

Invitation à la soutenance de thèse

DIRECT NUMERICAL SIMULATION OF BOUNDARY LAYER TRANSITION CONTROL VIA ACOUSTIC METASURFACES

Riwan HAMMACHI

16 janvier 2025 à 14h00

Auditorium de l'ONERA

2 Av. Marc Pégélegrin, 31400 Toulouse.

Devant le jury composé de :

M ^{me} Taraneh SAYADI	CNAM	Rapporteure
M. Guillaume LEHNASCH	ISAE-ENSMA	Rapporteur
M. Xavier GLOERFELT	ENSAM	Examinateur
M. Christophe AIRIAU	IMFT	Examinateur
M. Alexander WAGNER	DLR	Examinateur
M ^{me} Estelle PIOT	ONERA	Directrice de thèse
M. Guillaume DAVILLER	CERFACS	Co-directeur de thèse
M. José CARDESA	ONERA	Encadrant

Résumé (Anglais)

The boundary layer flow can transition from a laminar to a turbulent regime, leading to significant increases in both friction and heat transfer at the wall. Consequently, high-speed vehicles may experience increased drag and excessive wall heating. During flight, this transition phenomenon from ordered to chaotic motion is initiated when relatively small atmospheric perturbations penetrate the boundary layer towards the leading edge, exciting the flow's natural instabilities. These instabilities then undergo linear amplification until critical amplitudes are reached. Beyond these amplitudes, non-linear interactions and three-dimensional effects arise, progressively filling the wall-bounded flow until it becomes fully turbulent.

This thesis focuses on the linear growth of instabilities in both subsonic and hypersonic two-dimensional boundary layers, exploring acoustic metasurfaces as passive control systems to delay or prevent the onset of turbulence. The first year was dedicated to adapting and implementing boundary conditions in a high-fidelity simulation code. Its capabilities were extended to include acoustic response effects of complex metasurfaces in order to accurately simulate the interactions between instabilities and the acoustic control device. The new features of the code were leveraged through direct numerical simulations (DNS) of canonical configurations, where the response of acoustically-reacting surfaces was modeled via time-domain impedance boundary conditions (TDIBCs). These unsteady simulations, covering a wide range of spatiotemporal scales, aimed to provide a detailed description of the interaction between an acoustically reacting surface and Tollmien-Schlichting waves in subsonic flows or second Mack mode waves in hypersonic flows.

The numerical investigations were complemented by linear stability analyses. A first case involving the boundary layer on a flat plate at Mach 0.12 was simulated with an experimentally measured acoustic impedance as the boundary condition. The aim was to mimic the passive effect of the acoustic response of a laminar flow control (LFC) system. In a similar fashion, the Mach 7.4 flow around a blunt cone was numerically simulated, accounting for the acoustic response of a ceramic matrix composite (CMC) material used in thermal protection systems (TPS) for hypersonic vehicles. An optimization process for the macroscopic parameters of the geometry of a CMC material was also carried out, enhancing its acoustic absorption performance.

Another aspect of the thesis dealt with the analysis of a flat plate at Mach 6, focusing on the dynamics of the second Mack mode both on cold and adiabatic walls. These dynamics are described using an original approach in terms of the interacting coherent structures associated with the fluid-thermodynamic components of the vortical, acoustic, and thermal perturbation fields.

Résumé (Français)

L'écoulement de la couche limite peut évoluer d'un régime laminaire vers un régime turbulent, ce qui entraîne une augmentation significative du frottement et des échanges de chaleur à la paroi. En conséquence, les véhicules hypervéloces peuvent subir une traînée accrue et un échauffement pariétal excessif. En vol, ce phénomène de transition dans le comportement de la couche limite, allant de l'ordonné au chaotique, débute lorsque de faibles perturbations atmosphériques pénètrent la couche limite près du bord d'attaque, excitant ses instabilités naturelles. Ces instabilités se développent ensuite par amplification linéaire jusqu'à atteindre des amplitudes critiques. Au-delà de ces amplitudes, des interactions non-linéaires et des phénomènes tridimensionnels émergent, entraînant la formation de régions turbulentes.

Cette thèse se concentre sur la croissance linéaire des instabilités au sein des couches limites bidimensionnelles subsoniques et hypersoniques, et explore l'utilisation de dispositifs de contrôle passifs, tels que les métasurfaces acoustiques, pour retarder ou prévenir le déclenchement de la turbulence. La première année a été consacrée à l'adaptation et à l'implémentation de conditions aux limites dans un code de simulation haute fidélité, afin d'étendre ses capacités pour intégrer les effets de réponse acoustique de métasurfaces complexes et simuler de manière précise les interactions entre les instabilités et les dispositifs de contrôle. En utilisant ces outils, des simulations numériques directes (DNS) de configurations canoniques ont ensuite été effectuées, où la réponse acoustique des surfaces acoustiquement réactives a été modélisée par le biais d'une condition aux limites d'impédance temporelle (TDIBC). Ces simulations instationnaires, couvrant une large gamme d'échelles spatio-temporelles, visaient à fournir une description fine de la dynamique du développement des ondes de Tollmien-Schlichting en régime subsonique et du second mode de Mack en régime hypersonique, ainsi que de leur interaction avec une surface acoustiquement réactive.

Ces investigations numériques ont été complétées par des analyses de stabilité linéaire. Un premier cas de couche limite sur une plaque plane à Mach 0,12 a été simulé en utilisant une impédance acoustique mesurée expérimentalement comme condition aux limites, afin de reproduire l'effet passif de la réponse acoustique d'un système de contrôle de la laminarité de l'écoulement (LFC). De façon analogue, l'écoulement autour d'un cône émoussé à Mach 7,4 a été simulé numériquement en tenant compte de la réponse acoustique d'un matériau composite à matrice céramique (CMC) utilisé dans les systèmes de protection thermique (TPS) des véhicules hypersoniques. Un processus d'optimisation des paramètres géométriques d'échelle macroscopique d'un matériau CMC a également été mis en œuvre pour améliorer ses performances en absorption acoustique.

Un dernier volet de la thèse a porté sur l'étude de la dynamique du second mode de Mack dans un cas de plaque plane à Mach 6, sur paroi froide et sur paroi adiabatique. Cette dynamique est décrite via une approche originale en termes d'interaction de structures cohérentes associées aux composantes thermodynamiques du champ de perturbation : vorticales, acoustiques et thermiques.

Mots clés (Anglais)

Aerodynamics; Laminar boundary layer; Stability; Transition; Acoustic metasurfaces; Direct numerical simulation

Mots clés (Français)

Aérodynamique; Couche limite laminaire; Stabilité; Transition; Métasurfaces acoustiques; Simulation numérique directe