

Soutenance de thèse

Thomas BERGIER soutiendra sa thèse de doctorat, préparée au sein de l'équipe d'accueil doctoral ISAE-ONERA EDyF et intitulée « *Étude numérique de stratégies de contrôle de l'interaction choc/couche limite en présence d'effets de dérapage* »

Le 26 juin 2024 à 14h00, salle des thèses ISAE-SUPAERO

devant le jury composé de

M. Laurent JOLY	ISAE-SUPAERO	Directeur de thèse
M. Stéphane JAMME	ISAE-SUPAERO	Co-directeur de thèse
M. Jean-Christophe ROBINET	Arts et Métiers ParisTech	Rapporteur
M. Neil SANDHAM	University of Southampton	Rapporteur
M. Guillaume LEHNASCH	ISAE-ENSMA	
M. Emanuele MARTELLI	Politecnico di Torino	

Résumé : L'interaction entre une onde de choc et une couche limite turbulente (IOCCL) est un phénomène présent dans de nombreuses applications aéronautiques et aérospatiales (entrée d'air supersonique, tuyère d'éjection de fusée, voilure et fuselage d'aéronefs supersoniques, etc). Cette interaction, conduisant généralement à de forts décollements de la couche limite, induit des effets néfastes notables concernant le bon fonctionnement de ce genre d'appareils, générant potentiellement une réduction des performances aérodynamiques (diminution des performances du moteur dans le cas d'une entrée d'air, augmentation de la traînée et du rayonnement acoustique) ainsi que d'importants chargements thermiques et des fluctuations de pression élevées. Ces dernières, associées à une dynamique très basse fréquence (liée aux mouvements du pied de l'onde de choc) sont susceptible de causer une fatigue structurelle et d'endommager durablement les appareils. Pour ces raisons, ce phénomène a été largement étudié par la communauté scientifique, que ce soit de manière expérimentale ou numérique. La plupart de ces études se sont concentrées sur l'IOCCL dite "canonique", dans laquelle la direction principale de l'écoulement est orthogonale au plan de l'onde de choc, générant une interaction principalement bi-dimensionnelle et homogène dans la direction transverse. Le but de cette thèse est d'étudier le phénomène d'IOCCL en y introduisant un angle de "dérapage" (β), amenant à configuration dans laquelle la direction de l'écoulement amont n'est plus orthogonal au plan du choc incident, introduisant de potentiels effets tri-dimensionnels et permettant de se rapprocher d'un cas réel d'IOCCL. Pour ce faire, une campagne numérique de simulations aux grandes échelles est menée avec un nombre de Mach amont $M^\infty=2.7$ et un nombre de Reynolds basé sur l'épaisseur de quantité de mouvement de la couche limite de $Re_\theta=3400$. Au total, quatre angles de dérapages sont étudiés (comprenant le cas canonique), $\beta=[0; 15; 20; 40]^\circ$. L'objectif de ces simulations est de quantifier les différences entre les cas dérapés et le cas canonique, à la fois sur l'écoulement moyen et sur la dynamique instationnaire de l'IOCCL. Pour cela, les simulations sont réalisées sur des temps physiques suffisamment longs pour capturer plusieurs dizaines de cycles basse fréquence, permettant l'analyse complète du comportement instationnaire du phénomène. L'analyse des cas dérapés montre notamment l'apparition d'énergie pour des fréquence plus élevées que celles

