Revue des Energies Renouvelables Vol. 19 N°4 (2016) 595 - 604

Etude numérique de transition RR / MR dans l'interaction onde de choc / choc de compression

R. Benderradji *, H. Gouidmi et A. Beghidja †

Laboratoire des Energies Renouvelables et Développement Durable, LERDD
Université de des Frères Mentouri, Constantine 1, Algérie

(reçu le 13 Novembre 2016 - accepté le 19 Décembre 2016)

Résumé - *La présente étude s'intéresse à la fois au développement de la couche limite turbulente en écoulement supersonique sur une plaque plane, à la distance requise pour qu'elle envahisse toute la section de la plaque, ainsi qu'aux effets de la taille de la zone d'interaction sur le développement de la même couche limite. L'augmentation de la force de l'interaction est une augmentation de la taille des zones d'interactions conduisant à la formation d'une bulle de re-circulation qui est une zone des pertes de charge importantes. Pour cette raison, on peut diminuer, puis augmenter le nombre de Mach pour voir une réflexion de Mach qui explique l'impact de l'onde de choc incident forte avec la couche limite. L'augmentation et la diminution du nombre de Mach a causé l'apparition d'une transition dans les interactions réflexion régulière (RR), réflexion de Mach (MR), qui est représenté par les iso contours des champs de la masse volumique. Ces études sont bien en accord par rapport à l'essai qui a été présenté par Délery et al. (2009). On a donné une autre contribution et des investigations du phénomène de l'interaction onde de choc/couche limite turbulente. Le modèle utilisé dans cette étude est le modèle kwSST, il est considéré comme étant le plus approprié pour ce genre de problème, avec un traitement spécial de la zone proche de la paroi. Des simulations numériques ont été faites à l'aide de logiciel FLUENT.*

Abstract - *The present study is concerned with both the development of the supersonic flow turbulent boundary layer on a flat plate, the distance required to invade the entire section of the plate, and the effects of the size of the zone of interaction on the development of the same boundary layer. The increase in the force of the interaction is an increase in the size of the zones of interactions leading to the formation of a recirculating bubble which is an area of significant pressure drops. For this reason, one can decrease and then increase the Mach number to see a Mach reflection that explains the impact of the strong incident shock wave with the boundary layer. The increase and decrease of the Mach number caused the occurrence of a transition in regular reflection (RR) interactions, Mach reflection (MR), which is represented by the iso contours of the fields of density. These studies are well in agreement with the trial which was presented by Délery et al. (2009). Another contribution and investigations of the phenomenon of shock wave / turbulent boundary layer interaction were given. The model used in this study is the kw-SST model, considered to be the most suitable for this kind of problem, with special treatment of the zone near the wall. Numerical simulations were made using FLUENT software.*

Mot clés: Onde de choc - Interférences de choc - Réflexion régulière - Réflexion de Mach - Polaire de choc.

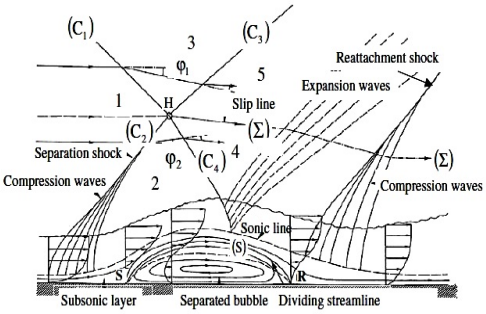
1. INTRODUCTION

Généralement la perturbation de couche limite est sous l'effet des plusieurs variantes, en particulier le nombre de Reynolds, la température de paroi. L'interaction entre une onde de choc oblique avec une couche limite, est définie un autre aspect de

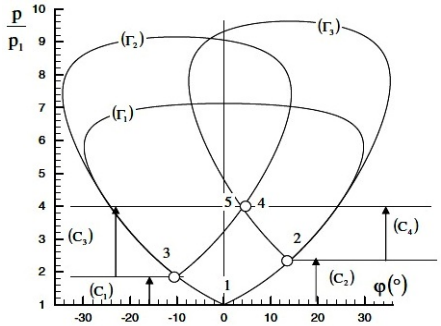
* benderradjirazik@gmail.com , gouidmi@yahoo.fr
† abeghidja@yahoo.fr

perturbation. Ce phénomène est d'une grande importance en aérodynamique. On le rencontre notamment au niveau des prises d'air, les voilures des avions et sur les lanceurs supersoniques, etc....

