



PILOTAGE D'UN PROJECTILE SUPERSONIQUE PAR MICRO-ACTIONNEURS : ETUDE EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DE L'ÉCOULEMENT

Michel Libsig^{a,*}, Bastien Martinez^a, Christian Rey^a, Thibaut Gauthier^a

(a) Laboratoire d'Aérodynamique, Mesures et Simulations, Institut Franco-Allemand de Recherches de Saint-Louis (ISL), 68301, Saint-Louis, France

*Correspondant: michel.libsig@isl.eu

Résumé : Dans le cadre du contrôle d'écoulement actif par micro-actionneurs appliqué au pilotage de munitions d'artillerie supersoniques, il est nécessaire de comprendre les phénomènes physiques observés lorsqu'un obstacle fait face à l'écoulement. Placé au niveau de l'empennage du projectile, ce micro-dispositif sera confronté à un écoulement caractéristique de la géométrie de l'engin et générera ses propres structures aérodynamiques. Afin de valider les codes de simulation numérique et d'orienter leur configuration, une étude expérimentale est effectuée sur un modèle d'empennage de projectile développé sur une plaque plane conçue pour accueillir un micro-plot.

1 Introduction

Le domaine du contrôle actif d'écoulement constitue une thématique dont l'intérêt est du tout premier ordre pour le pilotage des munitions d'artillerie, car contrairement aux missiles, les accélérations subies par le matériel lors du coup de canon ne sont pas négligeables. Ainsi, disposer des gouvernes orientables (et à fortiori repliables) sur un projectile guidé de faible calibre est une tâche mécaniquement ardue. Une réponse possible à cette problématique est l'utilisation de micro-actionneurs structurellement robustes. Ces micro-dispositifs doivent être placés judicieusement à la surface du projectile pour obtenir un maximum d'efficacité puis analysés de façon rationnelle pour estimer quelles sont les voies les plus prometteuses.

La présente étude est basée sur le Basic Finner, un projectile supersonique de référence stabilisé par empennage. Cette configuration n'est pas aérodynamiquement optimisée, mais constitue une bonne référence académique de par l'existence de publications comportant des données expérimentales ([1] et [2]). Inspiré par les études numériques et expérimentales de K. Massey et al. [3] et S. Siltou et al. [4], un micro-plot de forme cylindrique est placé au niveau de l'empennage du projectile générant ainsi un choc détaché à travers lequel la pression va brusquement augmenter. De par la nature subsonique de la couche limite, ce gradient de pression adverse va former une zone de recirculation déviant l'écoulement amont et générant un choc de séparation qui s'étend jusqu'au choc détaché, formant ainsi un choc en lambda (Figure 1). Celui-ci va interférer avec les chocs obliques provenant des ailettes (Figure 2). Selon la position du plot, une modification plus ou moins significative du champ de pression est générée et peut être utilisée pour mettre le Basic Finner en incidence [5].

Le problème se décompose en 2 parties : l'aérodynamique du projectile et la physique de l'actionneur. Le Basic Finner étant bien connu ([1] et [2]), l'étude présentée dans cet article se concentre sur l'effet de l'actionneur. Pour se faire, le modèle utilisé est un empennage développé de manière à obtenir une plaque plane avec deux ailettes verticales qui ont pour rôle de générer les chocs détachés. Le but de l'étude est de vérifier si des simulations numériques RANS, peu coûteuses en termes de ressources de calcul, sont capables de prédire avec suffisamment de précision un écoulement contenant des zones tourbillonnaires et instationnaires. Les essais effectués visent à obtenir, avec et sans plot, le champ de pression sur la plaque et le champ de vitesse dans le plan médian de la maquette afin de valider les calculs.

D'un point de vue pratique l'étude est menée dans la configuration particulière où le plot se trouve au voisinage de l'intersection des chocs issus des ailettes.

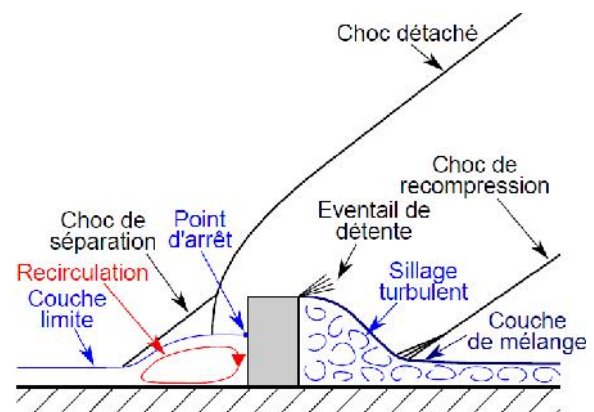


Figure 1 : Structures aérodynamiques générées par un plot dans un écoulement supersonique de proche paroi

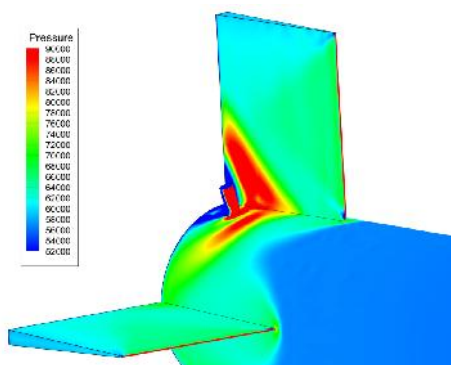


Figure 2 : Champ de pression généré par le plot sur l'empennage du Basic Finner

2 Description de l'étude

2.1 Description expérimentale

2.1.1 Maquettes

L'étude expérimentale est basée sur une série de 3 maquettes constituées d'une plaque de 75 mm selon la direction de l'écoulement. Le modèle de référence comporte deux ailettes de Basic Finner disposées verticalement (cf. Figure 3). Espacées de 50 mm, ces ailettes mesurent 60 mm de long pour 60 mm de hauteur. Cette configuration permet de visualiser le champ de pression à la surface de la plaque. Dans la deuxième version l'ailette de droite est remplacée par un montant vertical (visible sur les Figures 4 et 12). Celui-ci permet de générer les structures aérodynamiques interagissant avec le plot, tout en garantissant latéralement un accès optique afin de visualiser l'écoulement dans le plan médian de la maquette. Enfin, une plaque sans ailette permet d'étudier l'aérodynamique du plot dans un écoulement libre.

