



**HAL**  
open science

## Caractérisation expérimentale de la couche de mélange dans un jet de post-combustion et comparaison aux simulations LES

A. Ristori, M. Orain, L. Vingert, C. Brossard, N. Dorval, A. Nicole, A. Guy,  
V. Rialland, S. Godel

► **To cite this version:**

A. Ristori, M. Orain, L. Vingert, C. Brossard, N. Dorval, et al.. Caractérisation expérimentale de la couche de mélange dans un jet de post-combustion et comparaison aux simulations LES. CFTL 2016, Sep 2016, TOULOUSE, France. hal-01404264

**HAL Id: hal-01404264**

**<https://hal.science/hal-01404264>**

Submitted on 28 Nov 2016

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

# Caractérisation expérimentale de la couche de mélange dans un jet de post-combustion et comparaison aux simulations LES

A. Ristori, M. Orain, L. Vingert, C. Brossard, N. Dorval, A. Nicole, A. Guy, V. Rialland, S. Godel

ONERA, the French Aerospace Lab, FR-91123, Palaiseau, France  
Christophe.Brossard@onera.fr

Cet article présente les résultats d'une étude expérimentale d'un jet supersonique avec flamme de post-combustion, menée sur le banc MASCOTTE de l'ONERA. La distance d'apparition de la flamme de post-combustion (par auto-allumage) depuis le plan de sortie de la tuyère, et l'épaississement de la couche de mélange réactive ont été mises en évidence par imagerie de fluorescence induite par laser sur le radical OH (PLIF-OH). L'aérodynamique de la couche de mélange a été caractérisée par vélocimétrie par image de particules (PIV). L'ensemble des données de PLIF-OH et PIV ont été obtenues sur deux campagnes d'essais successives. L'emploi de ces deux techniques laser à haute cadence (~4 kHz) dans un jet supersonique avec post-combustion constitue, à la connaissance des auteurs, une première mondiale. Sur l'ensemble des essais menés en conditions réactives, des visualisations de l'émission de OH excité ont été synchronisées avec chacune de ces deux techniques laser, afin de tracer la zone de réaction et de disposer d'une référence de comparaison sur l'ensemble des essais. Si elle permet de mettre en évidence l'intermittence de la flamme, l'observation de séquences d'images instantanées successives obtenues par PLIF-OH montre qu'une cadence d'acquisition de 4 kHz reste insuffisante pour le suivi temporel des fines structures turbulentes dans un tel jet supersonique réactif. En revanche, à une cadence d'acquisition proche, le suivi temporel est possible sur des structures déduites des champs de vitesse obtenus par PIV dans la couche de mélange lorsque l'échelle spatiale de ces structures est suffisamment grande. Les mesures obtenues par PLIF-OH sont en accord avec les visualisations en champ large de l'émission de OH excité réalisées de manière synchrone avec l'imagerie LIF, lors de chaque essai.

Les résultats obtenus dans cette étude ont permis de constituer une base de données de mesures de référence sur une flamme de post-combustion de propulseur. Cette base permettra de valider la simulation LES réactive mise en œuvre pour simuler cette flamme. Les premiers résultats de simulation LES présentés dans cet article utilisent des modèles volontairement simples dans un premier temps, notamment en ce qui concerne la combustion turbulente. Les comparaisons entre ces simulations et les résultats expérimentaux montrent une amélioration par rapport aux simulations RANS, à la fois sur les niveaux de vitesse et sur la longueur de la flamme. Des perfectionnements des méthodes utilisées pour le calcul LES sont envisagés, comme le raffinement du maillage et la mise en place d'un modèle de combustion plus complexe.

## 1 Introduction

Lorsqu'un missile balistique vole à 20 km d'altitude, la pression en sortie de tuyère est d'environ 20 fois la pression atmosphérique locale. Dans ces conditions, le jet supersonique présente une structure caractéristique comprenant une succession de chocs droits qui forment des "disques de Mach". Cette situation peut être partiellement reproduite sur le banc MASCOTTE de l'ONERA à Palaiseau [1-2]. Dans le cadre du Projet de Recherche Fédérateur (PRF) SIMBA (Signature de jet de Missile Balistique), une expérimentation a été menée en 2015 sur ce banc, afin de constituer une base de données de mesures de référence sur une flamme de post-combustion de propulseur. Cette base permettra de valider la simulation LES réactive mise en œuvre pour simuler cette flamme. Différentes mesures ont été obtenues dans le jet avec de hautes cadences d'acquisition afin de suivre les fluctuations liées aux instabilités dans la couche de mélange, détecter la transition vers la turbulence et étudier l'évolution des structures cohérentes, les oscillations de la flamme de diffusion turbulente, ainsi que la dynamique temporelle de la signature

infrarouge : mesures de signature infrarouge (imagerie et spectroradiométrie), champs de vitesse obtenus par PIV stéréoscopique, champs de concentrations de OH par PLIF et émission de OH excité (OH\*).

Cet article présente l'ensemble de l'expérimentation mise en place, et les principaux résultats obtenus par PIV, PLIF-OH, et par visualisation de l'émission de OH\*. Ces résultats permettent de mettre en évidence l'aérodynamique du jet, ainsi que l'évolution temporelle des structures tourbillonnaires dans la couche de mélange et de la structure du front de flamme. Les résultats sont ensuite comparés aux simulations RANS et LES du jet expérimental calculées par le code CEDRE de l'ONERA.

## 2 Montage expérimental

### 2.1 Chambre de combustion et tuyère

Le montage est visible sur la figure 1. La chambre de combustion BHP (Boîtier Haute Pression) a déjà été mise en œuvre avec succès à l'ONERA dans un PRF précédent pour une combustion cryotechnique  $H_2/O_2$  [3-4]. La tuyère a été définie de sorte à avoir un rapport de pression  $P_s/P_a$  de 5 pour une pression de 50 bar dans la chambre de combustion. Elle a été réalisée en cuivre massif. Son rapport de section  $A_s/A_c$  (Section Sortie / Section Col) est de 2,48. Pour la mise en œuvre de la technique PLIF-OH, la tuyère en cuivre massif déjà mise en œuvre dans [3-4] a été reprise. Pour la mise en œuvre de la technique PIV, une tuyère de même profil mais avec fente annulaire d'injection au culot a été spécifiquement conçue et utilisée afin d'assurer l'ensemencement de la couche de mélange en traceurs.