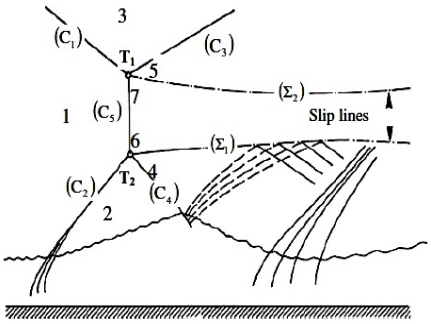
Ce processus de l'interaction, permet de définir les caractéristiques de la structure de la couche limite. La zone d'interaction est perturbée (instable), causée par l'intensité d'onde de choc, qui déterminé la structure de la zone interne de la couche limite. Elle est changée. La dynamique de l'interaction entre onde de choc-couche limite turbulente sur une plaque adiabatique, permet d'introduire une zone de séparation de l'écoulement avec la paroi, qui provoque une autre onde de choc oblique. Cette zone traduite l'apparition d'un bulbe de recirculation avec le phénomène des interférences des ondes de chocs (RR - MR), (figure 1).



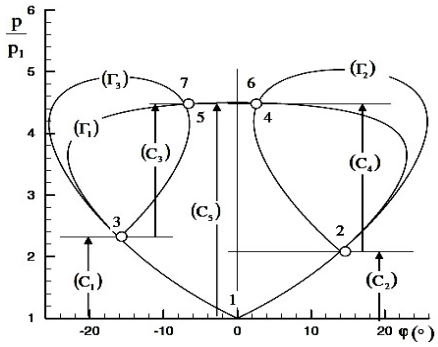
a-Sketch of the flow induced by a shock reflection with separation



a-Shock pattern interpretation in the shock polar diagram. Upstream Mach number 2. Separation shock deflection 14°, incident shock deflection 10°



b-Shock reflection with singular shock intersection or Mach phenomenon: Schematic view of the situation in the physical plane



b-Shock reflection with singular shock intersection or Mach phenomenon: Situation in the shock polar plane ($M1 = 2$, $\phi_1 = 14°$, $\phi_2 = -16°$)

Fig. 1: Schématisation des interférences onde de choc / choc de compression [3]
(a) Cas d'une réflexion régulière (RR) **(b)** Cas d'une réflexion de Mach (MR)

Les études qui ont été effectuées, donnent une grande importance en aérodynamique, aux caractéristiques de la couche limite. Telles que les expériences de Deleuze (1995) [1], H. Laurent (1996) [2], Délery *et al.*, (2009) [3], Dolling (2001) [4], et les simulations de Hadjadj *et al.,* (2010) [5], Deck *et al.,* (2011) [6], Sinha *et al.,* (2004) [7],

Edwards (2008) [8], Choi *et al.,* (1998) [9], Pirozzoli *et al.,* (2006) [10], Touber *et al.*, (2009) [11], Teramoto (2005) [12], Morgan *et al.*, (2010) [13], Lagha *et al.*, (2011) [14], Shahab *et al.*, (2009) [15], Dubos [16], Hadad (2005) [17].

Ils ont montré que la zone d'interaction, ainsi que la partie externe de la couche limite sont perturbées (instables).

2. GEOMETRIE ET PARAMETRES DE L'ECOULEMENT

Création de la géométrie et maillage

La création de la géométrie, ainsi que le maillage se font grâce au progiciel "Gambit" 2.3.16. Plusieurs méthodes permettent la création de cette géométrie, soit on se base sur des géométries prédéfinies, soit il suffit d'entrer les coordonnées des différents points (x, y) en 2D, de créer les limites et enfin de créer la surface. Cependant, pour notre cas, deux choix principaux du maillage se sont posés; en l'occurrence, un maillage soit à base de cellules quadrilatères, soit à base de cellules triangulaires.