Les trois plaques sont dotées d'une queue d'aronde (visible sur la Figure 3) percée d'une série de trous permettant d'y fixer un plot. Celui-ci sera placé au voisinage de l'intersection des chocs des ailettes, ce qui le situe à 30 mm du bord de fuite de la plaque (position X=0 mm). Les trous vacants sont quant à eux bouchés avec du plâtre en attendant une étude ultérieure.



Figure 3 : Maquette constituée de deux ailettes pleines

2.1.2 Conditions expérimentales

Les essais sont effectués à Mach 2 dans la soufflerie supersonique à rafales de l'Institut Franco-Allemand de Recherches de Saint-Louis. La veine d'essai est dotée d'une section carrée de 200 mm de côté et les conditions expérimentales sont listées dans le Tableau 1.

Quantité	Valeur
Pression génératrice	450000 Pa
Pression statique dans la veine d'essai	57500 Pa
Température totale	300 K
Température dans la veine d'essai	167 K
Vitesse de l'écoulement	518 m.s ⁻¹

Table 1 Conditions expérimentales de l'écoulement

2.1.3 Mesures PSP

Des mesures PSP (Pressure Sensitive Paint) sont effectuées afin de visualiser le champ de pression sur la plaque. Le montage expérimental a été réalisé conformément à ce qui est indiqué en [6] et [7]. Une PSP est appliquée sur la maquette et la zone de test est éclairée avec une lampe à ultra-violets. Les images brutes sont capturées avec une caméra dont l'objectif est doté d'un filtre rouge (couleur de luminescence de la PSP). Ce montage est visible sur la Figure 4.

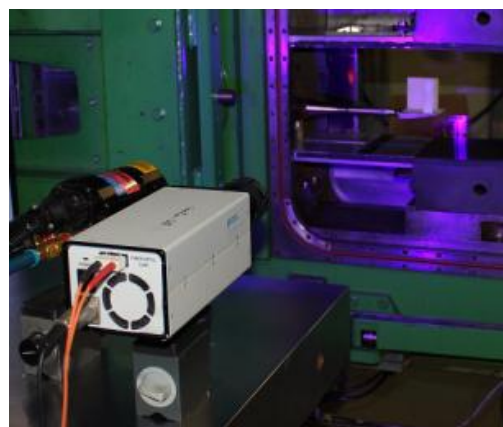


Figure 4 : Montage expérimental des mesures PSP

Les données brutes sont enregistrées en niveaux de gris et traitées à partir d'un programme Matlab développé à l'ISL afin de calculer et d'afficher le champ de pression.

La Figure 5 représente un essai PSP qui a permis d'établir le domaine de validité des mesures expérimentales sur la plaque munie du montant. Cette figure permet également de constater quelques artefacts expérimentaux qui seront considérés lors de l'exploitation des résultats :

- Les zones plâtrées (pour boucher les trous non utilisés) ont une forte luminescence, générant un champ de pression non physique.
- La queue d'aronde génère des chocs au bord d'attaque de la plaque, ce qui introduit localement une hausse de pression.

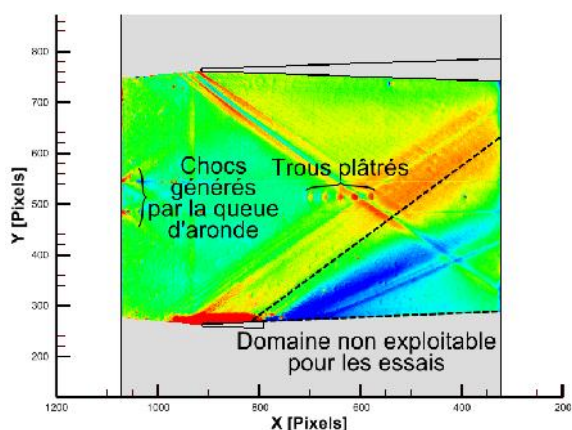


Figure 5 : Champ de pression obtenu pour la plaque avec montant

2.1.4 Mesures PIV

Le champ de vitesse dans le plan médian de la plaque est obtenu par mesures PIV. Celles-ci sont basées sur la méthode expérimentale utilisée par l'ISL pour les essais en soufflerie à choc [8]. Le montage, tel qu'il a été adapté pour être utilisé à la soufflerie S20 de l'ISL est schématisé sur la Figure 6. Le champ de mesure est éclairé à l'aide d'un laser double pulse Minilite Continuum ayant une énergie de 25 mJ par impulsion sur une durée de 7 ns. Les paires d'images de particules sont enregistrées à l'aide d'une caméra CCD TSI de 2048 x 2048 pixels équipée d'un objectif Zeiss 100 mm. La vitesse nominale de l'écoulement libre étant de 520 m/s et le grandissement optique M étant de 55,6 $\mu\text{m}/\text{pixel}$, le temps inter-pulses Δt est fixé à 0,5 μs de façon à avoir un déplacement maximum de 4,7 pixels. Compte tenu de la précision de corrélation de 0,1 pixel, l'incertitude de mesure de la vitesse est estimée à ± 13 m/s. Le temps inter-pulses Δt est systématiquement contrôlé à l'aide d'une photodiode rapide et les erreurs de chronométrage sont inférieures à 1%. Des particules liquides sont injectées en amont de la chambre de tranquillisation à l'aide de quatre générateurs de particules développés à l'ISL. Une série de 30 acquisitions à une fréquence de 5 Hz est déclenchée lors de chaque rafale.

