Revue des Energies Renouvelables Vol. 20 N°3 (2017) 397 - 413

Etude numérique d'une structure de choc Phénomène d'interaction choc/couche limite

H. Gouidmi [1,2*], A. Beghidja [3], R. Benderradji [3]
N. Ihaddadène [3] et E. Raouache [1]

[1] Laboratoire des Energies Renouvelables et du Développement Durable, LERDD
Département de Génie Mécanique, Faculté des Sciences et de Technologie
Université des Frères Mentouri, B.P. 325, Route de Ain El Bey, 34030, Constantine, Algérie
[2] Université Mohamed El-Bachir El-Ibrahimi El-Anasser
34030 Bordj Bou Arreridj, Algérie
[3] Université Mohamed Boudiaf,
Siège de la Wilaya de M'Sila, 28000 M'Sila, Algérie

(reçu le 21 Décembre 2016 - accepté le 10 Juin 2017)

Résumé - *Dans une certaine plage de nombre de Mach, l'interaction entre une onde de choc oblique et une couche limite s'effectue par une investigation numérique sur une plaque plane athermane, basée sur la résolution des équations de Navier-Stokes bidimensionnelles par le code Fluent. Cette interaction se matérialise sous la forme d'une onde de choc en 'lambda', décrite en premier par Mark en 1958. Elle peut être rencontrée dans les équipements des souffleries à haute enthalpie ou ceux relatifs à la distribution de gaz comprimés par exemple. Une bonne connaissance des phénomènes physiques intervenant dans de tels écoulements est nécessaire tant au point de vue des normes de sécurité qu'en terme d'accroissement des performances. Sous cette structure de choc, il se forme un bulbe de décollement massif engendrant une succession de structures tourbillonnaires en cas laminaire que turbulent due par l'effet du nombre de Mach amont qui est observé. Elle est suivie par un phénomène de transition de la réflexion régulière RR vers la réflexion de Mach MR pour le cas turbulent. Globalement les résultats numériques obtenus sont conformes avec ceux qui sont disponibles dans la littérature.*

Abstract - *In a certain range of Mach numbers, the interaction between an oblique shock wave and a boundary layer is studied by a numerical investigation on a flat athermanous plate, based on the resolution of bidimensional Navier-Stokes equations using the Fluent code. This interaction is materialized by a shock wave in 'lambda', first described by Mark in 1985. It can be observed in high enthalpy wind tunnels, or equipments related to the distribution of compressed gas. Good knowledge of physical phenomena that take place in this type of flow is needed in terms of security standards and to improve performances. Under this shock structure, a massive detachment bulb is formed, which creates a succession of swirl structures in laminar cases more than turbulent because of the effect of the Mach number observed. It is followed by a transition phenomena of the RR regular reflexion toward a MR Mach reflexion for turbulent cases. Globally, these numerical results are in accordance with those obtained in the literature.*

Mots Clés: Interaction onde de choc-couche limite - Structures tourbillonnaires - Bulle de décollage - Phénomènes de transition RR→MR

1. INTRODUCTION

L'interaction onde de choc couche limite est un domaine de recherche actif depuis la première observation expérimentale par Ferri (1940). Une grande partie des travaux expérimentaux ont été réalisé à l'aide des techniques qualitatives, telles que la visualisation des écoulements d'huile, l'imagerie shadowgraph, les photographies schlieren ainsi que les mesures quantitatives d'évolution de la pression de paroi.

* gouidmi@yahoo.fr - abeghidja1@yahoo.fr - razik1n@yahoo.fr

Le tube de Pitot statique et l'anémométrie à fil chaud sont utilisés pour induire les profils de la couche limite. Cependant, ces méthodes intrusives sont particulièrement difficiles dans les écoulements supersoniques pour lesquelles, les sondes provoquent les ondes de choc peuvent modifier considérablement le champ d'écoulement proche de la mesure.

La perturbation d'une couche limite sous l'effet d'une onde de choc est d'une grande importante en aérodynamique. Ce phénomène se rencontre notamment au niveau des voilures des avions en vol supersonique et des prises d'air supersonique (figure 1**a**).

Cette perturbation peuvent entrainer une perte d'efficacité dans les performances de vol, en plus particulier sur les gouvernes lorsque des décollements apparaissent de façon dissymétrique.

Ce phénomène d'interaction avec décollement est posé des remarques males expliquées et sont inconnues jusqu'à maintenant, en particulier, la structure de la bulle de séparation ainsi que leur instabilité.

Ce phénomène est aussi suivi par un autre phénomène d'interaction des ondes de choc, qui est défini par la transition de la réflexion régulière (RR) (figure 1**b**) vers la réflexion de Mach (MR) (figure 1**c**).

Parmi les paramètres influençant le phénomène d'interaction, la géométrie, les paramètres physiques, tels que, le nombre de Mach, la température des parois, la pression d'entrée amont….etc.

L'ensemble des travaux scientifiques du phénomène de l'interaction onde de choc couche limite laminaire ou turbulent ont été effectués sur une plaque plane rectiligne, tels que les travaux de Délery [1, 2], Délery *et al.* [3], J. Délery *et al.* [4], R.J. Hakkinen *et al.* [5], D.A. Needham [6], J. Green [7], W.L. Hankey *et al.* [8], J.S. Shang *et al.* [9], P. Ardonceau [10], D.S. Dolling *et al.* [11], G. Degrez *et al.* [12], M.S. Holden *et al.* [13], E. Katzer [14], J. Deleuze [15], J.P. Dussauge [16], R.O. Bura [17], J.Ph. Boin [18], H.D. Kim *et al.* [19], A. Hadjadj *et al.* [20], H. Babinsky *et al.* [21].

En basant sur les configurations et les observations qu'ont été effectuées et trouvées par ces chercheurs, et on a choisi le nombre de Mach comme variable efficace dans ce travail.

Le présent travail vise donc à varier le nombre de Mach amont, et nous espérons de déterminer leur effet à la physique des écoulements supersoniques, exactement à la structure globale de la zone d'interaction, ainsi que le phénomène d'interaction des ondes de choc et les autre phénomènes inclus dans celui-ci (phénomène de transition RR→MR).

Il est basé sur la résolution numérique en régime stationnaire des équations de Navier- Stokes d'un écoulement 2D compressible supersonique visqueux, laminaire et turbulent, en utilisant le schéma de capteur de choc 'Up-wind' de second ordre basé sur le flux de Roe-FDS.

Dans ce travail, on a traité deux cas, le premier est basé sur l'effet du nombre de Mach au phénomène d'interaction onde de choc/couche limite laminaire (SWLBLI), et le deuxième aussi est consacré à leur effet sur le phénomène d'interaction onde de choc/couche limite turbulente (SWTBLI), les deux sont effectués dans une plaque rectiligne athermane. Les résultats obtenus ont été comparés avec les résultats des travaux expérimentaux et numériques.

