Mesures de pression par peinture sensible à la pression en écoulement supersonique

Thibaut Gauthier, Stephan Weidner, Bastien Martinez

Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis
5 rue du général Cassagnou, 68301 Saint-Louis Cedex, France
(thibaut.Gauthier ; Stephan.Weidner ; Bastien.Martinez) @isl.eu

RÉSUMÉ. *En vue d'améliorer les performances des projectiles supersoniques en termes de portée et de précision et de manœuvrabilité, le contrôle de l'écoulement de sillage représente un domaine d'étude prioritaire. Pour cela, on équipe l'arrière du modèle de différents types d'ailettes afin de modifier la pression au culot durant le vol. L'objectif est l'étude expérimentale de la pression et de la structure de l'écoulement dans le sillage du projectile suivant différentes configurations d'empennages. Ce document présente les mesures de pression réalisées à Mach 2 par la méthode PSP (Peinture Sensible à la Pression) réalisées sur le corps de la maquette et le culot. Les résultats PSP sont comparés aux simulations numériques Detached Eddy Simulation (DES).*

ABSTRACT. *The understanding of projectile wake flows is important in order to improve range, precision and maneuverability. A wind tunnel model is equipped with various fin configurations expected to change the local pressure on the base. The present study analyzes the pressure in the wake of those wind tunnel models. Pressure measurements using pressure sensitive paint (PSP) are conducted at a Mach number of 2. The results of the PSP measurements are compared to numerical simulations using a detached eddy simulation (DES) method.*

MOTS-CLÉS : *soufflerie, Peinture Sensible à la Pression, écoulement supersonique, pression, ailette, sillage, culot, simulation, capteur, peinture, rotation.*

KEYWORDS: *wind-tunnel, Pressure Sensitive Paint, supersonic flow, pressure, wake, base, fins, spin, recirculation, expansion, numerical simulation, DES, paint, experimental.*

DOI:10.3166/I2M.16.1-4.115.141 © 2017 Lavoisier

1. Introduction

En vue d'améliorer les performances des projectiles supersoniques en termes de portée, de précision et de manœuvrabilité, le contrôle de l'écoulement de sillage représente un domaine d'étude prioritaire. Dans la présente étude, on équipe l'arrière du modèle de différentes types d'ailettes afin d'étudier l'écoulement à l'arrière du culot. L'objectif final est la mesure de la pression et ses variations dans le sillage du projectile. Les différents types de géométries d'ailettes induisent une modification de la répartition de la pression sur le culot du modèle (Weidner *et al.*, 2016). Ce document présente les mesures de pression réalisées par la méthode PSP (Peinture Sensible à la Pression) pour l'étude de plusieurs configurations d'ailettes. En effet, cette méthode de mesure optique apparaît particulièrement adaptée de par sa grande résolution spatiale.

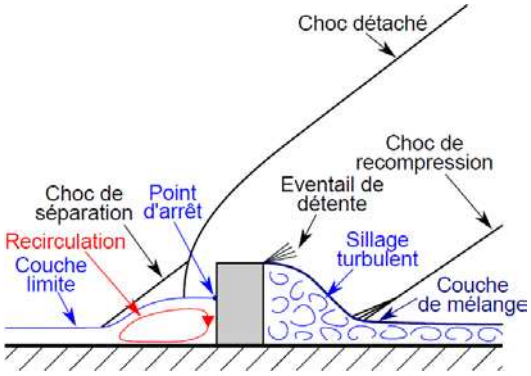

Figure 1. Structures aérodynamiques générées par un plot dans un écoulement supersonique (Libsig, 2016)

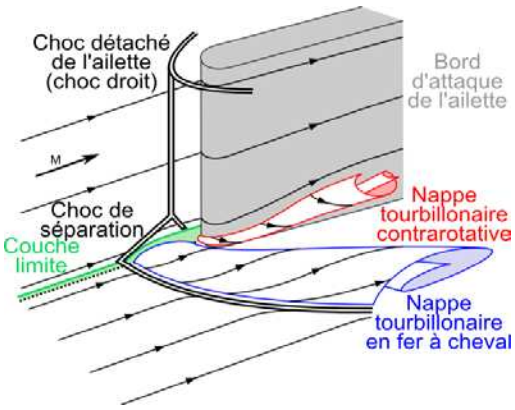

Figure 2. Structure d'écoulement supersonique au voisinage du bord d'attaque d'une ailette (Libsig, 2016)

Dans le domaine supersonique, les ailettes agissent comme un obstacle (figure 1) et génèrent leurs propres structures aérodynamiques. La figure 2 représente la structure de l'écoulement au voisinage des bords d'attaque d'une ailette (Kaufman, 1973). 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 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 chacune des ailettes, ces structures aérodynamiques interagissent entres elles et forment des structures aérodynamiques complexes (Knight, 1999).

La méthode par peinture sensible à la pression (PSP) est une technique optique, non intrusive qui permet d'obtenir le champ de pression global à la surface des maquettes pour l'étude des phénomènes stationnaires et instationnaires (Gauthier et Martinez 2008). Elle apparait comme adéquate pour mesurer les modifications complexes de pression pariétale engendrées par les différentes interactions des ondes de chocs provenant des ailettes et se propageant jusqu'au culot (Gauthier *et al.*, 2013).

L'étude de l'écoulement du sillage apparait comme fondamentale pour le contrôle du projectile. En effet la structure de l'écoulement au niveau du culot et la répartition de la pression, induisent directement le comportement en vol du projectile et ses performances, notamment sa portée. L'objectif principal est d'augmenter la pression sur le culot afin de réduire la trainée (figure 3).

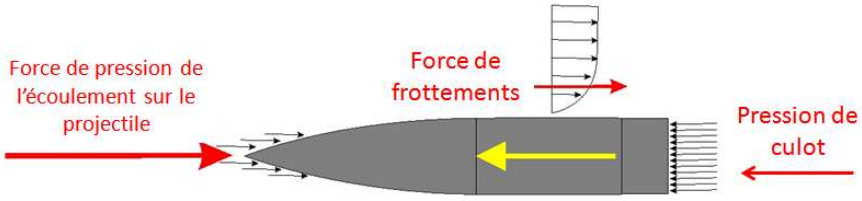

Figure 3. Principe de la résultante des forces en vol d'un projectile

L'écoulement supersonique turbulent au culot d'un modèle cylindrique dépourvus d'ailette, se caractérise par sa séparation au bord de l'arrête arrière, entrainant la formation d'une zone de recirculation (figure 4). La couche limite turbulente se sépare pour former à l'intérieur de la couche de cisaillement, des ondes de détente de Prandtl-Meyer sur l'arrête du culot. La couche de cisaillement se reforme au point de stagnation sur l'axe du projectile par une recompression progressive (Herrin et Dutton, 1994).

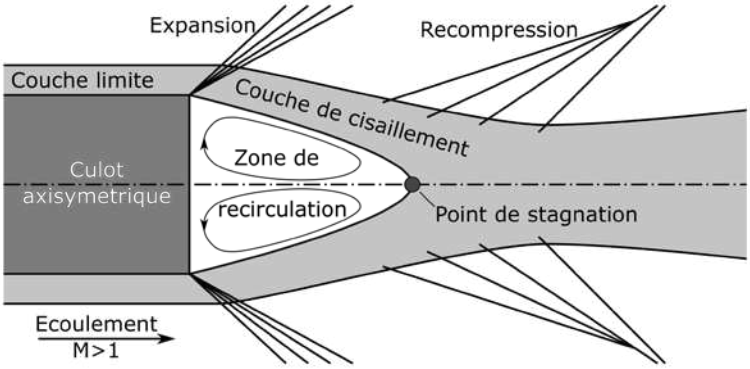

Figure 4. Détail de l'écoulement au culot

Afin d'augmenter la pression au niveau du culot, plusieurs solutions ont déjà été envisagées. Le principe du base-bleed consiste en l'éjection pyrotechnique d'une charge au niveau du culot (figure 5). Cette solution est très peu utilisée aujourd'hui car trop contraignante en terme d'espace nécessaire au sein de la munition, ainsi que son caractère « one-shot » (Sahu *et al.*, 1985).