Les images sont analysées à l'aide du logiciel de traitement PIV Insight 4G développé par TSI. Le déplacement des particules est déterminé sur les 25 meilleures acquisitions par la méthode « Ensemble PIV » et « Recursive Niquist Grid ». Le logiciel applique un processus itératif pour chaque paire d'images PIV. La première étape consiste à déterminer la tendance locale de l'écoulement en utilisant des fenêtres de corrélation de 64 x 64 pixels sur un maillage dont le pas est de 32 pixels. La seconde étape consiste à affiner le résultat avec des fenêtres de 32 x 32 pixels décalées les unes par rapport aux autres de la valeur entière du déplacement obtenu lors de la première étape sur un maillage deux fois plus fin. Un filtre de validation des déplacements permet de supprimer les mesures

erronées qui sont alors remplacées par des valeurs calculées à partir d'une moyenne locale 3x3.

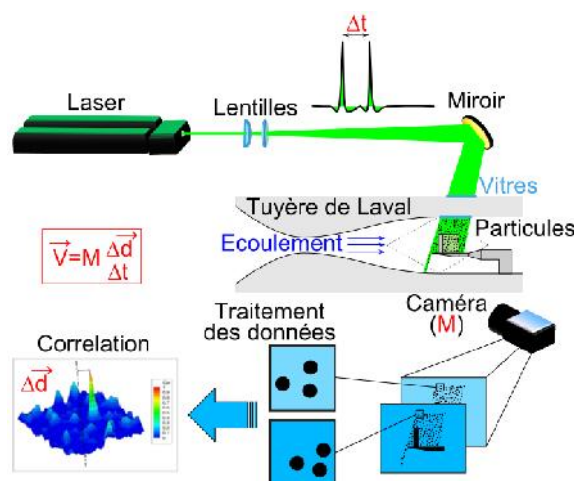


Figure 6 : Montage expérimental des mesures PIV

2.2 Description de l'étude numérique

2.2.1 Maillage

Un maillage structuré du domaine de calcul a été généré à l'aide du logiciel GridPro. Les densités longitudinale, latérale et verticale sont représentées respectivement par N_x , N_y et N_z sur les 25 premiers mm au dessus de la plaque (cf. Figure 7). La résolution verticale restante est plus grossière afin de limiter le nombre de mailles. Une étude de convergence en maillage basé sur le champ de pression a permis de fixer le maillage de référence avec les 3 densités $N_x=140$, $N_y=130$ et $N_z=50$. Un maillage grossier ($N_x=70$, $N_y=65$ et $N_z=25$) et un maillage fin ($N_x=280$, $N_y=260$ et $N_z=100$) sont utilisés à titre de comparaison.

Compte tenu des phénomènes étudiés, une attention particulière est portée à la densité des éléments au niveau de la couche limite. Pour se faire, une fois le maillage nominal obtenu avec les paramètres N_x , N_y et N_z , des couches d'inflation géométriques sont introduites aux parois. Celles-ci s'étendent jusqu'à ce que leur hauteur atteigne la taille des cellules du maillage nominal. L'épaisseur de la première maille est fixée à 1 μm et le taux d'expansion des couches d'inflation vaut 1,2. Ainsi englobée, la couche limite est discrétisée sur une vingtaine de mailles et respecte la condition $y^+ \leq 1$.

La maquette est dimensionnée pour éviter un effet de bord de la plaque sur le domaine d'étude. Il n'est donc nécessaire de mailler que le volume fluide situé entre les plans de symétrie des ailettes.

2.2.2 Solveur

Les calculs sont effectués sur le cluster Bull de l'ISL avec le logiciel Fluent 14 en utilisant le solveur AUSM implicite basé sur la densité. La résolution de l'équation de conservation de l'énergie permet de mieux capturer la compressibilité de l'écoulement en couplant localement sa vitesse et sa température

statique. Les modèles RANS usuels (Spalart-Allmaras, $k-\epsilon$ standard, $k-\epsilon$ Realizable, $k-\omega$ standard, $k-\omega$ SST et Reynolds-Stress) sont utilisés pour modéliser la turbulence. La densité et la viscosité sont calculées en résolvant respectivement la relation des gaz parfaits et l'équation de Sutherland. Les discrétisations spatiales de l'écoulement et des variables de la turbulence sont basées sur un schéma amont du second ordre.

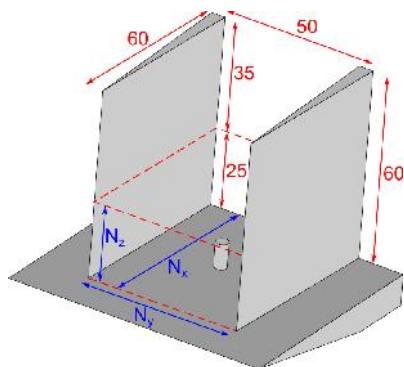


Figure 7 : Densités longitudinale (N_x), latérale (N_y) et verticale (N_z)

3 Plaque avec ailettes

La Figure 8 représente la structure de l'écoulement au voisinage des bords d'attaque des ailettes telle qu'elle est décrite expérimentalement par Kaufman et al. [9] et Barnhart [10]. Analogue au cas présenté sur la Figure 1, la séparation située à la base du choc en lambda se propage latéralement et dans le sens de l'écoulement, formant ainsi une nappe tourbillonnaire en fer à cheval (en bleu sur la Figure 8) de caractère fortement instationnaire. Une seconde nappe tourbillonnaire contrarotative est générée au pied de l'ailette et se propage le long de la voilure. Formées par l'une et l'autre ailette, ces structures aérodynamiques interagissent dans le plan de symétrie de la maquette. Cette étude est à rapprocher de celle menée par D. Knight et al. ([11] et [12]) dans les années 2000.

