau 1 ont conduit à une interruption de l'oscillation inhérente du choc, et cette section comparera les histoires temporelles du coefficient de portance, les valeurs moyennes et maximales de portance, les coefficients de pression moyens et les rapports portance/trainée comme évaluations supplémentaires de la performance du SCB. Cela a fourni la base pour d'autres études paramétriques, ainsi que pour identifier la configuration optimale pour la suppression du tremblement au point de conception et la restauration des performances aérodynamiques favorables.

VI. 4.1 Impact de la Position du SCB par rapport à l'Emplacement Moyen du Choc

Il est bien compris que pour les SCB, il existe une forte relation entre la position du sommet et les performances aérodynamiques. En général, la recherche tend à suggérer que les bosses positionnés vers l'arrière sont nettement préférables pour le contrôle de l'écoulement dans les systèmes de choc statiques. Cette dépendance a été explorée dans le contexte d'un choc statique par Tian et al. [23], où les rapports portance/trainée ont été considérablement améliorés pour les SCB positionnés jusqu'à 30% à l'arrière de la position du choc.

Dans la littérature plus récente, Tian et al. [23] ont montré que les SCBs positionnés entre 10 et 18% à l'arrière de la position moyenne du choc étaient capables d'atténuer les oscillations du choc dans un champ d'écoulement soumis au tremblement. De plus, Geoghegan et al. [19] ont montré que, pour le profil aérodynamique OAT15A, la suppression du tremblement existait pour une plage beaucoup plus large de positions, y compris les SCBs positionnés au niveau de la position moyenne du choc et en avant de celle-ci. Le Cas 1 a exploré la sensibilité de la position du SCB par rapport à la position moyenne du choc pour le cas d'essai.

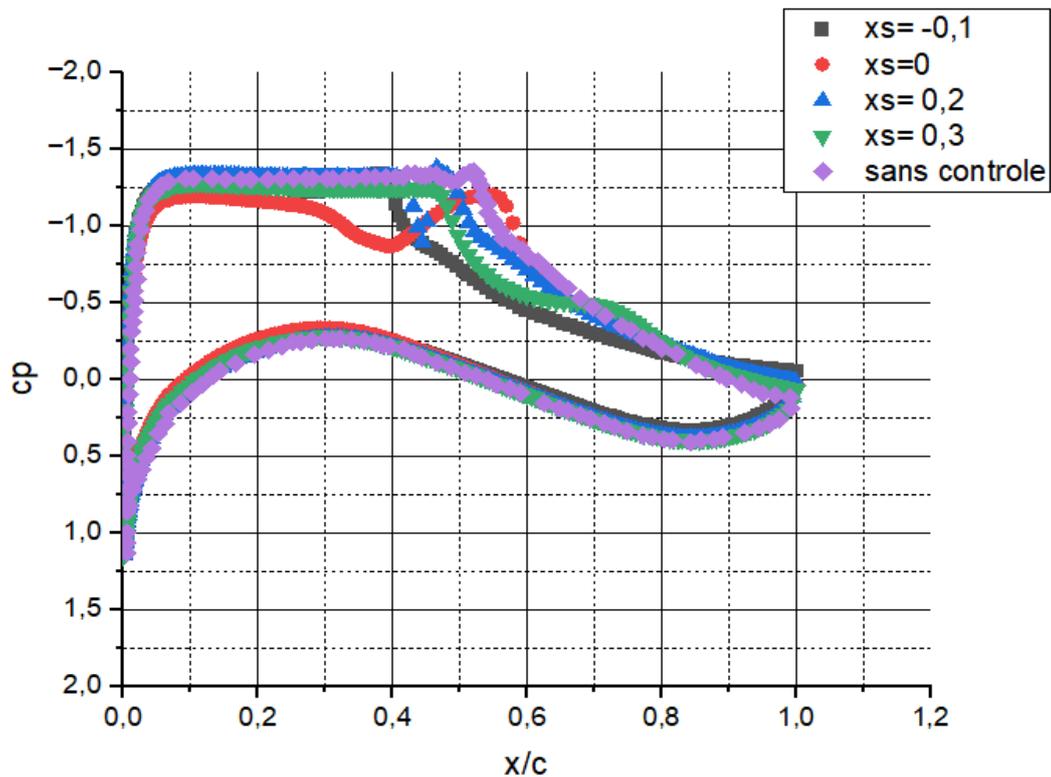
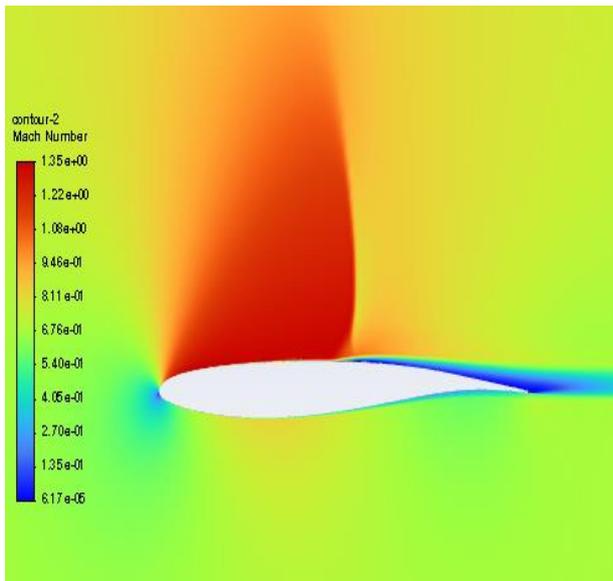
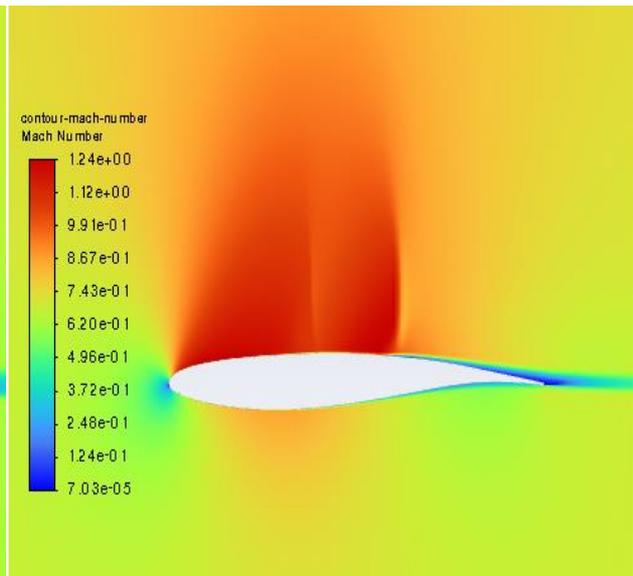


