

Robust reactive control of transition to turbulence of a supersonic boundary layer

*Contrôle réactif robuste de la transition à la turbulence d'une couche limite supersonique.*

**Soutenance de thèse - Pierre NIBOUREL**

**Vendredi 23 juin 2023 à 14H00**

En présentiel : **Salle AY 02-63 - ONERA Meudon**

En distanciel : **Jitsi** : [https://rdv.onera.fr/Soutenance\\_these\\_NIBOUREL](https://rdv.onera.fr/Soutenance_these_NIBOUREL)

Devant le jury composé de :

- **Directeur de Thèse :**
  - Éric GARNIER, Directeur de Recherche, ONERA/DAAA
- **Encadrant de Thèse :**
  - Colin LECLERCQ, Ingénieur de recherche, ONERA/DAAA
- **Rapporteurs :**
  - Peter JORDAN, Directeur de recherche, Institut Pprime, Université de Poitiers
  - Georgios RIGAS, Associate Professor, Imperial College London
- **Examineurs :**
  - Laurent CORDIER, Directeur de recherche, Institut Pprime, Université de Poitiers
  - Aimee S. MORGANS, Professor, Imperial College London
- **Invités :**
  - Fabrice DEMOURANT, Directeur de recherche, ONERA/DTIS
  - Denis SIPP, Directeur de recherche, ONERA/DAAA

\*\*\*

**Abstract / Résumé :**

Transition to turbulence of a boundary layer leads to an increase of the wall friction penalizing aircraft drag. At high speeds, the generated heat is significant and becomes a major concern for the design of supersonic/hypersonic vehicles. Transition to turbulence in boundary layers is initiated by amplification of external disturbances.

With low levels of disturbances, one can seek to limit their amplitudes in order to delay transition to turbulence by relying on classical linear tools of reactive control theory where the control action is continuously adjusted according to sensor measurements.

The issue of performance robustness, defined as the control law's ability to remain efficient in terms of perturbation amplitude reduction despite modelling errors or free-stream condition variations around the reference case, remains a major challenge for boundary layer flows due to their convective nature. This thesis aims to obtain a robust reactive control law to delay transition to turbulence of a supersonic boundary layer. Direct numerical simulations have been performed in 2D and 3D configurations to design robust control laws for a boundary layer at Mach 4.5.

The 2D studies, which allow to simplify the complexity of the problem and to easily address the issue of stability/performance robustness of the control laws, have shown that the most efficient control strategy is to place the estimation sensor downstream of the actuator (feedback configuration). When a simple controller does not provide the desired performance over the entire range of operating points considered, a gain scheduling method associated with a feedback configuration can be used.

In the 3D simulations, the linear growth of the first and second Mack modes is significantly reduced by the feedback control, which has a certain performance robustness by still reducing the disturbance amplitude despite noisy estimation sensors or free-stream velocity variations. By controlling the linear growth of both Mack modes, the laminar region of the boundary layer is extended in the controlled case and the transition to turbulence is delayed.

*La transition à la turbulence d'une couche limite entraîne une augmentation du frottement à la paroi pénalisant la traînée des avions. À très haute vitesse, l'échauffement engendré est significatif et devient une contrainte majeure pour la conception d'engins supersoniques/hypersoniques. La transition à la turbulence des écoulements pariétaux est initiée par l'amplification de perturbations extérieures.*

*Lorsque les perturbations sont de faible intensité, il est possible de limiter leurs amplitudes dans l'optique de retarder la transition à la turbulence en se basant sur les outils linéaires classiques de la théorie du contrôle réactif où l'action de contrôle est continuellement ajustée en fonction des mesures de capteurs.*

*La question de la robustesse en performance, définie comme la capacité de la loi de contrôle à rester efficace en termes de réduction d'amplitude des perturbations malgré des erreurs de modélisation ou des variations des conditions d'écoulement autour du cas de référence, reste un défi majeur pour les écoulements de couche limite en raison de leur nature convective.*

*Le travail de cette thèse consiste donc à obtenir une loi de commande réactive robuste pour retarder la transition vers la turbulence d'une couche limite supersonique. Des simulations numériques directes ont été réalisées dans des configurations 2D et 3D pour concevoir des lois de contrôle robustes pour une couche limite à Mach 4,5.*

*Les études 2D, qui permettent de simplifier la complexité du problème et d'aborder facilement la question de la robustesse en stabilité/performance des lois de commande, ont mis en évidence que la stratégie de contrôle la plus efficace consiste à placer le capteur*

*d'estimation en aval de l'actionneur (configuration feedback). Dès lors qu'un simple contrôleur ne fournit pas les performances souhaitées sur toute la plage de point de fonctionnement considérée, une méthode de séquençement de gain associée à une configuration feedback peut être utilisée.*

*Dans les simulations 3D, la croissance linéaire des premier et deuxième mode de Mack est considérablement réduite par le contrôle feedback qui présente une certaine robustesse en performance en réduisant toujours l'amplitude des perturbations malgré des capteurs d'estimation bruités ou des variations de vitesse de l'écoulement amont. En contrôlant la croissance linéaire des deux modes de Mack, la région laminaire de la couche limite est étendue dans le cas contrôlé et la transition vers la turbulence est retardée.*

**Key words / Mots clés :**

Supersonic, Transition, Reactive control, Closed-loop, Boundary layer

*Supersonique, Transition, Contrôle réactif, Boucle fermée, Couche limite*