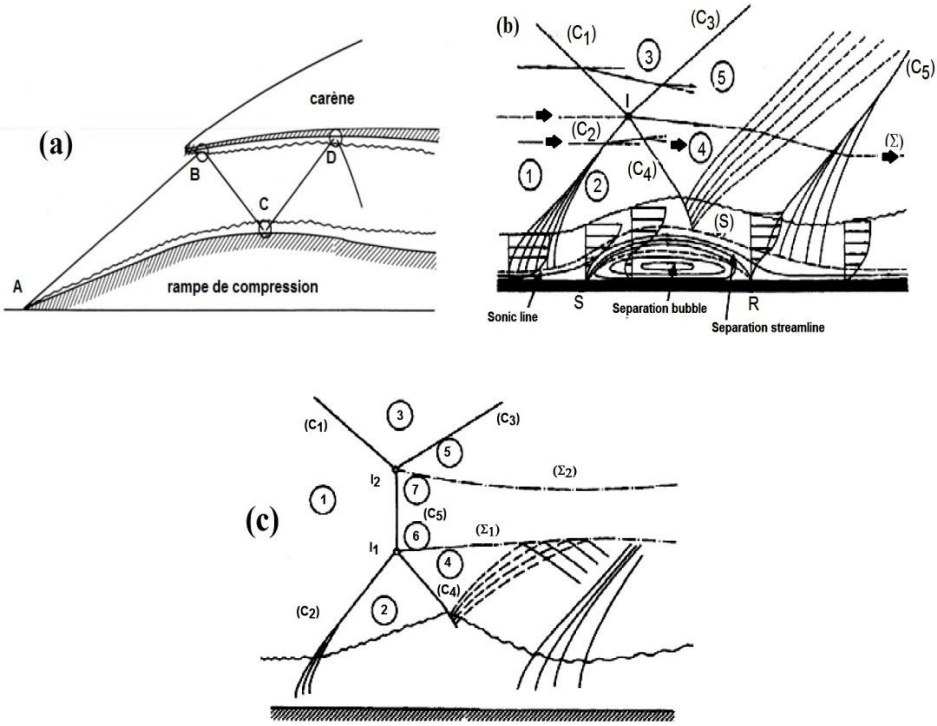

Fig. 1: **a-** Interaction choc/couche limite dans une prise d'air supersonique [1], **b-** Schéma du champ d'écoulement en phénomène d'interaction choc/couche limite sur une plaque rectiligne [2]

2. ETUDE NUMERIQUE DE L'INTERACTION CHOC/COUCHE LIMITE LAMINAIRE SUPERSONIQUE

Cette partie consiste à simuler numériquement en régime stationnaire, le phénomène d'interaction entre onde de choc/couche limite laminaire sur une paroi athermane d'écoulement supersonique bidimensionnel et compressible

2.1 Géométrie et conditions de simulation numérique

Le cas test qui a été retenu pour l'étude est la configuration sous forme d'une tuyère 2D convergent (approximé comme prise d'air) avec un jet libre superposée par les conditions aux limites, est présenté sur la figure 2. Elle est constituée d'une paroi plane en bas qui génère la couche limite et d'un dièdre en haut à bord d'attaque aigu dont l'inclinaison par rapport à l'horizontale vaut $\theta_w = 8.5°C$. Cette configuration est similaire à celle utilisée par Tenaud à LIMSI d'Orsay, en France, pour son code de calcul Fortran. La tuyère est supposée rigide. Les dimensions sont présentées sur la même figure et le fluide simulé est l'air, supposé vérifier la loi des gaz parfaits. Les dimensions sont données en mm.

On suppose l'écoulement compressible bidimensionnel d'un caractère laminaire. Le système d'équations régissant de l'écoulement est couplé d'une formulation implicite. Si on suppose l'air comme gaz parfait de chaleur spécifique constante, sa conductivité thermique est donnée par la formule de la théorie cinétique, et sa viscosité dynamique est donnée par la loi de Sutherland.

Les variables ρ, u_i et P respectivement, la masse volumique, la vitesse (u , v), sur x et y et la pression statique sont reliées aux autres variables thermodynamiques par la loi d'état des gaz parfait. On prend R = 287 J/kg.K. L'écoulement d'entrée et de sortie est supersonique. Et nous avons varié le nombre de Mach d'entrée amont. Donc, les conditions d'écoulement à l'entrée sont présentées sur le t**ableau 1**.

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

Pression amont (Pa)	Température amont (K)	Mach amont
1683	76.5	Variable

Le domaine de calcul a été discrétisé par un maillage de type structuré quadrilatère bien raffiné à la paroi basse, est constitué de {1080 dans la direction d'écoulement le long de la paroi et de 550 dans la direction perpendiculaire à celle-ci}, points représenté sur la figure 3.

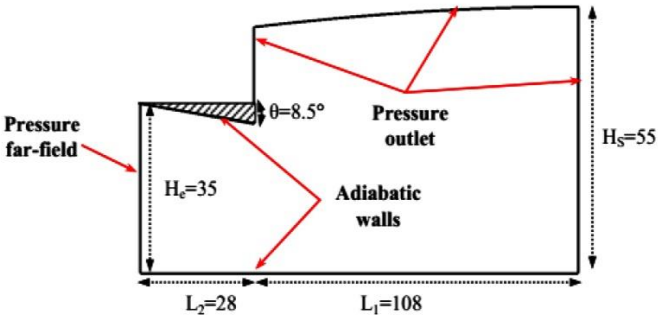

Fig. 2: Schéma de la géométrie du domaine physique

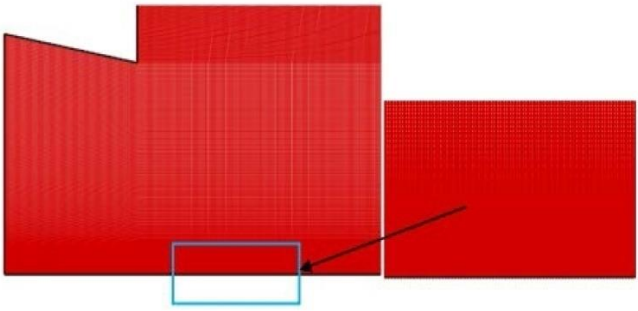

Fig. 3: Maillage du domaine de calcul constitué de 1080 × 550 nœuds

2.2 Résultats et discussion pour le cas d'interaction laminaire

Le but de cette partie de ce travail est d'étudier numériquement, le phénomène d'interaction onde de choc/couche limite laminaire et de décrire ses caractéristiques topologiques et dynamiques de l'écoulement préalablement observées lors des expériences. Les simulations numériques de l'écoulement pour quatre valeurs du nombre de Mach (M_0 = 2.4, 3, 3.5 et 4.2) ont été effectuées.

Le phénomène d'interaction onde de choc / couche limite laminaire est bien observé. La figure 4 représente les strioscopies numériques des contours des iso-Mach pour différentes valeurs du nombre de Mach.

On constate que l'écoulement dans la région d'interaction est complexe en raison de la présence de bulle de séparation, de multiples ondes de choc de compression et de détente avec décollement et recollement locale.

On observe également que la taille de la zone d'interaction augmente de plus en plus avec l'augmentation du nombre de Mach, contrairement, l'intensité du choc incident sur la couche limite laminaire est diminue avec l'augmentation de celui-ci, qui se traduisant une onde de choc incidente faible.

Le gradient de pression adverse du choc incident sépare la couche limite laminaire de la plaque rectiligne, qui a expliqué par des contraintes de cisaillement nulles $\tau = 0$; ($C_f = 0$).

