

# Réduction des modèles aéroacoustiques numériques en présence d'un écoulement pour le traitement acoustique des turboréacteurs

V. Dangla<sup>1,2</sup>, C. Soize<sup>2</sup>, M. Kassem<sup>1</sup>, B. Van den Nieuwenhof<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Airbus Operations S.A.S, {vincent.dangla, morad.kassem}@airbus.com

<sup>2</sup> MSME, Université Paris-Est Marne-la-vallée, christian.soize@u-pem.fr

<sup>3</sup> Free Field Technologies, benoit.vandennieuwenhof@fft.be

---

**Résumé** — Dans le cadre des études d'optimisation de traitements acoustiques (liners) visant à réduire le bruit émis par les turboréacteurs d'avion, une modélisation aéroacoustique du problème en fluide convecté est développée. Cette modélisation physique du problème aéroacoustique donne lieu à un modèle numérique permettant le calcul de la performance prévisionnelle d'une conception de liner dans son environnement opérationnel. Ce travail présente brièvement le modèle numérique, les méthodes de réduction de modèle et leur application à un modèle numérique 3D d'une entrée d'air de nacelle.

**Mots clés** — Liner, Bruit de fan, Bruit de turboréacteur, Modèle aéroacoustique numérique, Réduction de modèle.

---

## 1 Introduction

Une des principales sources de bruit produite par les turboréacteurs d'avion est due à la rotation du fan. Une solution entreprise pour tenter de réduire au maximum ce bruit est d'intégrer aux parois de la nacelle, des traitements acoustiques appelés liners. Afin d'être les plus performants possible tout en respectant des contraintes quant à leur intégration dans la nacelle ainsi que leur résistance aux conditions thermodynamiques, les liners doivent être étudiés dans leur environnement opératoire. Pour cela, un modèle numérique représentant la complexité de l'environnement opératoire du liner est construit. Ce modèle est construit à partir d'une conception de la nacelle (CAD), pour lequel l'écoulement est calculé (CFD). Ce modèle est construit par la méthode des éléments finis/infinis et permet de connaître l'évolution de la pression acoustique dans l'écoulement, qui est atténuée par le liner et rayonnée en champ lointain. Le problème aéroacoustique présenté dans ce travail correspond au rayonnement en champ lointain d'une entrée d'air de nacelle dont la source acoustique est générée par la rotation du fan.

## 2 Présentation du problème

L'approche la plus générale utilisée pour résoudre ce problème aéroacoustique consiste en une résolution numérique directe des équations de Navier-Stokes, en particulier en utilisant les techniques LES (Large Eddy Simulation). Cependant, de part leur coût numérique évoluant en fonction du cube du nombre de Reynolds de l'écoulement, ces calculs sont de fait réservés à de faibles nombres de Reynolds. Dans le cadre d'études d'ingénierie dans lesquelles les coûts de calcul doivent être les plus faibles possibles, une approche alternative est nécessaire. L'analogie acoustique proposée par Lighthill [1] émet l'hypothèse que la génération de bruit et sa propagation sont découplés, impliquant que le bruit généré par les turbulences de l'écoulement n'impacte pas l'écoulement. Suivant cette analogie, la solution peut être obtenue en deux étapes. Une première consiste en un calcul CFD permettant d'identifier le champ de vitesse de l'écoulement et une deuxième propageant les ondes acoustiques par l'équation de Helmholtz convectée, comme décrit par Möhring [2]. Le présent document ne se concentre pas sur l'obtention de ces équations, mais présente succinctement la modélisation numérique associée.

## 2.1 Problème aux limites

Le problème aux limites correspondant à la problématique de rayonnement acoustique par l'entrée d'air d'une nacelle (voir Fig. 1) est formulé en introduisant trois sous-domaines. Un premier sous-domaine  $\Omega_i$  correspond au champ proche de la nacelle, discrétisé par éléments finis. Un second sous-domaine  $\Omega_o$  correspond au champ lointain de la nacelle, discrétisé par éléments infinis. Un troisième et dernier sous-domaine  $\Omega_{duct}$  traité analytiquement, permet de prendre en compte l'excitation imposée par la rotation du fan.