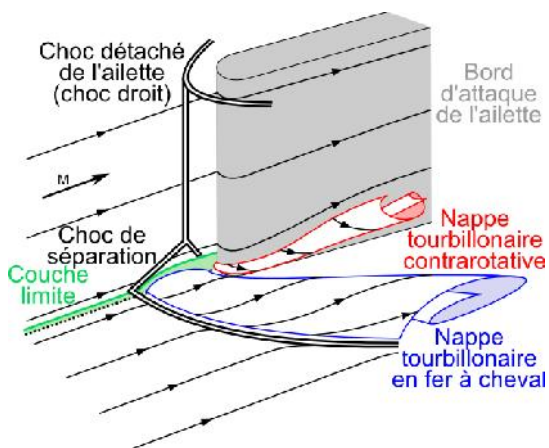


Figure 8 : Structure d'écoulement supersonique au voisinage d'un bord d'attaque émoussé d'une ailette

3.1 Champ de pression pariétal

Les doubles lignes se croisant au niveau des trous de la queue d'aronde, visibles sur le champ de pression PSP de la Figure 9, sont produites par l'interaction des chocs engendrés par les ailettes et la plaque. Il s'agit d'un effet d'optique généré par le gradient d'indice de réfraction survenant lorsque le fluide est soumis à de fortes variations de densité au passage des chocs verticaux issus des ailettes. Dans la zone d'interaction, le choc des ailettes est décalé de quelques millimètres dans le sens de l'écoulement (cf. Figures 12 et 14), ce qui revient donc à avoir deux dioptries qui distordent parallèlement le chemin optique.

En raison de son orientation, aucun effet d'optique n'est perceptible pour le choc de séparation. Celui-ci génère néanmoins une augmentation de la pression pariétale quelques millimètres en amont des chocs détachés (avant et après leur croisement). La zone de recirculation au pied du choc en lambda peut donc aisément être repérée sur le champ de pression.

Sur la Figure 10, le profil de pression obtenu par la mesure PSP (courbe noire) est comparé avec les simulations RANS sur le maillage de référence (cf. 2.2.1), le long de la ligne de symétrie (cf. Figure 9). Comme ce domaine d'étude passe par les trous scellés avec le plâtre, seules les données utiles sont conservées, ce qui explique l'aspect lacunaire de la courbe expérimentale. Le pic de pression PSP compris entre $X=-0.05$ et -0.04 m est dû au choc généré par la queue d'aronde et n'est donc pas considéré pour la comparaison avec la simulation.

Globalement tous les modèles RANS permettent de prédire convenablement le champ de pression au niveau de l'interaction choc-choc. En observant les champs de pression RANS sur l'intégralité de la plaque, il est constaté que les plus grands écarts (tout de même relativement faibles) se trouvent au bord d'attaque des ailettes. L'influence des modèles sur l'écoulement est donc faible dans la zone utile autour du plot. Ce sont les modèles $k-\omega$ SST et des contraintes de Reynolds (Figure 11) qui donnent la meilleure prédiction du champ de pression.

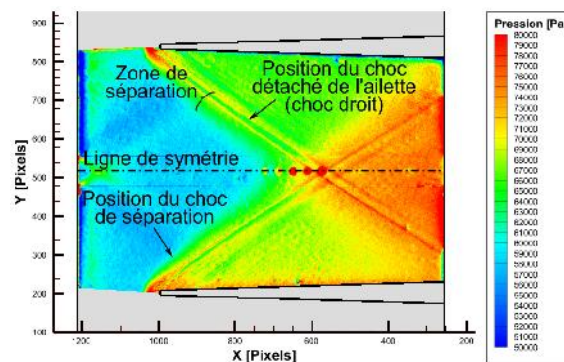


Figure 9 : Champ de pression PSP obtenu pour la plaque avec deux ailettes et sans plot

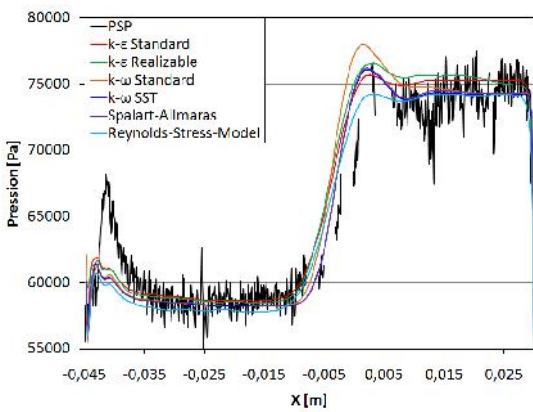


Figure 10 : Comparaison des profils de pression RANS (maillage de référence) et expérimental selon la ligne de symétrie de la plaque avec deux ailettes et sans plot

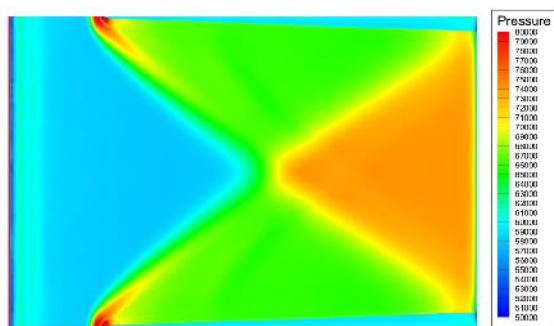


Figure 11 : Champ de pression pariétal obtenu sur la plaque sans plot avec le modèle Reynolds-Stress

3.2 Champ de vitesse

Le champ de vitesse moyenne longitudinale obtenu à l'aide des mesures PIV est représenté sur la Figure 12. Seule la partie exploitable du domaine est à considérer (cf. Figure 5).

