

PROPOSITION DE SUJET DE THESE

Intitulé : Contrôle actif de la transition à la turbulence sur une rampe de compression hypersonique

Référence : **MFE-DAAA-2022-017** (à rappeler dans toute correspondance)

Début de la thèse : 01/10/2022

Date limite de candidature : 31/05/2022

Mots clés

Optimisation, contrôle en boucle fermée, transition à la turbulence, écoulement hypersonique

Profil et compétences recherchées

Diplôme d'Ingénieur ou Master en mécanique des fluides ou mathématique appliquée

Présentation du projet doctoral, contexte et objectif

Une contrainte majeure pour le développement des véhicules hypersoniques est la prédiction et le contrôle des flux de chaleurs. Ce phénomène est particulièrement problématique sur les rampes de compression, dans la zone d'écoulement transitionnelle en aval du décollement. Ce dernier est généré par l'interaction entre une onde de choc et la couche limite amont (voir figure 1a). Proche du recollement, on observe des structures allongées précédant le développement de la turbulence pariétale, et ces « stries » transitoires génèrent d'importants surflux de chaleur (voir figure 1b). Les mécanismes physiques à l'origine des « stries » sont extrêmement variés [1,2,3]: instabilité intrinsèque de la bulle de recirculation, mécanisme de « lift-up », effets centrifuges (tourbillons de Görtler), effets baroclines ou encore interactions non-linéaires de modes obliques croissant dans la couche limite amont (voir figure 1a). Pour faire face à la diversité des mécanismes physiques à contrôler, une stratégie de contrôle active peut se révéler prometteuse.

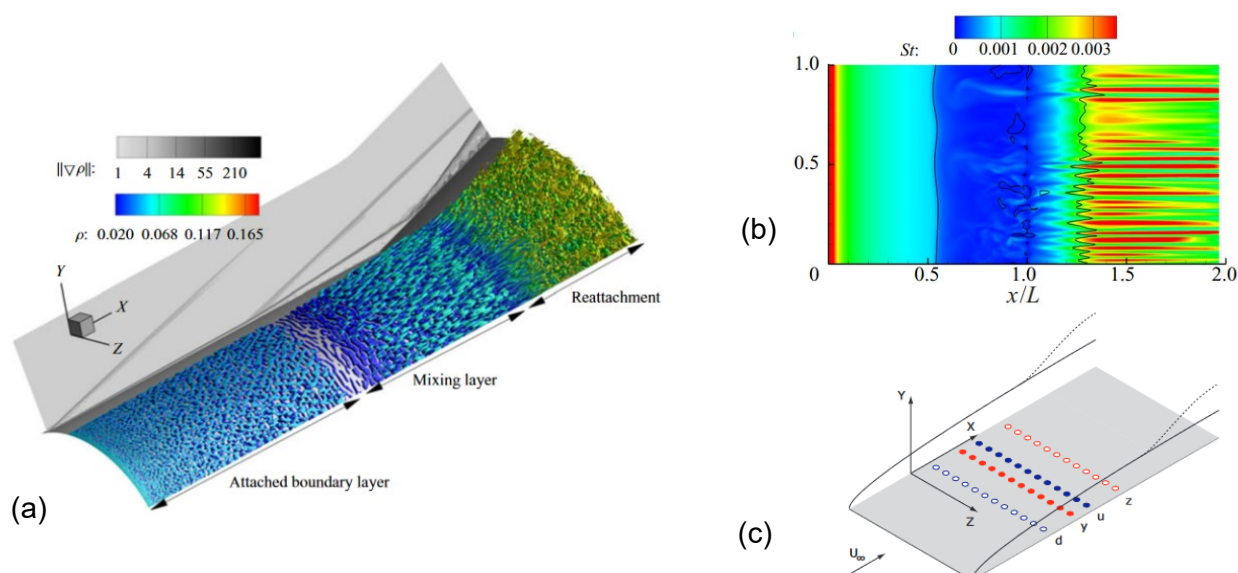


Figure 1: (a) Transition à la turbulence sur une rampe de compression (axisymétrique) en régime hypersonique [1]. (b) Cartographie du flux de chaleur pariétal (nombre de Stanton) sur une rampe de compression (bidimensionnelle) en régime hypersonique [3] (c) Configuration de contrôle feedback d'une couche limite transitionnelle où d , y , u et z désignent respectivement des perturbations localisées à la paroi, des capteurs d'estimation, des actionneurs et des capteurs de performance [4].

