



# Étude phénoménologique du décrochage dynamique sur un rotor d'hélicoptère en vol d'avancement.

Soutenance de thèse – Camille Castells

**Mercredi 9 décembre 2020 à 14 H 30**

**en Visioconférence** (organisée par l'ONERA)

<https://rdv.onera.fr/SoutenanceCamilleCastells>

## Devant le jury composé de :

- Rapporteurs :
  - \* Karen MULLENERS, (Assistante Professeure), Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, Suisse
  - \* Nicolas GOURDAIN, (Professeur), ISAE-Supaero, Toulouse, France
- **Directeur de Thèse :**
  - \* Michel COSTES (Maître de Recherche 2), ONERA, Meudon, France
- Examineurs :
  - \* Georges GEROLYMOS (Professeur), Sorbonne Université, Paris, France
  - \* Michel VISONNEAU (Directeur de Recherche), CNRS-Ecole Centrale Nantes, France
  - \* Eric GONCALVES DA SILVA (Professeur), ENSMA, Poitiers, France
  - \* Patrick DA COSTA (Professeur), Sorbonne Université, Paris, France
- Encadrants :
  - \* François RICHEZ (Maître de Recherche 1), ONERA, Meudon, France
- Invités :
  - \* Franck HERVY, DGA, Paris, France
  - \* Benoit CLARET, Airbus Helicopters, Marignane, France

---0---

## Résumé :

Le décrochage dynamique se produit sur les rotors d'hélicoptère fortement chargés ou à grande vitesse d'avancement. Il engendre des efforts dynamiques importants et d'intenses vibrations, limitant le domaine de vol des hélicoptères.

L'objectif de ces travaux de thèse est de mettre à profit les outils de simulation aéroélastique afin d'identifier les mécanismes déclencheurs du décrochage dynamique en conditions réalistes d'un vol d'avancement à forte charge.

Le dépouillement de bases de données d'essais rotor de l'ONERA, conforté par des simulations "basse fidélité", a permis de sélectionner un ensemble de points d'essais pertinents et représentatifs du décrochage dynamique, pour différentes conditions de vol et géométries de pale. L'analyse détaillée des configurations sélectionnées s'appuie sur des calculs de couplage faible entre le code fluide *elsA* et le code structure HOST.

.../...

Des outils de post-traitement ont été développés et utilisés pour localiser et caractériser les décollements de la couche limite, ainsi que pour en identifier les mécanismes déclencheurs. L'analyse de ces post-traitements révèle différentes régions de décollement sur le disque rotor. Nous observons notamment un décollement subsonique dans le troisième quadrant fortement influencé par une interaction pale-tourbillon. D'autre part, des décollements en pied de choc apparaissent sur la pale arrière et sur le premier quadrant pour lesquels la réponse en torsion est impliquée.

Une étude a été menée afin d'isoler chacun de ces mécanismes, et plus particulièrement l'interaction pale-tourbillon. Pour cela, nous avons réalisé des simulations simplifiées modélisant une pale isolée non-tournante soumise ou non à une telle interaction. Les résultats semblent confirmer que cette interaction pale-tourbillon joue un rôle majeur dans le déclenchement du décrochage dynamique pour de nombreuses configurations de vol d'avancement

**Abstract:**

*Dynamic stall occurs on helicopter rotors at high-thrust or high-speed forward flight. It induces large dynamic loads variations and vibrations, limiting the flight envelope.*

*The objective of the present work is to use fluid/structure coupling computations to identify the mechanisms that trigger dynamic stall in rotor environment at high-thrust forward flight. First, experimental databases from ONERA have been evaluated, reinforced by low fidelity simulations, to select test cases undergoing stall events at different flight conditions and with different blade geometries. The analysis of the selected test cases has been made using a coupling procedure between the aerodynamic solver elsA and the comprehensive analysis code HOST.*

*Post-processing tools have been developed and massively used to identify and characterize the flow-separation areas on the rotor-disk and the possible triggers of these flow-separations. Several flow-separation regions have been identified on the rotor-disk in the selected test cases. A subsonic separated flow has been observed in the third quadrant, which is influenced by the blade-vortex interaction occurring in this area. Shock-wave induced separations influenced by the blade elastic response have been observed at the end of the fourth quadrant and beginning of the first one.*

*An investigation of these different mechanisms of dynamic stall, notably the blade vortex interaction, has been led by isolating the mechanisms. Therefore, simplified simulations on a single non-rotating blade have been run with and without the blade-vortex interaction. These computations show that the blade-vortex interaction plays an important part in triggering dynamic stall in several forward flight conditions.*

---0---

**Mots clés / Key words :**

DECROCHAGE DYNAMIQUE, SIMULATION NUMERIQUE, COUPLAGE FLUIDE/STRUCTURE, INTERACTION PALE-TOURBILLON, COMPORTEMENT AEROELASTIQUE D'UN ROTOR PRINCIPAL D'HELICOPERE

*DYNAMIC STALL, NUMERICAL SIMULATION, FLUID-STRUCTURE COUPLING, BLADE-VORTEX INTERACTION, AEROELASTICITY ON HELICOPTER ROTOR*

---0---