L'interaction du choc oblique issu de la plaque avec le choc droit des ailettes (discuté en 3.1) est nettement visible. Au pied du choc droit, le choc de séparation s'étend sur une centaine de pixels vers l'amont. En raison de la faible densité de particules au voisinage de la paroi, aucune information n'est obtenue pour la couche limite et la zone de recirculation (à la base du choc en lambda). Une future session d'essais comportant des visualisations qualitatives par strioscopie permettra d'estimer les dimensions de ces deux zones.

Sur la Figure 13 les profils de vitesse longitudinale obtenus par la simulation numérique sont comparés aux profils PIV selon la droite horizontale du plan médian en Z=4 mm. Cette ligne passe à travers le choc oblique du bord d'attaque de la plaque et par la base du choc en lambda au dessus du tourbillon en fer à cheval.

Globalement les positions du choc oblique, de la zone de séparation et du choc droit sont convenablement prédites par tous les modèles de turbulence. Ils surestiment néanmoins les variations de vitesse au

passage des chocs. La Figure 14 donne un exemple de champ de vitesse longitudinale calculé avec le modèle k-ε avec le maillage fin (cf. 2.2.1). La ligne noire correspond à la droite sur laquelle la Figure 13 est tracée. En augmentant ainsi la résolution spatiale de la simulation, l'amplitude de la variation de vitesse au passage du choc oblique est vérifiée avec beaucoup plus de précision qu'avec le maillage de référence (utilisé sur la Figure 13). Un raffinement local du maillage de référence (cf. 2.2.1) permettrait donc d'améliorer la prédiction du choc amont tout en limitant le coût de calcul.

Au niveau du choc en lambda, le profil PIV décrit une forte diminution de vitesse sur quelques millimètres (passage de chocs) puis un retour plus lent à une vitesse d'équilibre alors que la simulation numérique prédit une épaisseur de chocs bien plus faible puis une rapide relaxation de la vitesse. Ce phénomène s'accroît d'autant plus que le maillage est raffiné. La zone de séparation telle qu'elle a tendance à être capturée par la simulation est donc moins haute que ce qu'elle n'est en réalité (bien visible par comparaison des Figures 12 et 14).

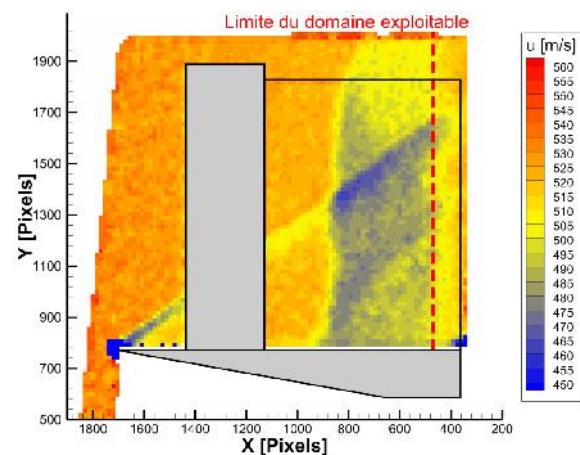


Figure 12 : Champ PIV de la vitesse moyenne longitudinale dans le plan médian de la plaque sans plot

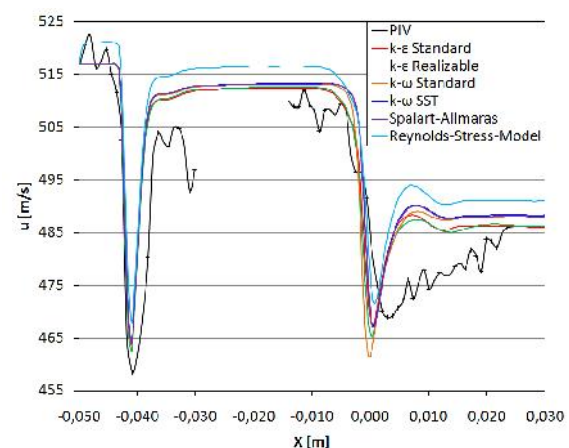


Figure 13 : Comparaison des profils de vitesse moyenne longitudinale RANS (maillage de référence) et PSP pour la plaque sans plot selon la ligne en Y=0 mm et Z=4 mm

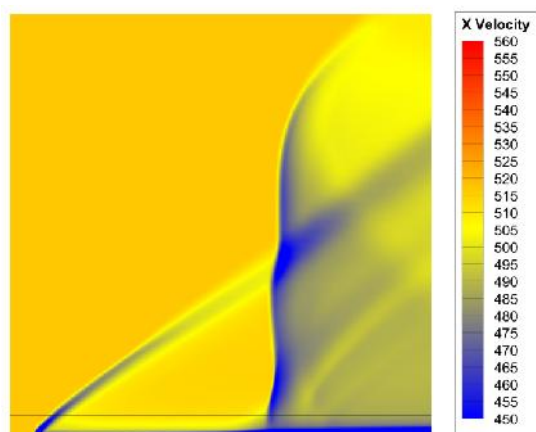


Figure 14 : Champ de vitesse moyenne longitudinale dans le plan médian calculé avec le modèle k-ε (maillage fin)