Les lignes de courant montrent l'étendue de la région de séparation sur le plan de chocs, illustrées et superposées avec des évolutions longitudinales du coefficient de frottement pariétale sur la figure 5, pour trois (03) valeurs du nombre de Mach, 2.4; 3 et 3.5. Les localisations numériques des points de décollement et de recollement sont suivies par ces évolutions issues des calculs laminaires.

Les zones de recirculation sont limitées par des points de séparation S, de rattachement R et par de ligne de séparation sonique. Les deux points premiers corresponds à des valeurs nulles du coefficient de frottement et cette ligne correspond à un nombre de Mach égale à l'unité ($M = 1$).

On observe plusieurs bulles de tourbillon situés dans la zone de recirculation principale, avec des tailles et en nombre différentes. Ces différences sont dues à l'effet du nombre de Mach amont. Lorsqu'on augmente le nombre de Mach, on observe moins de nombre de bulbes avec petits tailles, tandis que lorsqu'on le diminue, le nombre et la taille des bulles augmentent considérablement.

Les coefficients de frottement deviennent positifs dans la région centrale de la zone de recirculation principale, aux environs de l'abscisse $X / X_{sh} = 1$. Cette constatation a été obtenue par l'étude de Boin *et al.* [21], qui sont basés sur la variation de l'angle de choc incident et en fixant le nombre de Mach à $M = 2.15$.

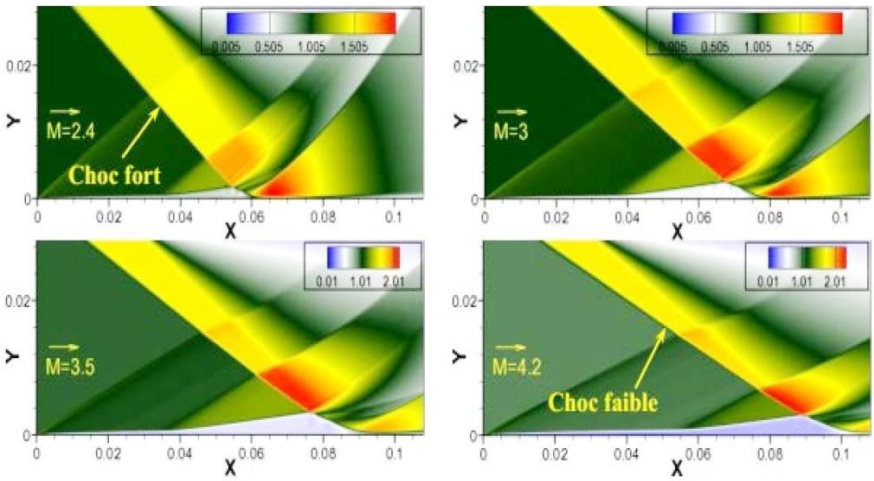

Fig. 4: Contours des iso-densités adimensionnées
pour de différentes valeurs du nombre de Mach amont

En outre, l'instabilité de la zone d'interaction est traduite par le nombre des bulles secondaires et aussi suivie et précisé par les oscillations des coefficients de frottement pariétaux.

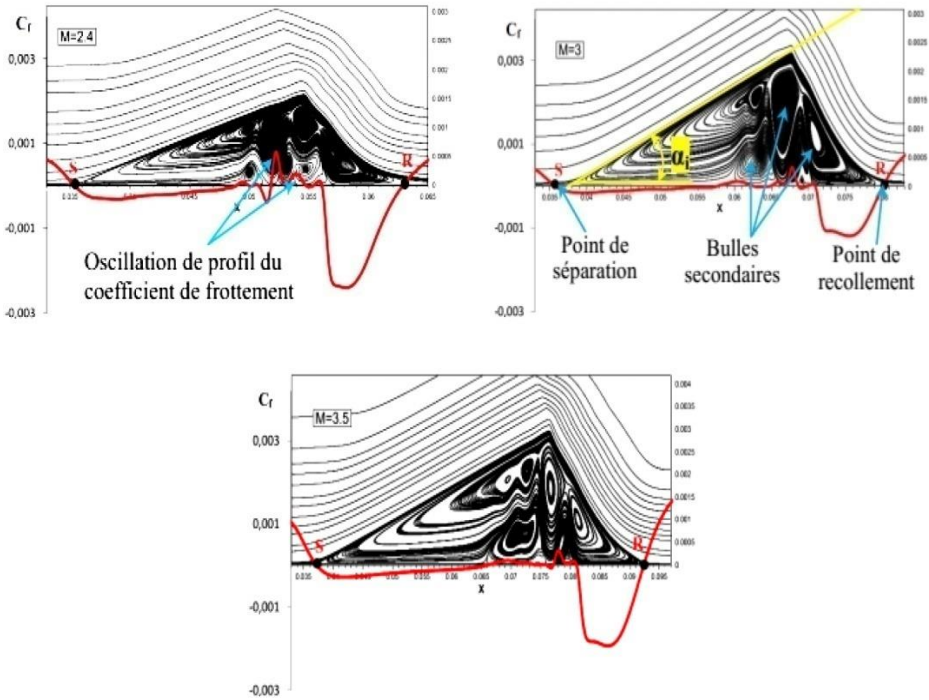

Fig. 5: Lignes de courant et évolution longitudinale du coefficient de frottement pariétal obtenu par le calcul laminaire pour les trois (03) valeurs du nombre de Mach

Pour donner plus de détails sur ce phénomène d'interaction, on peut présenter quelques courbes d'évolutions:

− En premier lieu, on présente les évolutions de la pression pariétale le long de l'axe longitudinal de la plaque rectiligne sur la figure 6, pour différentes valeurs du nombre de Mach, 2.4; 3 et 4. On constate que, les pressions pariétales subissent des croissances, dues aux ondes de compression présentent aux pieds de chocs réfléchies, puis deviennent constantes sur une distance importante qui lui correspond les pressions plateaux. Ensuite, on observe des oscillations suivis par des diminutions des pressions pariétales.

Ces diminutions résultent de l'apparition des bulles tourbillonnaires secondaires en contact avec la paroi dont la réalité physique probable. Enfin, les pressions pariétales subissent des décroissances brusques, causées par l'intensité des faisceaux de détente et de recompression situés en aval de celui-ci. Les sauts de pression calculés sont décalés vers l'aval de la plaque, lorsque le nombre de Mach croit, c'est-à-dire que le point de séparation XS, devient croissant aussi, donc, il se déplace vers l'aval.

L'instabilité de la zone d'interaction est bien marquée par ces évolutions, où elle est obtenue par les oscillations de pressions (pics de pressions), qui sont présentés.

− En deuxième lieu, on présente les distributions des positions des points de décollement X_D / L et de recollement X_R / L en fonction du nombre de Mach sur la figure 7**a**. On constate que l'abscisse du point de décollement augmente légèrement lorsque le nombre de Mach augmente, tandis que l'abscisse du point de recollement varie d'une façon importante avec la variation de celui-ci. Donc, on retrouve également la tendance à l'augmentation de la longueur de zone décollée lorsque le nombre de Mach augmente, (figure 7**b)**.

