



Etude d'un écoulement turbulent à haut Reynolds autour
d'un profil proche du décrochage.

Une approche couplant théorie de la bifurcation et formalisme RANS.

*Study of a high Reynolds flow around a two-dimensional airfoil near stall.
An approach coupling bifurcation theory and RANS framework.*

Soutenance de thèse – Denis Busquet

Mercredi 24 juin 2020 à 10 H 00

en Visioconférence (organisée par l'Ecole Doctorale)

<https://zoom.us/j/93711737138?pwd=dTdMNUZpNkE2WmVPTm5rYkwwamxiQT09>

Devant le jury composé de :

- Rapporteurs :
 - * Laurette TUCKERMAN (Directeur de Recherche), Sorbonne Université PMMH-ESPCI, Paris, France
 - * Esteban FERRER (Professeur), Universidad Politécnica ETSIAE-UPM, Madrid, Espagne
- **Directeur de Thèse :**
 - * Denis SIPP (Directeur de Recherche), ONERA, Meudon, France
- **Co-Directeur de Thèse :**
 - * Matthew JUNIPER (Professeur), Cambridge University, Cambridge, Angleterre
- Examineurs :
 - * Anthony GARDNER (Ingénieur), DLR, Göttingen, Allemagne
 - * Luc PASTUR (Professeur), ENSTA-IMSIA, Paris, France
- Encadrants :
 - * François RICHEZ (Maître de Recherche), ONERA, Meudon, France
 - * Olivier MARQUET (Maître de Recherche), ONERA, Meudon, France
- Invités :
 - * Franck HERVY, DGA, Paris, France
 - * Christopher HUTCHIN, Dstl, Sevenoaks, Angleterre

---0---

Résumé :

Le phénomène de décrochage est souvent décrit comme une chute soudaine de portance lorsque l'angle d'incidence augmente. Ce phénomène est préjudiciable aux avions et aux hélicoptères et limite leur enveloppe de vol. Plusieurs études numériques et expérimentales, particulièrement centrées sur le décrochage statique (i.e. pour des ailes fixes), ont révélé des phénomènes apparaissant proche de l'angle de décrochage : des oscillations basses fréquences et une hystérésis des coefficients aérodynamiques. Le premier phénomène se traduit par une oscillation de la portance entre une valeur maximale et une valeur minimale obtenues quand l'écoulement est respectivement attaché ou détaché. Le nombre de Strouha

associé ($St \sim 0.02$) est habituellement un ordre de grandeur plus faible que le nombre de Strouhal ($St \sim 0.2$) du lâcher tourbillonnaire qui apparaît pour de plus grandes incidences. Le second phénomène est caractérisé par l'existence de solutions moyennées en temps autour de l'angle de décrochage qui diffèrent selon que l'angle d'attaque est augmenté ou diminué.

L'objectif de cette thèse est d'avoir une meilleure compréhension de l'origine du décrochage et de ces deux phénomènes grâce à des simulations numériques d'écoulements turbulents modélisés par une approche RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes). Une combinaison de diverses approches numériques et théoriques (simulations instationnaires, continuation de solutions stationnaires, stabilité linéaire et analyse de bifurcation) est développée et appliquée dans le cas du décrochage d'un profil 2D de pale d'hélicoptère, le OA209, à bas nombre de Mach ($M \sim 0.2$) et haut nombre de Reynolds ($Re \sim 1.8 \times 10^6$).

Des solutions stationnaires sont calculées pour différents angles d'attaques en considérant le modèle de turbulence de Spalart-Allmaras et en utilisant des méthodes de continuation (continuation naïve et méthode du pseudo-arclength).

Les résultats mettent en évidence une branche supérieure (à haute portance), une branche inférieure (à basse portance) et, entre les deux, une branche du milieu. Pour un même angle d'attaque, des solutions coexistent proche de l'angle de décrochage sur chacune des branches, ce qui est caractéristique d'un phénomène d'hystérésis. Des analyses de stabilité linéaire réalisées autour de ces états d'équilibres révèlent l'existence d'un mode instable basse fréquence associé au décrochage. L'évolution des valeurs propres associées à ce mode le long des branches stationnaires nous permet d'établir une première version du diagramme de bifurcation. Afin de le compléter, des calculs RANS instationnaires sont réalisés et des cycles limites basse fréquence sont identifiés sur une plage réduite d'angles d'attaque proches du décrochage.

