

## Thèse CIFRE:

### Propagation des ondes de choc générées par une soufflante non carénée : signature acoustique sur le fuselage

Safran Aircraft Engines / LMFA, Ecole Centrale de Lyon

**Encadrement** : Didier Dragna (MCF, [didier.dragna@ec-lyon.fr](mailto:didier.dragna@ec-lyon.fr))  
Christophe Bailly (PU, [didier.dragna@ec-lyon.fr](mailto:didier.dragna@ec-lyon.fr))

**Lieu** : Laboratoire de Mécanique des Fluides et d'Acoustique, UMR CNRS 5509,  
Ecole Centrale de Lyon, 36 avenue Guy de Collongue, 69134 Ecully Cedex

**Pour postuler** : [voir page web ici](#)

## 1. Contexte industriel

Safran Aircraft Engines, conçoit, développe, produit et commercialise, seul ou en coopération, des moteurs pour avions civils et militaires, ainsi que pour satellites. Le développement d'ensembles propulsifs toujours plus performants amène Safran Aircraft Engines à s'intéresser à des architectures en rupture par rapport aux turbo fans classiques : dans le cadre du programme de développement technologique CFM RISE (Revolutionary Innovation for Sustainable Engines [1]), l'Open Fan est étudié en partenariat avec GE Aviation avec comme objectif de réduire de plus de 20% la consommation de carburant et les émissions de CO<sub>2</sub> par rapport aux moteurs actuels.

L'Open Fan est un ensemble propulsif non caréné (voir la Figure 1), constitué d'un module hélice et d'un générateur de gaz classique au sein duquel on retrouve de nombreux étages de turbomachines.

Cette configuration pose un défi d'un point de vue acoustique. En effet, les moteurs classiques sont carénés, permettant de guider et d'atténuer le bruit généré par les moteurs, à l'aide de traitements acoustiques placés en paroi de nacelle. Du fait de l'absence de nacelle, le bruit généré par l'Open Fan se propage librement dans l'atmosphère. En particulier, en phase de croisière de l'avion, les vitesses de rotation importantes du rotor peuvent engendrer localement des vitesses supersoniques en bout de pales. Des ondes de choc sont alors générées à chaque bout de pale. Celles-ci vont se propager et produire une excitation acoustique sur le fuselage. Le bruit généré, est appelé bruit de chocs. Il peut se produire à la fréquence de passage des pales ou à des fréquences multiples de la rotation. On parle dans ce dernier cas de buzz-saw noise. Dans le cas de moteurs carénés, cette source de bruit est perçue en cabine lors du décollage. Ce mécanisme de bruit doit être étudié dans le cadre de l'Open Fan afin d'évaluer son rôle en cabine notamment en croisière et d'être à même de dessiner des configurations plus silencieuses.

A cette fin, le motoriste et l'avionneur travaille en étroite collaboration pour comprendre, prédire et optimiser le couple système propulsif et avion. Avant que l'avionneur puisse prédire le bruit généré en cabine, Il est nécessaire de déterminer l'excitation du fuselage par les ondes de chocs ou le champ sonore en résultant. Cela implique de pouvoir prédire leur propagation depuis la soufflante jusqu'au fuselage, en prenant en compte l'écoulement autour de l'avion avec la finesse nécessaire, la diffraction par le fuselage, ainsi que les effets non-linéaires liés aux fortes amplitudes de pression au niveau des chocs. Pour cela, des simulations numériques sont

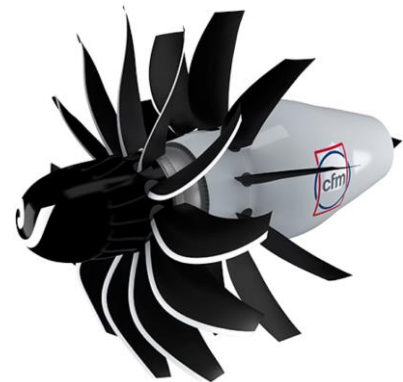


Figure 1 Open Fan Engine

requis. L'objectif de la thèse est de comprendre les différents mécanismes en jeu, d'évaluer leur importance, ainsi que d'identifier les paramètres clés jouant sur la trace du choc le long du fuselage.

Ce sujet de thèse s'inscrit dans le cadre du programme de recherche ARENA, chaire industrielle entre l'Ecole Centrale de Lyon et Safran Aircraft Engines cofinancée par l'ANR. La chaire ARENA s'articule autour de 4 volets :

- Comprendre et modéliser les sources de bruit d'un moteur dans son environnement pour de nouvelles architectures de moteurs et/ou d'avion
- Comprendre et modéliser les effets de l'installation motrice dans ces nouvelles architectures sur la propagation et le rayonnement du bruit au sol et vers le fuselage.
- Développer des méthodes de mesures avancées et méthodes d'analyse pour l'investigation des sources de moteurs, notamment de la soufflante
- Œuvrer au transfert de connaissance, à la dissémination de connaissance scientifique et la formation d'étudiants

En particulier, il vise à (i) identifier et comprendre les phénomènes physiques aéroacoustiques causés par le couplage de l'open-fan et son environnement et (ii) être capable de reproduire ces phénomènes aux moyens de modélisations analytiques ou numériques.