L'utilisation d'un mélange réactif gazeux  $CH_4/O_2$  permet d'améliorer la représentativité des émissions d'un jet de post-combustion de propulseur à kérosène en générant des produits de combustion carbonés en sortie de chambre de combustion. Le choix du point de fonctionnement a résulté d'un compromis entre différentes contraintes contradictoires liées d'une part à la tenue thermique de la chambre de combustion (chambre et tuyère massives refroidies uniquement en puits de chaleur), et d'autre part à la détectabilité du signal de PLIF-OH. Les conditions nominales de ce point sont un rapport de mélange (RM, rapport des débits massiques d'oxygène et de méthane) de 1,8, et un débit total de 81 g/s, correspondant à une pression chambre de 8,5 bar.

L'ensemble des données de PLIF-OH et PIV ont été obtenues sur deux campagnes d'essais successives. Pour chacune, une caméra intensifiée (modèle Photron APX-I2), munie d'un filtre passe-bande (10 nm) centré à 310 nm, a été synchronisée avec chaque technique laser, afin de visualiser en champ large l'émission de OH\*. Cette émission permet de tracer la zone de réaction, et ainsi de disposer d'une référence de comparaison sur l'ensemble des tirs. L'intensité enregistrée est aussi, en première approximation, proportionnelle au taux de dégagement de chaleur, qui est l'une des sorties du calcul LES. Le signal enregistré est intégré sur toute l'épaisseur optique du jet, mais on peut se ramener dans un plan par une inversion d'Abel, moyennant une hypothèse d'axisymétrie, bien vérifiée sur une image moyenne.

### 2.2 Technique PLIF-OH haute cadence

Le système PLIF-OH à haute cadence est composé :

- d'un laser Nd:YAG pompé par diodes laser (Modèle IS2011-E, EdgeWave) de forte puissance et opérant à haute cadence doublé en fréquence (532 nm). Il délivre des impulsions laser d'une durée comprise entre 6 et 10 ns selon la cadence de 4 à 10 kHz. L'énergie par impulsion est au maximum égale à 9,7 mJ à 10 kHz ( $P_{moyenne} = 97$  W) et 12 mJ à 4 kHz ( $P_{moyenne} = 47$  W). Ce laser sert à pomper le laser à colorant ;
- d'un laser à colorant (Modèle Credo, Sirah Lasertechnic) qui opère avec de la rhodamine 6G diluée dans l'éthanol. Le laser est accordé à 566 nm et doublé en fréquence par un cristal BBO pour générer un faisceau laser à 283 nm. La largeur spectrale de la raie laser est de  $0,12 \text{ cm}^{-1}$  à 283 nm. L'énergie par impulsion est égale à 420  $\mu\text{J}$  à 10 kHz et 650  $\mu\text{J}$  à 4 kHz ;

- d'une caméra de type CMOS (Modèle HSS6, LaVision), munie d'un intensificateur (Modèle IRO, LaVision). Ce système est équipé d'un objectif UV 94 mm (F/4,1, Cerco) et d'un jeu de filtres interférentiel (centré à 310 nm, de largeur à mi-hauteur égale à 10 nm, transmission maximale égale à 70 %) et passe-haut (transmission égale à 95 % au-dessus de 300 nm). La taille du champ observé est de  $64 \times 64 \text{ mm}^2$ , ce qui conduit à une résolution spatiale égale à  $62,5 \text{ }\mu\text{m}/\text{pixel}$ .

L'ensemble est piloté par le logiciel DaVis 8 (LaVision). Pour les présentes expériences, la cadence de répétition du système PLIF-OH est fixée à 4 kHz, de manière synchrone avec la caméra détectant l'émission  $\text{OH}^*$ , opérée à cette même cadence. 10000 images sont enregistrées par acquisition, sur une durée de 2,5 s.

L'implémentation du système PLIF-OH sur le banc MASCOTTE est visible sur la figure 1. Le faisceau laser UV est renvoyé depuis la salle de contrôle à la position du jet par l'intermédiaire de miroirs. Il est transformé en une nappe laser focalisée et collimatée à l'aide d'une lentille sphérique (de focale égale à 1000 mm) et de deux lentilles cylindriques rectangulaires (de focales respectivement égales à -19 mm et 150 mm). L'épaisseur de la nappe est de  $150 \text{ }\mu\text{m}$ . La nappe laser est située sur l'axe de la veine d'essais et vient exciter les radicaux OH présents dans le jet réactif. La propagation de la nappe laser se fait verticalement, de bas en haut. Le système de détection, une partie des optiques de génération de nappe laser, et les deux derniers miroirs de renvoi, sont solidaires d'une table de déplacement motorisée, afin de pouvoir explorer le jet sur sa longueur. 12 secteurs adjacents localisés à différentes positions longitudinales Z du plan de sortie de la tuyère comprises entre  $X=16 \text{ mm}$  et  $X=256 \text{ mm}$  ont été sondés.

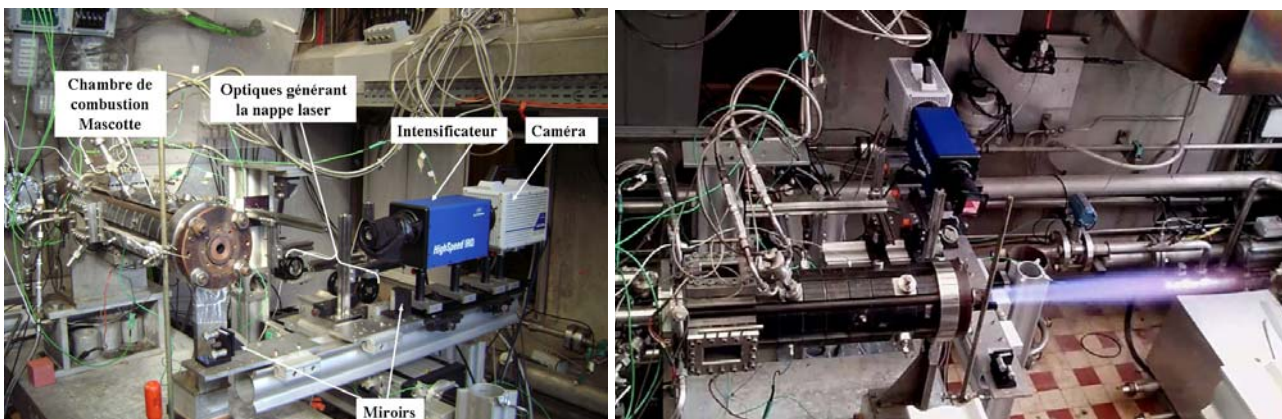


Figure 1 : Montage expérimental avec montage PLIF-OH sur le banc MASCOTTE : montage optique (gauche) et jet supersonique réactif (droite)

