

Campagne de recrutement sur contrats doctoraux 2018
Institut P'

ÉTUDE EXPÉRIMENTALE D'UNE INTERACTION ONDE DE CHOC-COUCHE
LIMITE AXISYMMÉTRIQUE

Institut/Département : PPRIME/D2

Equipe : 2AT

Directeur(s) de thèse : Eric Goncalvès

Co-encadrant(s) : Vincent Jaunet

Contact pour information : vincent.jaunet@ensma.fr

Salaires net mensuel : 1768€ brut / mois, CDD 3ans (*à modifier si co-financement*)

Mot-clés: instationnarité, onde de choc, couche limite, supersonique

1 Problématique Générale

L'interaction onde de choc / couche limite (SWBLI) est rencontrée dans une grande variété d'écoulements supersoniques [9]. Par exemple, lorsque les moteurs des lanceurs fonctionnent en régime sur-détendu, une onde de choc se forme à l'intérieur du divergent pour adapter la pression d'écoulement à la pression atmosphérique. Cette onde de choc est perçue comme un fort gradient de pression défavorable pour la couche limite amont, ce qui la force à se séparer de la paroi. Un croquis de cet écoulement est donné dans la figure 1 (gauche). Le SWBLI est également rencontré en paroi des avions supersoniques, en particulier en présence de changements brusques de maître-couple. Cet écoulement est représenté schématiquement en figure 1 (droite). Dans ces configurations, l'onde de choc oscille autour de sa position moyenne, provoquant des forces instables sur la structure du moteur ou de l'appareil [11, 9].

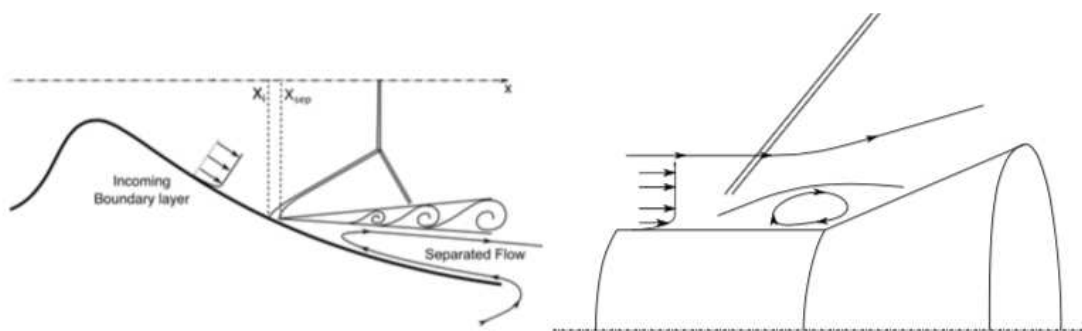


Figure 1: Gauche : décollement en tuyère en régime sur-détendu. Droite : décollement sur une rampe conique.

Ces oscillations de choc sont souvent désignées comme cause principale de l'apparition de forces dans la direction radiale de l'objet d'intérêt [12]. Ces forces hors axe, appelées «charges latérales» sont la raison principale pour laquelle un effort de recherche aussi important a été mené pour comprendre ce type d'écoulement. Pour des raisons pratiques, le SWBLI supersonique a néanmoins été plus largement étudié dans une configuration plane, bien que les moteurs et engins réels présentent une géométrie axisymétrique. Par

conséquent, le mécanisme d'oscillation de choc reste largement inexploré en configuration axisymétrique. L'objectif de cette thèse est d'étudier l'effet de la géométrie axisymétrique sur les instationnarités de l'interaction.

Les données recueillies serviront de références pour la réalisation de modèles numériques de l'interaction permettant une analyse plus fine de ces phénomènes. Enfin, ces données serviront à mettre en place des modèles simplifiés, représentatifs et dimensionnant, de ces phénomènes de charges latérales.

