



HAL
open science

Méthode rapide pour la prédiction de bruit de rotor installé à faible nombre de Reynolds

Thierry Jardin, Emma Vella, Romain Gojon

► To cite this version:

Thierry Jardin, Emma Vella, Romain Gojon. Méthode rapide pour la prédiction de bruit de rotor installé à faible nombre de Reynolds. CFA 2025 - 17e Congrès Français d'Acoustique, Société Française d'Acoustique (SFA), Apr 2025, Paris, France. <hal-05365904>

HAL Id: hal-05365904

<https://inria.hal.science/hal-05365904v1>

Submitted on 14 Nov 2025

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire HAL, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



HAL Authorization



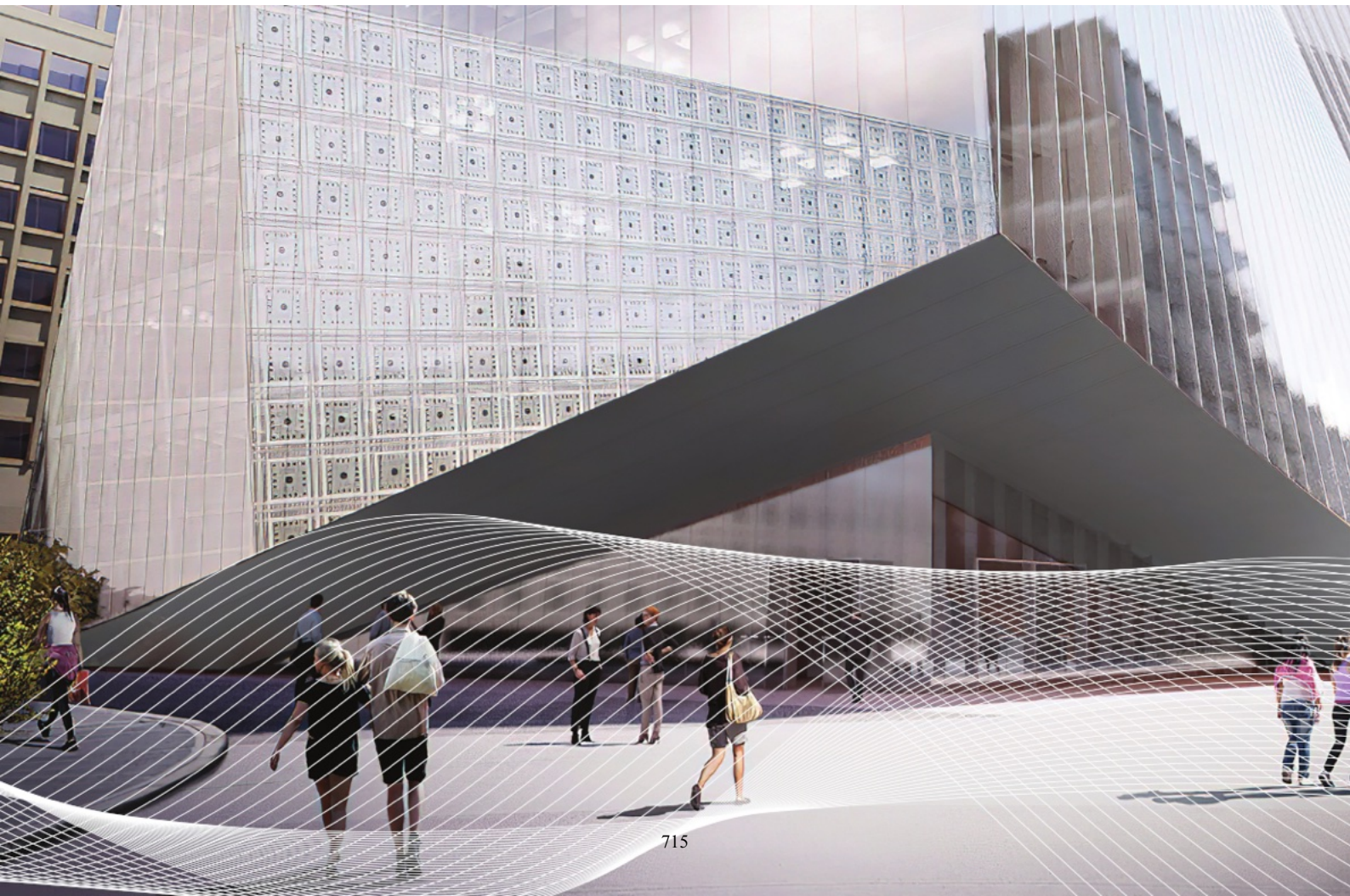
17^e Congrès Français d'Acoustique
27-30 avril 2025, Paris

Méthode rapide pour la prédiction de bruit de rotor installé à faible nombre de Reynolds