Généralement, la zone d'interaction d'une onde de choc oblique avec une couche limite laminaire supersonique devient instable lorsque le nombre de Mach change. Donc, l'instationnarité de cette zone reste inconnue jusqu'à maintenant, malgré tout le développement des recherches avancées.

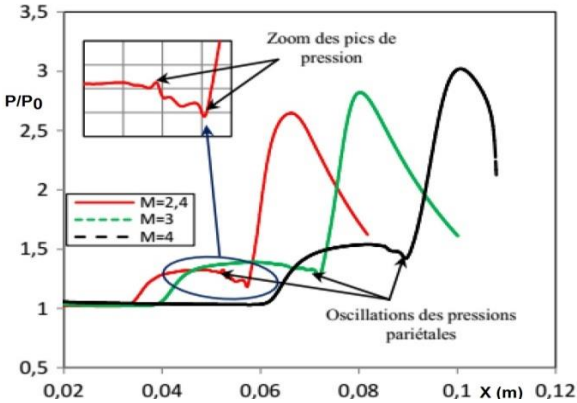

Fig. 6: Evolutions des rapports des profils de la pression pariétale pour différentes valeurs du nombre de Mach amont

La figure 8 illustre le rapport des pressions de séparation en fonction du nombre de Mach amont. Cette figure comporte deux calculs différents, pour l'écoulement sur une rampe de compression, et celui d'une onde de choc oblique impacté sur une plaque rectiligne pour les deux régimes d'écoulement (laminaire et turbulent).

On constate que nos résultats donnent un très bon accord avec ceux trouvés expérimentalement correspondant l'onde de choc impacté sur une plaque rectiligne. D'après ces résultats, on peut arriver que nos résultats confirmant le calcul laminaire.

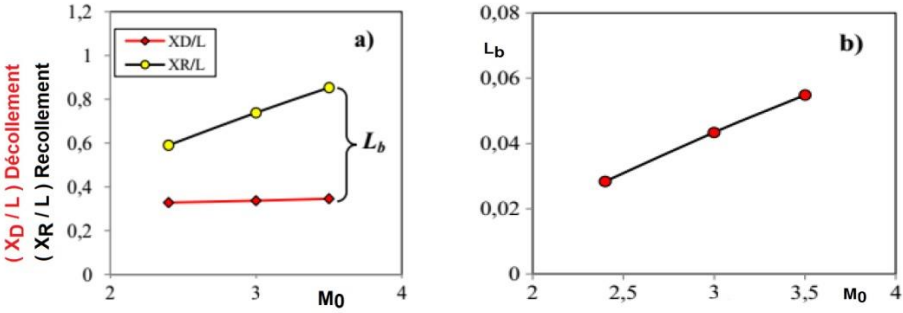

Fig. 7: **-a** Evolutions des positions des points de décollement et de recollement; **-b** l'évolution de la longueur de la zone d'interaction en fonction du nombre de Mach amont

La figure 9**a** représente l'angle de décollement naissant en fonction du nombre de Reynolds unitaire basé sur la longueur de la paroi (indiqué par la couleur rouge) suivie par l'évolution théorique de notre cas. Ils sont superposés à la courbe originale de Needham *et al.* [22].

Avant de présenter et d'analyser cette évolution, on revient rapidement aux travaux de Chang *et al.* [9], qui ont effectué une étude comparative entre l'interaction une onde de choc oblique sur une couche limite turbulente (OSW-BLI) et l'interaction d'une onde de choc induit par une rampe de compression (CR).

Ils ont trouvé qu'il y a une similarité des résultats entre les deux types d'interaction, sont présenté par les évolutions des pressions pariétales. En outre, globalement, ils ont prouvé que le comportement de l'écoulement pour les deux interactions est le même, en se basant sur ces observations pour analyser et interpréter nos résultats obtenus.

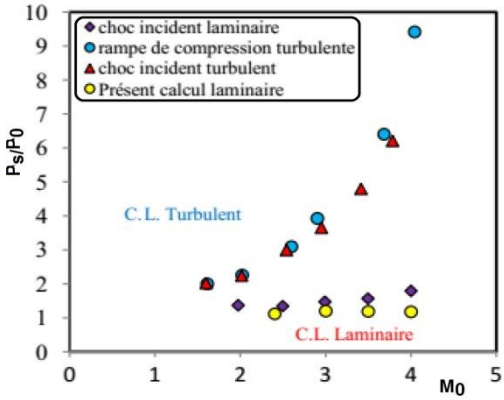

Fig. 8: Evolutions des pressions aux points de séparation en fonction du nombre de Mach amont. Comparaison:- nos résultats et résultats de [19]

On peut appliquer les formules utilisées par Needham *et al.* [22] dans notre cas où l'interaction est induite par choc oblique incident sur une plaque rectiligne, c'est-à-dire l'interaction d'une onde de choc incidente impacté sur une couche limite laminaire. Pour informer, que Needham et al. ont été étudié le cas d'une interaction de choc induite par une rampe de compression.

Les angles tracés illustrés sur la figure 4 de l'interaction laminaire sont tirés à partir des strioscopies numériques de l'écoulement présentés par les contours d'iso-densités, pour différentes valeurs du nombre de Mach. L'angle de décollement naissant décroît légèrement avec l'augmentation du nombre de Reynolds unitaire.

Cette remarque montre l'interaction laminaire imposée où les valeurs de $\alpha_i / \sqrt{M_0}$ sont inférieures à 10. On constate que globalement, les résultats numériques sont proches à ceux trouvés expérimentalement et théoriquement, qui sont situées dans la zone qui corresponde l'interaction laminaire. Ces remarques ajoutent une autre vérification.

La figure 9**b** représente l'évolution d'angle de décollement naissant en fonction du nombre de Mach amont en interaction laminaire. On constate que lorsque le nombre de Mach croît l'angle de décollement naissant décroit légèrement. Donc, l'angle de décollement naissant est situé entre les valeurs 4° et 6°. Ces valeurs sont vérifiées par les expériences de Needham *et al.* [16], et aussi par celles de Vandomme [23] qui a effectué les calculs pour une rampe de compression.

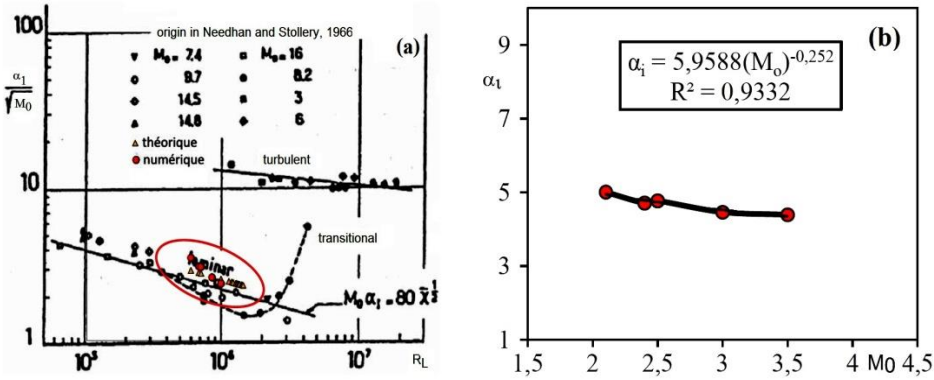

Fig. 9: **-a** Critère de décollement naissant pour un décollement laminaire sur une rampe de compression bidimensionnelle (Nedham *et al.*) [22], superposée par nos résultats {représentant cas d'interaction choc/couche limite laminaire, noté en couleur rouge}; **-b** Angle de décollement naissant en interaction laminaire en fonction du nombre de Mach

Application de la théorie de l'interaction libre (TIL) sur le cas d'OSWLBLI

La théorie de l'interaction libre (TIL) due à Chapman sert à prédire, connaissant le début de l'interaction, le pallier de pression résultant du décollement de la couche limite. Elle repose sur le fait que le décollement est indépendant des conditions géométriques qui le produisent et seules les caractéristiques intrinsèques de l'écoulement déterminent le décollement.