Les images brutes enregistrées sont traitées en plusieurs étapes. Elles sont d'abord corrigées pour l'inhomogénéité spatiale d'énergie dans la nappe laser, qui est importante ici car le profil spatial d'énergie du faisceau laser d'origine n'est pas gaussien : la distribution en énergie est très piquée (point chaud au centre de la tache laser). Le faisceau est elliptique, et de petites dimensions (hauteur 2 mm, largeur 1 mm). En conséquence, la taille de la nappe laser efficace pour générer du signal LIF (largeur à 50 % de l'intensité laser maximale) est de 10 mm. Ce défaut d'homogénéité de la nappe laser rend le traitement des images plus difficile et est source d'incertitudes sur l'amplitude réelle du signal aux bords des images. Les images sont ensuite corrigées de l'absorption de la nappe laser le long de sa propagation dans le jet réactif (du bas vers le haut), et des pertes de signal par quenching. Cette correction utilise les cartographies bidimensionnelles de concentrations des trois molécules  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}$  et  $\text{CO}_2$  (produits de combustion majoritaires) et de température obtenues par le calcul LES du jet réactif. Ces données sont ensuite utilisées comme données d'entrée pour simuler le signal de fluorescence du radical OH dans les conditions thermo-chimiques du jet, à l'aide d'un code de simulations spectroscopiques développé à l'ONERA, qui tient également compte des corrections instrumentales (laser et caméra) [5]. Les images sont ensuite lissées à l'aide d'un filtre gaussien ( $5 \times 5$  pixels) permettant de gommer partiellement les imperfections liées aux corrections précédentes, avant d'être converties en images de concentration du radical OH à l'aide de l'étalonnage de la technique PLIF-OH sur une flamme de référence, extrapolé à partir des résultats des simulations spectroscopiques.

### 2.3 Technique PIV stéréoscopique haute cadence

Le système PIV stéréoscopique à haute cadence est composé :

- d'un système laser Quantronix Darwin-Dual à deux oscillateurs Nd:YLF pompés par diodes, doublés en fréquence à 527 nm et pouvant chacun fonctionner à une cadence comprise entre 0,1 et 10 kHz. Un ensemble optique composé de lames demi-onde, de miroirs de renvoi et d'un polariseur par séparation de faisceau permet de superposer spatialement les deux faisceaux. Pour chaque cavité, l'énergie maximale est de 21 mJ/pulse à 1 kHz. Deux atténuateurs intra-cavité permettent d'ajuster le niveau d'énergie pour chacun des faisceaux (6,4 mJ/pulse à 3,762 kHz pour ces essais) ;
- de 2 caméras de type CMOS (modèle Vision Research Phantom V711), chacune munie d'un objectif motorisé Canon 135 mm et d'un filtre passe-bande (10 nm) centré à 527 nm, et montée sur un adaptateur Scheimpflug (modèle V4, LaVision). La cadence maximale à pleine résolution (1280x800 pixels) de chaque caméra est de 7525 Hz, correspondant à une cadence PIV moitié de 3762 Hz, valeur utilisée pour ces essais. 5528 doublets d'images sont enregistrés par acquisition, sur une durée de 1,5 s. L'acquisition est synchronisée avec la caméra détectant l'émission OH\*, opérée à la même cadence 3762 Hz. Le champ observé a une longueur de 90 mm, correspondant à la taille de la nappe laser, et une hauteur de 56 mm. Seule la partie supérieure du jet est étudiée, le bord inférieur des images se situant à 8 mm en dessous de l'axe du jet.

L'ensemble est piloté par le logiciel DaVis 8 (LaVision). L'implémentation du système PIV sur le banc MASCOTTE est visible sur la figure 2. Les faisceaux laser superposés sont renvoyés depuis la salle de contrôle à la position du jet par l'intermédiaire de miroirs. Ils sont transformés en 2 nappes laser situées sur l'axe de la veine d'essais, superposées, focalisées et collimatées, de largeur 90 mm et d'épaisseur estimées à environ 2 mm, par un jeu de lentilles et de miroirs décrits sur la figure 2. Les caméras visent les nappes laser en diffusion avant, dans le plan horizontal, de part et d'autres des nappes laser, et avec un angle de visée de 45°. Comme pour le montage de PLIF-OH, la propagation des nappes laser se fait verticalement, de bas en haut, et la dernière lentille cylindrique C2, ainsi que les deux derniers miroirs de renvoi M3 et M4, sont solidaires d'une table de déplacement motorisée, afin de pouvoir explorer le jet sur sa longueur. Quatre secteurs localisés à différentes positions longitudinales Z du plan de sortie de la tuyère comprises entre Z=0 et Z=290 mm ont été sondés, avec un recouvrement d'environ 50% (au moins 20 mm sur chaque côté des champs de vitesse). Les deux derniers éléments optiques (lentille C2 et miroir M4) sont protégés par un capotage et ventilés au moyen d'un écoulement d'air afin de les protéger du rayonnement du jet supersonique et de la pollution par les traceurs PIV.

La qualité de l'ensemencement de la couche de mélange en traceurs est un point clé de la réussite de la mesure. C'est aussi un problème techniquement difficile : il exige a priori d'ensemencer à la fois l'écoulement interne du jet et l'environnement externe. L'écoulement interne estensemencé dans la chambre BHP, en y introduisant un écoulement d'hélium chargé en particules d'oxyde de magnésium (MgO) après passage dans un générateur de particules de type "cyclone" pouvant fonctionner à 30 bar. Le point de fonctionnement a été légèrement modifié par la présence de ce débit d'hélium, afin de conserver la même température de gaz en sortie de tuyère : le RM est de 1,9, pour un débit total de 79 g/s (dont 4,8% d'hélium d'ensemencement), correspondant à une pression chambre de 8,3 bar. L'ensemencement du jet permet également de mesurer la vitesse dans le cœur du jet. Pour ensemencer au mieux la couche de mélange, et compte tenu de l'impossibilité technique d'ensemencer l'environnement autour du jet, une tuyère de même profil mais avec fente annulaire d'injection au culot, donc autour du jet supersonique, a été spécifiquement conçue. Par cette fente est injecté un débit d'environ 1,4 g/s d'azote chargé en particules d'alumine (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>) après passage dans un générateur de particules TOPAS, modèle SAG-410/H.

L'étalonnage spatial des caméras est réalisé à partir d'une mire crénelée sur chaque face (2 plans de mire par face) LaVision (référence type 11). Les calculs de fonctions d'étalonnage spatial des caméras, ainsi que les traitements PIV par algorithme d'inter-corrélations des doublets d'images enregistrés, sont réalisés par le logiciel LaVision DaVis 8.2.