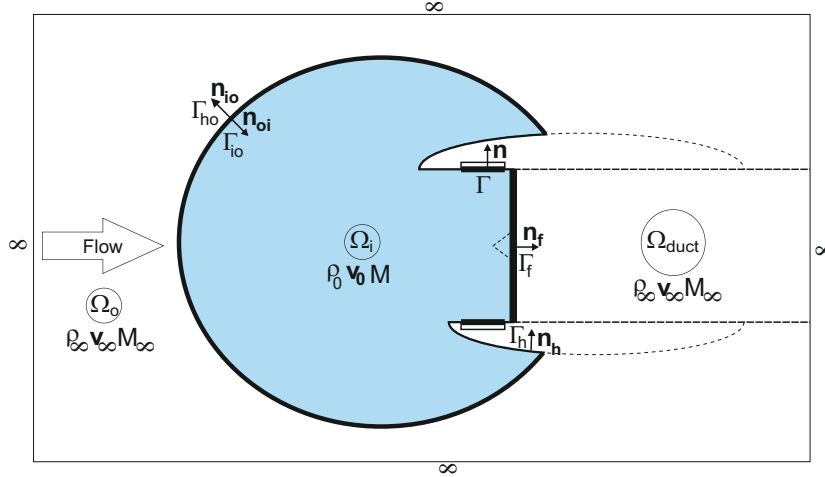


FIGURE 1 – Problème aux limites d'une entrée d'air de nacelle (vue 2D)

**Géométrie et conditions aux limites du domaine  $\Omega_i$ .** Le bord  $\partial\Omega_i$  du domaine  $\Omega_i$  est décomposé en quatre surfaces,  $\Gamma_{io}$ ,  $\Gamma_h$ ,  $\Gamma$  et  $\Gamma_f$  (voir Fig. 1),

- $\Gamma_{io}$  (inner outer) représente l'interface non-physique entre les domaines interne  $\Omega_i$  et externe  $\Omega_o$ , sur laquelle les conditions de continuité du potentiel de vitesse acoustique et de son gradient sont appliquées.
- $\Gamma_h$  (hardwall) correspond aux parties rigides, caractérisées par une vitesse acoustique normale nulle.
- $\Gamma$  (liner) correspond au traitement acoustique, caractérisé par son impédance acoustique.
- $\Gamma_f$  (fan) représente la surface sur laquelle la source acoustique induite par la rotation du fan est appliquée.

**Géométrie et conditions aux limites du domaine  $\Omega_o$ .** Le bord  $\partial\Omega_o$  du domaine  $\Omega_o$  se décompose en  $\Gamma_{io} = \Gamma_{ho}$  dans laquelle  $\Gamma_{ho} = \Gamma_h \cup \Gamma \cup \Gamma_f$  (i.e  $\partial\Omega_o = \partial\Omega_i$ ),

- $\Gamma_{io}$  (inner outer) représente l'interface non physique entre les domaines interne et externe, sur laquelle les conditions de continuité du potentiel de vitesse acoustique et de son gradient sont appliquées.
- $\Gamma_{ho}$  (hardwall outer) correspond à une surface rigide caractérisée par une vitesse acoustique normale nulle.