L'utilisation d'un maillage triangulaire induirait un surplus du nombre de cellules par rapport aux cellules quadrilatères, d'où le besoin de plus de ressources et de temps de calcul. Cependant, notre géométrie est assez simple où l'écoulement suit pratiquement la forme de cette géométrie. Donc, en utilisant un maillage à cellules quadrilatères, nous aurons un alignement de l'écoulement avec notre maillage, alors que ça ne sera jamais le cas avec des cellules triangulaires. Une attention particulière doit être portée sur la vérification a posteriori du raffinement du maillage près des parois afin de s'assurer que tous les phénomènes sont capturés.

FLUENT propose trois méthodes pour traiter la turbulence près des parois: les fonctions standard de parois (Standard Wall-Functions), les fonctions de parois non équilibrées (Non-equilibrium wall-function) et un traitement amélioré des lois de parois (Enhanced wall treatment).

Dans chacun de ces cas, une vérification a posteriori doit être faite afin de vérifier le maillage. Cela se fait en regardant les valeurs que prend y^+.

Nous allons utiliser la première méthode qui est la plus simple. Pour cette méthode, il faut que chaque centre de cellules soit situé dans la région logarithmique, c'est à dire $30 < y^+ < 300$. Il est préférable de s'approcher de la limite inférieure: $y^+ = 30$.

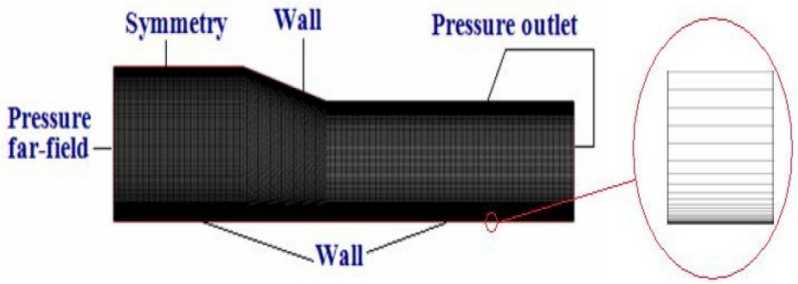


Fig. 2: Géométrie et maillage du problème

3. MODELISATION ET SOLUTION NUMERIQUE

Pour la solution numérique de l'écoulement supersonique à l'intérieur de la tuyère, deux codes commerciaux ont été utilisés, FLUENT 6.3.26 version 2D (solveur) et

GAMBIT 2.3.16. (Générateur de maille), tous deux fournis par Fluent. Inc. On utilise dans cette étude le modèle de turbulence URANS, kwSST qui donne les propriétés quantitatives de la turbulence, dans tout l'écoulement.

Le code de calcul utilisé, a permis de résoudre les équations de Navier-Stokes de Reynolds moyennés à formulations explicites en deuxième ordre et instantanées. Ces équations, de quantité de mouvement, de l'énergie et du modèle de turbulence sont discrétisées par la méthode des volumes finis, et en utilise le schéma U-pwind centré d'ordre deux basé sur le flux de Roe-FDS à un $CFL = 0.5$.

Le système des équations pour chaque pas de temps a été résolu par une méthode itérative point de Gauss-Seidel classique itératif. Pour des raisons de l'accélération de la convergence, une étape de pseudo-temps relaxation a été utilisée dans chaque pas de temps avec un facteur de détente convenable. Le fluide utilisé est l'air, considéré comme gaz parfait.

Les conditions d'admission (condition aux limites de l'écoulement) sont représentées dans le **Tableau 1**. La densité est calculée par la loi des gaz parfaits (écoulement isentropique). La loi de Sutherland [20] a été choisie pour calculer, le μ viscosité moléculaire qui décrit les variations de la viscosité par rapport à la température, parce que dans un écoulement supersonique, il existe des gradients de température importants.

$$\mu(T) = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{1.5} \frac{T_0 + 110.56}{T + 110.56}$$

Tableau 1: Paramètres physiques de l'écoulement à l'entrée

Définition	Valeurs et unité
Nombre de courant local imposé **DFL**	0.5
Nombre de mach à l'infini amont (gaz parfait)	Vari
Valeur de l'énergie à l'infini amont	1683 Pa
Valeur de la température à l'infini amont	76.5 K

4. RESULTATS ET DISCUSSION

Les résultats des calculs ont été obtenus sur une machine cluster avec un temps CPU d'environ 20 heures pour une convergence totale. Un angle d'inclinaison de dièdre (générateur de choc), de 17° a été fixé, et l'angle des chocs incidents a varié par croissance, puis décroissance du nombre de Mach amont dans les conditions aux limites.