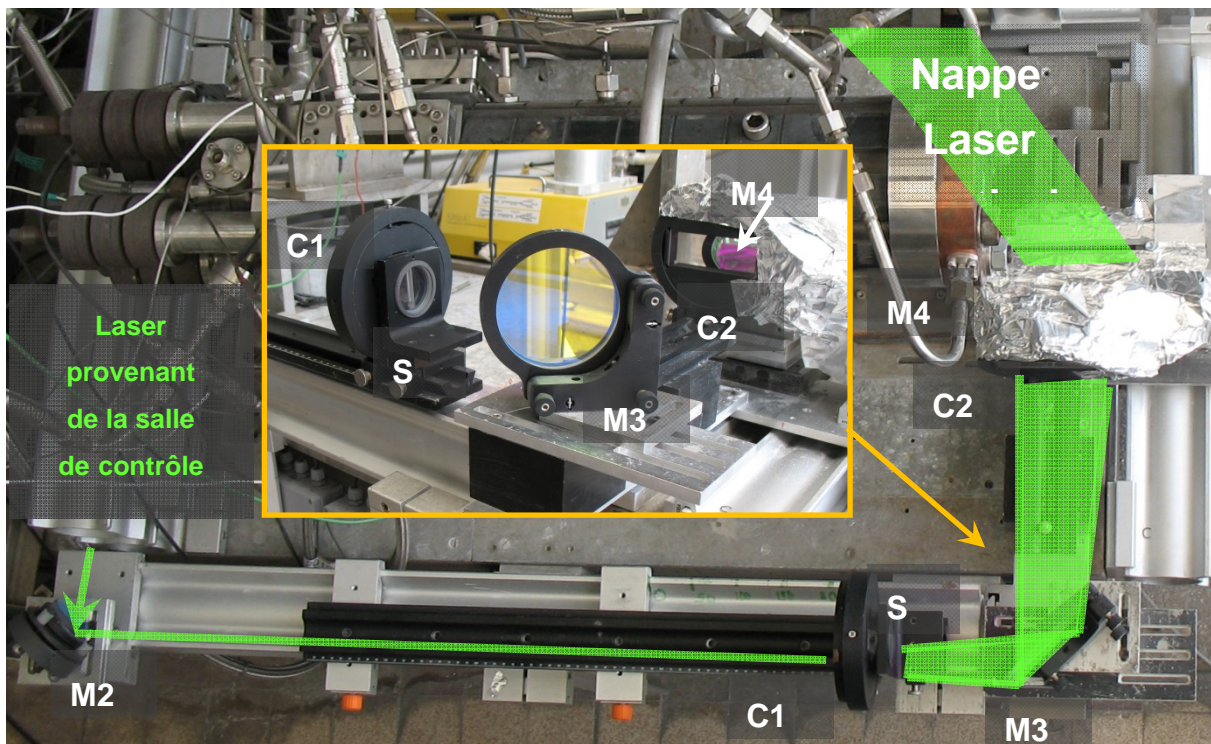


Figure 2 : Montage expérimental et montage PIV sur le banc MASCOTTE (Mi : miroir de renvoi ; C1 et C2 : miroirs cylindriques de focales respectives -60 et +500 mm) ; S : miroir sphérique de focale +981 mm)

### 3 Résultats expérimentaux

La figure 3 représente les images moyennes de la concentration de OH, juxtaposées pour former une image globale dans le plan médian du jet réactif supersonique sur une distance égale à 256 mm en aval du plan de sortie de la tuyère (représentée, à l'échelle, par le cône gris sur la gauche de l'image). Le radical OH est détecté uniquement dans la couche de mélange réactive en périphérie du jet central. Il n'est pas détecté entre  $X=0$  et  $X=36$  mm, ce qui indique que la flamme de post-combustion n'est pas présente immédiatement à la sortie de la tuyère. Ce résultat suggère qu'il existe une distance axiale minimale en sortie de la tuyère nécessaire pour que la turbulence brasse suffisamment les gaz chauds issus de la chambre de combustion avec l'air environnant afin de créer les conditions locales d'apparition de la flamme de post-combustion (par auto-allumage). Lorsque l'on s'éloigne de la sortie de la tuyère, la couche de mélange réactive s'épaissit, avec une augmentation de la concentration du radical OH, ce qui suggère un taux de dégagement de chaleur plus élevé. Ces observations sont en accord avec les visualisations synchronisées d'émission de OH\*.

La faible étendue spatiale du radical OH dans les 2<sup>ème</sup> ( $36 < X < 56$  mm) et 3<sup>ème</sup> ( $56 < X < 76$  mm) secteurs est expliquée par le très faible niveau de signal de fluorescence, qui ne peut pas alors être corrigé efficacement pour l'inhomogénéité de la nappe laser (le signal est présent uniquement au centre de la nappe où le laser est suffisamment intense).

L'observation de séquences d'images instantanées successives permet de mettre en évidence l'intermittence de la flamme. Par exemple, la figure 4 montre une séquence de dix images enregistrées dans le 5<sup>ème</sup> secteur ( $96 < X < 116$  mm). On constate que la flamme peut être présente simultanément dans les parties basse et haute de l'image, seulement dans la partie basse, uniquement dans la partie haute, ou enfin totalement absente. L'observation de séquences d'images instantanées montre également que la cadence d'acquisition, bien qu'élevée (4 kHz), reste insuffisante pour permettre un suivi temporel de structures turbulentes dans le jet supersonique réactif, ce qui n'est pas étonnant compte tenu des hauts niveaux de vitesse (1000 à 2000 m/s mesurés par PIV dans le cœur du jet, cf. figure 9).

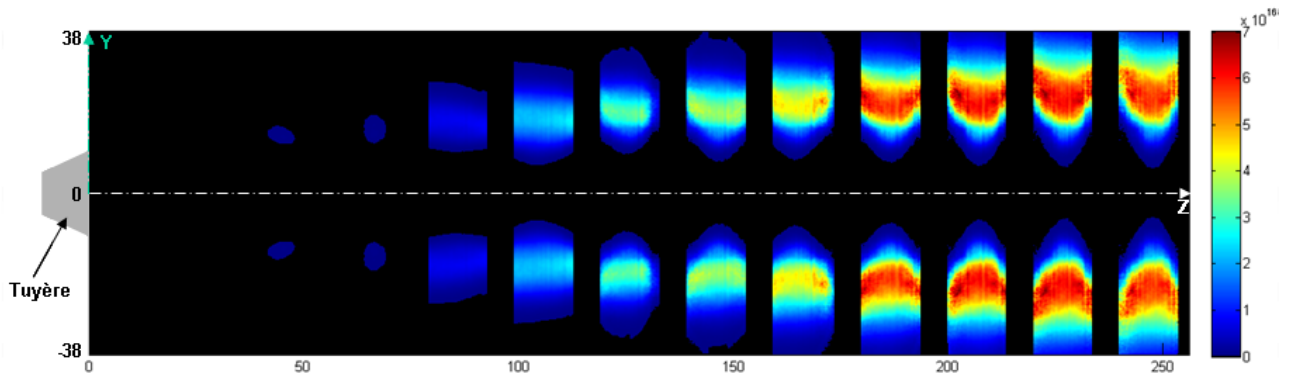


Figure 3 - Image moyenne (10000 images instantanées) de la concentration de OH (en  $\text{cm}^{-3}$ ) dans le jet réactif supersonique, reconstituée sur une distance de 256 mm en aval du plan de sortie de la tuyère ( $X=0$ )