4 Plaque avec ailettes et un plot

Dans cette partie, un plot cylindrique de 8 mm de hauteur et 4 mm de diamètre est positionné sur la ligne de symétrie en X=0 mm (cf. 2.1.1). Les structures aérodynamiques ainsi générées sont présentées sur la Figure 1. Dans le passé, de grands efforts ont déjà été menés sur la configuration du plot sur plaque plane (Figure 15) pour mesurer expérimentalement sa traînée ([13] et [14]) et le champ de pression pariétal [15] qu'il peut générer. La zone de séparation, visible sur la Figure 15 à la base du choc en lambda, génère une surpression qui s'amortit au fur et à mesure que l'écoulement contourne le plot. On notera sur la même figure l'effet d'optique produit par le choc détaché. Dans le sillage du plot, le choc de recompression, par sa forme caractéristique en V, permet à l'écoulement de retourner à une pression d'équilibre.

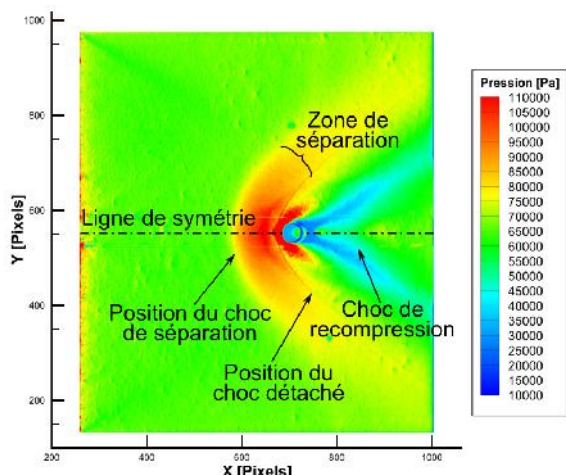


Figure 15 : Champ de pression PSP obtenu pour le plot monté sur la plaque plane sans ailettes

4.1 Champ de pression pariétal

La Figure 16 présente le champ de pression PSP mesuré sur la première version de la maquette (cf.

2.1.1) munie d'un plot. Toutes les structures caractéristiques des Figures 9 et 15 sont présentes. Néanmoins, de par la présence des chocs droits issus des ailettes, la zone de séparation est distordue et la dépression dans le sillage du plot est atténuée.

La Figure 17 compare les simulations numériques avec la mesure PSP le long de la ligne de symétrie. Les données sur le plot et sur les trous bouchés avec le plâtre sont supprimées. Des problèmes de convergence n'ont pas permis d'obtenir de solution pour le modèle des contraintes de Reynolds sur le maillage de référence. La courbe tracée pour ce modèle est donc extraite du résultat sur le maillage grossier (Figure 18).

Tous les calculs RANS ont tendance à surestimer d'une vingtaine de pourcents la surpression de la zone de séparation. La meilleure tendance globale est obtenue par les modèles Reynolds-Stress et k-ω. En revanche, le modèle k-ω SST ne parvient pas à prédire la physique de cet écoulement.

La Figure 19 présente la variation de la force de pression verticale s'appliquant sur la plaque suite à l'ajout du plot. A condition que les calculs aient convergé en termes de maillage (ce qui n'est pas le cas des modèles k-ω SST et Spalart-Allaras sur le maillage grossier) la force générée par le plot sur la plaque ne varie que de 5% d'un modèle à l'autre malgré les écarts constatés sur la Figure 17. Dans le cadre de l'étude visant à estimer l'effet du plot sur le pilotage d'un projectile, la variation de précision des différents modèles de turbulence n'a donc qu'une faible influence sur le calcul des efforts générés pour les différentes configurations de vol. Il ne faut cependant pas oublier qu'il y a un risque de surestimation de cette force et que les performances réelles de l'engin soient dégradées par rapport au résultat de la simulation.

Si une étude approfondie de l'écoulement autour du plot se doit d'être effectuée il est bien plus pertinent de procéder à des calculs DES ou LES. En effet, constituées majoritairement de structures tourbillonnaires et d'instationnarités, la prédiction de la zone de séparation et du sillage turbulent ne peut que difficilement se faire avec des modèles RANS.

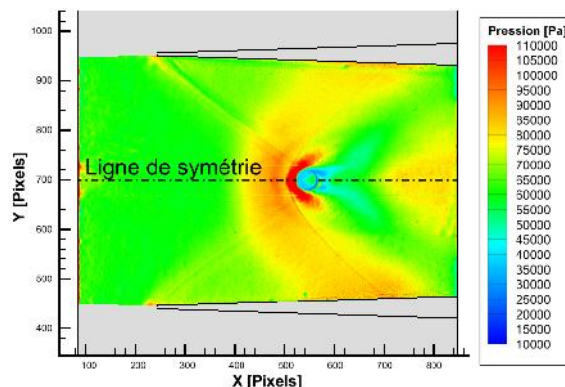


Figure 16 : Champ de pression PSP obtenu sur la plaque avec les ailettes et le plot en X=0 mm

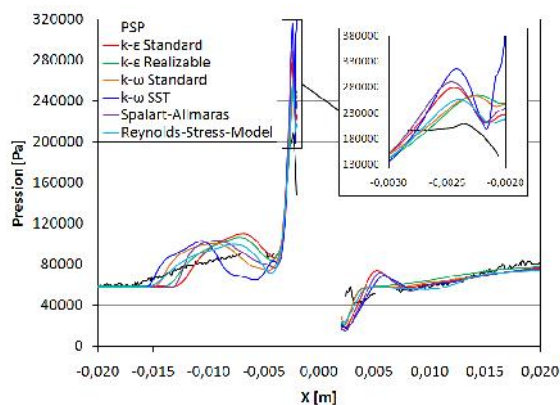


Figure 17 : Comparaison des profils de pression RANS et PSP selon la ligne de symétrie de la plaque avec les ailettes et le plot