**Géométrie et conditions aux limites du domaine du conduit semi-infini  $\Omega_{duct}$ .** Un conduit semi-infini  $\Omega_{duct}$  est connecté au domaine interne  $\Omega_i$ , avec pour surface de couplage, le plan du fan  $\Gamma_f$ . La surface  $\partial\Omega_{duct}$  limite du domaine semi-infini  $\Omega_{duct}$  est écrite,  $\partial\Omega_{duct} = \Gamma_f \cup \Gamma_{duct}$  dans laquelle  $\Gamma_{duct}$  est la surface cylindrique du conduit  $\Omega_{duct}$ . Il est important de noter que ce domaine est introduit pour construire l'excitation acoustique générée par le fan. Dans ce domaine, le champ de pression acoustique est la somme d'un champ acoustique incident imposé (représenté par le symbole +) et d'un champ acoustique réfléchi inconnu (représenté par le signe -). La surface du domaine  $\Omega_{duct}$  est supposée rigide, ce qui correspond à une vitesse acoustique normale nulle.

## 2.2 Modèle numérique aéroacoustique

Le modèle numérique résulte d'une discrétisation de la formulation faible du problème aux limites [3]. Pour le domaine interne  $\Omega_i$  discrétisé par éléments infinis on obtient,

$$\{-\omega^2[M_i] + j\omega[C_i] + [K_i] + [Z_i(\omega)]\} \psi_i(\omega) + [H(\omega)]\psi_o(\omega) = \mathbf{f}_i(\omega) \quad (1)$$

avec  $\omega = 2\pi f$  la fréquence d'étude,  $\psi_i(\omega)$  le potentiel de vitesse acoustique du domaine interne et  $\psi_o(\omega)$  le potentiel de vitesse acoustique du domaine externe,  $[M_i]$ ,  $[C_i]$ , et  $[K_i]$  respectivement les matrices de masse, d'amortissement et de raideur du domaine interne,  $[Z_i(\omega)]$  la matrice d'impédance du liner,  $[H(\omega)]$  la matrice de couplage entre les domaines interne et externe, et  $\mathbf{f}_i(\omega)$  le vecteur d'excitation lié à la rotation du fan.

Pour le domaine externe  $\Omega_o$  discrétisé par éléments infinis on obtient,

$$\{-\omega^2[M_o] + j\omega[C_o] + [K_o]\} \psi_o(\omega) - [H(\omega)]^T \psi_i(\omega) = 0. \quad (2)$$

avec  $[M_o]$ ,  $[C_o]$ , et  $[K_o]$  respectivement les matrices de masse, d'amortissement et de raideur du domaine externe.

L'excitation acoustique du système est représentée par le vecteur  $\mathbf{f}_i(\omega)$ . La construction de ce vecteur requiert la résolution d'un problème aux valeurs propres dans le domaine  $\Omega_{\text{duct}}$ . La solution analytique correspond à une somme infinie de modes de conduit, qui est tronquée. Cette somme est séparée en un champ de pression incident  $\mathbf{c}^+$  (connu) et un champ de pression réfléchi  $\mathbf{c}^-$  (inconnu). Cette représentation est ensuite raccordée dans le plan du fan, au domaine interne (éléments finis) par une condition de continuité du potentiel de vitesse au travers la frontière  $\Gamma_f$ .

Finalement, le système matriciel associé à la formulation faible du problème aux limites est écrit en fonction des inconnues de chaque domaine ( $\psi_i$ ,  $\psi_o$ , et  $\mathbf{c}^-$ ).

## 3 Construction d'un modèle d'ordre réduit

L'objectif de l'étude est l'optimisation du liner. Les inconnues du système sont réorganisées en une partition liée aux degrés de liberté du liner seul  $\psi_\ell$  et une autre partition rassemblant toutes les autres inconnues du système  $\psi_a$ . Pour chaque fréquence, une première étape de réduction consiste en une condensation statique qui est effectuée pour éliminer les inconnues  $\psi_a$  qui ne sont pas liées au liner, au profit des seules inconnues  $\psi_\ell$ . On obtient ainsi le modèle condensé présenté dans [4].