Figure 5. Principe du base-bleed

Une autre solution consiste à traiter l'état de surface de l'arrière du projectile (Augenstein et Leopold, 1999) afin d'engendrer des turbulences se répercutant au niveau du sillage (figure 6).

Figure 6. Principe en modifiant l'état de surface

Cette configuration offre malheureusement des effets peu significatifs et n'a pas été retenue.

Cet article propose une solution alternative pour modifier la pression du culot par l'implémentation d'ailettes fortement braquées. Les multiples interactions, entre la couche limite partiellement décollée et l'écoulement amont interagissant avec les ailettes, vont créer dans le sillage une zone de rotation induisant une modification de la répartition de la pression sur le culot. L'étude vise à étudier différentes configurations de modèles (nombre d'ailettes et leur taille, angle de braquage). La méthode PSP va nous permettre de mieux comprendre les phénomènes obtenus, et valider les modèles utilisés pour les simulations numériques en vue d'une étude paramétrique complète.

2. Maquettes utilisées

Un ensemble de maquettes comprenant des ailettes braquées de 0° à 32° sont étudiées. Le braquage des ailettes engendre la génération de fortes rotations se répercutant au culot et dans le sillage du projectile.

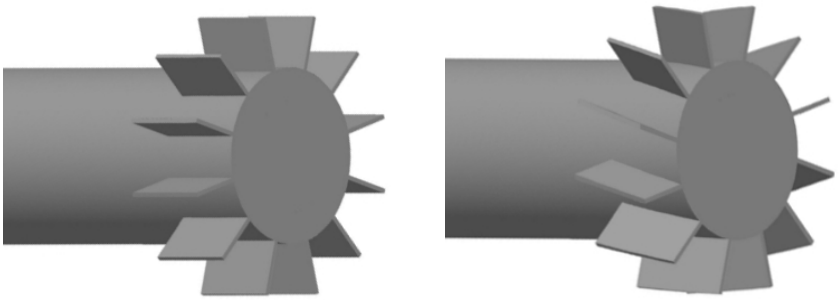

Figure 7. Maquettes avec les ailettes non braquées et braquées

Une étude paramétrique a été réalisée sur un total de 13 maquettes de calibre 40 mm. Le nombre d'ailettes, leur hauteur et leur angle d'attaque sont les différentes variables étudiées.

Un modèle sans ailette est utilisé comme référence pour effectuer des mesures comparatives et ainsi détecter l'effet des différentes configurations de braquages d'ailettes. L'objectif est de générer un écoulement en rotation au culot du projectile pour ainsi modifier la répartition de sa pression.

Modèle étudié	Nombre d'ailettes (en mm)	Hauteur des ailettes (en mm)	Angle de braquage
1	0	0	0°
2	3	12,5	0°
3	3	12,5	4°
4	6	12,5	0°
5	12	1,5	0°
6	12	3	0°
7	12	3	8°
8	12	6	0°
9	12	12,5	0°
10	12	12,5	8°
11	12	12,5	16°
12	12	12,5	24°
13	12	12,5	32°

Tableau 1. Ensemble des configurations d'ailettes utilisées

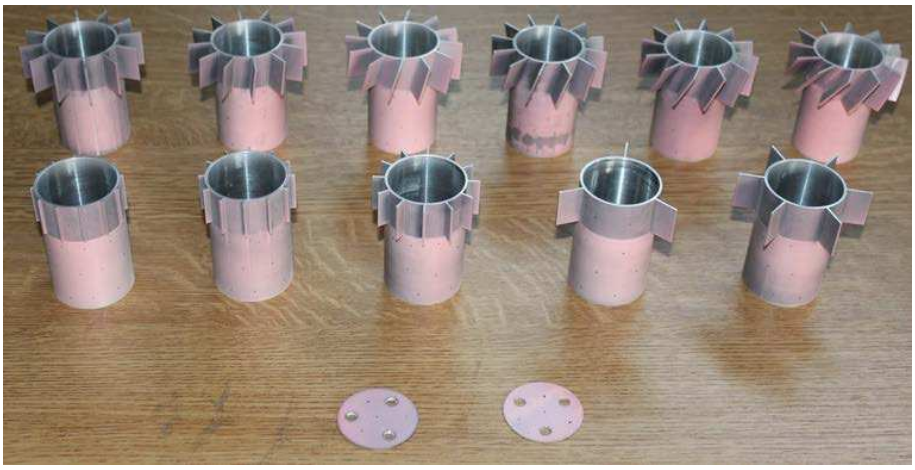

Figure 8. Modèles utilisés pour les mesures PSP

Les interactions entre les chocs en lambda et les zones de recirculation augmentent en complexité avec le nombre d'ailettes. La méthode PSP apparaît particulièrement adaptée pour sa grande résolution spatiale.

3. Soufflerie supersonique

Les mesures sont réalisées dans la soufflerie à Rafale S20 de l'ISL. Les vitesses d'écoulement peuvent varier entre Mach 1,4 et Mach 4,38. Pour cette étude, la vitesse d'écoulement est fixée à Mach 2 pour un nombre de Reynold de $2{,}4 \cdot 10^6$ et une pression génératrice de 4,8 bar. La veine d'essai (20 cm x 20 cm) atteint pendant l'essai une température de 167 K pour une pression statique, P_∞, de 0,61 bar.

Figure 9. Soufflerie à rafale supersonique de l'ISL

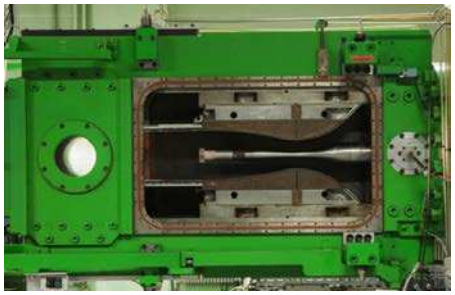

Figure 10. Montage du système dans la veine d'essai

4. Peinture Sensible à la Pression

La méthode PSP (Peinture Sensible à la Pression) est à présent une technique mature en termes de précision pour les écoulements subsoniques, transsoniques et supersoniques (Engler, 2005). Elle est aujourd'hui un outil indispensable pour la compréhension, l'étude et l'analyse du comportement aérodynamique. Cette méthode apparaît comme parfaitement complémentaire avec les mesures par capteurs de pression et la simulation numérique.

4.1. Principe

4.1.1. Luminescence

Pratiquement tous les matériaux existants sont luminescents, ils émettent de la lumière quand ils sont excités à une longueur d'onde précise. La longueur d'onde d'émission est toujours supérieure à la longueur d'onde d'excitation, selon la loi de Stokes. L'émission peut suivre immédiatement l'excitation, dans ce cas on parle de fluorescence, ou être différée dans le temps, ce qui correspond au phénomène de phosphorescence (Liu et Sullivan, 2005). L'oxygène intervient (figure 11) en captant une partie de l'énergie de désexcitation (phénomène de Quenching). Pour cette étude, le luminophore utilisé est un complexe à base de porphyrine (PtFPP).

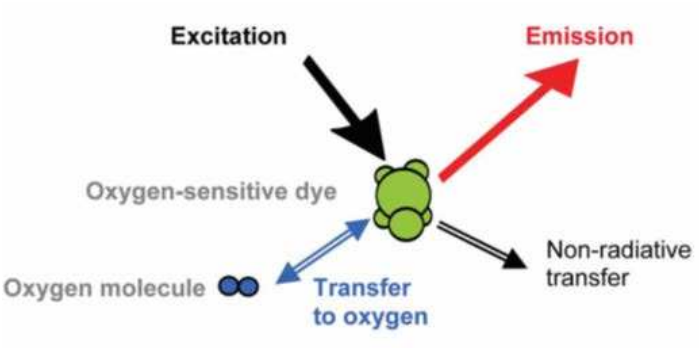

Figure 11. Principe de la sensibilité à l'oxygène

La figure 12 ci-dessous montre le spectre de la peinture utilisée. L'excitation s'effectue à 405 nm par des LEDs, et émission de la peinture à 650 nm. Le filtre interférentiel de largeur 23 nm placé devant l'objectif de la caméra, est nécessaire pour mesurer uniquement l'information de pression, la phosphorescence.