Figure IV-7: Les courbes du coefficient de pression correspondantes aux X_s de -0.1 à 0.3 pour $M=0.73$

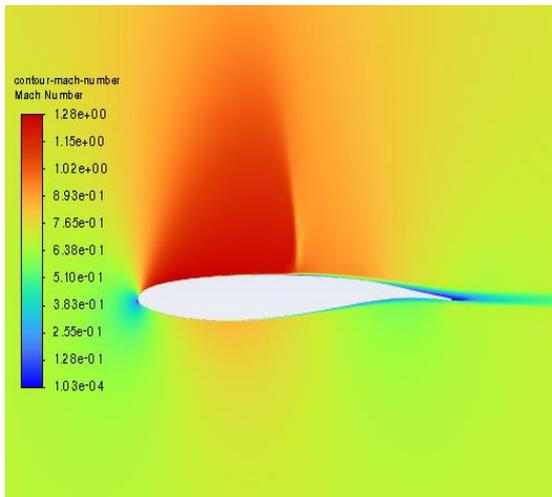
Les résultats ont révélé qu'il existait, au moins pour une bosse avec une hauteur de sommet de 0,5% de la corde, une large gamme de positions applicables qui ont entraîné l'arrêt de l'oscillation transsonique du choc. De plus, la notion généralement acceptée selon laquelle les SCBs positionnés vers l'arrière étaient idéaux avait en fait une limite, au-delà de laquelle la régénération de l'oscillation du choc se produisait.