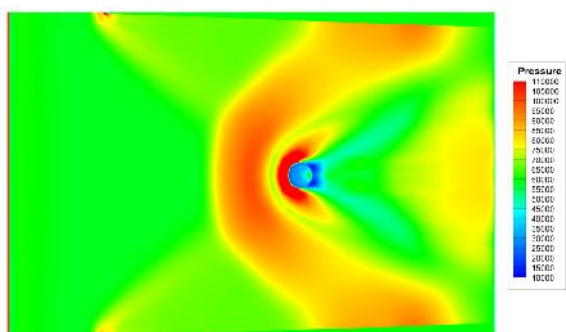


Figure 18 : Champ de pression obtenu par le modèle des contraintes de Reynolds sur le maillage grossier de la plaque avec les ailettes et le plot

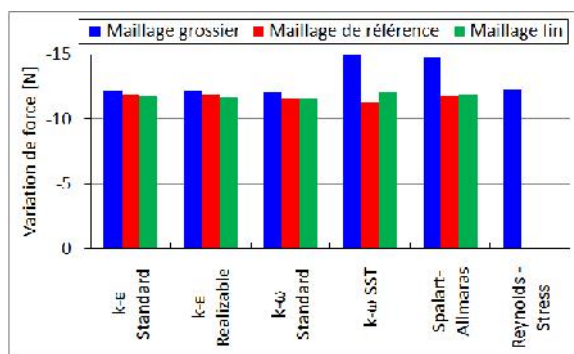


Figure 19 : Variation de l'effort généré sur la plaque par ajout du plot (en N)

4.2 Champ de vitesse

Le champ moyen de la vitesse mesurée selon la direction longitudinale est représenté sur la Figure 20. Le choc en lambda généré par le plot est nettement visible. En revanche, aucune donnée n'a pu être générée dans le sillage du plot à cause d'un manque de particules.

La comparaison des profils numériques de la vitesse moyenne longitudinale avec le profil PIV selon la droite Z=4 mm est représentée sur la Figure 21. La tendance des modèles à capturer le choc oblique du

bord d'attaque de la plaque reste identique à celle constatée en 3.2. Mis à part le modèle des contraintes de Reynolds, toutes les simulations surestiment la rapidité du changement de vitesse dans la zone de séparation en amont du plot. Alors que cette variation est prédite de manière tardive pour les modèles k-ε, k-ε Realizable et Spalart-Allmaras, la position du choc détaché est capturée avec précision par toutes les simulations.

Malgré son efficacité dans la zone de séparation, le modèle des contraintes de Reynolds peine à prédire la vitesse de l'écoulement dans le sillage turbulent du plot. L'absence de donnée PIV ne permet cependant pas de tirer de conclusions sur l'efficacité des différentes approches dans cette zone. En effet, les champs de vitesse numériques représentés sur la Figure 22 montrent des variations conséquentes des solutions à l'arrière du plot. Par rapport aux modèles k-ε et k-ω SST, les autres simulations prédisent que le sillage turbulent est davantage advecté dans le sens de l'écoulement. Les visualisations strioscopiques prévues dans de futurs essais permettront d'obtenir des données complémentaires.

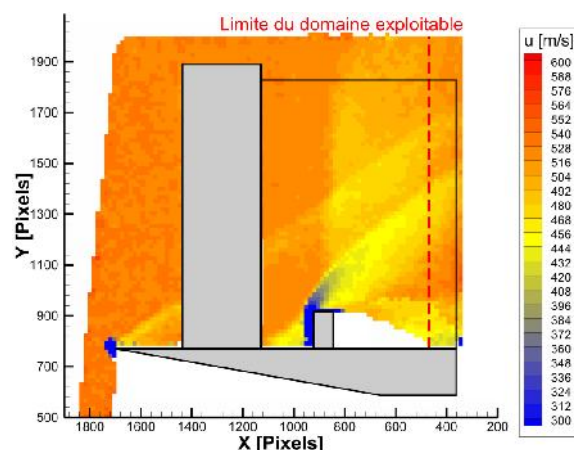


Figure 20 : Champ PIV de la vitesse moyenne longitudinale moyenne dans le plan médian de la plaque avec le plot

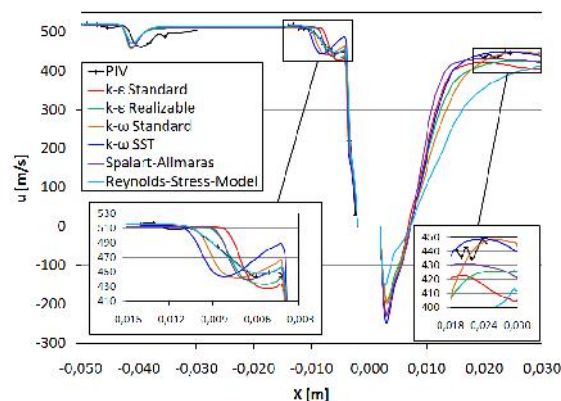


Figure 21 : Comparaison des profils de vitesse moyenne longitudinale RANS (maillage de référence) et PIV de la plaque avec le plot selon la ligne Y=0 mm et Z=4 mm