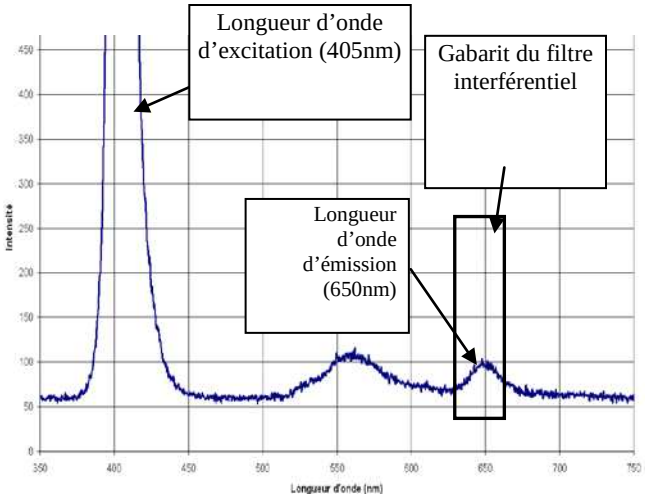

Figure 12. Spectre de la molécule PtTFPP

La différence de longueur d'onde entre l'excitation et l'émission provient du fait qu'une partie de l'énergie absorbée est consommée par des vibrations de relaxation. Cette perte d'énergie ΔE conduit au décalage de la longueur d'onde d'émission qui s'écrit par l'équation de Planck sous la forme :

$$\Delta E = h \cdot \nu = \frac{h \cdot c}{\lambda} \tag{1}$$

4.1.2. Désactivation par effet Quenching

Lorsque la luminophore absorbe un photon suffisamment énergique, cela modifie la configuration électronique de la molécule visée ; celle-ci passe alors d'un niveau dit « fondamental » à un niveau énergétique supérieur. Le retour à l'état initial peut se produire de différentes manières :

– l'émission d'un photon d'énergie inférieure à celle du photon incident s'appelle transition radiative,

– la conversion interne de l'énergie absorbée en chaleur correspond à une transition non radiative.

– un transfert d'énergie par collision, entre la molécule excitée et l'oxygène moléculaire, peut également se produire. Dans ce cas, la molécule excitée retourne à son état fondamental sans émission de photon et on parle d'inhibition de la luminescence par l'oxygène.

En l'absence d'oxygène, la luminescence dépend principalement de l'énergie excitatrice (longueur d'onde), de son intensité (flux de photons incidents), de la quantité des molécules actives (concentration) et de la température. Une température élevée, favorisant les conversions internes, entraîne une émission moins intense.

En présence d'oxygène, le transfert d'énergie possible entre les luminophores et l'oxygène a pour conséquence la diminution de l'intensité émise. Cette dernière est alors inversement proportionnelle à la concentration en oxygène. En d'autres termes, plus la pression est élevée (concentration en oxygène élevée), plus la probabilité d'inhibition de la luminescence par l'oxygène est grande et l'intensité de l'émission en sera d'autant plus diminuée.

4.1.3. Composition d'un revêtement PSP

La maquette est recouverte d'une première couche écran, de l'ordre de 20 µm, qui a deux fonctions : masquer la luminescence naturelle du matériau afin d'éviter un mélange avec le spectre d'émission du revêtement PSP et augmenter l'intensité de l'émission en réfléchissant aussi bien le rayonnement d'excitation incident que l'émission propre du luminophore.

La couche active (entre 20 µm et 40 µm) est constituée du liant poreux mélangé avec la molécule active. La porosité du liant est essentielle car le principe des PSP repose sur des échanges avec l'oxygène. La pression partielle de l'oxygène dans la peinture n'est égale à la pression partielle de l'oxygène dans l'écoulement que si la porosité du liant est suffisante. Et la vitesse de diffusion de l'oxygène à travers le liant va être directement liée au temps de réponse de la peinture.

4.2. Loi de Stern-Volmer

4.2.1. Rendement quantique de luminescence

Le rendement quantique de luminescence caractérise la proportion d'énergie émise sous forme radiative. Il peut s'exprimer sous la forme d'un rapport de vitesses (vitesse de réaction/vitesse d'excitation), d'intensité ou de flux (flux émis/flux absorbé), associant les différents modes de désactivation et la concentration en oxygène. Le rapport des rendements quantiques de luminescence (ou radiatifs) en l'absence et en présence d'oxygène conduit à la relation de Stern-Volmer (Liu 2005).

4.2.2. Relation de Stern-Volmer

La sensibilité à la pression du luminophore dépend de différents facteurs, dont les plus importants sont les constantes de temps des phénomènes concurrents de désactivation.

En notant η le rendement quantique de luminescence, on obtient :

$$I = I_a \eta \tag{2}$$

avec :

I : intensité émise par luminescence,

I_a : intensité lumineuse absorbée,

Ce rendement quantique de luminescence peut aussi s'écrire sous la forme :

$$\eta = \frac{I}{I_a} = \frac{k_L}{k_L + k_D + k_Q[O_2]} \tag{3}$$

avec :

k_L : constante caractérisant la luminescence,

k_D : constante caractérisant la désactivation,

k_Q : constante caractérisant le « quenching » (taux d'inhibition),

$[O_2]$: concentration en oxygène.

Selon la loi de Henry, la concentration en oxygène $[O_2]$ dépend du coefficient de solubilité *S* de l'oxygène en solution, de la pression *P* de l'air à la surface et de la fraction *f* d'oxygène dans l'air (généralement égale à 0,21) :

$$[O_2] = f \cdot S \cdot P \tag{4}$$

On note que la concentration en oxygène et la pression sont directement proportionnelles. En l'absence d'oxygène, la relation (3) s'écrit :

$$\eta = \frac{I_0}{I_a} = \frac{k_L}{k_L + k_D} \tag{5}$$

A partir des relations (3), (4) et (5), la relation de Stern-Volmer, en termes de rapport d'intensité émise en absence d'oxygène (I_0) et en présence d'oxygène (I), s'écrit de la façon suivante en fonction de la pression P [2,3] :

$$\frac{I_0}{I} = 1 + K \cdot P \tag{6}$$

avec :

$$K = \frac{k_Q \cdot S \cdot f}{k_L + k_D} \tag{7}$$

En pratique, il est beaucoup plus commode de normaliser l'équation (6) par une intensité I_{ref} obtenue à une pression P_{ref} connue (généralement la pression ambiante). On obtient alors la relation suivante :

$$\frac{I_{ref}}{I} = A + B\frac{P}{P_{ref}} \tag{8}$$

avec :

$$A = \frac{1}{1 + K \cdot P_{ref}} \tag{9}$$

et

$$B = \frac{K \cdot P_{ref}}{1 + K \cdot P_{ref}} \tag{10}$$

A et B sont appelées constantes de Stern-Volmer. La constante A donne le rapport des intensités entre la valeur du vide (c'est-à-dire en l'absence d'oxygène) et la valeur à la pression de référence (usuellement la pression ambiante). Comme l'oxygène capture une partie de l'énergie d'excitation, l'intensité de l'émission décroît d'autant plus que la pression partielle d'oxygène est élevée, c'est-à-dire que la pression est élevée. La constante A est donc toujours inférieure à 1. Elle est comprise généralement entre 0,3 et 0,5.