Sans contrôle de tremblement

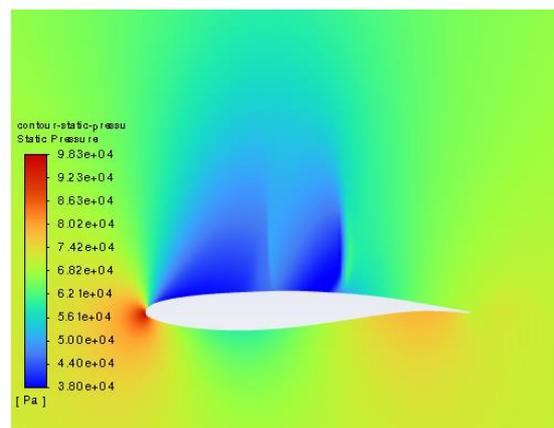
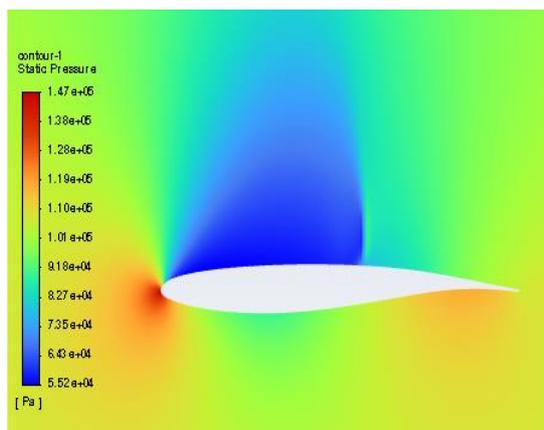


$X_s=0$.



$X_s=0.3$

Figure IV-8: les contours de nombre de Mach avec et son contrôle



Sans contrôle

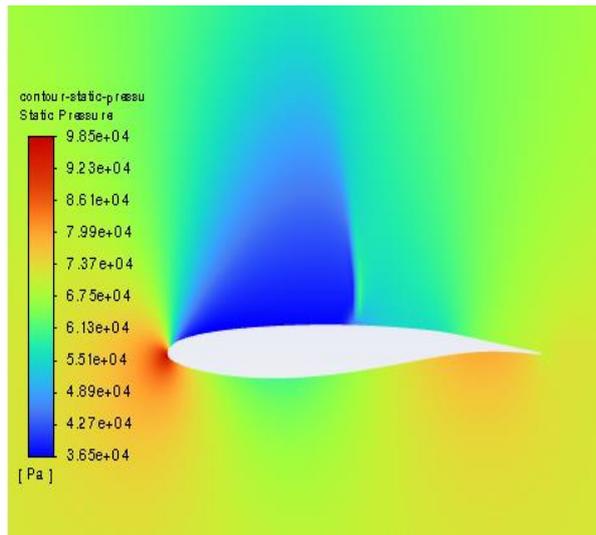
 $X_s=0$  $X_s=0.3$

Figure IV-9: les contours de pression avec et son contrôle

VI. 4.2 Impact de la hauteur de la crête des SCBs

En tenant compte la conception et de l'efficacité des SCBs 2D pour le contrôle des chocs, la hauteur de la bosse est aussi cruciale que son emplacement sur la surface de l'aile. Il existe un consensus dans la littérature selon lequel les SCBs dont la hauteur est approximativement égale à la couche limite entrante, en particulier pour l'affaiblissement statique des chocs, offrent le meilleur contrôle du flux par rapport aux bosses plus hautes [22]. Cette contrainte de dimensionnement est plus difficile à atteindre lorsque l'on considère des SCBs déjà présents dans un flux de tremblement, car la hauteur et l'étendue de la couche limite varient tout au long d'un cycle d'oscillation des chocs. Plus récemment, Mayer et al. [24] ont suggéré que, le comportement du tremblement était relativement insensible à la hauteur de la crête de la bosse. De plus, Tian et al. [23] ont démontré la suppression de tremblement en 2D utilisant des hauteurs de $H_b/c = 0,008$ et $0,01$; cependant, il n'existe pas de relations définitives entre la hauteur de la crête de la bosse et la performance de suppression de tremblement. Dans cette section, l'influence de la hauteur de la crête est examinée par rapport à une position de SCB où le TSB a été éliminé.