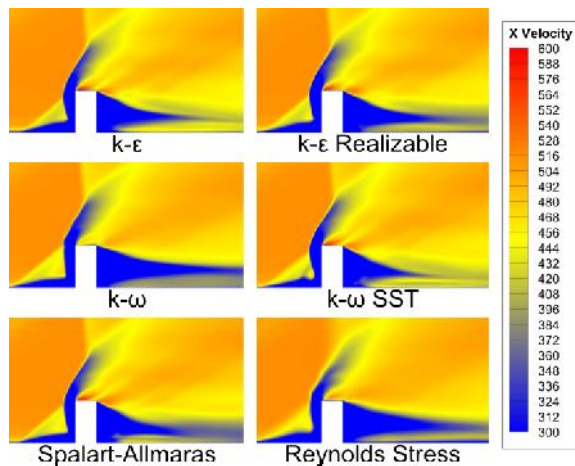


Figure 22 : Champs de vitesse moyenne longitudinale dans le plan médian autour du plot calculé avec les différents modèles RANS

5 Conclusion et remerciements

Dans le cadre de cette étude, des mesures PSP et PIV ont permis d'étudier la physique de l'écoulement et ont servi de référence de comparaison afin de valider les résultats des simulations RANS. Globalement il a été constaté que le champ de vitesse est plus compliqué à prédire que la répartition pariétale de la pression, notamment dans les zones instationnaires telles que la zone de recirculation et le sillage turbulent. Malgré un risque de surestimation des forces de pression, l'utilisation de modèles RANS dans le but d'estimer l'effet d'un micro-actionneur mécanique en vue du pilotage d'un projectile supersonique est satisfaisant pour une étude paramétrique au premier ordre. Dans le cadre d'une investigation détaillée d'une configuration donnée il est cependant bien plus pertinent de procéder à des calculs instationnaires. Une étude future permettra d'estimer si une simulation URANS est suffisante ou s'il est nécessaire de s'orienter vers des modèles LES ou DES.

Enfin, il est important de préciser que cette étude n'aurait jamais pu se dérouler de la sorte sans l'aide précieuse de l'équipe de maintenance et de pilotage de la soufflerie. Leur disponibilité et leur dévouement ont permis de mener à bien les essais. Les auteurs tiennent également à remercier la DGA (Direction Générale de l'Armement) pour son soutien financier à travers une bourse de thèse et le PEA MANEGE (n° 2011 92 00 20) dont cette étude est connexe.

6 Références

[1] A. Dupuis and W. Hathaway, Aeroballistic range tests of the Basic Finner reference projectile at supersonic velocities, Defence R&D Canada - Valcartier TM-9703, 1997.
 [2] A. Dupuis, Aeroballistic range and wind tunnel tests of the Basic Finner reference projectile from subsonic to high

supersonic velocities, Defence R&D Canada - Valcartier TM 2002-136, 2002.

- [3] K. Massey, J. McMichael, T. Warnock, and F. Hay, Design and wind tunnel testing of guidance pins for supersonic projectiles, tech. rep., Georgia Institute of Technology, December 2004.
 [4] S. Sifton and K. Massey, Integrated numerical and experimental investigation of actuator performance for guidance of supersonic projectiles, tech. rep., U.S. Army Research Laboratory, Georgia Institute of Technology, December 2004.
 [5] B. Martinez, M. Libsig, T. Gautier, and D. Klatt, "Micro pin interaction in fin vicinity at supersonic conditions," in 3AF 48th Applied Aerodynamics Symposium, (Saint-Louis, France), March 2013.
 [6] T. Gauthier and B. Martinez, "Multi-camera PSP force measurements at supersonic speed," in 13th International Symposium on Flow Visualization, (Nice, France), Institut Franco-Allemand de Recherches de Saint-Louis (ISL), July 2008.
 [7] T. Gauthier, B. Martinez, M. Libsig, and D. Klatt, "Mesures PSP sur l'interaction d'un micro pin en proximité d'une ailette en écoulement supersonique," in 15ème Congrès Français de Visualisation et de Traitement d'Images en Mécanique des Fluides, (Orléans, France), Institut Franco-Allemand de Recherches de Saint-Louis (ISL), November 2013.
 [8] P. Gnemmi, C. Rey, J. Srulijes, F. Seiler, and J. Haertig, "Mesures par PIV dans un écoulement de soufflerie à choc à mach 8,0," in 12ème Congrès Francophone de Techniques Laser, (Vandoeuvre-lès-Nancy, France), Institut franco-allemand de recherches de Saint Louis (ISL), September 2010.
 [9] L. Kaufman, R. Korkegi, and L. Morton, "Shock impingement caused by boundary layer separation ahead of blunt fins," AIAA Journal, vol. 11, pp. 1363-1364, October 1973.
 [10] P. J. Bamhart, Experimental investigation of unsteady shock wave turbulent boundary layer interactions about a blunt fin. PhD thesis, Case Western Reserve University, 1995.
 [11] D. Knight, Simulation of shock wave-turbulent boundary layer interactions using the Reynolds Averaged Navier-Stokes equations, Modeling Complex Turbulent Flows, vol. 7, pp. 277-296, 1999.
 [12] D. Knight, H. Yan, A. Panaras, and A. Zheltovodov, Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions, Progress in Aerospace Sciences, vol. 39, no. 2, pp. 121-184, 2003.
 [13] F. E. Gowen and E. W. Perkins, "Drag of circular cylinders for a wide range of Reynolds numbers and Mach numbers," Tech. Rep. 2960, National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, June 1953.
 [14] L. Gaudet and K. G. Winter, "Measurements of the drag of some characteristic aircraft excrescences immersed in turbulent boundary layers," Tech. Rep. 1538, Royal Aircraft Establishment, September 1973.
 [15] D. M. Sykes, "The supersonic and low-speed flows past circular cylinders of finite length supported at one end," Journal of Fluid Mechanics, vol. 12, pp. 367-387, March 1962.