Une fonction universelle définissant le palier de pression consécutif au décollement est alors recherchée. Considérant l'abscisse réduite $\chi = (x - x_0) / L_b$ avec x_0 l'abscisse au point origine de l'interaction et L_b la longueur de l'interaction.

Les fonctions universelles sont évaluées selon la formule suivante:

$$F(x) = \frac{2}{\gamma . M_0^2} \times \left(\frac{P(x)}{P(x_0)} - 1 \right) \times \sqrt{\frac{\beta_0}{2\, Cf_o}} \qquad (1)$$

où,

- Cf_0 est le coefficient de frottement pariétal au début de l'interaction
- $\beta_0 = \sqrt{M_0^2 - 1}$
- $P(x)$ est la pression pariétale le long de la plaque rectiligne athermane
- $P(x_0)$ est la pression pariétale de l'abscisse au point origine de l'interaction

Ces fonctions seront appliquées dans le cas d'une OSWLBLI où le nombre de Mach amont est variable.

Au point de décollement S, $F(x)$ prend une valeur F_s et, dans la zone décollée, tend vers une limite F_p correspondant au plateau de pression. Cette théorie permet ainsi de vérifier le caractère laminaire ou turbulent d'un décollement de couche limite.

Cette fonction universelle calculée numériquement est représentée sur la Figure 10 pour le cas laminaire. Bien que cette théorie a été développée pour le cas bidimensionnel plan.

On applique cette théorie en vérifiant si les valeurs numériques permettent de retrouver la fonction universelle F.

La TIL est appliquée aux deux valeurs de nombre de Mach, à savoir, $M_0 = 3$ et 3.5. La figure 10 présente les fonctions universelles en fonction du nombre de Mach infini pour le calcul laminaire. On constate que globalement, les évolutions de ces fonctions donnent une conformité lisible par rapport à celles trouvées expérimentalement, mais avec certaines différences qui ont été marquées au niveau des valeurs plateaux des fonctions, sont proches de 2.

Cette valeur n'est pas loin de la valeur empirique qui est proche de 1.5 et elle est loin de ces valeurs des fonctions plateaux turbulentes. On peut conclure que le décollement présent est signifié le caractère d'une couche limites laminaires.

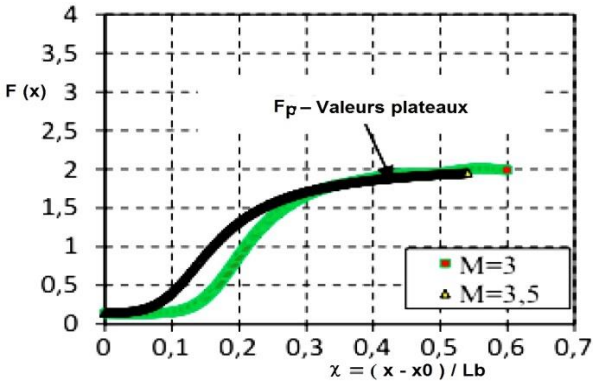

Fig. 10: Fonctions universelles laminaire pour la théorie de l'interaction libre pour différentes valeurs du nombre de Mach

3. ETUDE NUMERIQUE DE L'INTERACTION CHOC/COUCHE LIMITE TURBULENTE SUPERSONIQUE

L'étude numérique du phénomène d'interaction choc/couche limite turbulente supersonique (OSWTBLI) en régime stationnaire pour l'écoulement 2D compressible turbulent et supersonique a été effectuée dans une plaque rectiligne athermane pour un nombre de Mach variable.

L'effet de ce dernier sur ce phénomène, en particulier, la structure de la zone d'interaction d'un coté, et d'un autre le phénomène de transition de la réflexion régulière (RR) vers la réflexion de Mach (MR) est analysé.

3.1 Géométrie et conditions de simulation numérique pour l'OSWTBLI

La simulation numérique était réalisée pour une configuration composée par un générateur de choc incliné par un angle $\theta_1 = 17°$ fixe par rapport à l'horizontal et par une plaque rectiligne athermane, elle est superposée par un maillage de type structuré, raffiné sur les parois constitué 606409 cellules, ils sont présentées sur la figure 11.

Le modèle numérique dans ce calcul turbulent est presque le même que dans le calcul laminaire, mais en ajoutant le modèle $k\omega - SST$ comme modèle de turbulence.

La figure 12 représente la séquence des champs des iso-densités pour différentes valeurs du nombre de Mach (de $M = 4$ à 2). On commence le calcul par une valeur du nombre de Mach $M = 4$, on réduit, ensuite, le nombre de Mach et à chaque fois une

solution stationnaire stable est atteinte, à partir du champ initial convergé du nombre de Mach précédent jusqu'à $M = 2$, où la réflexion de Mach atteinte.

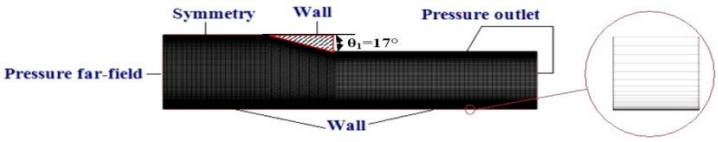

Fig. 11: Géométrie et maillage du domaine de calcul constitué par 606409 cellules ou 608020 noeuds

On constate que généralement, la structure de l'écoulement et le phénomène d'interaction choc/couche limite turbulente sont bien observés, tels que l'onde de choc oblique incidente, le disque de Mach (onde de choc forte), l'onde de choc de recollement (recompression) et les ondes de choc de détente et l'onde de choc de compression due au décollement de la couche limite par l'impact de celle-ci sur la couche limite turbulente déclenchée par la surface de la paroi.

L'angle d'onde de choc de compression est défini et calculée à partir de l'angle de décollement naissante θ_2, a été présenté sur la figure 12**h**. On observe que dans toutes les figures {de 12**a** à 12**h**} une seule bulle tourbillonnaire. La taille de cette dernière devient plus large dans des valeurs du nombre de Mach faibles.