2 Programme de la thèse

Des considérations de symétrie montrent que les charges latérales sur la paroi sont entièrement dues au premier mode de Fourier de pression dans la direction azimutale ($m = 1$) (voir Jaunet et al. [10] par exemple). Cependant, les études précédentes se sont rarement focalisées sur la contribution de ce mode et l'interaction a bien souvent été étudiée en géométrie plane ce qui prohibe toute possibilité d'extraction de ce mode de Fourier.

Depuis les travaux pionniers de Schmucker [12], les études se sont principalement consacrées à la description des oscillations de l'onde de choc. On comprend, en effet, que de petites dissymétries de la position du choc en azimut peuvent générer des efforts latéraux. Cependant, la mesure de pression dans les tuyères est réalisée à des positions fixes [8]. Ceci a pour conséquence de i) rendre très complexe toute tentative de mise en similitude des fluctuations de pression en fonction du régime de fonctionnement de la tuyère [7]; et ii) de ne donner qu'une image partielle de la dynamique du mouvement du choc en paroi (on ne mesure que le passage du choc au droit du capteur).

En d'autres termes, les données jusqu'à présent disponibles expérimentalement manquent de résolutions spatiale et/ou temporelle pour répondre pleinement à la problématique. On se propose donc dans cette étude de mettre au point et d'utiliser des moyens modernes de mesure de la pression en paroi (par peinture sensible à la pression PSP) pour répondre aux interrogations exposées précédemment.

On se focalisera d'abord dans cette étude sur des géométries ouvertes qui, contrairement aux décollements en tuyères, permettront de découpler les effets dus à l'axisymétrie de ceux dus aux gradients de pression longitudinaux. Cette géométrie assure également l'accès optique nécessaire sur toute la circonférence de la maquette. On s'intéressera donc à un écoulement supersonique sur une géométrie de révolution telle que dessinée en figure 1 (à droite). Différents angles de rampes seront considérés afin de caractériser l'influence de l'intensité de l'interaction sur la structure spatio-temporelle des charges.

Nous exposons dans la suite le déroulement escompté de la thèse :

1. Préparation des moyens d'essais (12 mois)

Durant cette phase, le doctorant s'attachera à la préparation de la soufflerie S150, avec l'aide des équipes techniques de la plateforme Prométée, de manière à obtenir un écoulement permettant le développement d'une couche limite supersonique sur un cylindre. Une attention toute particulière sera donnée quant à l'instrumentation de la maquette afin de pouvoir décomposer le champ de pression en modes de Fourier en azimut.

En parallèle, des tests seront conduits pour affiner la connaissance des capacités du banc de PSP résolu en temps, en développement au laboratoire. Ces résultats cruciaux nous permettront d'affiner l'approche que nous utiliserons lors des campagnes d'essais.

2. Qualification de la tuyère et des conditions aux limites (6 mois)



Des visualisations strioscopiques moyennes et instantanées serviront à déterminer l'organisation spatiale de l'écoulement : positions moyennes des chocs, décollements et recollements.

Une mesure fine des quantités moyennes et turbulentes de la couche limite sera réalisée au moyen d'un vélocimètre laser Doppler. On vérifiera que la couche limite amont est bien turbulente et homogène en azimut. Si les conditions le permettent, une analyse fréquentielle des signaux de vitesse sera réalisée le long de l'interaction.

Le banc sera ensuite instrumenté afin de mesurer le profil de pression moyenne et fluctuante le long de l'interaction.

La comparaison de ces données avec les résultats de la littérature permettra de valider le montage expérimental.

3. Extraction de la dynamique du mode antisymétrique de pression (6 mois) Dans la suite de ces travaux nous tâcherons d'extraire la dynamique du mode anti- symétrique de Fourier en azimut. Le montage se verra donc instrumenté en capteurs de pression instationnaires dans les directions azimutale et axiale. La PSP semble toute indiquée pour cette approche et une campagne de mesure synchrone PSP - capteurs instationnaires sera menée. La PSP permettra a minima d'indiquer la position instantanée du pied de choc. Si elle s'avère suffisamment sensible, elle nous permettra d'obtenir aisément des cartographies spatio-fréquentielles de l'énergie de ce mode de Fourier. Dans le cas contraire, l'approche sera menée en utilisant les capteurs conventionnels.