Le coefficient B dans l'équation de Stern-Volmer donne la sensibilité à la pression autour de la pression ambiante (si P_{ref} = 1 bar). Comme I/I_{ref} vaut 1 à la pression ambiante, la somme A+B vaut 1 et donc la valeur de B est toujours inférieure à 1. Toutefois, l'équation n'est qu'approximative car elle ne prend pas en compte de nombreux effets, en particulier celui de la température (Liu, 2005, p. 13). En pratique, on utilise des expressions polynomiales de la forme :

$$\frac{I_{ref}}{I}(T,P) = \sum_{i=0}^{n} A_i T^i + \sum_{i=0}^{n}\sum_{j=0}^{m} B_{ij} T^i \frac{P^j}{P_{ref}} \tag{11}$$

La sensibilité à la pression autour de la pression ambiante peut parfois être supérieure à 1. Ce qui est surtout à noter dans cette équation est l'apparition de la température dont l'effet est souvent important. De nombreuses PSP ont une sensibilité à la température de l'ordre de 1 %/K. Pour les PSP sensibles ($B \approx 1$), une augmentation non contrôlée de la température de 1 K produit ainsi une erreur de 10 mbar autour de la pression ambiante, ce qui devient non négligeable.

4.3. Etalonnage des peintures

4.3.1. Sensibilité

La caractérisation de la sensibilité à l'oxygène des composés PSP s'effectue dans une enceinte régulée en pression de 1 mbar à 5 bars. L'échantillon de peinture placé à l'intérieur du caisson, est illuminé par une lampe LM2X à 405 nm. La pression est régulée par une pompe à vide et un système de mesure Druck DPI 605. Les images sont enregistrées par une caméra PCO munies d'un filtre interférentiel centré à 650 nm afin de recueillir uniquement le signal de phosphorence de la peinture.

Figure 13. Système d'étalonnage PSP

Figure 14. Chambre d'étalonnage

4.3.2. Temps de réponse

Pour caractériser le temps de réponse des peintures, nous générons un saut de pression, dont le temps de montée est inférieur à la microseconde, à l'aide d'un tube à chocs. Nous utilisons comme gaz propulseur de l'hydrogène. Nous obtenons une surpression de 1,2 bar pour une vitesse d'écoulement de 886 m/s. L'échantillon de PSP est déposé sur la paroi concave de la chambre de mesure par pulvérisation. Le signal de luminescence est enregistré par un photomultiplicateur.

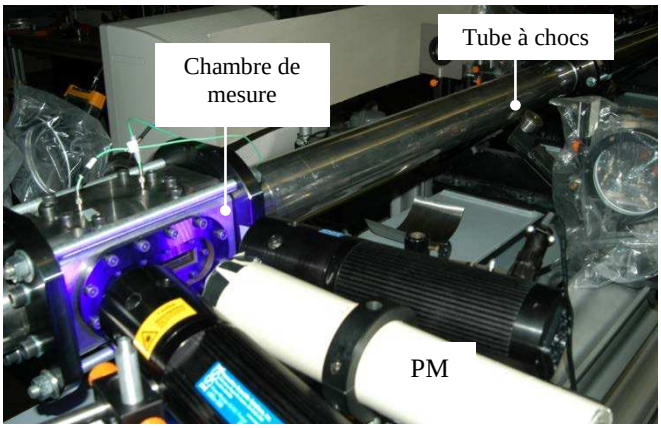

Figure 15. Montage expérimental du tube à chocs

4.3.3. Exploitation : Méthode d'intensité

Cette méthode utilise directement l'équation de Stern-Volmer (Liu et Sullivan, 2005). L'intensité de référence (sans écoulement) est enregistrée avant l'essai à pression ambiante puis divisée, pixel à pixel, par l'intensité mesurée au cours de l'essai (avec écoulement).

Au préalable, il faut soustraire aux images une image de fond qui prend en compte la luminosité ambiante et le courant d'obscurité du capteur CMOS qui peut varier suivant le type de caméra. Les sources d'excitation LEDs sont très stables dans le temps. On admet donc que l'intensité d'excitation est constante entre les prises d'images. L'application de la loi de Stern-Volmer suppose que les images sont parfaitement alignées. Pendant l'essai, l'installation de la soufflerie est soumise à des vibrations mécaniques se transmettant à la maquette qui engendrent des déplacements dans l'image. Ces déplacements sont compensés à l'aide de marqueurs répartis sur la maquette. Le logiciel développé en interne, permet la détection de ces marqueurs et le recalage pixel à pixel des images (Gauthier et Martinez, 2008).

5. Montage expérimental

5.1. Sources d'excitations

5.1.1. Lampe LM2X

Lampe de la société ISSI, la puissance lumineuse émise est de 4 W pour une longueur d'onde de 405 nm. La matrice de LEDs émet suivant un angle d'émission de 100°.

Figure 16. LM2X émettant à 405 nm

Chaque lampe est munie d'un cône de diffusion afin d'augmenter tant l'intensité que l'homogénéité du signal.

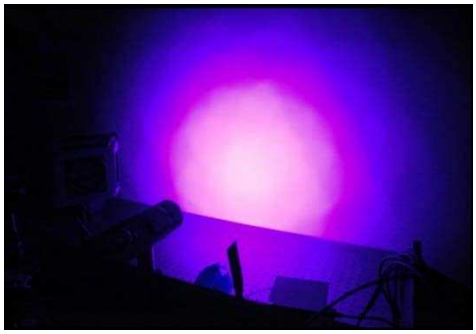

Figure 17. Emission d'une lampe LM2X brute

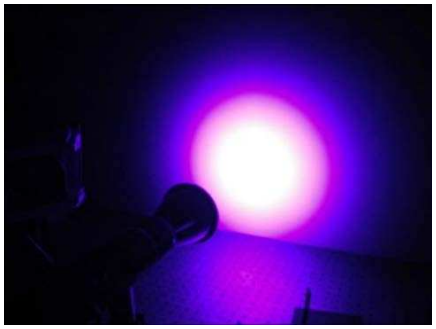

Figure 18. Emission d'une lampe LM2X munie du cône de diffusion

5.1.2. Lampe LM2XX

Provenant également de la société ISSI, la puissance de ces lampes monte à 12W en continu. Le refroidissement est assuré par un système de circulation d'eau.

5.2. Caméras utilisées

5.2.1. Mesures stationnaires

Les images de luminescence sont enregistrées par une caméra PCO Edge 4.2 (capteur sCMOS), de résolution 2048 x 2048 pixels (6,5 µm x 6,5 µm) et un codage sur 16 bits, permettant d'obtenir une grande qualité d'image, et en conséquence, une meilleure précision de mesure. La caméra est équipée d'un objectif Nikkon 35 mm,

lui-même muni d'un filtre interférentiel centré à 650 nm (transmission 95 %) et de largeur 13 nm afin de recueillir uniquement le signal de luminescence correspondant à la pression. Le temps de pose de la caméra varie entre 70 ms et 120 ms suivant la qualité de luminescence du modèle utilisé et la configuration d'ailette choisis.

Figure 19. LM2XX émettant à 405 nm

Figure 20. Caméra PCO Edge 4.2

5.2.2. Mesures instationnaires

La caméra rapide Photron SA-4 est utilisée pour les mesures hautes-cadences. Son capteur CMOS de résolution 1024 x 1024 pixels (10 x 10 µm) numérise des images sur 12 bits. Une fréquence d'acquisition de 1000 images/seconde est utilisée, correspondant au temps de réponse minimum de la peinture (1 ms).

Figure 21. Caméra Photron SA-4

5.3. Peintures PSP utilisées

5.3.1. BinaryFIB

La peinture Binary FIB de la société ISSI, peu sensible aux effets de la température et présentant un temps de réponse de 300 ms, est utilisée pour les mesures stationnaires sur le corps des ailettes. Elle est composée de la molécule de platine de porphyrine (PtFPP) qui possède de nombreux atouts comme une bonne sensibilité à l'oxygène (0,6 % pour 10 mbar), une forte luminescence pour les basses pressions ainsi qu'une bonne stabilité dans le temps.