Une seconde étape de réduction consiste à projeter le modèle condensé sur une base modale. Cette base modale tronquée, représentée par la matrice  $[\Phi]$ , est choisie comme étant la solution d'un problème aux valeurs propres dans une pellicule de fluide suffisamment fine (modes pelliculaires) située sur la surface  $\Gamma$  du liner. Il est important de choisir un nombre de modes pelliculaires suffisamment faible tout en garantissant une bonne convergence. Une fois la base  $[\Phi]$  construite, les inconnues physiques  $\psi_\ell$  sont exprimées sur la base  $[\Phi]$  à l'aide des coordonnées généralisées  $\mathbf{q}(\omega)$  par la relation  $\psi_\ell = [\Phi]\mathbf{q}(\omega)$ . On peut alors procéder à la projection du modèle condensé qui donne le modèle d'ordre réduit suivant,

$$([\mathbb{A}(\omega)] + [\mathbb{Z}(\omega)]) \mathbf{q}(\omega) = \mathbb{F}(\omega), \quad (3)$$

dans lequel  $[\mathbb{A}(\omega)]$  correspond à la partie dite "aéroacoustique" réduite,  $[\mathbb{Z}(\omega)]$  correspond à la partie dite "liner" réduite, et  $\mathbb{F}(\omega)$  correspond à la partie incidente de l'excitation, réduite.

## 4 Présentation des résultats obtenus sur une nacelle

Afin de valider le modèle aéroacoustique numérique d'ordre réduit qui a été implémenté dans le logiciel ACTRAN/TM [5], un modèle 2D axi-symétrique d'une entrée d'air de nacelle est analysé. L'écoulement est calculé sur la base de données thermodynamiques correspondant aux conditions de certification. Dans ce court document, seuls les résultats de la condition de vol en approche seront présentés.

## 4.1 Modèle 2D axisymétrique

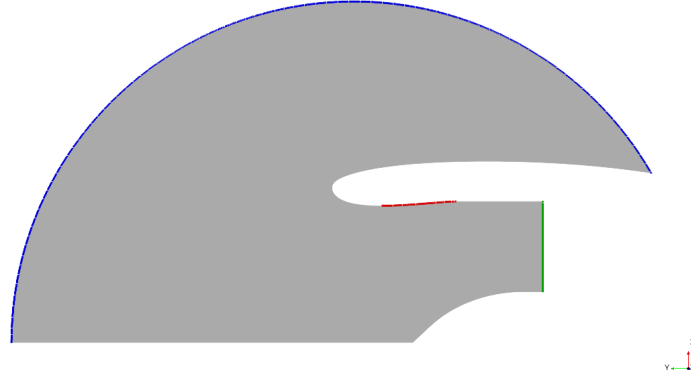


FIGURE 2 – Maillage acoustique du modèle d’entrée d’air utilisé constitué de 140069 éléments finis/infinis. Les points au milieu représentent les degrés de liberté correspondant au liner (surface  $\Gamma$ ), ceux à droite le plan du fan (surface  $\Gamma_f$ ), et ceux formant un arc de cercle représentent les éléments infinis (surface  $\Gamma_{io}$ ). La partie centrale foncée représentant le maillage acoustique discrétisé en éléments finis du champ-proche de l’entrée d’air.

Le liner utilisé est un assemblage constitué d’une structure nid-d’abeille, et d’une couche résistive de type wiremesh. Son impédance en chaque degré de liberté de la surface discrétisée  $\Gamma$  est calculée via la formulation de Guess [6], et prend en compte les valeurs thermodynamiques en chaque point de cette surface. L’effet du liner sur la propagation acoustique est pris en compte par la formulation de Myers [7] dans le cadre d’un écoulement rasant. Les observables du problème sont les pressions acoustiques données par des microphones situés sur un arc de cercle à 46m à la verticale de l’axe du fan, et espacés tous les  $3^\circ$  de  $0$  à  $160^\circ$ , le  $0^\circ$  étant placé dans l’axe de rotation du fan.

