

Optimal linear and non-linear solutions in hypersonic boundary layers: stability and open-loop control

Solutions optimales linéaires et non-linéaires dans une couche limite hypersonique : stabilité et contrôle en boucle ouverte

Soutenance de thèse – Arthur POULAIN

Mercredi 13 décembre 2023 à 14H00

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

En distanciel : **Jitsi** : https://rdv.onera.fr/Soutenance_these_POULAIN

Devant le jury composé de :

- **Directeur de Thèse :**
 - Denis SIPP, Directeur de Recherche, ONERA/DAAA
- **Encadrant de Thèse :**
 - Georgios RIGAS, Senior lecturer, Imperial College London
- **Rapporteurs :**
 - David FABRE, Maître de conférences, IMFT
 - Markus J. KLOKER, Research Director, University of Stuttgart
- **Examineurs :**
 - Ardeshir HANIFI, Docent, KTH
 - Jean-Christophe ROBINET, Professeur, ENSAM
- **Invités :**
 - Cédric CONTENT, Ingénieur ONERA/DAAA
 - Franck HERVY, Ingénieur, DGA/AID

Abstract / Résumé :

A key parameter for the design of hypersonic air-breathing vehicles is the flow state over its surface, whether the boundary layer is laminar or turbulent. While the former induces less heat-flux and skin-friction, reducing the weight of the thermal protection and the fuel

consumption, the latter is desirable to avoid any flow separation induced by the interaction with the shock waves. Laminar to turbulent transition is often produced by the growth of free-stream disturbances within the boundary layer. Therefore, the identification and control of the worst-case disturbances are the aim of this work.

We have developed numerical tools in the discrete global framework to identify the linear instabilities, compute their linear sensitivity, derive the non-linear optimal solutions and their corresponding optimal open-loop control. The methods rely on the Algorithmic Differentiation of the two-dimensional spatial discretisation of the equations governing the fluid dynamics. To maintain an affordable computational cost, the spanwise periodic instabilities are studied by Fourier expansion. The non-linear solutions are then derived in a pseudo-spectral form by Space-Time Spectral Method for time and spanwise dimensions. The optimal disturbances are finally found by adjoint procedure.

We have applied this framework to a Mach 4.5 attached boundary layer where the first Mack mode oblique breakdown prevails as the optimal transition scenario. Moreover, the optimal open-loop wall heat-flux and blowing/suction actuators were derived to damp the linear amplification of the three most predominant instabilities: the stationary streaks, the first and second Mack modes. Eventually, the optimal mean-flow heat-fluxes to delay or promote the optimal transition scenario have been computed.

Une donnée essentielle pour la conception des véhicules hypersoniques est la nature de l'écoulement le long de sa surface, à savoir si la couche limite est laminaire ou turbulente. Tandis qu'un écoulement laminaire induit moins de flux de chaleur et de frottement, réduisant le poids de la protection thermique ainsi que la consommation de carburant, un écoulement turbulent est souhaitable afin d'éviter la séparation de couche limite provoquée par l'interaction avec les ondes de choc. La transition laminaire/turbulent est souvent produite par l'amplification de perturbations extérieures au sein de la couche limite. Par conséquent, l'identification et le contrôle des perturbations les plus défavorables sont l'objet de ce travail.

Nous avons développé des outils numériques dans le formalisme mathématique discret de stabilité globale pour identifier les instabilités linéaires, calculer leur sensibilité linéaire, les solutions optimales non linéaires ainsi que leur contrôle optimal en boucle ouverte. Les méthodes employées s'appuient sur la Dérivation Automatique de la discrétisation spatiale bidimensionnelle des équations régissant la dynamique des fluides. Afin de maintenir un coût de calcul abordable, les instabilités périodiques selon la troisième direction spatiale (z) sont étudiées par développement de Fourier. Les solutions non linéaires sont ensuite calculées sous forme pseudo-spectrale par Space-Time Spectral Method selon le temps et selon z . Les perturbations optimales sont enfin déduites par optimisation adjointe.

Nous avons appliqué ces outils à une couche limite attachée, à un nombre de Mach de 4,5, où le scénario de transition optimal repose sur l'interaction non linéaire du premier mode oblique de Mack. De plus, les actionneurs optimaux de flux thermique et de soufflage/aspiration pariétaux en boucle ouverte ont été calculés afin d'amortir la croissance

linéaire des trois instabilités les plus prédominantes : les stries stationnaires, les premier et second modes de Mack. Enfin, les flux thermiques optimaux agissant sur le champ moyen pour retarder ou promouvoir le scénario de transition optimal ont été déterminés.

Key words / Mots clés :

Hypersonic flow, Boundary layer, Laminar to turbulent transition, Stability, Adjoint optimisation

Ecoulement hypersonique, Couche limite, Transition laminaire/turbulent, Stabilité, Optimisation adjointe