La séquence, de la figure 3 présente les conteurs d'iso densités et leurs combinaisons des polaires de choc de la forme de la zone d'interaction (bulle de re-circulation). Le décollement de la sous-couche visqueuse de la couche limite turbulente sous l'effet de l'impact de l'onde de choc sur une plaque adiabatique, permet d'introduire une zone de séparation de l'écoulement avec la paroi qui provoque un choc de compression (chocs incidents).

On aura donc le phénomène des interférences des ondes de choc RR-MR, (onde de choc/ choc de compression).

L'intensité de ce choc (choc de compression) étant reliée à la déviation de l'écoulement imposé par le gradient de pression, elle dépend donc de l'intensité du choc incident.

Notons qu'en aval du point d'impact, l'épaisseur de la couche limite diminue, l'existence de la détente traduite la déflexion négative associée au recollement de l'écoulement. Pour une interaction de type décollement naissant, la détente vient rapidement rejoindre le choc réfléchi. Lorsque l'intensité du choc incident augmente, le gradient de pression qu'il crée à la paroi devient plus intense, induisant ainsi une déflexion de l'écoulement en amont beaucoup plus importante. Il se crée alors une zone de recirculation, comme illustrée sur la figure 3.

Ce type de réflexion de choc est qualifié de pleinement décollé. Le gradient de vitesse existant entre la zone décollée et l'écoulement extérieur produit une couche de cisaillement.

Celle-ci est la source de structures tourbillonnaires très vraisemblablement de type Kelvin-Helmholtz, qui sont documentées dans le cas d'une couche de mélange, cette dernière produite par une réflexion de choc juste en amont du point de recollement, la couche de mélange se courbe vers la paroi, et les structures tourbillonnaires sont éjectées dans l'écoulement aval. Le retour à un écoulement parallèle se fait à travers une dernière zone de compression.

La géométrie du décollement en fonction de l'intensité de choc incident a été documentée en détail par Green *et al.* Il a remarqué que lorsque l'intensité du choc incident est faible, l'angle de déviation est lui aussi petit. Une augmentation de l'intensité du choc incident entraîne un accroissement de l'angle de déviation.

Donc on remarque sur la figure 3, dans un premier temps, une réflexion régulière (RR). Cette configuration a été obtenue en partant d'un champ uniforme à Mach égal à 4.

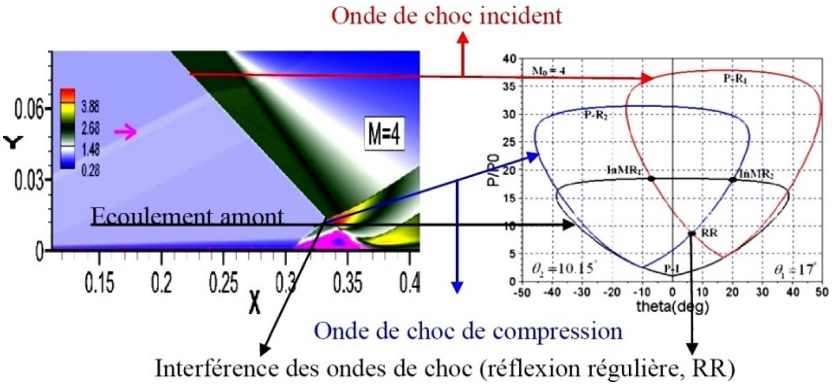
Ensuite, le nombre de Mach a été diminué et à chaque fois une solution stationnaire stable a été atteinte, à partir du champ initial convergé pour le nombre de Mach précédent. Les calculs ont été effectués jusqu'à l'obtention d'une réflexion de Mach (MR), la transition de la réflexion régulière vers la réflexion de Mach s'effectue pour un nombre de Mach égal à 2.