Néanmoins, la synthèse de lois de commande dans le contexte aérodynamique se heurte encore à des limitations d'ordre technologique et méthodologique. L'une des faiblesses majeures des méthodes de synthèse de contrôleur robuste actuellement utilisées est qu'elles exploitent des méthodes d'optimisation non-lisse [5] qui ne s'appliquent qu'à des modèles d'état de faible dimension $O(10^2)$. Ainsi, même si l'on dispose d'un modèle numérique fluide haute fidélité ($\gg 10^5$ degrés de liberté), il est impossible de l'exploiter pour la synthèse et des méthodes de réduction doivent systématiquement être employées pour compresser l'information [6]. Cela convient dans le cas où le nombre d'entrées (d et u sur la figure 1a) et de sorties (y et z sur la figure 1c) du modèle d'état est fixé à l'avance par la définition d'un nombre limité de perturbations, d'actionneurs et de capteurs choisis arbitrairement. Mais les phénomènes d'amplification à l'origine des stries de chaleurs représentées en figure 1b exploitent des perturbations très spécifiques, dont la nature et la localisation dans le volume sont susceptibles de varier en boucle fermée, en raison de la diversité des mécanismes physiques disponibles. Ainsi, un modèle réduit obtenu en boucle ouverte n'est pas forcément pertinent en boucle fermée, ce qui rend le paradigme actuel très insuffisant pour le contrôle robuste de ce phénomène. Une autre limitation de cette méthodologie est qu'elle ne permet pas l'optimisation des actionneurs et des capteurs (nombre, position amont/aval, orientation et nature du forçage, etc.), seule la loi de commande est optimisée, pour une configuration préalablement définie. Pour contrer au mieux les mécanismes d'amplification des perturbations, il convient donc d'optimiser conjointement la loi de commande, les actionneurs et capteurs, ce qui reste à ce jour impossible sur des configurations réalistes [7].

Le sujet de thèse proposé pose donc, sur une application d'intérêt militaire majeur, le défi de la grande dimension : comment synthétiser un contrôleur robuste à partir d'un modèle CFD linéaire, sans avoir recours aux méthodes traditionnelles de réduction ? Pour rendre l'approche viable en termes de temps de calcul, on exploitera des algorithmes d'algèbre linéaire adaptés aux matrices creuses de grande dimension rencontrées en mécanique des fluides. L'objectif de cette thèse est le développement de méthodes numériques innovantes permettant de mieux comprendre et de maîtriser des mécanismes physiques complexes tels que la transition à la turbulence sur les rampes de compression Au-delà de la problématique de réduction des flux de chaleur sur l'application hypersonique, il y a un réel enjeu à développer de nouvelles méthodes de synthèse robuste adaptées aux systèmes de grande dimension, afin d'éliminer le caractère itératif de la définition des actionneurs/capteurs pour le contrôle des écoulements et l'étape de réduction de modèle consécutive.

Références

- [1] Lugin, M., Beneddine, S., Leclercq, C., Garnier, E., & Bur, R. (2021). Transition scenario in hypersonic axisymmetrical compression ramp flow. *J. Fluid Mech.*, 907.
- [2] Dwivedi, A., Sidharth, G. S., Nichols, J. W., Candler, G. V., & Jovanović, M. R. (2019). Reattachment streaks in hypersonic compression ramp flow: an input–output analysis. *J. Fluid Mech.*, 880, 113-135.
- [3] Cao, S., Hao, J., Klioutchnikov, I., Olivier, H., & Wen, C. Y. (2021). Unsteady effects in a hypersonic compression ramp flow with laminar separation. *J. Fluid Mech.*, 912.
- [4] Fabbiane, N., Bagheri, S., & Henningson, D. S. (2015). Adaptive control of finite-amplitude 3D disturbances in 2D boundary-layer flows. In *Ninth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-9), Melbourne, Australia*.
- [5] Apkarian, P., & Noll, D. (2006). Nonsmooth H^∞ synthesis. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 51, 71-86.
- [6] Sipp, D., & Schmid, P. J. (2016). Linear closed-loop control of fluid instabilities and noise-induced perturbations: a review of approaches and tools. *Applied Mech. Rev.*, 68(2).
- [7] Chen, K. K., & Rowley, C. W. (2011). H2 optimal actuator and sensor placement in the linearised complex Ginzburg–Landau system. *J. Fluid Mech.*, 681, 241-260.

Collaborations envisagées

Jean-Christophe Robinet, DynFluid, ENSAM

Laboratoire d'accueil à l'ONERA

Département : Département Aérodynamique Aéroélasticité Acoustique

Lieu (centre ONERA) : Meudon

Contacts : Colin Leclercq

Tél. : 01 46 23 51 11

Email : colin.leclercq@onera.fr

Directeur de thèse

Nom : Denis Sipp, Jean-Christophe Robinet

Laboratoire : ONERA DAAA, DynFluid ENSAM

Tél. : 01 46 23 51 55, 01 44 24 62 77

Email : denis.sipp@onera.fr, jean-christophe.robinet@ensam.eu

Pour plus d'informations : <https://www.onera.fr/rejoindre-onera/la-formation-par-la-recherche>