



**CENTRALE
LYON**

Avis de Soutenance

Monsieur Giovanni COCO

Acoustique

Soutiendra publiquement ses travaux de thèse intitulés

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

Travaux dirigés par Monsieur Christophe BAILLY

Soutenance prévue le **lundi 18 mai 2026** à 14h00

Lieu : 36 avenue Guy de Collongue, École Centrale de Lyon, Bâtiment W1, 69130, Écully

Salle : Amphi 203

Composition du jury proposé

M. Christophe BAILLY	Professeur des universités	Ecole Centrale de Lyon	Directeur de thèse
M. Francesco AVALLONE	Full professor	Politecnico di Torino	Rapporteur
M. Benjamin COTTÉ	Maître de conférences HDR	ENSTA Paris	Rapporteur
M. Régis MARCHIANO	Professeur des universités	Sorbonne Université	Examinateur
M. Didier DRAGNA	Maître de conférences HDR	Ecole Centrale de Lyon	Co-directeur de thèse
Mme Hélène DE LABORDERIE	Ingénieure docteure	Safran Aircraft Engines	Co-encadrante de thèse
Mots-clés :	Propagation non linéaire, Aéroacoustique numérique, Ondes de choc, Soufflante non carénée, Equations d'Euler non linéaires, Termes sources volumiques		

Résumé :

La transition vers une aviation durable a renforcé l'intérêt pour les architectures de propulsion non carénées, capables de réduire significativement la consommation de carburant. L'absence de nacelle dans ces configurations supprime toutefois un emplacement privilégié pour les traitements acoustiques et permet aux ondes de choc générées aux extrémités des pales de se propager directement vers le fuselage. Les méthodes actuelles de prédiction aéroacoustique reposent fréquemment sur des formulations linéaires négligeant les effets de propagation non linéaire ou nécessitent des maillages conformes coûteux pour modéliser les effets d'installation. L'objectif de cette thèse est de développer et de valider un cadre numérique haute fidélité destiné à la prédiction de la signature acoustique d'une soufflante non carénée sur le fuselage, en prenant en compte les effets de propagation non linéaire et la couche limite autour du fuselage. Le travail répond à des enjeux méthodologiques majeurs liés au couplage robuste CFD/CAA et à la modélisation efficace de frontières rigides dans des domaines de calcul cartésiens. Le cadre proposé repose sur un solveur tridimensionnel des équations d'Euler non linéaires, utilisant des schémas numériques d'ordre élevé à faible dispersion et faible dissipation, associés à une stratégie dédiée de capture des chocs. Une contribution majeure de cette thèse est le développement d'une méthode de sources volumiques permettant l'injection de champs acoustiques prescrits issus de solutions analytiques ou de simulations d'écoulement indépendantes, sans génération de réflexions parasites. En complément, une nouvelle méthode de réflexion est proposée pour modéliser le fuselage comme un obstacle parfaitement rigide au moyen de termes sources dans les équations de quantité de mouvement, assurant un traitement précis des frontières sur des grilles cartésiennes uniformes. L'application de ces outils met en évidence que les effets de propagation non linéaire n'entraînent qu'une réduction limitée des niveaux de pression acoustique pour les ondes se propageant vers l'amont, tandis que la réfraction induite par la couche limite du fuselage constitue le mécanisme dominant de façonnement de la signature acoustique. Les études paramétriques montrent en outre que l'efficacité du masquage acoustique augmente de manière monotone avec l'épaisseur de la couche limite et que les profils laminaires offrent une atténuation nettement supérieure à celle des profils turbulents. Ces résultats suggèrent que les approches linéaires classiques peuvent surestimer les niveaux de bruit sur l'avant du fuselage et soulignent l'importance d'une caractérisation précise de la couche limite dans la prédiction du bruit installé. Le cadre numérique développé dans cette thèse constitue ainsi un outil fiable et efficace pour l'analyse aéroacoustique et la conception préliminaire des systèmes de propulsion non carénés de nouvelle génération.

Summary:

The transition toward sustainable aviation has intensified interest in unducted aero-engines as a means of achieving substantial reductions in fuel consumption. The absence of a conventional engine nacelle in such configurations, however, removes a primary location for acoustic treatment and allows non-linear acoustic fluctuations generated at blade tips to propagate directly toward the aircraft fuselage. Existing aeroacoustic prediction methods often rely on linear acoustic analogies that neglect non-linear propagation effects or require computationally expensive body-fitted meshes to account for installation phenomena. The objective of this dissertation is to develop and validate a high-fidelity numerical framework for predicting the acoustic signature induced by an unducted single fan on the fuselage, with particular emphasis on non-linear propagation and boundary layer effects. The work addresses key methodological challenges related to robust CFD/CAA coupling and the efficient representation of rigid boundaries within Cartesian computational domains. The proposed framework is based on a three-dimensional non-linear Euler solver employing high-order, low-dispersion and low-dissipation numerical schemes combined with a dedicated shock-capturing strategy. A major contribution of this thesis is the development of a volumetric source method that enables the injection of prescribed acoustic fields from analytical solutions or independent flow simulations without generating spurious reflections. In addition, a novel reflection approach is introduced to model the fuselage as a perfectly rigid obstacle through forcing terms in the momentum equations, enabling accurate boundary treatment on uniform Cartesian grids. Application of the developed tools provides new physical insight into the mechanisms governing fuselage noise. The results indicate that non-linear propagation effects lead to a limited reduction in sound pressure levels for upstream-propagating waves, whereas refraction by the fuselage boundary layer represents the dominant factor shaping the acoustic signature. Parametric analyses further show that shielding effectiveness increases monotonically with boundary layer thickness and that laminar velocity profiles yield substantially higher attenuation than turbulent profiles. Overall, the findings suggest that conventional linear approaches may overestimate forward-fuselage noise levels and demonstrate the relevance of boundary layer characterization in installed noise prediction. The numerical framework established in this work offers an efficient and reliable tool for the aeroacoustic analysis and preliminary design of future unducted propulsion systems.