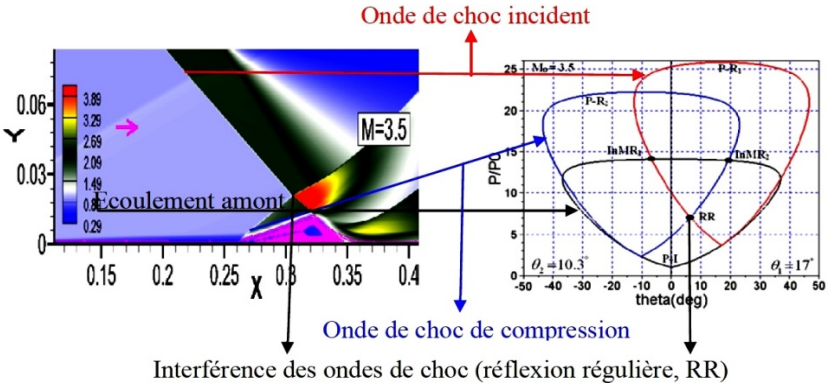
La figure montre clairement l'apparition brutale d'un choc quasi normal et la bulle de re-circulation devient instable. Les différentes combinaisons des polaires de choc montrant l'association d'un phénomène d'hystérésis induit par interaction d'onde de choc/couche limite. Ce phénomène est similaire à celle dans le cas d'un phénomène d'hystérésis induit par variation de l'angle d'incidence de dièdre générateur de chocs (le cas asymétrique), et le nombre de Mach.

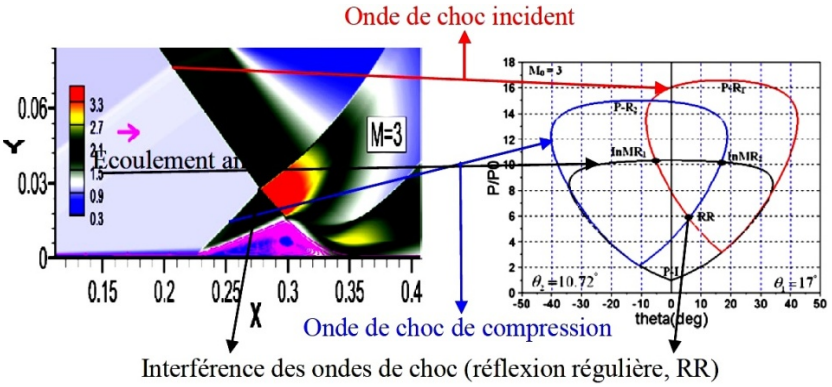
Par ce que dans ce cas, l'angle d'incidence de dièdre générateur de choc est fixe à 17°, et l'angle générateur de choc de compression est variable suivante la taille de la bulle de la zone de re-circulation et le nombre de Mach.

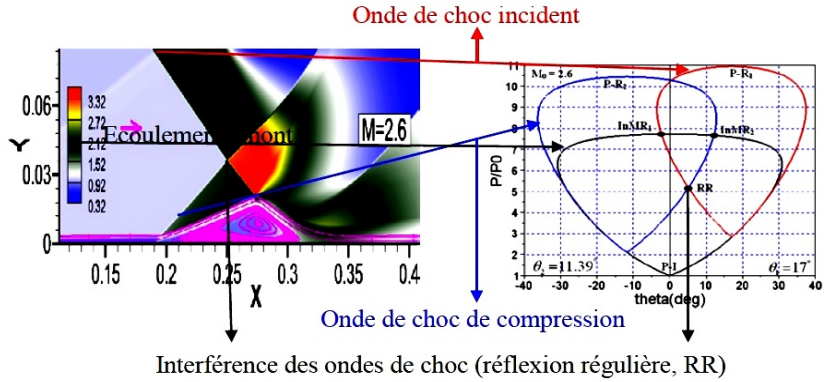
La figure 4-**A** présente les évolutions de la pression pariétale qui subit une brusque croissance, aux traversées de l'interaction, due aux ondes de compression, présentes en dessous du choc réfléchi. Puis le niveau de pression de l'écoulement diminué. Cette diminution est causée par l'intensité des faisceaux de détente de bord de fuite de générateur du choc incident.

La figure a montré qu'il y a une approximation similaire de la pression pariétale que celle de fluide parfait, mais elle décale vers l'amont du point d'impact du choc incident. Elle est causée par l'intensité de choc incident.