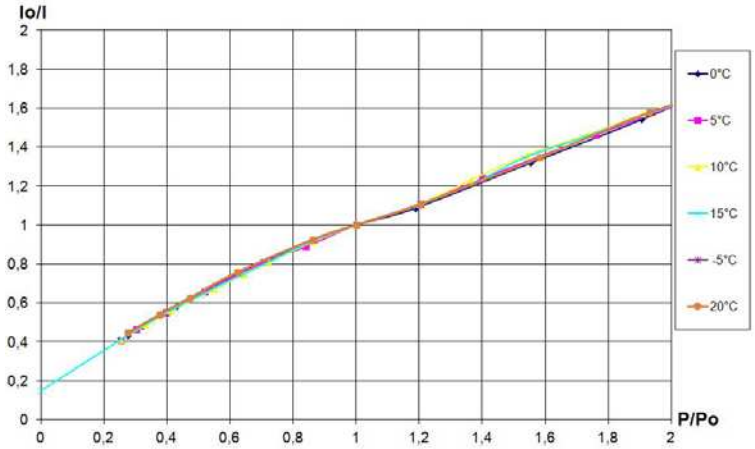

Figure 22. Courbe d'étalonnage de la peinture BinaryFIB

5.3.2. TurboFIB

Cette peinture (également de la société ISSI) a pour luminophore le même que la BinaryFIB (PtFPP). Elle possède un temps de réponse d'une milliseconde. Sa sensibilité à l'oxygène est de 0,8 % pour 10 mbar). Sa sensibilité à la température est plus élevée que la peinture BinaryFIB (0,4 % par degré contre 0,03 % pour la BinaryFIB).

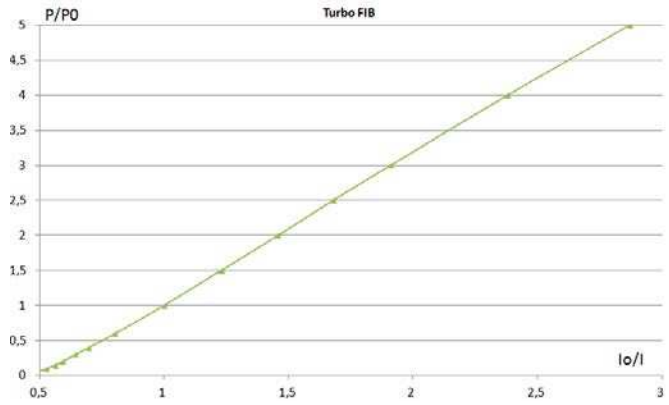

Figure 23. Courbe d'étalonnage de la peinture TurboFIB

Figure 24. Maquettes après le dépôt PSP

Avant le dépôt, les maquettes sont nettoyées à l'acétone pour éliminer toute trace de graisse ou d'oxyde qui pourrait influer sur la tenue de la peinture ainsi que sa sensibilité. Le dépôt est ensuite effectué par un aérographe. La densité de la peinture étant proche de celle de l'eau, il est important de respecter une certaine distance afin de garantir un dépôt homogène. La maquette est ensuite placée en étude à 65°C pendant une heure afin d'éliminer toute trace de solvants et réduire la sensibilité de la peinture à la température.

5.4. Montage dans la veine d'essai

Dans le cas d'un montage classique en soufflerie, la maquette est maintenue à l'arrière par un mât au niveau de son culot. Pour l'étude du sillage, nous utilisons un dard qui est fixé au niveau de la chambre de tranquillisation. Ce montage laissant le culot libre de toute fixation, permet d'effectuer toutes les mesures nécessaires.

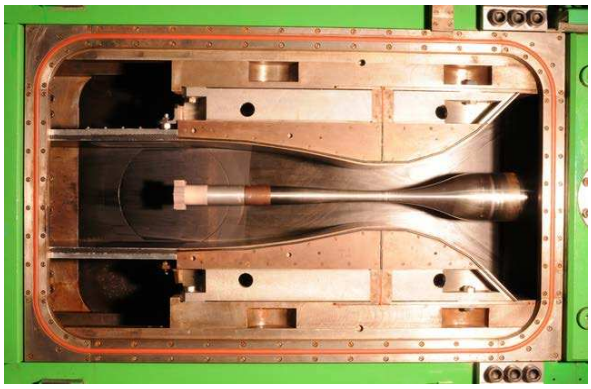

Figure 25. Montage de la maquette avec le dard amont dans la veine d'essai

Deux lampes LM2X munies de leur cône de diffusion, sont avec la caméra PCO placées à la normale de la veine d'essai pour mesurer la répartition de la pression au niveau des ailettes. Une lampe de forte puissance LM2XX avec une caméra rapide Photron SA4 est placée pour mesurer le champ de pression instationnaire au niveau du culot. Malheureusement, l'accès optique de par la taille des hublots ne nous ont pas permis d'obtenir des images exploitables.

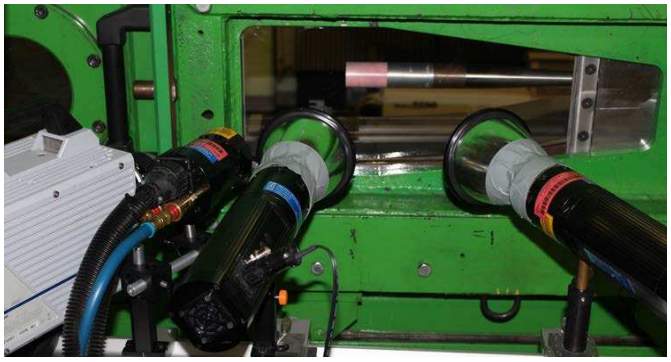

Figure 26. Montage expérimental PSP

7. Résultats PSP

7.1. Résultats sur le corps de la maquette

Pour appliquer la méthode PSP d'intensité, il est indispensable d'effectuer des divisions pixel à pixel des images de référence et de mesure. Néanmoins, en raison des multiples vibrations mécaniques engendrées par l'écoulement supersonique, il est nécessaire d'utiliser un algorithme d'alignement d'image. C'est la raison pour laquelle des marqueurs sont répartis sur toute la surface d'étude. Afin de calculer et d'afficher le champ de pression (Gauthier et Martinez, 2008), les données brutes sont enregistrées en niveaux de gris et traitées par un programme Matlab complet développé à l'ISL.

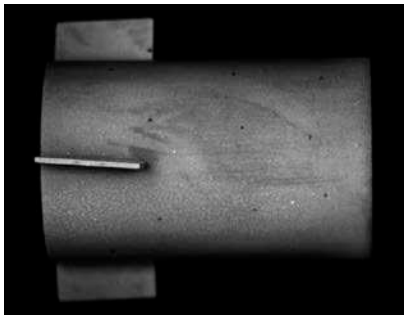

Figure 27. Image de référence PSP

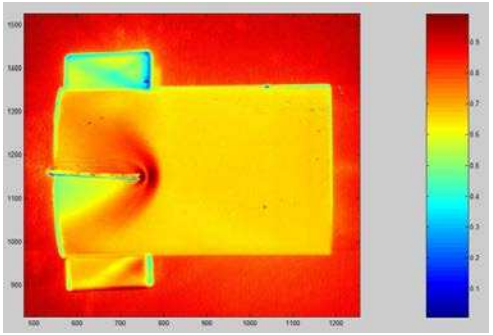

Figure 28. Résultat PSP modèle 3 ailettes, h = 12,5 mm à 4° d'angle d'attaque

Les images de référence et de mesures PSP sont moyennées sur une centaine d'images afin de minimiser le bruit et ainsi augmenter la qualité du résultat.