## 4.2 Résultats

Afin de valider l’implémentation du modèle aéroacoustique numérique d’ordre réduit, les pressions acoustiques sont observées comme expliqué ci-dessus. Un calcul de niveau de bruit azimutal large-bande prenant en compte une hypothèse d’équirépartition de l’énergie sur tous les modes est effectué pour l’arc de microphones (chaque niveau de bruit par microphone étant une composante du vecteur  $\mathbf{QoI}(\omega)$ ) et pour chaque fréquence tel que,

$$\mathbf{QoI}(\omega) = 20 \log_{10} \left( \frac{\frac{1}{M_{azi}} \frac{1}{N_{rad}} \sum_{m=0}^{M_{azi}} \sum_{n=0}^{N_{rad}} |p_{m,n}(\omega, \xi)|^2}{2e^{-5}}} \right), \quad (4)$$

avec  $p_{m,n}(\omega, \xi)$  la pression acoustique du mode  $(m, n)$  d’ordre azimutal  $m$  et d’ordre radial  $n$  pour la fréquence  $\omega$  et le microphone  $\xi$ ,  $M_{azi}$  étant le nombre maximal d’ordres azimutaux, et  $N_{rad}$  le nombre maximal d’ordres radiaux.

Une première étape de validation consiste en une comparaison des résultats de pressions acoustiques calculées avec le modèle condensé et avec le modèle de référence. L’étape de condensation statique étant exacte, les valeurs de pression acoustique (et à fortiori les valeurs de niveaux acoustiques) doivent être strictement égales à celles du calcul de référence. La figure 3 illustre ce résultat.

Une deuxième étape de validation consiste en une comparaison des résultats de pression acoustique avec condensation et projection sur les modes pelliculaires, et un calcul de référence. L’étape de projection requiert un nombre de modes pelliculaires qui assure la convergence. La figure 4 montre un calcul avec réduction de modèle, prenant en compte un nombre de modes pelliculaires extraits jusqu’à une fréquence égale à 120% de la fréquence d’étude (soit 6000 Hz). Le nombre de modes n’apparaît pas comme suffisant pour représenter correctement la solution (ligne+carrés verts). C’est pourquoi une extraction modale jusqu’à 150% de la fréquence d’étude (soit 7500 Hz) est réalisée, et représente correctement la solution (ligne+triangles rouges).

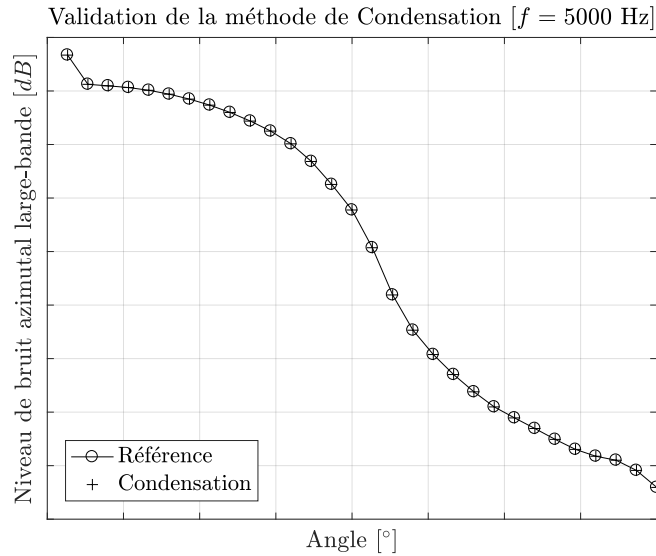


FIGURE 3 – Validation de la méthode de condensation seule (signes "+"), confrontée aux résultats de référence (tirets et cercles). Verticalement, un carreau = 10 dB et horizontalement, un carreau = 10°.