Onde de choc incident
M=4
Ecoulement amont
Onde de choc de compression
Interférence des ondes de choc (réflexion régulière, RR)
P/P0
theta(deg)
X
Y


Onde de choc incident
M=3.5
Ecoulement amont
Onde de choc de compression
Interférence des ondes de choc (réflexion régulière, RR)
P/P0
theta(deg)
X
Y


Onde de choc incident
M=3
Onde de choc de compression
Interférence des ondes de choc (réflexion régulière, RR)
P/P0
theta(deg)
X
Y


Onde de choc incident
M=2.6
Onde de choc de compression
Interférence des ondes de choc (réflexion régulière, RR)
P/P0
theta(deg)
X
Y

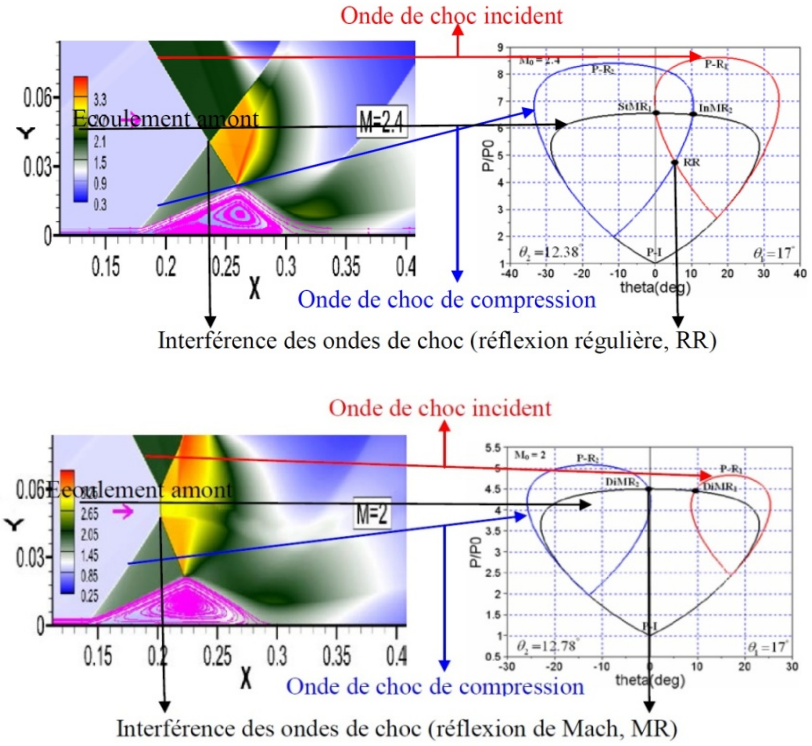


Fig. 3: Iso contours des champs de la masse volumique de la zone d'interaction (Bulle de re-circulation) pour déférent nombre de Mach et leurs polaires de choc

Les résultats présentés, montrent que la simulation des URANS par kw-SST prédit de façon correcte la montée de pression, ainsi que les niveaux en aval de l'interaction. Cette remarque a été observée par Deleuze *et al.* [20] et Hadjadj *et al.* [23].

La séquence de la figure 4-**B** représente la distribution du coefficient de frottement le long de la tuyère. Cette figure montre que la présence de la paroi solide provoque un ralentissement des particules. Ce ralentissement est dû à l'effet de la viscosité qui tend à le produire par frottement visqueux entre la paroi et l'écoulement. Par l'action de ces frottements, la vitesse de l'écoulement près de la paroi décroît.

Par conséquent, l'épaisseur de la couche limite augmente au furet à mesure que l'écoulement se développe jusqu'à envahir toute la section de la tuyère.

Cette figure montre qu'a l'entrée de la tuyère, le coefficient de frottement dans la zone près de la paroi diminue jusqu'à la zone d'interaction, au niveau de l'impact de l'onde de choc avec la couche limite, puis augmente dans la région a près la zone de re-circulation mais reste toujours positif. Juste au point de naissance de décollement de la zone d'interaction.

Le coefficient de frottement devient négatif le long de toute la zone jusqu'au point de recollement.

Ce phénomène accompagne le développement de la couche limite à la paroi où les niveaux de turbulence sont importants. Après cette distance, l'écoulement continue son développement jusqu'à atteindre l'établissement final vers des valeurs constantes.