Ces solutions périodiques sont caractérisées par des valeurs de portance maximales et minimales plus grandes et plus petites que celles des solutions stationnaires à haute et basse portance associées, respectivement. Pour clarifier la formation et la disparition de ce cycle limite basse fréquence et permettre une meilleure compréhension du scénario de bifurcation, un modèle à une équation reproduisant les caractéristiques linéaires du phénomène est proposé. Ce modèle non-linéaire du décrochage statique est calibré sur les états stationnaires et leur comportement linéaire obtenus par calculs RANS. Une étude du comportement non-linéaire de ce modèle révèle un scénario possible qui pourrait conduire à l'apparition et à la disparition du cycle limite basse fréquence. Finalement, le cas d'un NACA0012 à nombre de Reynolds $Re \sim 1.0 \times 10^6$ est considéré pour valider la robustesse du scénario identifié.

Abstract:

Airfoil stall is commonly described as a sudden drop of lift when increasing the angle of attack. This phenomenon is detrimental to aircrafts and helicopters, since it strongly limits their flight envelope. Past experimental and numerical investigations, specifically dedicated to static stall (i.e. for rigid wings), have clearly identified two phenomena which appear close to the stall angle: low-frequency oscillations and hysteresis of the lift coefficient. The first one is an oscillation of the lift between maximal and minimal values obtained when the instantaneous flow is attached and fully separated, respectively. The corresponding Strouhal number ($St \sim 0.02$) is usually an order of magnitude lower than the Strouhal number ($St \sim 0.2$) of the vortex-shedding that may appear for larger angles of attack. The second phenomenon is characterized by the existence of different time-averaged solutions around the stall angle depending on whether the angle of attack is increased or decreased.

The objective of this thesis is to better understand the origin of stall and of these two phenomena using numerical simulations of turbulent flows modelled in the RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) framework. A combination of various numerical and theoretical approaches (unsteady simulations, continuation of steady solutions, linear stability and bifurcation analyses) have been developed and applied to the stall of a 2D helicopter blade airfoil OA209 at low Mach number ($M \sim 0.2$) and high Reynolds number ($Re \sim 1.8 \times 10^6$).

Steady RANS computations are performed using Spalart-Allmaras model to obtain steady states for several angles of attack taking advantage of continuation methods (naive continuation and pseudo-arclength method). The results highlight one upper branch (of high lift), one lower branch (of low lift) and, in between, a middle branch. Close to stall, for a same angle of attack, solutions coexist on each branch, characterizing a hysteresis phenomenon. Linear stability analyses performed around these equilibrium states reveal the existence of a low-frequency unstable mode associated to stall. The evolution of the corresponding eigenvalues along the branches of steady solutions allows us to establish a first sketch of the bifurcation scenario. Unsteady RANS computations are carried out to complete it. Low-frequency limit-cycle solutions have been identified in a narrow range of angles of attack close stall. These periodic solutions are characterized by maximal and minimal instantaneous values of the lift that are larger and lower than the associated high-lift and low-lift steady solutions, respectively. To clarify the formation and disappearance of this low-frequency limit cycle, and thus improve our knowledge about the bifurcation scenario, a one-equation model reproducing the linear characteristics of the phenomenon is proposed.

This nonlinear static-stall model is calibrated on the steady states and their linear behavior obtained with RANS computations. A study of the nonlinear behavior of this model then reveals a possible scenario leading to the appearance and collapsing of the low frequency limit cycle. Finally, the case of a NACA0012 at $Re \sim 1.0 \times 10^6$ is considered to check the robustness of the scenario identified.

---0---

Mots clés / Key words :

DECROCHAGE, ECOULEMENT TURBULENT, RANS, STABILITE GLOBALE, BIFURCATION
STALL, TURBULENT FLOW, RANS, GLOBAL STABILITY, BIFURCATION