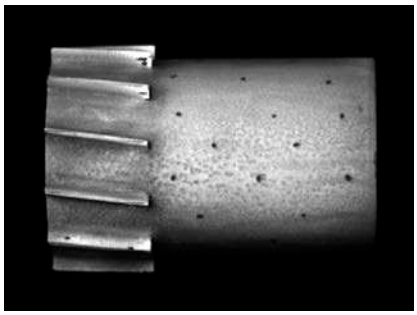

Figure 29. Image de référence PSP

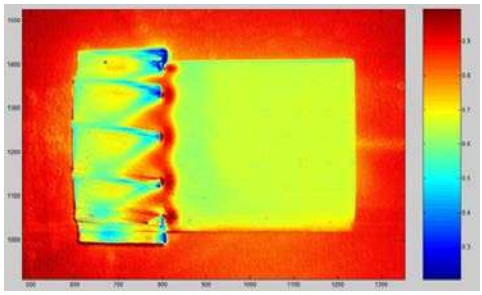

Figure 30. Résultat PSP modèle 12 ailettes, h = 3 mm à 8° d'angle d'attaque

On remarque les multiples interactions des chocs en lambda devant chaque ailette qui viennent interagir entre les ailettes. Le braquage des ailettes entraîne une asymétrie de la distribution de pression entre les ailettes (figures 31, 32).

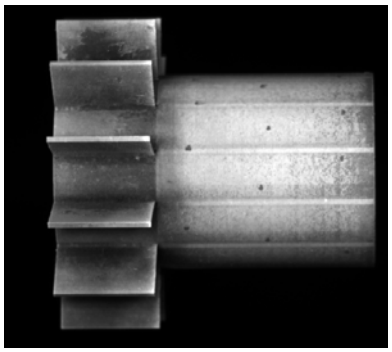

Figure 31. Image de référence PSP

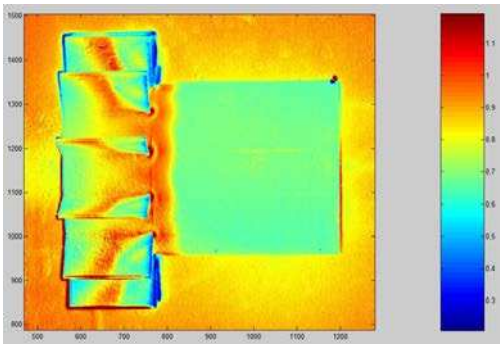

Figure 32. Résultat PSP modèle 12 ailettes, h = 12,5 mm et sans angle d'attaque

On remarque nettement la propagation le long des ailettes des chocs en lambda. Sans braquage des ailettes, la distribution de pression est parfaitement symétrique (figures 33, 34).

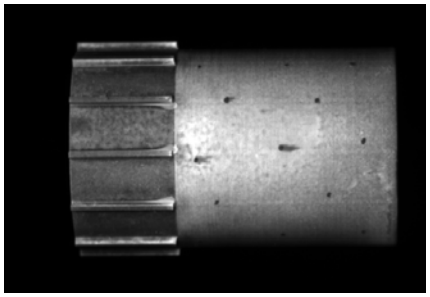

Figure 33. Image de référence PSP

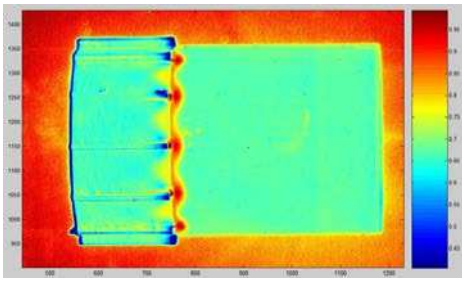

Figure 34. Résultat PSP modèle 12 ailettes, h = 1,5 mm et sans angle d'attaque

Dans ce cas présent, la faible hauteur des ailettes n'engendre que de modestes perturbations de la répartition de pression entre les ailettes.

On remarque que les deux chocs en lambda provenant de la base des ailettes se rencontrent et interagissent entres les ailettes, ayant pour conséquence la déviation de l'écoulement amont vers le culot.

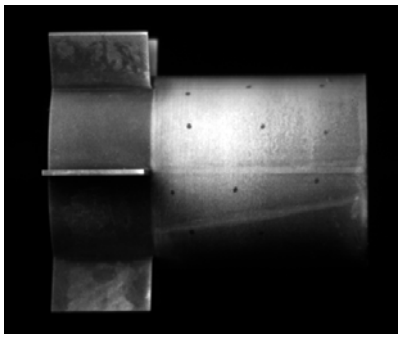

Figure 35. Image de référence PSP

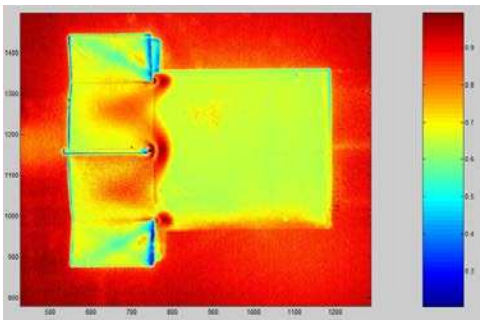

Figure 36. Résultat PSP modèle 6 ailettes, h = 12,5 mm et sans angle d'attaque

7.2. Résultats sur le culot

De par la taille limitée du hublot de la veine d'essai de la soufflerie, l'accès optique pour la mesure de pression au culot est assez restreint. On constate que la fréquence des phénomènes et des turbulences est beaucoup trop élevée pour être discrétisée par la peinture TurboFIB avec son temps de réponse limité à 1 ms. Néanmoins, nous pouvons observer et mesurer le champ de pression moyen.

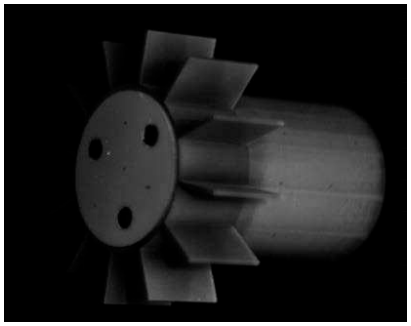

Figure 37. Image de référence PSP

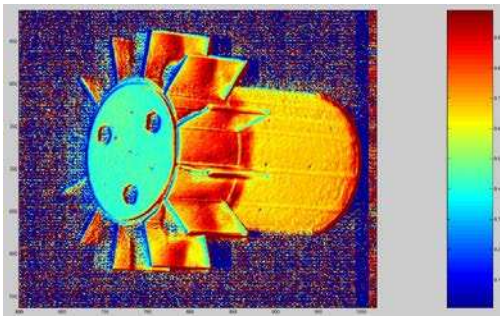

Figure 38. Résultat PSP modèle 12 ailettes, h = 12,5 mm et sans angle d'attaque

Dans le cas des ailettes non braquées, le champ de pression au culot est uniforme (les trois disques noirs correspondent aux vis de fixation de la maquette).

Lorsque le braquage des ailettes devient important (16°), nous obtenons un gradient de pression, avec au centre environ 0,08 bar (Weidner *et al.*, 2016), pour atteindre sur l'extérieur 0,26 bar. Les turbulences générées par l'important braquage

des ailettes déplacent le point de stagnation au niveau du culot, créant ainsi une zone de très faible pression (figures 39 et 40).

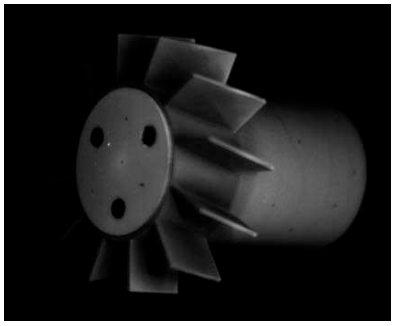

Figure 39. Image de référence PSP

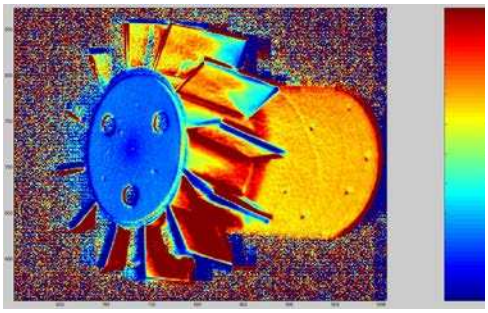

Figure 40. Résultat PSP modèle 12 ailettes, h = 12,5 mm à 16° d'angle d'attaque

Si on augmente encore l'angle de braquage des ailettes (32°), la pression au culot s'uniformise à nouveau autour, de l'ordre de 150 mbar (Weidner *et al.*, 2016) (figures 41, 42).

