Soutenance de thèse

Riwan HAMMACHI soutiendra sa thèse de doctorat, préparée au sein de l'équipe d'accueil doctoral ISAE-ONERA EDyF et intitulée « *Simulation haute fidélité du contrôle de la transition de la couche limite au moyen de métasurfaces acoustiques* »

Le 16 janvier 2024 à 14h00
à l'Auditorium de l'ONERA-Toulouse

devant le jury composé de

Mme Estelle PIOT	ONERA	Directrice de thèse
M. Guillaume DAVILLER	CERFACS	Co-directeur de thèse
M. Guillaume LEHNASCH	ISAE ENSMA	Rapporteur
Mme Taraneh SAYADI	CNAM	Rapporteure
M. Christophe AIRIAU	Université Toulouse III – Paul Sabatier	Examinateur
M. José CARDESA	ONERA	Examinateur
M. Xavier GLOERFELT	ENSAM Paris	Examinateur
M. Alexander WAGNER	Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt (DLR)	Examinateur

Résumé : L'écoulement de la couche limite visqueuse proche d'une paroi peut évoluer d'un régime laminaire à turbulent, ce qui entraîne une augmentation significative du frottement et des échanges de chaleur à la surface. En conséquence, les véhicules à haute vitesse peuvent subir une traînée accrue et un échauffement pariétal excessif. Ce phénomène de transition, d'un écoulement ordonné à chaotique, débute lorsque de faibles perturbations atmosphériques pénètrent l'écoulement de la couche limite près de la paroi, 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, sur paroi froide et sur paroi adiabatique, sur un cas académique de plaque plane à Mach 6. Cette dynamique est décrite via une approche originale en termes d'interaction des structures cohérentes associées aux composantes thermodynamiques, vorticales, acoustiques et thermiques du champ de perturbation.

Mots-clés : Aérodynamique, Couche limite laminaire, Stabilité, Transition, Métasurfaces acoustiques, Simulation numérique directe

Summary: The wall-bounded boundary layer flow can transition from a laminar to a turbulent regime, leading to a significant increase in friction and heat transfer at the surface. Consequently, high-speed vehicles may experience increased drag and excessive wall heating. This transition phenomenon, from an ordered flow to chaotic motion, is initiated when relatively small atmospheric perturbations penetrate the boundary layer flow, triggering the flow's natural instabilities. These instabilities then undergo linear amplification until critical amplitudes. Beyond these amplitudes, nonlinear 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 and explores the use of acoustic metasurfaces 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 to extend its capabilities for incorporating the acoustic response effects of complex metasurfaces and accurately simulating the interactions between instabilities and control devices. Leveraging these tools, direct numerical simulations (DNS) of canonical configurations were subsequently performed, with the acoustic response of reactive acoustic surfaces modeled by a time-domain impedance boundary condition (TDIBC). These unsteady simulations, covering a wide range of spatiotemporal scales, aimed to provide a detailed description of the dynamics of Tollmien-Schlichting wave development in subsonic flows and the second Mack mode in hypersonic flows, as well as their interaction with an acoustically reactive surface. These 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, aiming 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 geometric parameters of a CMC material was also carried out in order to enhance its acoustic absorption performance. Another aspect of the thesis concerned the analysis of the dynamics of the second mode of Mack, both on a cold wall and on an adiabatic wall, in the context of an academic case of a flat plate at Mach 6. These dynamics are described using an original approach in terms of the interaction of coherent structures associated with the fluid-thermodynamic, vortical, acoustic, and thermal components of the perturbation field.

Keywords: Aerodynamics, Laminar boundary layer, Stability, Transition, Acoustic metasurfaces, Direct numerical simulation