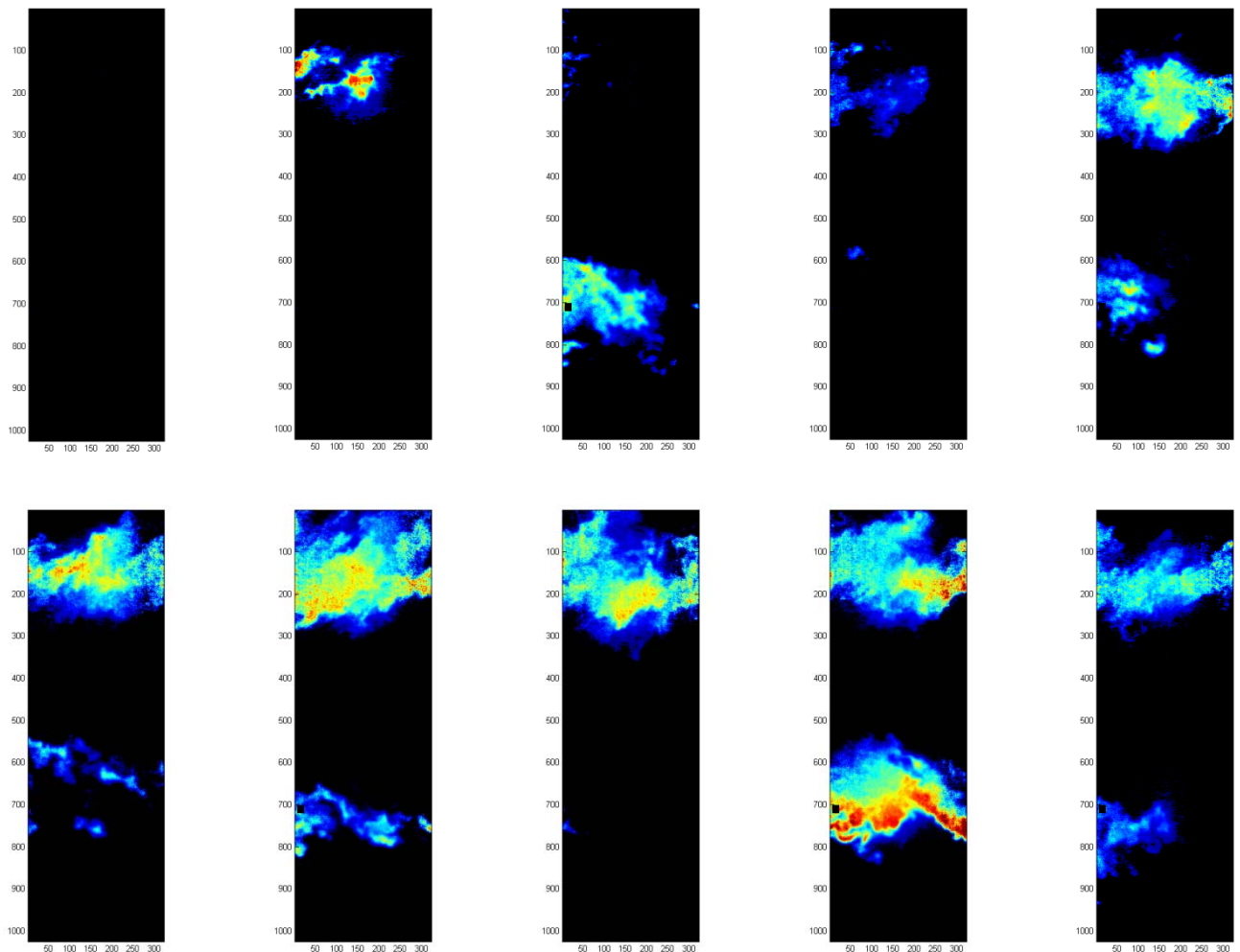


Figure 4 - Séquence de 10 images instantanées successives PLIF-OH enregistrées dans le 5<sup>ème</sup> secteur ( $96 < X < 116$  mm) du jet réactif supersonique. Taille de l'image :  $20 \times 64 \text{ mm}^2$ . Le jet se propage de gauche à droite.

La figure 5 montre les résultats déduits des mesures PIV. Sur l'image de gauche, le champ de vitesse moyenne a été reconstitué sur une distance de 290 mm depuis le plan de sortie de la tuyère. Les valeurs de X reportées sur la figure correspondent aux coordonnées axiales amont de chacun des 4 secteurs sondés. Cette image montre également les zones de recouvrement entre les différents champs mesurés. L'augmentation de l'étendue verticale de la zone de vecteurs vitesses lorsqu'on s'éloigne du plan de sortie de la tuyère traduit l'épaississement de la couche de mélange : en effet, aucune mesure hors de la couche de mélange sur l'extérieur du jet n'est possible faute de traceurs. Sur l'image de droite, le champ moyen de vitesse (avec un vecteur sur 10 pour plus de visibilité) obtenu en sortie de tuyère est superposé au champ moyen de vorticité. La zone où la vorticité change de signe correspond à la zone de cisaillement.