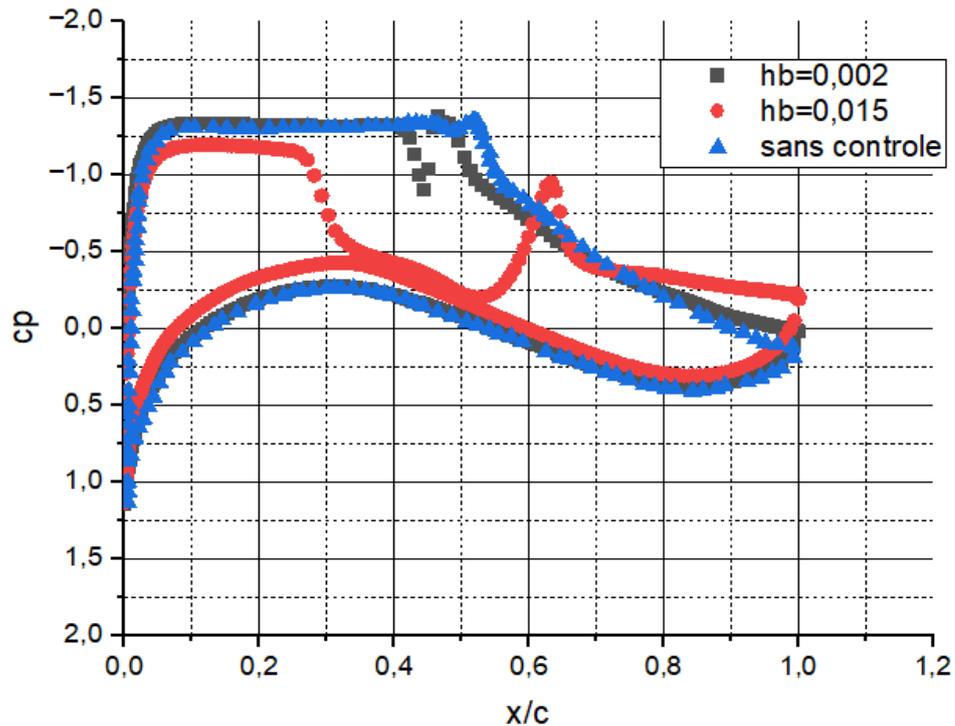


Figure IV-10 Les courbes du coefficient de pression correspondantes aux $H_b=0.002$ et 0.015 pour $M=0.73$ et $AoA=3.5^\circ$

La Figure IV.4 montre l'évolution du coefficient de pression en fonction de la hauteur de la crête des SCB, indiquant que $H_b/c = 0,002$ le SCB maintenait un profil similaire à la distribution de pression idéale observée en variant les positions dans le Cas 1. Deux phénomènes intéressants se sont développés avec l'augmentation de la hauteur de la crête, qui ont pu être identifiés grâce aux coefficients de pression : (1) à mesure que la hauteur de la crête augmentait, le choc arrière de terminaison se déplaçait vers l'arrière vers la position de la crête de la bosse, et (2) la région de décélération et de réexpansion supersonique due à l'angle de la rampe des SCB augmentait jusqu'à un point où, à $H_b/c = 0,015$, il y avait deux systèmes de chocs normaux présents sur la surface de l'aile.

Figure IV-11 Les courbes du coefficient de pression correspondantes aux $L_b=0.2$ et 0.4 pour $M=0.73$ et $AoA=3.5^\circ$

IV.5 Conclusion

En conclusion, ce chapitre a exposé en détail les résultats de notre étude sur l'interaction complexe entre la couche limite et l'onde de choc dans les écoulements transsoniques, ainsi que l'influence des dispositifs de contrôle passif SCB (Shock Control Bump). Notre recherche s'est concentrée sur le profil aérodynamique supercritique OAT15A, visant à élucider les mécanismes sous-jacents régissant ces écoulements.

Les résultats de nos simulations numériques, basées sur les équations RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) et URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes), ont fourni des données détaillées sur les champs de pression et de vitesse, ainsi que les courbes de distribution de pression statique le long des parois du profil. Ces données ont été cruciales pour la compréhension du comportement de l'onde de choc et son interaction avec la couche limite.

Nous avons également examiné l'effet de diverses configurations géométriques des SCB, y compris leur position, leur hauteur de crête et leur longueur, ainsi que l'influence des différents nombres de Mach testés. Les résultats ont été obtenus grâce à une analyse rigoureuse visant à éclairer les mécanismes complexes à l'œuvre dans ces écoulements transsoniques.

L'étude de sensibilité du maillage a permis de déterminer la taille de grille optimale pour garantir la précision et la stabilité de nos calculs, assurant ainsi la fiabilité de nos données.

La validation du coefficient de pression (C_p) a été effectuée en comparant nos résultats numériques avec des données expérimentales, établissant ainsi la crédibilité de notre approche numérique.