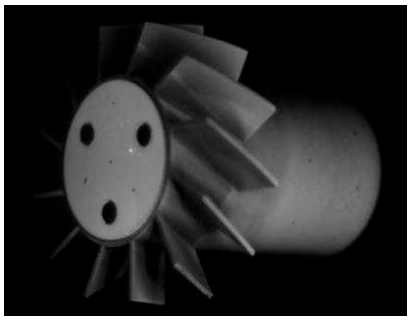

Figure 41. Image de référence PSP

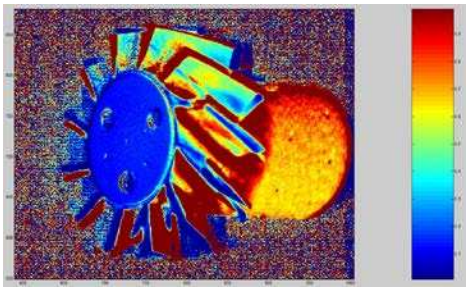

Figure 42. Résultat PSP modèle 12 ailettes, h = 12,5 mm à 32° d'angle d'attaque

8. Simulation numérique

Les résultats PSP sont comparés avec ceux obtenus par simulation numérique par la méthode DES (*Detached Eddy Simulation*). En effet, les simulations RANS (*Reynold-Averaged Navier-Stokes*) ne sont pas adaptées pour l'étude des écoulements de culot et du sillage (Forsythe *et al.*, 2002). Pour résoudre les forts gradients locaux de l'écoulement autour des ailettes et dans le sillage, un maillage de 14 millions d'éléments avec le modèle de turbulence retenu (k-ω SST) a été utilisé.

Les simulations numériques sont réalisées sous Fluent sur un maillage structuré généré à l'aide du logiciel ICEM d'Ansys. Un modèle RANS pour la partie statique, peu gourmand en ressources de calcul, est associé à un modèle LES (*Large Eddy Simulation)* pour la zone de fortes turbulences dans le sillage du modèle. L'ensemble du système et de la veine d'essai en soufflerie a été modélisé afin de garantir une bonne précision de l'écoulement dans son ensemble.

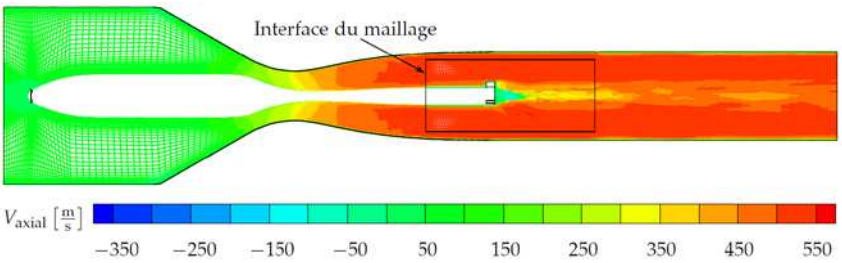

Figure 43. Ensemble du domaine de calcul, vitesse axiale dans le plan médian

9. Comparaisons

Les résultats PSP montrent une bonne correspondance avec les simulations numériques. Sur la partie cylindrique (figure 44), les mesures sont très proches (0, 61 bar). On observe avec précision le choc en lambda sur le bord d'attaque des ailettes comprenant le choc de séparation, le choc détaché et la zone de recirculation. On note également la distribution de pression sur le flan des ailettes. Les deux chocs provenant des extrémités de l'ailette se croisent non loin de son centre, en bon accord avec le résultat de la simulation numérique.

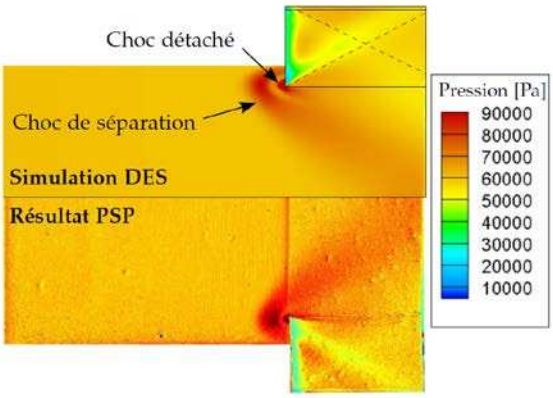

Figure 44. Comparaison résultats DES et PSP

Concernant les mesures au culot, les deux phénomènes mesurés par PSP et décris par Weidner *et al.* (2016), sont également observés avec les simulations numériques.

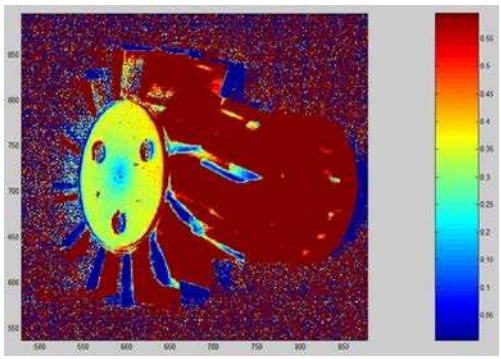

Figure 45. Résultat PSP modèle 12 ailettes, h = 12,5 mm à 16° d'angle d'attaque

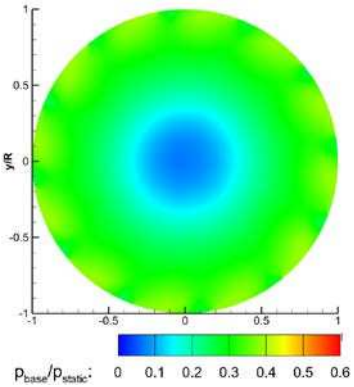

Figure 46. Résultat de la simulation numérique

Pour les deux résultats, on retrouve le gradient radial de pression dans le cas des ailettes braquées à 16° d'incidence. Comme dans le cas précédent, les valeurs de pression pour la simulation sont légèrement sous-estimées.

Sur les figures 47 et 48, on remarque sur les deux résultats une chute importante de la pression provenant de la forte rotation de l'écoulement (Weidner *et al.*, 2016).

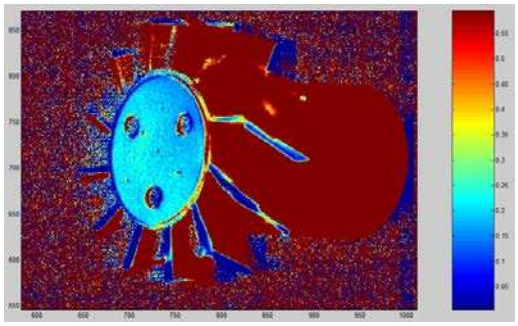

Figure 47. Résultat PSP modèle 12 ailettes, h = 12,5 mm à 24° d'angle d'attaque

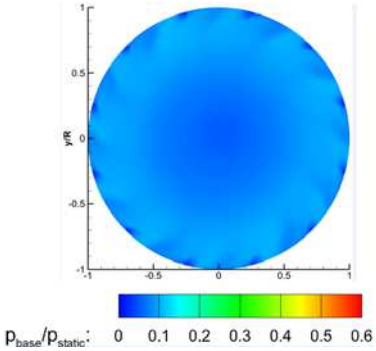

Figure 48. Résultat de la simulation numérique

La sous-estimation de la simulation numérique pour la zone du culot provient du fait que le développement des tourbillons calculé par simulation à partir de l'arrête du culot s'effectue avec un léger décalage dans la couche de cisaillement (Baurle *et al.*, 2001).