4. Analyse des résultats et modélisation (12 mois)

Cette dernière partie de la thèse sera consacrée à la capitalisation des informations récoltées. On s'attachera notamment à modéliser les mouvements antisymétriques du choc et estimer les efforts latéraux induits par ces mouvements.

On discutera également la pertinence de l'approche menée dans ces travaux en regard des interactions observées à l'intérieur des tuyères.

3 Contexte

La thèse se déroulera à l'institut PPRIME (UPR 3346) de Poitiers au sein de l'équipe 2AT (Aérodynamique Acoustique Turbulence) dans l'activité aérodynamique compressible du groupe. Les expérimentations s'effectueront sur la soufflerie S150 de la nouvelle plateforme Prométée sur le site du Futuroscope.

4 Profil du candidat

Le candidat doit posséder un Master de Recherche (ou diplôme équivalent) en mécanique des fluides avec, si possible, une expérience en laboratoire. Des connaissances en aérodynamique compressible et dynamique des gaz seront appréciées.

Le candidat devra être à l'aise avec les aspects techniques inévitables en recherche expérimentale, et devra faire preuve d'un bon esprit pratique. Une bonne ouverture d'esprit, une grande ténacité pour surmonter les problèmes rencontrés et un esprit d'équipe permettant de s'intégrer dans l'équipe de recherche seront des atouts supplémentaires pour mener à bien cette thèse et ce projet.

Références bibliographiques de l'équipe

[1] Eric Goncalves, Guillaume Lehnasch, and Julien Herpe. Hybrid rans/les simulation of shock-induced separated flow in truncated ideal contour nozzle. In International Symposium on Shock Waves, 2017.



[2] V Jaunet, S Arbos, G Lehnasch, and S Girard. Wall pressure and external velocity field relation in overexpanded supersonic jets. *AIAA Journal*, pages 1–13, 2017.

[3] V Jaunet, JF Debiève, and P Dupont. Length scales and time scales of a heated shock-wave/boundary-layer interaction. *AIAA Journal*, 52(11):2524–2532, 2014.

[4] Tamon Nakano, Guillaume Lehnasch, and Eric Goncalves. Numerical study of shock wave-boundary layer interaction in cylinder-flare configuration. In *International Symposium on Shock Waves*, 2017.

[5] Sébastien Piponniau, Erwan Collin, Pierre Dupont, and Jean-francois Debiève. Reconstruction of velocity fields from wall pressure measurements in a shock wave/turbulent boundary layer interaction. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 35:176–186, 2012.

[6] MF Shahab, G Lehnasch, and TB Gatski. Streamwise relaxation of a shock perturbed turbulent boundary layer. In *Whither Turbulence and Big Data in the 21st Century?*, pages 93–115. Springer, 2017.

References

[7] W. J. Baars and C. E. Tinney. Transient wall pressures in an overexpanded and large area ratio nozzle. *Experiments in fluids*, 54(2):1–17, 2013.

[8] W. J. Baars, C. E. Tinney, J. H. Ruf, A. M. Brown, and D. M. McDaniels. Wall pressure unsteadiness and side loads in overexpanded rocket nozzles. *AIAA Journal*, 50(1):61–73, 2012. ISSN 0001-1452. doi: 10.2514/1.J051075.

[9] N. T. Clemens and V. Narayanaswamy. Low-frequency unsteadiness of shock wave/turbulent boundary layer interactions. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 46:469–492, 2014.

[10] V Jaunet, S Arbos, G Lehnasch, and S Girard. Wall pressure and external velocity field relation in overexpanded supersonic jets. *AIAA Journal*, pages 1–13, 2017.

[11] S Priebe, M Wu, and MP Martin. Direct numerical simulation of a reflected-shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction. *AIAA journal*, 47(5):1173, 2009.

[12] R. H. Schmucker. Flow process in overexpanded chemical rocket nozzles part 2: Side loads due to asymmetric separation. *Nasa Tech. Report*, 1973.