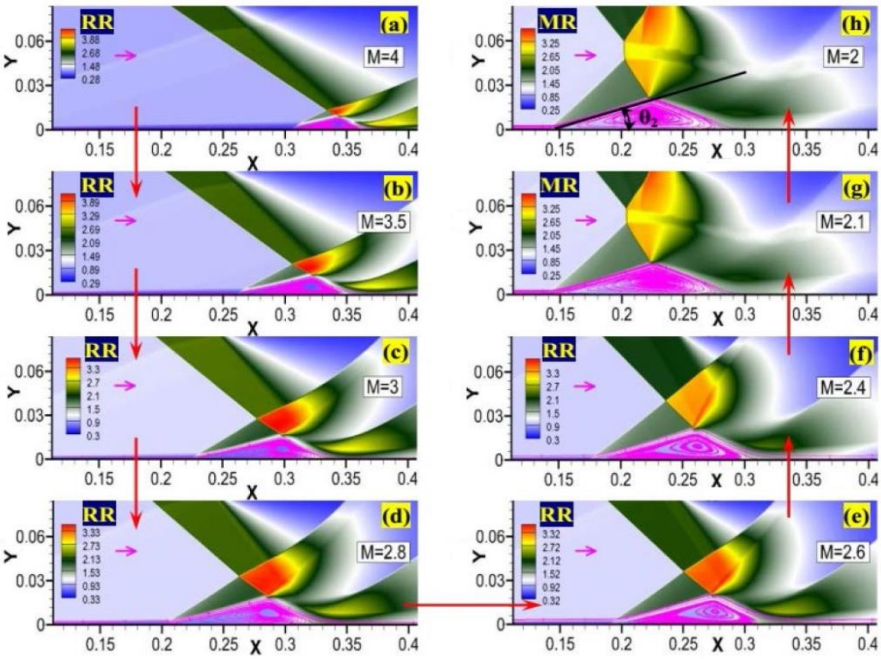

Fig. 12: Phénomène de transition RR→MR présenté par les contours des iso-densités pour de différentes valeurs du nombre de Mach amont

3.2 Critère de transition de la réflexion régulière vers la réflexion de Mach (RR→MR)

Cette étude est effectuée pour un nombre Mach variable (de 4 à 2). Les résultats obtenus d'après le calcul, permettent de marquer la transition de la réflexion régulière (RR) vers la réflexion de Mach (MR). Les deux types de réflexion étant visibles en état

stationnaire, une série de calculs a été menée afin de simuler le passage d'une configuration à l'autre. Il est à noter que la transition, entre les deux types de réflexions, est obtenue pour un angle d'inclinaison de dièdre constant, $\theta_1 = 17°$, tout en variant le nombre de Mach amont pendant le calcul.

Dans un premier temps, une réflexion régulière (RR) est obtenue, pour une valeur du nombre de Mach égale à 4. Cette configuration est obtenue en partant d'un champ uniforme. On poursuit les calculs jusqu'à l'obtention d'une réflexion de Mach (MR) se produit pour un nombre de Mach égal à 2.1, correspond un angle de décollement naissant, soit $\{\theta_2^N = 12.41°\ \theta 2N{=}12.41°\}$, est proche de celle de critère de Von Neumann à $\{M_0^T(\theta_n) = 2.15\}$ (ima. 13-**g**).

Les séquences présentées sur la figure 12, montrent clairement que pour le parcours, une apparition brutale d'un choc quasi-normal (disque de Mach) a lieu à $M_0 = 2.1$. Une diminution supplémentaire du nombre de Mach ne ferait qu'accroître progressivement la hauteur du disque de Mach (ima. 13-**g** et 13-**h**). D'une façon générale, on constate que les réflexions de choc qui sont présentées sur la figure 13 traduisent le passage du phénomène de transition RR→MR.

Le phénomène de transition RR→MR est présenté par les fonctions des polaires de choc dans le plan (P/P_0, θ_2), {figure 15}. Ces fonctions sont tracées à $\theta_1 = 17°$, qui a été fixé, pour de différentes valeurs des angles de décollement naissant (θ_2). Donc, ces résultats ont été donné une conformité lisible de la structure globale des chocs.

Les différents domaines d'existence des diverses configurations d'interactions de choc, dans le plan (θ_2, M_0) pour un angle de déflexion $\theta_1 = 17°$ constant sont présenté sur la figure 14. Sur cette figure, la ligne θ_2^T représente le critère de Von Neumann étendu au cas dissymétrique (comme notre cas, où $\theta_1 \neq \theta_2$). La ligne θ_2^E représente le critère de détachement étendu au cas dissymétrique.

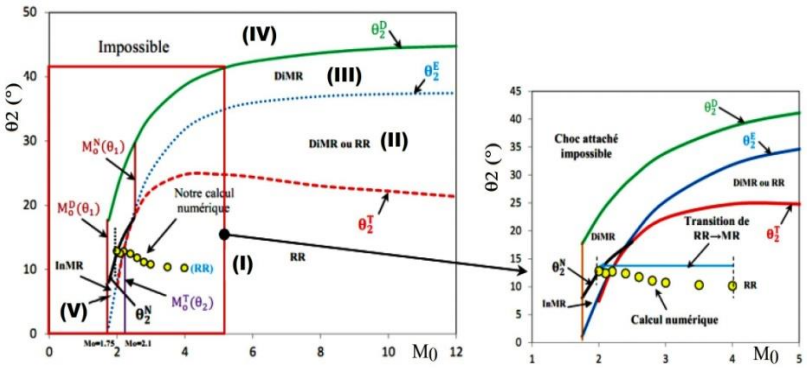

Fig. 13: Domaines des différentes réflexions théoriquement possibles dans le plan (θ_2, M_0) pour un angle $\theta_1 = 17°$

Le critère de Von Neumann, dans le cas symétrique, est représenté par la petite ligne noire θ_2^N et enfin la ligne θ_2^D indique la valeur limite supérieure au-delà de laquelle une onde de choc attachée ne peut plus être obtenue. Ces quatre courbes délimitent cinq (05) zones caractérisées par des topologies d'interactions différentes. Pour un nombre

de Mach donné, et en faisant varier θ_2, il est clairement possible d'obtenir différentes configurations de réflexions.

Les courbes de transition (traits discontinus en couleur bleu et rouge) relatives aux critères de détachement et de Von Neumann notées θ_2^E et θ_2^T respectivement délimitent la zone duale où les deux types d'interactions sont théoriquement possibles (domaine **II**). Dans la zone en dessous de la ligne θ_2^T, seule l'interaction régulière (RR) est possible à observer (domaine **I**). La zone duale présentée entre les deux courbes θ_2^E et θ_2^T se comporte, soit comme une réflexion régulière (RR), soit comme une réflexion de Mach directe (DiMR). Dans ce cas, l'interaction de Mach est composée d'une réflexion de Mach directe et d'une réflexion de Mach inverse, et les lignes de courant issues des points triples forment un tube de courant convergent.