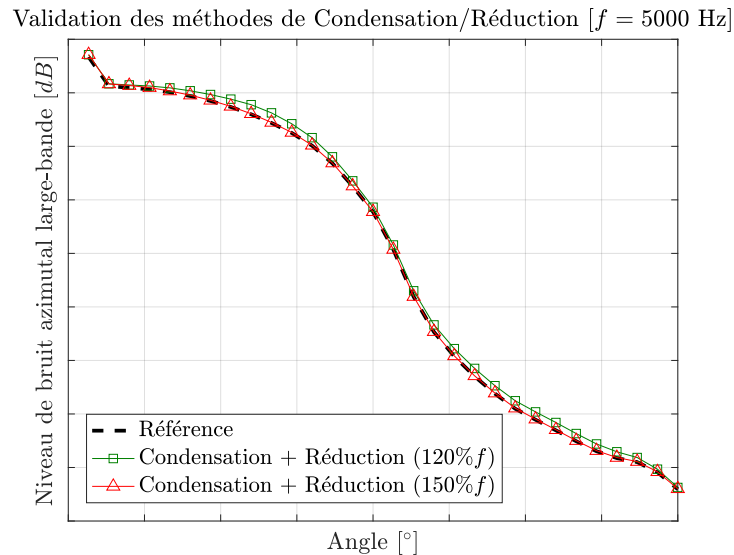


FIGURE 4 – Validation de la méthode de condensation + projection sur modes pelliculaires extraits jusqu'à 120%  $f$  (ligne+carrés), jusqu'à 150%  $f$  (ligne+triangles), confrontées aux résultats de référence (tirets). Verticalement, un carreau = 10 dB et horizontalement, un carreau = 10°.

## 5 Perspectives

Cette analyse sur la réduction de modèle se place dans le cadre d'une étude d'optimisation robuste des liners en présence d'incertitudes. Le processus de conception d'un liner comporte plusieurs sources d'incertitudes qui viennent entacher d'erreur la prévision de performance acoustique de ce dernier. Ces incertitudes sont par exemple les tolérances de fabrication du système réel qui induisent des variations des paramètres géométriques du liner, le niveau acoustique perçu par le liner, ainsi que le modèle physique/numérique permettant le calcul de l'impédance du liner. Dans le cadre de l'optimisation robuste, le modèle numérique devra prendre en compte ces incertitudes. Le grand nombre de paramètres incertains du problème, pour lesquels un modèle probabiliste ne peut pas être facilement défini en utilisant la Théorie de l'Information, conduit à substituer l'approche paramétrique classique des incertitudes par une approche non paramétrique des incertitudes représentant les erreurs paramétriques ainsi que les erreurs de modélisation [8]. Ce travail est en cours de réalisation.

## Références

- [1] Michael J Lighthill. On sound generated aerodynamically. i. general theory. In *Proceedings of the Royal Society of London A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, volume 211, pages 564–587. The Royal Society, 1952.
- [2] Willi Mohring. A well posed acoustic analogy based on a moving acoustic medium. *arXiv preprint arXiv :1009.3766*, 2010.
- [3] Vincent Dangla. *Robust design of nacelle noise reduction technologies*. PhD thesis, Université Paris-Est, Marne-la-Vallée, 2020.
- [4] Benoit Van Den Nieuwenhof, Yves Detandt, Gregory Lielens, Eveline Rosseel, Christian Soize, Vincent Dangla, Morad Kassem, and Aurélien Mosson. Optimal design of the acoustic treatments damping the noise radiated by a turbo-fan engine. In *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, page 4035, 2017.
- [5] Free Field Technologies. Actran 12 user’s guide, 2011.
- [6] AW Guess. Calculation of perforated plate liner parameters from specified acoustic resistance and reactance. *Journal of Sound and Vibration*, 40(1) :119–137, 1975.
- [7] MK Myers. On the acoustic boundary condition in the presence of flow. *Journal of Sound and Vibration*, 71(3) :429–434, 1980.
- [8] Christian Soize. *Uncertainty Quantification : An Accelerated Course with Advanced Applications in Computational Engineering*, volume 47. Springer, 2017.