L'allure de cette courbe montre qu'il y a une perturbation dans la région de la zone d'interaction (bulle de re-circulation)

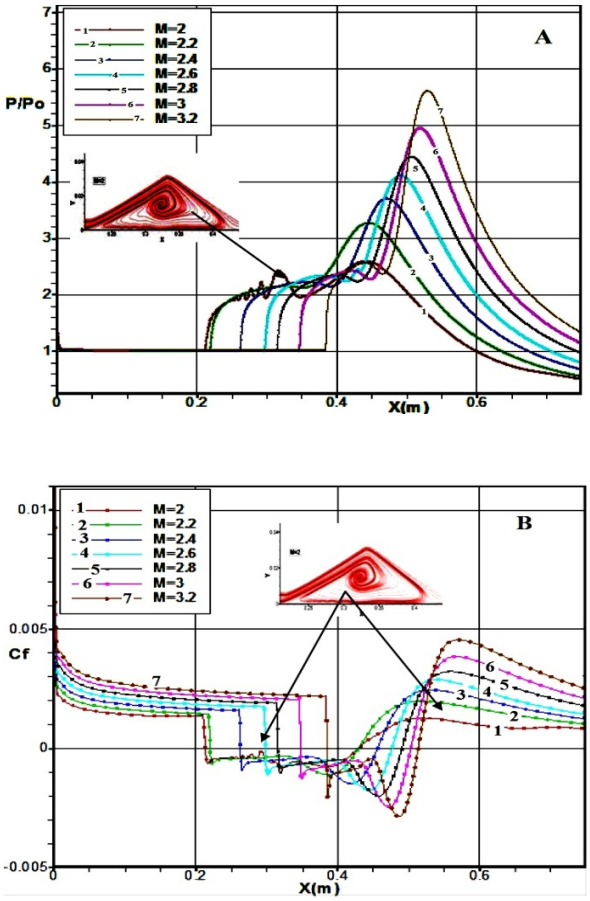


Fig. 4: (**A**) Evolutions longitudinales des pressions pariétales,
(**B**) Evolutions longitudinales des coefficients de frottement

Effet de nombre de Mach sur le décollement/recollement, et la hauteur de la zone d'interaction

Les figures 5 et 6 représentent respectivement l'évolution des points de décollement/recollement, et la hauteur de la zone d'interaction en fonction du nombre de Mach amont.

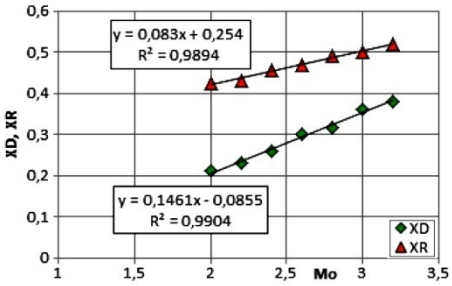


Fig. 5: Evolutions des points de décollement/recollement en fonction du nombre amont

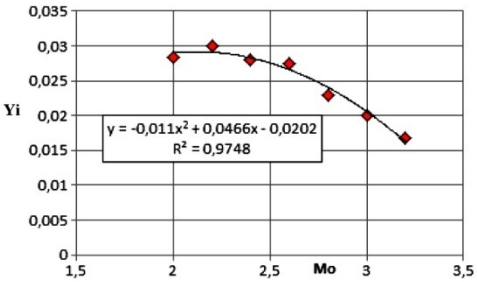


Fig. 6: Hauteur de la zone d'interaction en fonction du nombre de Mach amont

Les deux figures montrent que lorsque le nombre de Mach diminue, l'impact d'une onde de choc sur une couche limite est fort et l'épaississement de la zone subsonique de la couche limite, dont l'épaisseur (hauteur) est augmentée, car le choc est plus intense. Il est faible dans le cas contraire. La diminution du nombre de Mach influe aussi sur la formation d'une bulle de re-circulation, c'est-à-dire, la distance entre le découlement/recollement est plus grande que celle si l'onde de choc est forte.