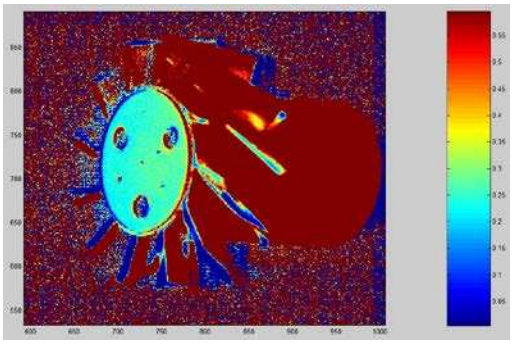

Figure 49. Résultat PSP modèle 12 ailettes, h = 12,5 mm à 32° d'angle d'attaque

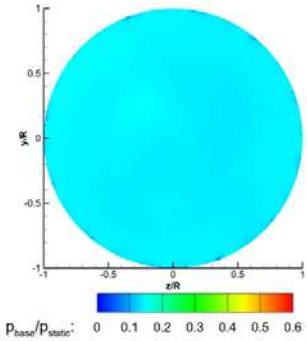

Figure 50. Résultat de la simulation numérique

On observe une bonne correspondance le résultat expérimental et la simulation numérique. On retrouve avec le résultat PSP, le champ de pression uniforme prédit par le calcul. Néanmoins, le résultat de simulation numérique est sous-estimé.

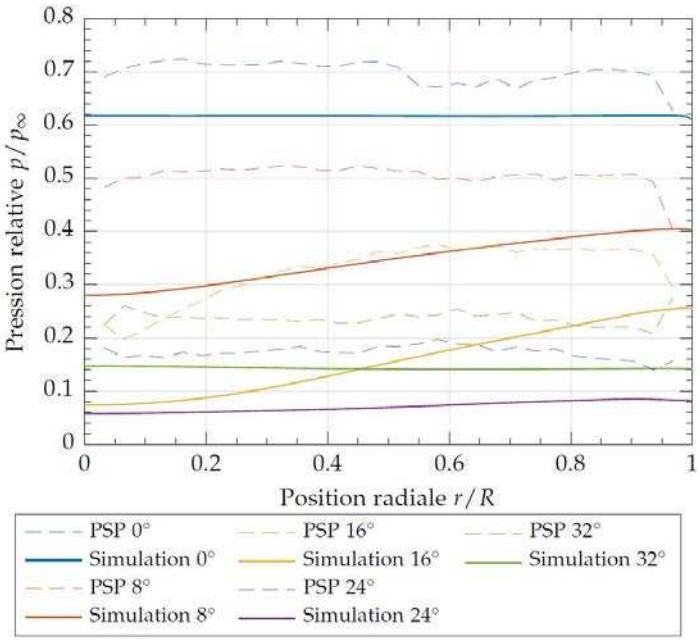

Figure 51. Comparaison PSP et simulation numérique

Pour l'ensemble des résultats, nous obtenus une bonne correspondance qualitative entre les résultats PSP et les simulations numériques. Néanmoins d'un point de vue quantitatif, en traçant les profils des résultats dans l'axe du culot (figure 51), on observe des écarts compris entre 10 % et 20 %. Cette erreur provient en majeur partie de la sensibilité importante de la peinture TurboFIB à la température (0,4 % par degré). En effet, suivant l'angle de braquage des ailettes, les simulations numériques prévoient un gradient de température au culot compris entre 7° et 39° (Weidner *et al.*, 2016), soit une variation de sensibilité pouvant aller jusqu'à 16 %.

10. Conclusion

Dans le cadre de cette étude, les mesures obtenues par la méthode PSP permettent de valider les calculs obtenus par simulation DES. La sensibilité de la peinture TurboFIB utilisée pour les mesures au culot, conduit à des erreurs pouvant aller jusqu'à 15 %. De plus, une légère sous-estimation de la pression sur le culot pour la simulation numérique est imputable à la prise en compte tardive de la turbulence dans la couche de cisaillement au niveau du culot. La PSP montre que la mise en place d'ailettes entraine une diminution la pression de culot d'environ 80 % suivant les configurations, correspondant bien à l'étude de Weidner *et al.* (2016). La méthode PSP a montré que les simulations DES sont capables de prédire qualitativement le champ de pression complexe, ainsi que la structure complexe de l'écoulement turbulent.

Bibliographie

Augenstein E. et Leopold F. (1999). Experimental and Numerical Investigation of the Supersonic Flow Around a Longitudinal Cylinder with Different Surface Roughness Conditions. *EUROMECH Colloquium 403, Turbulence in High-Speed Compressible Flows,* Poitiers, France, Nov. 2-4, ISL-Report PU 374/99.

Baurle R. A., Tam C.-J, Edwards J.R. et Hassan H.A. (2001). An Assessment of Boundary Treatment and Algorithm Issues on Hybrid RANS/LES Solution Strategies. *15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference,* Anaheim, CA, USA, Fluid Dynamics and Co-located Conferences, AIAA 2001-2562.

Chapman D.R. (1950). *An Analysis of Base Pressure at Supersonic Velocities and Comparison with Experiment.* Technical Note NT 2137, NACA, July

Engler R.H. (2005). PSP and TSP for different Wind Tunnel and Flow Facilities, *The 8th International Symposium on Fluid Control. Measurement and Visualization.*

Forsythe J.R., Hoffmann K.A., Cummings M. et Squires K.D. (2002). Detached-Eddy Simulation With Compressibility Corrections Applied to a Supersonic Axisymmetric Base Flow. *Journal of Fluids Engineering,* vol. 124, n° 4, p. 911-923, December

Gauthier T. et Martinez B. (2008). Multi-camera PSP Force Measurements at Supersonic Speed, *ISFVL13 – 13th International Symposium on Flow Visualization*, July 1-4, Nice, France.

Gauthier T., Martinez B., Libsig M. et Klatt D. (2013). Mesures PSP sur l'Interaction d'un Micro Pin en Proximité d'une Ailette en Ecoulement Supersonique, *15è Congrès Français de Visualisation et de Traitement d'Images en Mécanique des Fluides*, Institut Franco-Allemand de Recherches de Saint-Louis, Orléans, France, Novembre.

Herrin J.L. et Dutton J.C. (1994). Supersonic Base Flow Experiments in the Near Wake of a Cylindrical Afterbody, *AIAA Journal*, vol. 32, n° 1, p. 77-83, janvier.

Kaufman L., Korkegi R et Morton L. (1973). Shock impingement caused by boundary layer separation ahead of blunt fins, *AIAA Journal*, vol. 11, p. 1363-1364, October.

Knight D. (1999). *Simulation of shock wave-turbulent boundary layer interactions using the Reynolds Averaged Navier-Stokes equations*, Modeling Complex Turbulent Flows, vol. 7, p. 277-296,

Lamb J.P. and Oberkampf W.L. (1995). Review and Development of Base Pressure and Base Heating Correlations in Supersonic Flow, *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 32, n° 1, p. 8-23, January-February.

Libsig M. (2016). Contrôle d'écoulements en vue d'un pilotage alternatif pour les projectiles d'artillerie, Thèse de doctorat, Université de Franche-Comté.

Liu T. et Sullivan J.P. (2005). *Pressure and Temperature Sensitive Paints*, Springer, (USA),

Sahu J., Nietubicz C. et Steger J. (1985). Navier-Stokes Computations of Projectile Base Flow with and Without Mass Injection, *AIAA Journal*, vol. 23, n° 9, Sept., p. 1348-1355.

Weidner S. Hruschka R, Rey C., Leopold F. et Seiler F. (2016). Supersonic Wake Flow Analysis of Finned Projectile Afterbodies at Various Spin Rates. *In 29th International Symposium on Ballistics (ISB)*, Edinburgh, Scotland, UK, May 9-13, vol. 1, p. 272-283. The International Ballistics Society,