## 2. Contexte scientifique

La thèse a pour objectif de prédire la trace des ondes de chocs générées par une soufflante non-carénée sur le fuselage de l'avion. Dans le cas d'un moteur caréné, des modèles simplifiés, analytiques ou basés sur des approches numériques 1-D, ont été proposés pour prédire la propagation des ondes de choc générées en régime transsonique dans la nacelle, notamment par l'équipe de McAlpine à l'ISVR [2]. Des simulations numériques tridimensionnelles [3] ont aussi été réalisées afin de prendre en compte l'effet de l'écoulement dans la nacelle sur la propagation des ondes de choc. Cependant, la littérature sur la propagation d'ondes de choc générées par un moteur en régime transsonique est mince dans le cas d'un moteur non-caréné.

Dans cette thèse, on se propose d'étudier la propagation d'une onde de choc générée par une source en rotation jusqu'au fuselage, en prenant en compte les effets non linéaires, les effets de la couche limite qui se développe le long du fuselage ainsi que les effets géométriques liés à la forme du fuselage. La propagation des ondes de choc sera déterminée à l'aide de simulations numériques. On utilisera pour cela un code des équations d'Euler développé au LMFA [4,5], basé sur des méthodes différences finies [6].

Les objectifs sont de comprendre les mécanismes en jeu et leur importance, ainsi que d'identifier les paramètres clés jouant sur la trace du choc le long du fuselage. En particulier, on s'attachera à mettre en évidence l'importance ou non des effets non linéaires liés à la propagation entre l'hélice et le fuselage. Une géométrie simplifiée assimilant le fuselage à un cylindre sera considérée. Les simulations numériques pourront être utilisées pour déduire des lois simplifiées décrivant la trace du choc le long du fuselage. Des modèles analytiques ou numériques basés sur des approches simplifiées pourront être aussi développés et validés à l'aide des résultats de simulations numériques.

Les principales tâches de la thèse sont :

- Réalisation d'une étude bibliographique :
  - Mécanismes générateurs du bruit de chocs
  - Identification des paramètres clés du problème
  - Etat de l'art sur la modélisation du bruit de chocs et des méthodes numériques pour sa prédiction
- Développement d'une méthode pour générer des chocs en rotation dans la simulation (terme source dans les équations, injection à partir de données de simulations des équations de Navier-Stokes moyennées dans le repère tournant)
- Réalisation de simulations numériques pour étudier la trace du choc sur le fuselage en fonction des paramètres identifiés précédemment.

- Proposition de lois ou de modèles simplifiés permettant de prédire l'évolution de grandeurs caractéristiques de la pression sur le fuselage en fonction des paramètres clés à partir des résultats des simulations.
- Capitalisation, valorisation et rédaction des rapports intermédiaires et du manuscrit de thèse

### 3. Organisation des travaux de recherche

#### a. Méthodologie et plan de travail

##### Tâche 1 (T1) – Bibliographie et analyse dimensionnelle

La thèse débutera par une étude bibliographique. Elle visera tout d'abord à cerner la littérature sur le bruit de chocs, notamment pour comprendre les phénomènes mis en jeu et pour identifier les paramètres clés jouant sur la propagation jusqu'au fuselage. On s'attachera en particulier à caractériser l'ordre des grandeurs et les plages de variation des différents paramètres pour l'application envisagée (fréquence de rotation des pales, nombre de Mach de vol, nombre de Mach en bout de pale, caractéristiques de la couche limite qui se développe sur le fuselage, ...). Ensuite, un tour d'horizon sur les méthodes de prédiction développées dans la littérature pour la propagation des chocs et du bruit de chocs sera réalisé. Enfin, une étude plus générale sur les méthodes numériques employées pour la propagation d'ondes de choc sera faite. Des formations pourront être envisagées sur les aspects numériques et informatiques.

##### Tâche 2 (T2) – Mise en place des simulations

Cette tâche a pour objectif de la mise en place des simulations numériques. Il s'agira tout d'abord de prendre en main le code existant résolvant les équation d'Euler (T2.1). Un point important sera ensuite d'implémenter/développer une méthode permettant de générer des ondes de chocs représentatives (amplitude, durée) à celles obtenues en bout de pales, sans avoir à prendre en compte celles-ci dans les simulations (T2.2). On montrera la validité de l'approche sur différentes configurations canoniques.

##### Tâche 3 (T3) – Etudes numériques

A l'aide de l'étude bibliographique, on définira un ensemble de simulations numériques à réaliser afin de couvrir les configurations d'intérêt. On analysera l'évolution de la trace des ondes de choc le long du fuselage en fonction des différents paramètres. On s'évertuera en particulier à analyser l'importance des effets non-linéaires et à étudier à partir de quelle distance des pales ceux-ci peuvent être négligés.