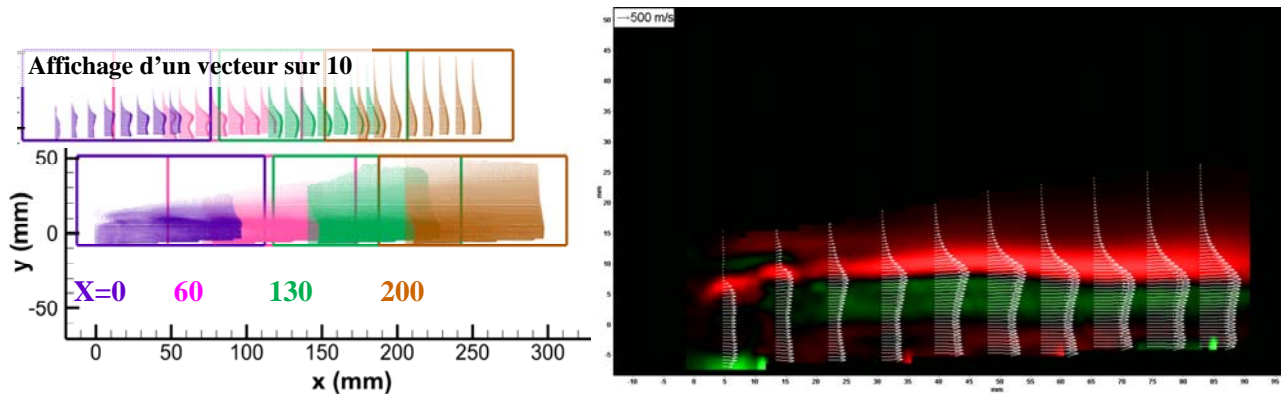


Figure 5 : Champs moyens (~5500 champs instantanés) obtenus par PIV dans le jet réactif supersonique : de vitesse (gauche), reconstitué sur une distance de 256 mm en aval du plan de sortie de la tuyère ( $X=0$ ) ; de vitesse et de vorticité, de 0 à 90 mm du plan de sortie de la tuyère

La figure 6 montre 12 champs instantanés successifs de lignes de courant déduites des champs de vitesse, obtenus entre 60 et 150 mm du plan de sortie de la tuyère. Ces champs font apparaître des structures en forme de « vagues », qui semblent correspondre à la partie inférieure de larges structures tourbillonnaires, telles que celle visible sur le champ 5. Il est parfois possible de suivre visuellement le déplacement de ces structures entre deux images successives (par exemples sur les champs 1 à 5), ce qui suggère que le suivi temporel est possible lorsque l'échelle spatiale de ces structures est suffisamment grande.

## 4 Comparaison entre résultats expérimentaux et simulations numériques

La simulation de la flamme de recombustion dans le panache d'un moteur-fusée est ardue à mettre en œuvre car des phénomènes physiques complexes entrent en jeu : jet supersonique, combustion turbulente, écoulement instationnaire. Les tirs expérimentaux réalisés sur le banc MASCOTTE servent alors de base de données de référence pour la validation des modèles utilisés pour les simulations numériques. Tout d'abord, un calcul stationnaire de type RANS (Reynolds-averaged Navier–Stokes equations) a permis une première estimation des caractéristiques globales des jets. Cependant, avec de telles équations moyennes, il n'est pas toujours possible de prédire correctement les caractéristiques du jet et de la flamme, les structures instationnaires restant inaccessibles. Afin d'obtenir une description plus fine des jets, une simulation LES (Large Eddy Simulation) s'est imposée. Elle permet d'améliorer la description de la turbulence dans le jet et la flamme et elle donne accès à des champs instantanés d'écoulements et à leurs moyennes pour une exploitation plus complète de ces résultats numériques.



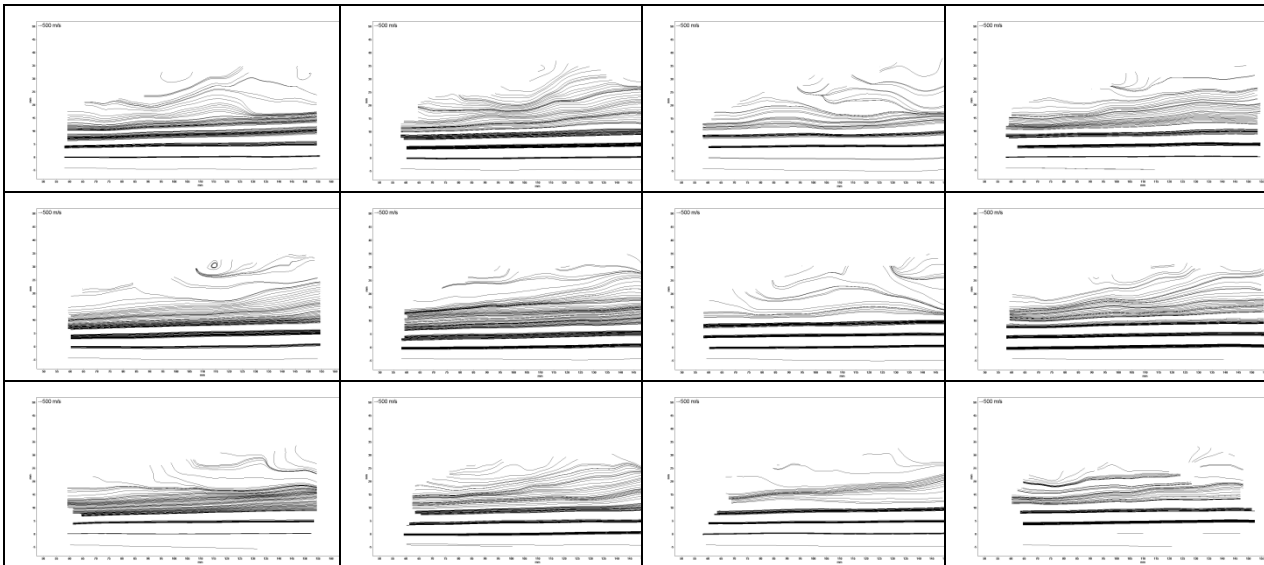
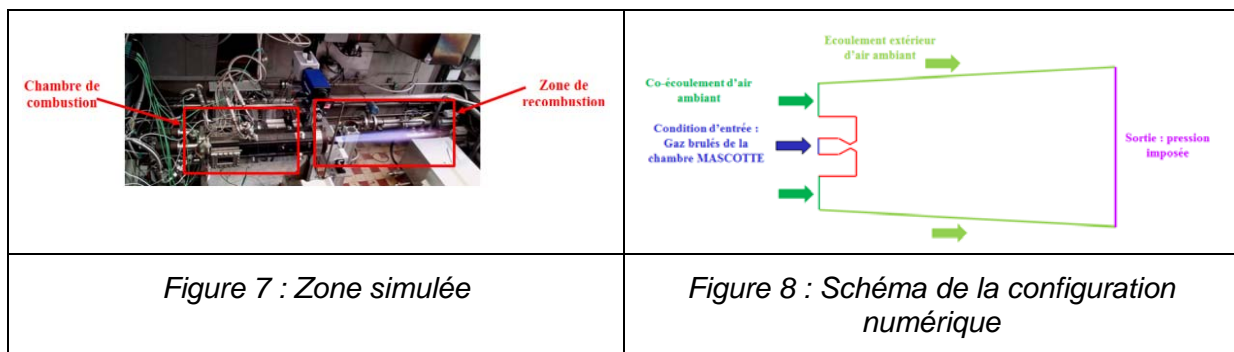


Figure 6 : Evolution temporelle des champs instantanés de lignes de courant obtenus entre 60 et 150 mm du plan de sortie de la tuyère