Nous avons également examiné en détail l'impact de la position du SCB par rapport à l'emplacement moyen du choc et la hauteur de la crête des SCBs. Les résultats ont révélé des relations complexes entre ces paramètres et l'efficacité du contrôle du tremblement transsonique.

En résumé, ce chapitre a apporté une contribution significative à la compréhension des écoulements transsoniques et de l'efficacité des SCB dans le contrôle de l'onde de choc, ouvrant la voie à des développements futurs dans le domaine de l'aérodynamique transsonique.

Conclusion Générale

Conclusion Générale

Cette étude a plongé dans les mécanismes complexes de l'interaction onde de choc/couche limite dans les écoulements transsoniques, tout en explorant la possibilité d'utiliser une bosse de surface 2D comme dispositif de contrôle passif. Les résultats obtenus, grâce à des simulations numériques effectuées avec Ansys Fluent, ouvrent des perspectives fascinantes pour l'aérodynamique moderne.

Pour atteindre nos objectifs de recherche, nous avons utilisé une méthodologie rigoureuse basée sur la simulation numérique avancée. Les équations de Navier-Stokes ont été résolues en utilisant la méthode des volumes finis pour capturer les fluctuations turbulentes dans l'écoulement. L'utilisation du logiciel de simulation Ansys Fluent nous a permis de générer des données précises et détaillées sur l'écoulement transsonique autour du profil aérodynamique OAT15A.

La bosse de surface 2D, conçue en fonction des recherches antérieures sur le contrôle de l'interaction onde de choc/couche limite, a été soigneusement intégrée dans nos simulations. Cela nous a permis d'évaluer son efficacité en tant que dispositif de contrôle passif pour influencer l'interaction onde de choc/couche limite. Les résultats de ces simulations ont été analysés de manière approfondie pour obtenir des informations essentielles sur les mécanismes en jeu.

Implications et Perspectives :

Les résultats de cette étude ont le potentiel d'impacter considérablement le domaine de l'aérodynamique, en particulier dans le contexte des écoulements transsoniques. La compréhension approfondie de l'interaction onde de choc/couche limite et de l'efficacité de la bosse de surface 2D en tant que dispositif de contrôle ouvre la voie à plusieurs implications importantes :

Amélioration de la performance aérodynamique : Les informations obtenues pourraient être utilisées pour optimiser la conception des avions et réduire la traînée, améliorant ainsi l'efficacité énergétique et la capacité de vol.

Sécurité accrue : En comprenant mieux les mécanismes de l'interaction onde de choc/couche limite, les ingénieurs peuvent travailler à améliorer la stabilité des avions, réduisant ainsi les risques liés au buffet et aux instabilités de l'écoulement.

Réduction de l'impact environnemental : Des conceptions plus efficaces pour les avions pourraient contribuer à réduire l'empreinte environnementale des voyages aériens, en limitant la consommation de carburant et les émissions de gaz à effet de serre.

Conclusion Générale

En fin de compte, cette étude s'inscrit dans la quête de solutions innovantes pour relever les défis de l'aviation moderne. Elle ouvre la voie à de nouvelles perspectives de recherche et de développement, avec le potentiel de transformer la manière dont nous concevons, fabriquons et utilisons les aéronefs dans le futur. Les résultats de cette recherche devraient susciter un débat et une réflexion approfondie au sein de la communauté aérospatiale sur la manière de tirer parti de ces découvertes pour améliorer l'efficacité et la sécurité de l'aviation transsonique.

Les implications de cette recherche sont profondes. La possibilité d'améliorer la performance aérodynamique en minimisant les effets indésirables de l'interaction onde de choc/couche limite peut avoir un impact significatif sur l'industrie aérospatiale. L'amélioration de la sécurité des vols transsoniques et la réduction de l'empreinte environnementale des voyages aériens sont des objectifs cruciaux, et cette étude offre une voie vers leur réalisation.

En fin de compte, cette recherche incite à la réflexion sur la manière dont nous concevons, fabriquons et exploitons les aéronefs de demain. Les découvertes réalisées ici constituent une base solide pour de futures explorations et innovations dans le domaine de l'aviation transsonique. Elles encouragent la collaboration entre chercheurs, ingénieurs et professionnels de l'aérospatiale pour faire progresser l'efficacité, la sécurité et la durabilité de notre monde en constante évolution.