usuellement associées aux mouvements de l'onde de choc. Ces fréquences sont reliées à des structures présentes au niveau de la ligne de décollement et convectives dans la direction transverse. Dans une optique de contrôle de l'IOCCL et afin de réduire les effets nocifs précédemment mentionnés, des simulations avec des dispositifs de contrôle passifs placés dans la couche limite en amont de l'interaction sont aussi mises en place. Ces derniers génèrent, dans le cas non dérapé, deux tourbillons longitudinaux contra-rotatifs permettant une redistribution de la quantité de mouvement dans la couche limite amenant à une modulation transverse de la taille de la zone décollée ainsi qu'à une réduction globale de la longueur de décollement. De plus, la dynamique instationnaire de l'IOCCL se trouve être modifiée, notamment dans le sillage direct du mVG où l'activité basse fréquence est atténuée comparativement au cas sans contrôle. L'effet du dérapage est aussi étudié pour cette géométrie en présence de mVG afin d'en quantifier le potentiel de contrôle dans une configuration non canonique, mais un seul angle de dérapage, $\beta=20^\circ$, est ici analysé. Les résultats indiquent que la structure tourbillonnaire du sillage des mVGs est fortement modifiée en présence de dérapage, induisant une diminution de leur efficacité. Cette conclusion est valable à la fois en ce qui concerne la taille de la zone décollée, mais aussi vis-à-vis de la dynamique instationnaire.

Mots-clés : Interaction choc/couche limite, Simulation aux Grandes Échelles (LES), Aérodynamique supersonique, Contrôle d'écoulements

Summary: The interaction between a shock wave and a turbulent boundary layer (SBLI) is a phenomenon present in many aeronautical and aerospace applications (supersonic air intakes, rocket ejection nozzles, supersonic aircraft wings and fuselages, etc.). This interaction, generally leading to strong boundary layer separation, induces significant spurious effects, potentially generating a reduction in aerodynamic performance (reduced engine performance in the case of an air intake, increased drag and acoustic radiation) as well as high thermal loads and pressure fluctuations. The latter, combined with very low-frequency dynamics (linked to the motion of the foot of the shock wave), are likely to cause structural fatigue and lasting damage to aircraft.

For these reasons, this phenomenon has been widely studied by the scientific community, both experimentally and numerically. Most of these studies have focused on the so-called "canonical" SBLI, in which the main flow direction is orthogonal to the plane of the shock wave, generating a predominantly two-dimensional and homogeneous interaction in the spanwise direction. The aim of this thesis is to study the SBLI phenomenon by introducing a "sweep" angle (β), leading to a configuration in which the upstream flow direction is no longer orthogonal to the plane of the incident shock, introducing potential three-dimensional effects and getting closer to a real SBLI application case.

To this end, a numerical campaign of large eddies simulations is conducted with an upstream Mach number $M_\infty=2.7$ and a Reynolds number based on the boundary layer momentum thickness of $Re_\theta=3400$. A total of four sweep angles are studied (including the canonical case), $\beta=[0; 15; 20; 40]^\circ$. The aim of these simulations is to quantify the differences between the swept cases and the canonical case, both on the mean flow and on the unsteady dynamics of the SBLI. To achieve this, the simulations are carried out over physical times long enough to capture several tens of low-frequency cycles, enabling a complete analysis of the unsteady behavior of the phenomenon. In particular, analysis of the swept cases shows the appearance of energy at frequencies higher than those usually associated

with shock wave motion. These frequencies are linked to structures present in the vicinity of the separation line and convective in the spanwise direction.

With the aim of controlling the SBLI and reducing the harmful effects mentioned above, simulations are also carried out with passive control devices placed in the boundary layer upstream of the interaction. In the non-swept case, these generate two longitudinal contra-rotating vortices, which redistribute the momentum in the boundary layer, leading to spanwise modulation of the size of the separated zone and an overall reduction in separation length. In addition, the unsteady dynamics of the SBLI are modified, particularly in the direct wake of the mVG, where low-frequency activity is attenuated compared with the uncontrolled case. The effect of sweep is also investigated for this geometry in presence of mVGs in order to quantify their control potential in a non-canonical configuration, but only one sweep angle, $\beta=20^\circ$, is analyzed here. The results indicate that the vortex structure of the wake of mVGs is strongly modified in the presence of sweep, inducing a decrease in their efficiency. This conclusion is valid both with regard to the size of the detached zone, but also with unsteady dynamics.

Keywords: Shock wave / Boundary layer interaction, Large Eddy Simulation (LES), Supersonic Aerodynamics, Flow Control