Pour la simulation seul le jet hors de la chambre de combustion est calculé (figure 7), en utilisant le code CEDRE de l'ONERA [6]. Un maillage structuré 2D-axisymétrique de 63000 éléments a été réalisé dans le cas du calcul RANS alors que la simulation LES a été effectuée sur un maillage 3D non structuré comportant 34 millions d'éléments. La figure 8 représente une vue schématique de la zone simulée. La condition d'entrée en amont de la tuyère correspond aux gaz brûlés en sortie de la chambre BHP pour un tir en  $\text{CH}_4/\text{O}_2$  à une pression de 8.5 bar et un rapport de mélange de 1.8. Un code de thermochimie permet de calculer la composition du mélange de ces gaz brûlés ainsi que leur température. Le jet supersonique en sortie de tuyère est donc un jet chaud à une température de 2 425 K. Un co-écoulement d'air ambiant est utilisé avec une vitesse de  $5 \text{ m.s}^{-1}$ . La pression est fixée à l'aval à la pression atmosphérique.



Pour débiter ces simulations complexes en LES, il a été choisi dans un premier temps des modèles simples notamment en ce qui concerne la combustion turbulente. Le temps physique simulé est de 6,5 ms soit environ 900 D/U où D est le diamètre de sortie de la tuyère et U la vitesse en sortie de tuyère. Des premières comparaisons ont ainsi pu être réalisées avec les résultats PIV. La figure 9 compare la vitesse sur l'axe des mesures PIV (bleu) et des résultats des simulations LES (rouge) et RANS (vert). L'axe des abscisses a été adimensionné par le diamètre de la sortie de la tuyère.

Les données expérimentales pour les valeurs de X/D inférieures à 5 sont à prendre avec précaution étant donné les vitesses importantes entrant en jeu en sortie de tuyère qui sont plus difficiles à mesurer par la PIV. La simulation LES donne un résultat cohérent avec les mesures entre X/D=5 et X/D=9 et améliore les résultats du calcul RANS. Ensuite les résultats

expérimentaux sont encadrés entre les résultats RANS et LES. Les différences entre le calcul LES et le calcul RANS apparaissent moins importantes sur les coupes radiales (figure 10) notamment pour  $X/D=6$  et  $X/D=8$ . A  $X/D=10$ , les deux calculs se suivent et restent éloignés de la courbe expérimentale. Pour des coupes à une abscisse plus grande, le calcul LES donne un résultat légèrement meilleur que le calcul RANS.

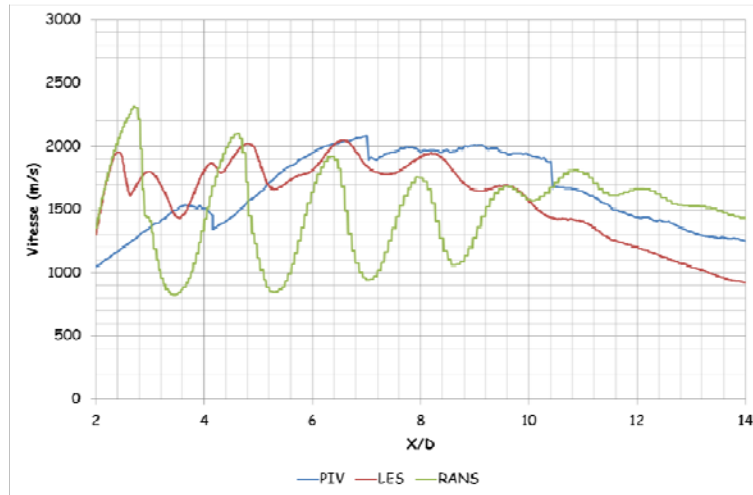


Figure 9 : Comparaison de la vitesse sur l'axe

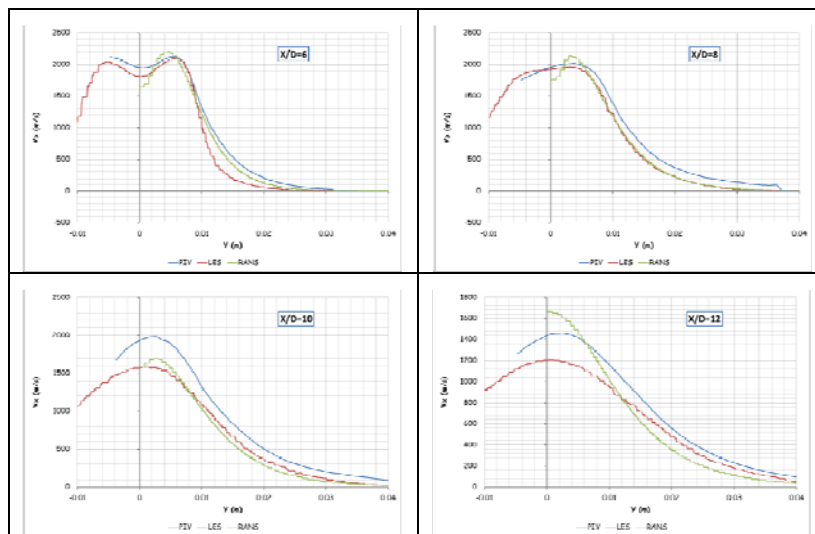
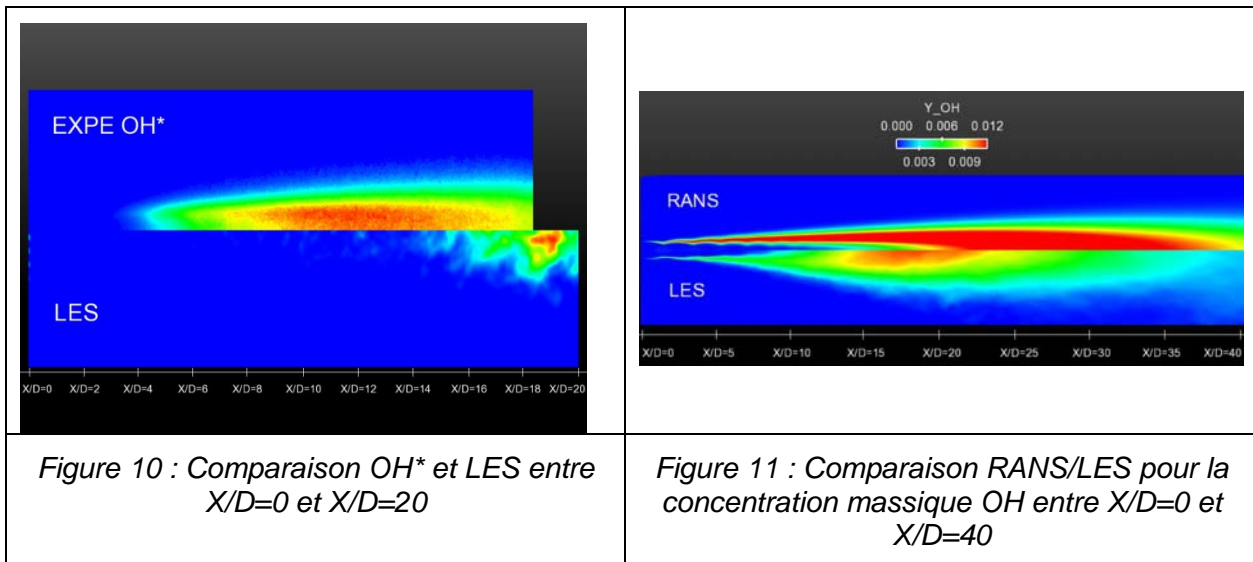