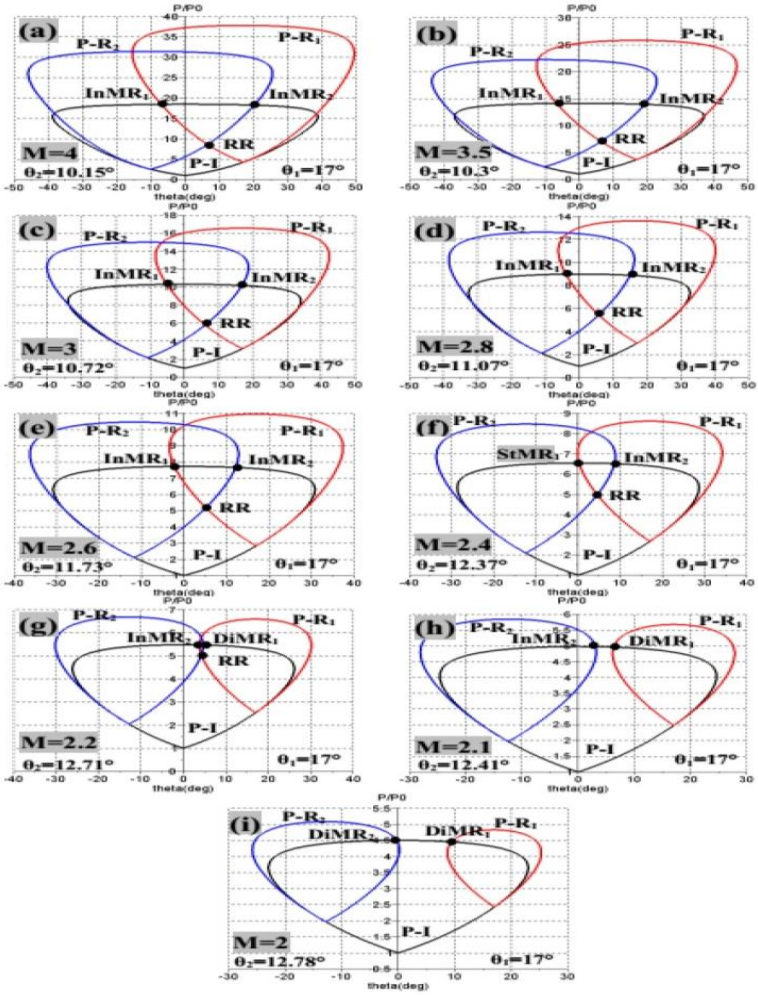

Fig. 14: Les différentes combinaisons des polaires de choc montrant le phénomène de transition RR→MR induit par variation de l'angle générateur de choc de compression (zone de recirculation), et le nombre de Mach.

Dans l'intervalle de θ_2 entre θ_2^E et θ_2^D, à $\theta_1 = 17°$, on obtient soit une réflexion de Mach directe (DiMR), (domaine **III**), soit une réflexion de Mach inverse (InMR) délimité entre les lignes θ_2^N et θ_2^E d'un coté et d'autre par la ligne droite $M_0^D(\theta_1)$ (domaine **V**). Enfin, hors de la ligne θ_2^D, la solution n'est pas possible pour les ondes de choc attachées.

Le phénomène de transition de la réflexion régulière RR vers la réflexion de Mach MR est illustré dans la figure 15**a** et plus en détail dans la figure 15**b** (tracé par la couleur jaune). On constate que le passage de RR vers MR est clair, il est suivi pour chaque angle de décollement naissant, il est une solution exacte pour certain type de réflexion. Donc, les représentations graphiques données par les polaires de choc, soit dans le plan (P, θ_2), soit dans le plan (M_0, θ_2) et les iso-densités donnent globalement une interprétation unique des résultats obtenus.

Application de la théorie de l'interaction libre (TIL) sur le cas d'OSWTBLI

L'application de la théorie de l'interaction libre (TIL) sur le phénomène d'interaction choc/couche limite turbulente est très importante. Elle a permis de différentier, est-ce-que notre calcul est confondu au calcul turbulent ou laminaire.

Les figures 16**a** et 16**b** représentent les évolutions des abscisses des points de décollement et celui de décollement en fonction du nombre de Mach. On constate que les évolutions des positions des points de décollement et de recollement de la couche limite en fonction du nombre de Mach sont définies par des profils linéaires et avec des évolutions croissantes.

La différence entre les deux formant une graduation convergente. Cette différence signifiée la longueur de la zone d'interaction, elle est diminue progressivement avec le nombre de Mach. Cette remarque a été observée par les travaux de Vondomme [23].

Comme on a dit précédemment, que les fonctions universelles ont permet à donner une analyse physique de la nature de couche limite, laminaire ou turbulente. On observe que presque toutes les fonctions sont marquées par la valeur proche de 6 dans les zones de pressions plateaux, mais il y a certaines différences légèrement entre-elles. Cette valeur est confirmée par les calculs turbulents de la couche limite et elle est découverte par les travaux expérimentaux et numériques de Vondomme [23], effectués dans le cas d'une rampe de compression sous forme cylindrique.

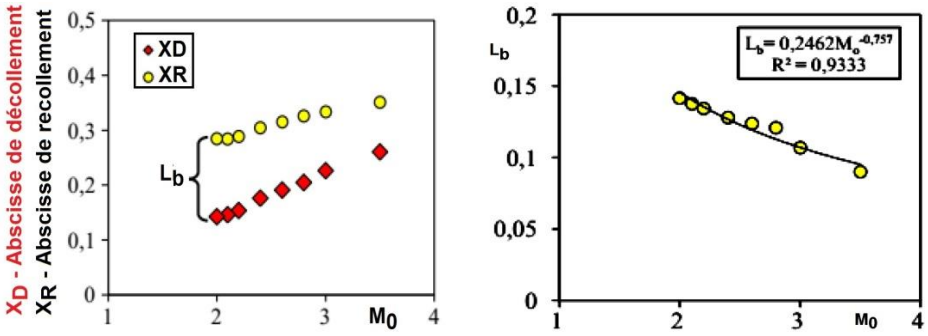

Fig. 16: Evolution de la longueur de la zone d'interaction en fonction du nombre de Mach amont

En outre, les évolutions des fonctions plateaux inferieurs à 6, probablement correspondes aux calculs transitoires, parce qu'elles sont dans la zone intermédiaire entre les fonctions plateaux laminaire et turbulente. De plus, la figure 17 gauche présente une évolution de l'angle de décollement naissant en fonction du nombre de Reynolds unitaire pour le calcul turbulent notée par la couleur jaune. On constate que les valeurs calculées numériquement sont situées dans la zone entre les calculs laminaire et turbulent correspondant aux travaux de Needham *et al.* [21].

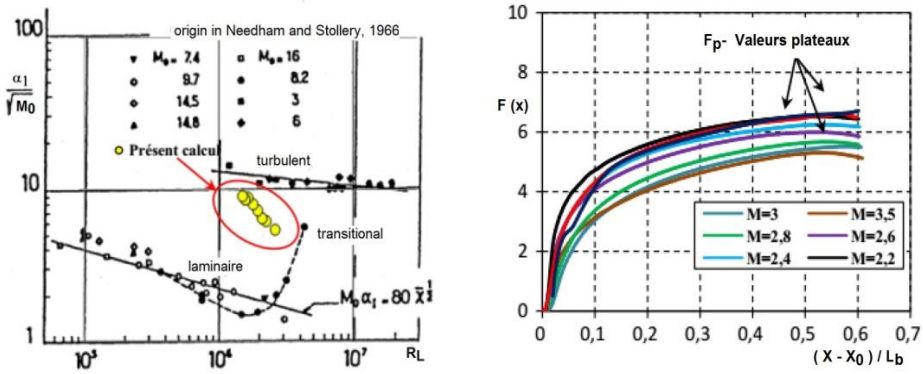

Fig. 17: Fonctions universelles turbulente pour la théorie de l'interaction libre pour différents nombres de Mach

4. CONCLUSION

Ces études numériques ont mis en évidence les phénomènes d'interaction onde de choc/couche limite laminaire et turbulente dans des conditions d'écoulement stationnaire compressible et bidimensionnel. Nous avons apporté plus de détails quant au comportement de ces phénomènes. Ils ont été effectués dans des plaques planes athermanes. Les générateurs de choc sont inclinés d'angles de 8.5° et 17° par rapport à l'horizontale, pour le cas laminaire et turbulent, respectivement. Ces études sont basées sur l'effet du nombre de Mach amont à la zone d'interaction d'un coté et d'un autre au phénomène de transition RR→MR. Cet effet est bien marqué, en citant quelques remarques que nous avons observées:

− La structure de la zone d'interaction en interaction laminaire contient d'un ensemble de bulles tourbillonnaires situées à l'intérieur de la bulle primaire. Ce nombre de bulles augmente quand le nombre de Mach diminue. Tandis que pour l'interaction turbulente, cette zone occupe une seule bulle dont sa taille est de plus en plus grande lorsque le nombre de Mach diminue.