5. CONCLUSION

La transition réflexion régulière / réflexion de Machp a été simulée numériquement ar résolution des équations de Navier-Stokes, en utilisant le code de calcul FLUENT, pour un écoulement turbulent compressible et bidimensionnel. A travers cette étude nous avons pu montrer l'intérêt et l'importance des phénomènes d'interactions onde de chocs/couche limite dans les tuyères supersoniques. Ainsi, les simulations numériques dans une tuyère 2D ont pu mettre en évidence certains phénomènes :

• Hystérésis dans la transition RR-MR, due à l'effet de mémoire de l'écoulement, et par l'interférence entre une onde de choc générée par le générateur de choc /choc de compression causé par le décollement de la sous couche visqueux de la couche limite.

• En conformité avec l'expérience (Deleuze [3]), et le calcul par un CFD basé sur la méthode des volumes finis. La bulle de re-circulation dans solution MR est plus instable que dans la solution RR.

NOMENCLATURE

RR, Interaction régulière	MR, Interaction de Mach.
DiMR, Interaction de Mach directe	InMR, Interaction de Mach inverse
StMR, Interaction de Mach stationnaire	CFL, Pas de temps
$i_1 - i_2$, Chocs incidents	$r_1 - r_2$, Chocs réfléchis
$T_1 - T_2$, Points triples	$s_1 - s_2$, Lignes de glissement
θ, Angle de déflexion de l'écoulement	δ, Angle de l'onde de choc
ζ, Rapport des pressions à travers les chocs	γ, Rapport des chaleurs spécifiques
M_0, Nombre de Mach amont	

REFERENCES

[1] J. Deleuze, '*Structure d'une Couche Limite Turbulente Soumise à une Onde de Choc Incident*'. Thèse de Doctorat, Université Aix-Marseille II, 1995.

[2] H. Laurent, '*Turbulence d'une Interaction Onde de Choc/Couche Limite sur une Paroi Plane Adiabatique ou Chauffée*', Thèse de Doctorat, Université Aix-Marseille II, 1996.

[3] J. Délery and J.P. Dussauge, '*Some Physical Aspects of Shock Wave/Boundary Layer Interactions*', Shock Waves, N°19, pp. 453 - 468, 2009.

[4] D.S. Dolling, '*Fifty Years of Shock-Wave/Boundary Layer Interaction Research: What Next?*, J. AIAA, N°39, N°8, pp. 1517 - 1531, 2001.

[5] A. Hadjadj J., Larsson, B.E. Morgan, J. W. Nichols and S.K. Lele', '*Large-Eddy Simulation of Shock/Boundary Layer Interaction*', Center for Turbulence Research-Proceeding of the Summer Program, 2010.

[6] S. Deck, P.E. Weiss, M. Pamiès and E. Garnier, '*Zonal Detached Eddy Simulation of Spatially Developing Flat Plate Turbulent Boundary Layer*', Computers § Fluids, N°48, N°1, pp. 1 - 15, 2011.

[7] K. Sinha, K. Mahesh and G. Candler, '*Modeling the Effect of Shock Unsteadiness in Shock-Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions*', AIAA Paper, pp. 7183 - 7193, 2004.

[8] J.R. Edwards, '*Numerical Simulations of Shock/Boundary Layer Interactions Using Time-Dependent Modeling Techniques: A Survey of Recent Results*', Progress in Aerospace Sciences, N° 44, pp. 447 - 765, 2008.

[9] J.Y. Choi, I.S. Jeung and Y. Yoon, '*Scaling Effect of the Combustion Induced by Shock-Wave Boundary Layer Interaction in Premixed Gas*', Twenty-Seventh Symposium (International) on Combustion, pp. 2181 - 2188, 1998.

[10] S. Pirozzoli and F. Grasso, '*Direct Numerical Simulation of Impinging Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction at M=2.25*', Physics of fluids N°1, N°6, 2006.

[11] E. Touber and N.D. Sandham, '*Large-Eddy Simulation of Low-Frequency Unsteadiness in a Turbulent Shock-Induced Separation Bubble*', Theoretical and Computational Fluid Dynamics, Vol. 23, pp. 79 - 107, 2009.

[12] S. Teramoto, '*Large-Eddy Simulation of Shock Wave/Boundary Layer Interaction*', Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 47, N°158, pp. 268 - 275, 2005.

[13] B. Morgan, S. Kawai and S.K. Lele, '*Large-Eddy Simulation of an Oblique Shock Wave Impinging on a Turbulent Boundary Layer*', 10th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA N°4467, 28 June - 1 July, Chicago, IIIinois, 2010.