Références

Références

- [1] NF Giannelis, «A review of recent developments in the understanding of transonic shock buffet,» *Progress in Aerospace Sciences*, 2017.
- [2] «The phenomenon of buffeting: The aeronautical research committee in an accident report call attention to its importance.,» *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 3(2):31–34, , 1931.
- [3] O. REBERGA, *Etude expérimentale et numérique du phénomène de tremblement sur profil d'aile et de son contrôle en écoulement transsonique avec onde de choc*, 2001.
- [4] Y. F. S. Kawai, «Wall-Modeled Large-Eddy Simulation of Transonic Airfoil Buffet at High Reynolds Number,» *Tohoku University*.
- [5] H. Tijdeman, *Investigation of the Transonic Flow around Oscillating Airfoil.*, TU Delft, 1977.
- [6] G. Browaey, *Étude de stratégies de contrôle du tremblement transsonique sur voilure supercritique.*
- [7] McDevitt, «Transonic Flow about a Thick Circular-Arc Airfoil,» *AIAA Journal*, pp. 14, 603-613., 1976.
- [8] L. Levy, «Experimental and Computational Steady and Unsteady Transonic Flows about a Thick Airfoil.,» *AIAA Journal*, pp. 16, 564-572, 1978.
- [9] C. Omar, *Etude d'un écoulement transsonique autour de profils*, UNIVERSITE DE MENTOURI-CONSTANTINE, Département De Physique, 2003..
- [10] M. Yamina, *Prédiction de la ligne de décrochage aérodynamique de l'écoulement transsonique autour d'une aile à profile symétrique.*, Université Saad Dahlab de Blida, Institut d'aéronautique et des études spatiales., 2018.
- [11] L. BILLON., *Génération et adaptation de maillage volume-couche limite dynamique pour les écoulements turbulents autour de géométries complexe.*, 2016, pp. PP [78-79].
- [12] E. S. e. D. Basler., *Experimental investigation of buffet onset and penetration on a supercritical airfoil at transonic speeds.*, Sorrento, 1990.
- [13] H. Pearcey, «A method for the prediction of the onset of buffeting and other separation effects from wind tunnel tests on rigid models.,» FRANCE, 1958.
- [14] B. H. K. L. e. F. C. Tang., *Transonic buffet of a supercritical airfoil with trailing-edge flap.* *Journal of Aircraft*, vol. 26(5) , 1989, p. 459–464.
- [15] L. Jacquin, P. Molton, S. Deck, B. Maury et D. O. Soulevant, «Experimental Study of Shock Oscillation over a Transonic Supercritical Profile.,» *AIAA J.*, n° %147, p. 1985–1994, 2009,.
- [16] Gad el Hak, «Flow control - Fundamentals and Practices,» *Springer*, 1998.

- [17] C. Després, *Etude expérimentale et numérique du phénomène de tremblement et de son contrôle en écoulement transsonique bi et tridimensionnel.*, ENSAE, 2001.
- [18] H. R. a. E. S. J. Birkemeyer, «Shock control on a swept wing,» *In: Aerosp. Sci.Technol.4.4* , p. 147–156, 2000.
- [19] Ogawa. H, «Shock-wave/boundary-layer interaction control using threedimensional bumps for transonic wings.,» *AIAA J* , vol. 6, n° %146, p. 1442–1452, 2008.
- [20] J. Geoghegan, N. Giannelis et G. Vio, «Parametric Study of Active Shock Control Bumps for Transonic Shock Buffet Alleviation.,» *In Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum*.
- [21] D. Alfano, *Simulation numérique du tremblement transsonique et optimisation de formes.*, 2007 .
- [22] B. L. a. D. Spalding, *The numerical computation of turbulent flows.*, *Comp. Method in applied Mech. and Eng.*, 1974, p. 269–289.
- [23] P. Bruce et S. Colliss, «Review of research into shock control bumps.,» *Shock Waves* , n° %1 25, p. 451–471, 2014.
- [24] Y. Tian, P. Liu et Z. Li, «Multi-objective optimization of shock control bump on a supercritical wing.,» *Sci. China Technol.*, n° %157, p. 192–202, 2013.
- [25] R. Mayer, T. Lutz et E. Krämer, *A Numerical Study on the Ability of Shock Control Bumps for Buffet Alleviation.*, Grapevine, TX, USA, American Institute of Aeronautics and Astron.
- [26] Ogawa. H. e. al, vol. 6):, n° %146(, p. 1442–1452, (2008) Shock-wave/boundary-layer interaction control using threedimensional bumps for transonic wings. *AIAA J* .