− La longueur de cette zone est plus importante en interaction turbulent que laminaire, elle a des effets sur leur rapport de taille par exemple à $M_0 = 2.4$, elle est d'ordre de 4.5 pour le cas turbulent par rapport au cas laminaire {la zone d'interaction est plus courte en cas laminaire}. Et aussi en interaction laminaire, elle s'augmente avec l'augmentation du nombre de Mach, et en sens inverse en interaction turbulente.

− Les fonctions universelles ont été marquées par des valeurs plateaux proches et peu légèrement de celles de l'expérience tout dépond le nombre de Mach, elles sont environ de 6 et de 2, en interaction turbulente et laminaire, respectivement.

− Notre calcul laminaire par rapport à l'expérience est bonne pour toutes les valeurs du nombre de Mach, et traduit par les angles de décollement naissants. Par contre en

calcul turbulent, les calculs sont bien confondus à ceux de l'expérience pour des valeurs faibles du nombre de Mach, mais pour des valeurs importantes, l'interaction transitoire est bien marquée, c'est-à-dire le calcul n'est pas vérifié par l'interaction turbulent.

− Enfin, le critère de transition de la réflexion régulière RR vers la réflexion de Mach est bien observé. Il a été vérifié par les calculs théoriques présentés par les polaires de choc, dans le plan ($P - \theta_2$) ou dans le plan ($\theta_2 - M_0$).

NOMENCLATURE

OSWLBLI: Interaction onde de choc oblique/couche limite laminaire
OSWTBLI: Interaction onde de choc oblique/couche limite turbulent
RR: Réflexion régulière
MR: Réflexion de Mach

REFERENCES

[1] J. Délery, '*Effet de la Viscosité et Décollements*', 3ème Partie, Université de Versailles, Saint-Quentin en Yvelines, Edition 1999.

[2] J. Délery. '*Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction and its Control*', Aerospace Science, Vol. 22, N°4, pp. 209 – 280, 1985.

[3] J. Delery and J.G. Marvin, '*Shock-Wave Boundary Layer Interactions*', AGARDograph, N°280, 1986.

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

[5] R.J. Hakkinen, I. Greber, L. Trilling and S.S. Abarbanel, '*The Intimation of an Oblique Shock Wave with a Laminar Boundary Layer*". NASA Memo, pp. 18 - 59, 1959.

[6] D.A. Needham, '*Laminar Separation in Hypersonic Flow*', PhD Thesis, Imperial College, London University, 1965. See also AIAA Paper, pp. 66 - 455. 1966.

[7] J. Green, '*Interactions Between Shock Waves and Turbulent Boundary Layers*', Progress Aerospace Sciences, Vol. 11, pp. 235 - 340, 1970.

[8] W.L. Hankey and M.S Holden, '*Two Dimensional Shock Wave Boundary Layer Interactions in High Speed Flows*" AGARDograph, N°203, 1975.

[9] J.S. Shang, W.L.Jr Hankey and C.H. Law, '*Numerical simulation of Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction*', AIAA Journal, Vol. 14, N°10, pp. 1451 - 1457, 1976.

[10] P. Ardonceau, '*Etude de l'Interaction Onde de Choc - Couche Limite Supersonique*', Ph-D Thesis, University of Poitiers, France, 1981.

[11] D.S. Dolling and C.T. Tor, '*Unsteadiness of the Shock Wave Structure in Attached and Separated Compression Ramp Flows*', Experiments in Fluids, Vol. 3, pp. 24 – 32, 1985.

[12] G. Degrez, C.H. Boccadoro and J.F. Wendt, '*The Interaction of an Oblique Shock Wave with a Laminar Boundary Layer Revisited*', An Experimental and Numerical Study Journal of Fluid Mechanics, Vol. 177, pp. 247 - 263, 1987.

[13] M.S. Holden, '*A Review of the Characteristics of Regions of Shock Wave/Boundary Layer Interaction for Laminar and Turbulent High Speed Flows with Heat Transfer*', AGARD Report, N°764, pp. 4A-1, 1986.

[14] E. Katzer, '*On the Length Scales of Laminar Shock/Boundary- Layer Interaction*', Journal of Fluid Mechanics, Vol. 206, N°1, pp. 477 - 496, 1989.

[15] J. Deleuze, '*Structure d'une Couche Limite Turbulente Soumise à une Onde de Choc Incidente*', Ph-D Thesis, Université Aix-Marseille II, France, 1995.

[16]. J.P. Dussauge, P. Dupont, J.F. Debieve, J.C. Robinet, A. Dervieux, M. Braza, P. Sagaut, R. Bur, et G. Casalis, '*Instationnarités et Structures à Grandes Echelles: Cas des Interactions Choc/Couche Limite avec Décollement*', In Recherche Aéronautique sur le Supersonique, Programmes et Actes, Paris, 2002, Février 6-7, pp. 22 – 30, 2002.

[17] R.O. Bura, Y.F. Yao, G.T. Roberts and N.D. Sandham, '*Investigation of Supersonic and Hypersonic Shock Wave Boundary layer Interactions*', Shock Waves, pp. 695 - 700, 2002.

[18] J.P. Boin, J.C. Robinet et C. Corre, '*Interaction Choc/Couche Limite Laminaire: Caractéristiques Instationnaires*', In XVI Congrès Français de Mécanique, Nice, September 6-7, 2003.

[19] H.D. Kim and T. Setoguchi, '*Shock Induced Boundary Layer Separation*', 8th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, Lyon, France, July-2007.

[20] 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, pp. 141 - 152, 2010.

[21] H. Babinsky and J.K. Harvey, '*Shock Wave-Boundary Layer Interactions*', Cambridge University Press, ISBN 978-0-521-84852-7 Hardback. 2011.

[22] D.A. Needham and J.L. Stollery, '*Boundary Layer Separation in Hypersonic Flows*', AIAA Paper, 1966, N°66-455, 4th Aerospace Sciences Meeting. Los Angeles, California.

[23] L. Vandomme, '*Contribution à l'Etude de l'Interaction Onde de Choc / Couche Limite Transitionnelle en Ecoulement Hypersonique à Mach 5*', Thèse Doctorale, Université d'Evry Val d'Essonne, 2004.