



Étude de la stabilité, de la réceptivité et du contrôle de la couche limite à partir d'analyses globales linéarisées.

Study of the boundary layer stability, receptivity, and control based on linearized chordwise-global analyses.

Soutenance de thèse – Euryale KITZINGER

Le jeudi 23 Mars 2023 à 14 H 00

En présentiel : **Salle AY-02-62 – Centre ONERA de Meudon**

En distanciel : **Lien jitsi : <https://rdv.onera.fr/SoutenanceEuryale>**

Devant le jury composé de :

- Directeurs de Thèse :

- * Denis SIPP, DAAA/MAAA, ONERA Meudon, France
- * Estelle PIOT, DMPE/STAT, ONERA Toulouse, France

- Président du jury :

- * Jean-Christophe ROBINET, Arts et Métiers ParisTech (Laboratoire de Dynamique des Fluides), Paris, France

- Rapporteurs :

- * Frédéric ALIZARD, École Centrale de Lyon (Laboratoire de Mécaniques des Fluides et d'Acoustique), Ecully, France
- * Carlo COSSU, CNRS (LHEEA), Nantes, France

- Examineur :

- * Ardeshir HANIFI, KTH Royal Institute of Technology (Department of Engineering Mechanics, FLOW Centre), Stockholm, Suède

- Encadrant :

- * Olivier MARQUET, DAAA/MAPE, ONERA Meudon, France

---0---

Résumé / Abstract

Une manière de diminuer la traînée de frottement d'un avion est d'étendre la zone de laminarité de la couche limite sur ses ailes. La transition est souvent modélisée à travers l'amplification d'instabilités qui se développent au sein de la couche limite. Lorsque ces instabilités ont des amplitudes suffisamment faibles, leur croissance suit un mécanisme linéaire. Historiquement, en partie dû à la limitation de la puissance de calcul, les études de ces instabilités se sont faites à travers l'utilisation de méthodes locales, ce qui a pour principale limitation de nécessiter des hypothèses sur l'écoulement ou les instabilités recherchées. L'objectif de la thèse est alors d'étendre, à l'aide d'analyses globales dans la direction de la corde et prenant en compte l'ensemble du bord d'attaque, les études des instabilités se développant sur un profil réaliste en flèche et pouvant être à l'origine de la transition. Dans un premier temps, nous avons procédé à des analyses de stabilité temporelles, permettant de calculer les perturbations susceptibles de

.../...

croître exponentiellement en temps au sein de la couche limite. Nous avons identifié les configurations d'écoulement instables et calculé la structure spatiale des modes marginaux afin de comprendre le mécanisme d'instabilité en jeu et mesurer l'influence des paramètres de la configuration sur la stabilité de l'écoulement.

Dans un second temps, nous nous sommes intéressés à l'étude de la réceptivité aux rugosités de paroi en utilisant la décomposition en valeurs singulières de l'opérateur résolvant. Cette méthode donne accès aux rugosités les plus critiques et aux perturbations associées ce qui, en plus de fournir des informations intrinsèques à l'écoulement, peut permettre de calculer à moindre coût la perturbation engendrée par une rugosité donnée. Pour finir, nous avons étudié le contrôle passif à la paroi des valeurs singulières de l'analyse de résolvant précédente. Les contrôles par soufflage/aspiration et par déformation de paroi ont été considérés. La sensibilité par rapport à cette première stratégie de contrôle a été calculée à partir de l'introduction de Lagrangiens appropriés, tandis qu'un formalisme faiblement non-linéaire a été utilisé pour traiter le contrôle par déformation de paroi.

One way to decrease the friction drag of an aircraft is to extend the laminar region of the boundary layer on its wings. The transition is often modeled through the amplification of instabilities that develop within the boundary layer. When these instabilities have sufficiently small amplitudes, their growth follows a linear mechanism. Historically, partly due to computational limitations, the studies of these instabilities have been done through local methods, which has for main limitation to require assumptions on the flow or instabilities sought. The objective of this thesis is then to extend, using analyses that are global in the chordwise direction and taking into account the whole leading edge, the studies of the instabilities developing on a realistic swept airfoil.

First, we performed temporal stability analyses, providing the perturbations likely to grow exponentially in time within the boundary layer. We identified the unstable flow configurations and examined the spatial structure of marginal modes to understand the instability mechanisms at play and to measure the influence of the configuration parameters on the destabilization of the flow.

In a second step, we studied the receptivity to wall roughness by using the singular value decomposition of the resolvent operator. This method is useful to compute the most critical roughness and the associated perturbations which, in addition to providing intrinsic information about the flow, can allow one to calculate at a lower computational cost the perturbation triggered by a given roughness. Finally, we studied the passive wall control of the singular values of the previously mentioned resolvent analysis. Both blowing/suction and wall deformation control were considered. The sensitivity with respect to this first control strategy was derived from a constrained optimization with the introduction of appropriate Lagrangians, while a weakly nonlinear formalism was used to address the wall deformation control.

---0---

Mots clés / Key words :

DYNAMIQUE DES FLUIDES ; COUCHE LIMITE ; TRANSITION ; INSTABILITES

FLUID DYNAMICS ; BOUNDARY LAYER ; TRANSITION ; INSTABILITIES