##### Tâche 4 (T4) – Lois et modèles simplifiés

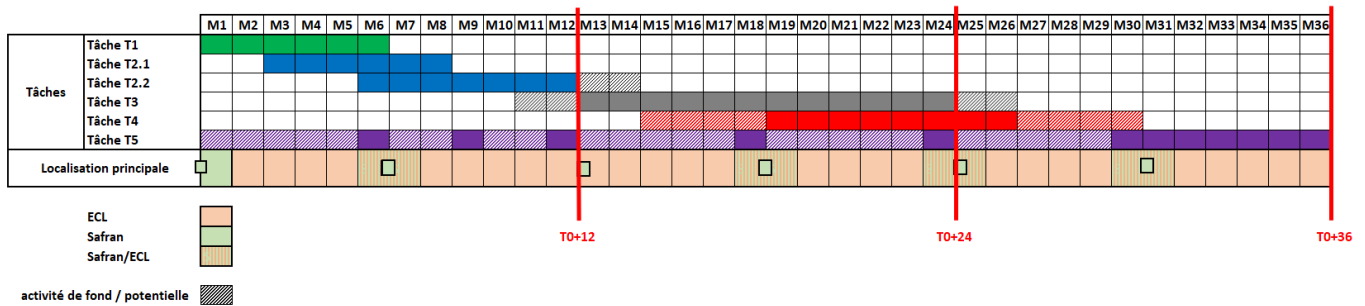
A partir des résultats des simulations numériques et de l'analyse effectuées, des lois permettant de prédire la trace des ondes de choc sur le fuselage en fonctions des différents paramètres clés seront proposés. Suivant le temps restant, des modèles simplifiés, décrivant la propagation des ondes de choc de manière analytique ou via des approches numériques 1D, pourront être développés.

##### Tâche 6 (T5) – Capitalisation, valorisation et rédaction des rapports intermédiaires et du manuscrit de thèse :

La dernière tâche portera sur une activité de fond menée tout au long de la thèse visant à capitaliser et synthétiser les différents travaux et avancées. Le doctorant devra fournir notamment des rapports intermédiaires annuels et fiches de synthèse, rédiger des publications et participer à des conférences d'audience internationale et assurer le transfert d'information et la formation auprès de Safran Aircraft Engines. La rédaction du manuscrit de la thèse sera réalisée dans cette tâche.

## b. Planning

Le planning de la thèse est fourni dans le diagramme ci-dessous. La répartition des sites principaux d'accueil est également fournie. En particulier, une visite longue à SAFRAN est à prévoir en début de thèse. Au cours de chaque période des réunions et déplacements à la journée ou de quelques jours sur l'autre site sont également prévus.



## c. Rapports de recherche intermédiaires

Durant les deux premières années de thèse, le doctorant devra rédiger des rapports annuels sur ses activités (avec mise à jour semestrielle si nécessaire). Ces rapports intermédiaires communs à Safran Aircraft Engines et l'école doctorale ont notamment pour but de préparer et de faciliter la rédaction du manuscrit final.

De plus, des présentations d'avancement d'une page seront produites trimestriellement pour Safran Aircraft Engines pour assurer un suivi et une bonne visibilité des travaux au sein de Safran Aircraft Engines.

## d. Valorisation des travaux de recherche

Dans le but d'obtenir et de valoriser la thèse de doctorat, mais également de se former à la vie scientifique, le doctorant devra impérativement publier ses travaux dans des revues scientifiques de renommée internationale. D'autre part, le doctorant devra également participer à deux congrès d'audience internationale (AIAA/CEAS, ISNA, ASME Turbo Expo...) et possiblement une ou deux conférences d'audience nationale ou européenne. L'objectif est de faire reconnaître le travail de recherche du doctorant et de participer à la visibilité des laboratoires d'accueil, ainsi que du groupe Safran, par la communauté scientifique internationale.

## 4. Références

- [1] RISE: <https://www.cfmaeroengines.com/press-articles/ge-aviation-and-safran-launch-advanced-technology-demonstration-program-for-sustainable-engines-extend-cfm-partnership-to2050/>
- [2] Adetifa, O.E., McAlpine, A., Gabard, G., 2018, Nonlinear propagation of supersonic fan tones in turbofan intake ducts, AIAA Journal, 56(1), 316-328
- [3] Thisse, J., 2015, Prédiction du bruit d'onde de choc d'un turboréacteur en régime transsonique par des méthodes analytiques et numériques, thèse de doctorat, Ecole Nationale d'Arts et Métiers, 2015-ENAM-0054.
- [4] Lechat, T., Emmanuelli, A., Dragna, D. & Ollivier, S., 2021, Propagation of spherical weak blast waves over rough periodic surfaces, Shock Waves, 31, 379-398.
- [5] Emmanuelli, A., Dragna, D., Ollivier, S. & Blanc-Benon, P., 2021, Characterization of topographic effects on sonic boom reflection by resolution of the Euler equations, J. Acoust. Soc. Am., 149(4), 2437-2450.
- [6] Bogey, C., Bailly, C., 2004, A family of low dispersive and low dissipative explicit schemes for noise computation, Journal of Computational Physics, 194(1), 194-214.