Figure 10 : coupes radiales du profil de vitesse

Les comparaisons avec les visualisations  $OH^*$  sont en cours d'exploitation. Elles demandent un post-traitement complexe afin de calculer le rayonnement de l'espèce  $OH$ , l'espèce  $OH^*$  n'apparaissant pas directement dans la cinétique de combustion. Chaque champ instantané doit être traité à l'aide d'un solveur de rayonnement et les images obtenues sont ensuite moyennées pour être comparées aux tirs expérimentaux. Ce traitement est très gourmand en temps. Des premières comparaisons basées sur des images ne moyennant que quelques instants montrent une flamme plus longue dans le cas de la simulation LES (figure 11), laissant supposer qu'un modèle de combustion turbulente plus complexe est nécessaire. Le même traitement ne peut être appliqué au calcul RANS qui ne donne qu'un champ moyen. Cependant, en comparant uniquement les fractions massiques de l'espèce  $OH$ , on peut noter une amélioration par rapport au calcul RANS. En effet, la figure 12 montre une flamme beaucoup plus courte en simulation LES qu'en simulation RANS.



Les comparaisons avec les résultats de PLIF-OH sont en cours et des perfectionnements des méthodes utilisées pour le calcul LES sont envisagés, comme le raffinement du maillage et la mise en place d'un modèle de combustion plus complexe.

## 5 Conclusion

Un jet supersonique avec flamme de post-combustion a été étudié expérimentalement sur le banc MASCOTTE de l'ONERA. La distance d'apparition de la flamme de post-combustion (par auto-allumage) depuis le plan de sortie de la tuyère, et l'épaississement de la couche de mélange réactive ont été mises en évidence par PLIF-OH. La flamme est décrochée de la tuyère d'une distance environ égale à 40 mm. L'aérodynamique de la couche de mélange a été caractérisée par PIV. L'emploi de ces deux techniques laser à haute cadence (~4 kHz) dans un jet supersonique avec post-combustion constitue, à la connaissance des auteurs, une première mondiale. Sur l'ensemble des essais menés en conditions réactives, des visualisations de l'émission de OH\* ont été synchronisées avec chacune de ces deux techniques laser, afin de tracer la zone de réaction et de disposer d'une référence de comparaison sur l'ensemble des essais. Si elle permet de mettre en évidence l'intermittence de la flamme, l'observation de séquences d'images instantanées successives obtenues par PLIF-OH montre qu'une cadence d'acquisition de 4 kHz reste insuffisante pour le suivi temporel des fines structures turbulentes dans un tel jet supersonique réactif. En revanche, à une cadence d'acquisition proche, le suivi temporel est possible sur des structures déduites des champs de vitesse obtenus par PIV dans la couche de mélange lorsque l'échelle spatiale de ces structures est suffisamment grande. Les résultats obtenus par PLIF-OH sont en accord avec les visualisations en champ large de l'émission de OH\* réalisées de manière synchrone avec l'imagerie LIF, lors de chaque essai.

Les résultats obtenus dans cette étude ont permis de constituer une base de données de mesures de référence sur une flamme de post-combustion de propulseur. Cette base permettra de valider la simulation LES réactive mise en œuvre pour simuler cette flamme. Les premiers résultats de simulation LES présentés dans cet article utilisent des modèles simples dans un premier temps, notamment en ce qui concerne la combustion turbulente. Les comparaisons entre ces simulations et les résultats expérimentaux montrent une amélioration par rapport aux simulations RANS, à la fois sur les niveaux de vitesse et sur la longueur de la flamme. Des perfectionnements des méthodes utilisées pour le calcul LES sont envisagés, comme le raffinement du maillage et la mise en place d'un modèle de combustion plus complexe.

La structure d'un jet supersonique non réactif a également été caractérisée sur la base de douze essais à l'hélium, non présentés dans cet article, afin d'enrichir la base de données déjà constituée par des données purement aérodynamiques.

## Remerciements

Les auteurs tiennent à remercier la Direction Scientifique Générale de l'ONERA pour le financement de cette étude. Des remerciements tout particuliers sont également adressés à David Carru, Eric Paux et Frank Vannier pour leur soutien technique.

## Références

- [1] Vingert L., Habiballah M., Vuillermoz P., Zurbach S., "Mascotte, a Test Facility for Cryogenic Combustion Research at High Pressure", 51<sup>st</sup> International Astronautical Congress, Rio de Janeiro, IAF-00-S.3.06, 2000.
- [2] Vingert L., Habiballah M., Vuillermoz P., "Upgrading of the Mascotte Cryogenic Test Bench to the LOX/Methane Combustion Studies", 4<sup>th</sup> Int. Conf. on Launcher Technology, Liège, Belgium, 2002.
- [3] Roblin A., Dubois I., Grisch F., Boischot A., Vingert L., "Comparison between computations and measurements of a H<sub>2</sub>/LOX rocket motor plume", AIAA paper 2002-3107, 8th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, St. Louis, Missouri, Etats-Unis, 24-26 June 2002.
- [4] Bresson A., Bouchardy P., Grisch F., "Experimental investigation of a supersonic rocket engine plume using OH\*- emission, OH-PLIF and CARS thermometry", 11<sup>th</sup> International symposium on applications of laser techniques to fluid mechanics, paper 16-4, 2002.
- [5] Bresson A., "Techniques d'imagerie quantitatives : fluorescence induite par laser appliquée aux écoulements et aux combustions", Thèse de l'université de Rouen, 2000.
- [6] Chevalier P., Courbet B., Dutoya D., Klotz P., Ruiz E., Troyes J., Villedieu P., "CEDRE : development and validation of a multiphysic computational software", 1<sup>st</sup> European conference for aerospace sciences, 2005.