T. Jardin ^a, E. Vella ^{a,b} et R. Gojon ^a

^a ISAE-SUPAERO, Université de Toulouse, France

^b Sherbrooke Univ., QC J1K2R1, Canada



Les rotors de drones fonctionnent généralement à proximité du fuselage, ce qui pose la question du bruit d'interaction comme source acoustique majeure. Les composantes de bruit d'un rotor installé, en plus de celles d'un rotor isolé, sont le bruit de chargement instationnaire sur la pale due à la présence d'une surface proche, le bruit de chargement instationnaire sur le fuselage, et/ou la diffraction d'une source par l'autre surface. Cet article propose d'explorer ces mécanismes de génération de bruit d'interaction par le biais de simulations numériques 3D haute-fidélité, de simulations numériques quasi-2D visqueuses et non-visqueuses, d'approches expérimentales et de modélisation analytique. L'étude se concentre sur des scénarios où un rotor est placé dans le sillage d'un bras support cylindrique, et, inversement, où le bras support est dans le sillage du rotor. Dans les deux scénarios, il est observé expérimentalement que les amplitudes des harmoniques de la fréquence de passage des pales (BPF) augmentent par rapport à celles obtenues en l'absence du bras support. Cette augmentation est plus marquée lorsque le rotor se trouve dans le sillage du bras que lorsque le bras est dans le sillage du rotor. La simulation numérique haute-fidélité reproduit de manière satisfaisante l'enveloppe des amplitudes des harmoniques de la BPF obtenues expérimentalement dans les deux configurations. Elle démontre que la contribution principale provient du chargement instationnaire sur le bras. La comparaison des différentes approches employées ici suggèrent que cette bonne prédiction ne nécessite pas d'avoir recours à une approche 3D (une approche quasi-2D est suffisante) mais que la prise en compte de la distribution de pression le long de la corde (non-compacité aérodynamique) est nécessaire. Par ailleurs, la prise en compte des effets visqueux est nécessaire uniquement dans le cas où le rotor est dans le sillage du bras.

1 Introduction

Les véhicules aériens sans pilote (UAV) de type multicoptère ont vu leur utilisation croître de manière exponentielle, principalement en raison de leur polyvalence et de leur faible coût d'exploitation. Leurs fonctions sont diverses, avec par exemple la prise d'image pour l'industrie cinématographique, l'inspection d'infrastructures et les missions de reconnaissance. Cet accroissement s'accompagne d'une pollution sonore accrue, préjudiciable dans un contexte militaire, et qui pourrait inciter les agences de l'aviation civile à imposer des normes de certification plus strictes visant à protéger la population civile du bruit généré par ces appareils. Par conséquent, la compréhension des mécanismes de génération de bruit des UAVs est essentielle à la conception d'aéronefs plus furtifs ou conformes à ces normes. Pour les architectures de type multicoptère, les principales sources de bruit incluent celles provenant des rotors et des interactions entre les rotors et le fuselage.

L'étude du bruit de rotor a été abordée dès la première moitié du XX^e siècle, avec notamment l'analyse théorique du bruit généré à la fréquence de passage des pales (BPF) et ses harmoniques par Gutin [1]. Une extension de cette théorie prenant en compte des sources de bruit quadripolaires (sources particulièrement importantes pour les hélices à nombre de Mach élevé) a été proposée par Williams [2]. Les études menées par la suite, notamment par George [3] et Brentner [4], se sont principalement concentrées sur les rotors opérant à des nombres de Reynolds élevés, caractéristiques des hélicoptères. De ce fait, les enseignements tirés de ces études ne sont pas complètement généralisables aux UAVs de type multicoptères qui eux opèrent à des nombres de Reynolds et de Mach plus faibles, typiquement de l'ordre de 10^5 et 0.2. Par ailleurs, l'architecture particulière de ces véhicules se caractérise par des sources de bruit nouvelles, provenant par exemple de l'interaction entre rotors.

La question du bruit de rotors à faibles nombres de

Reynolds et de Mach et en interaction a été adressée assez récemment. Les expériences sur rotor isolé ou en interaction, proposées par exemple par Zawodny et al. [5, 6], Grande et al. [7] et Gojon et al. [8, 9], ont permis de caractériser la signature aéroacoustique de systèmes propulsifs d'UAVs, en termes d'amplitude et de directivité, pour différentes conditions de vol. Parallèlement, des simulations numériques haute-fidélité (de type simulations aux grandes échelles par exemple) ont permis d'identifier plus précisément les sources de bruit à l'origine de cette signature acoustique [10, 11, 12, 13], avec notamment une très bonne prédiction des composantes de bruit à la fréquence de passage de pales (BPF) et ses harmoniques (la prédiction du bruit large bande étant par ailleurs peu représentative des observations expérimentales). Toutefois, le coût de ce type de simulations reste prohibitif pour les phases de conception et d'avant-projet, nécessitant le développement de méthodes rapides pour la prédiction de bruit de rotors installés. En ce sens, les travaux théoriques récents de Wu et al. [14], Roger et al. [15] et Vella et al. [16] sur la modélisation analytique du bruit d'interaction entre un rotor et un bras support cylindrique contribuent au développement d'outils de prédiction rapide.

L'obtention d'une formulation analytique pour la prédiction rapide des sources de bruit s'accompagne généralement d'hypothèses plus ou moins fortes limitant son domaine d'application. Les travaux de Vella et al. [16] en sont une illustration, où l'hypothèse de compacité aérodynamique selon la corde peut compromettre la prédiction du bruit aux harmoniques de la BPF émanant de l'interaction potentielle entre la pale et le bras support. Dans ce cas précis, la distribution de pression le long de la corde est dégénérée en un chargement ponctuel, ce qui peut conduire à une mauvaise représentativité de l'évolution temporelle de la pression pariétale (induite par l'interaction potentielle avec la pale) sur le bras support.

Ici, on se propose d'adopter une approche intermédiaire aux formulations analytiques et simulations numériques haute-fidélité. L'approche consiste en la résolution de

l'écoulement par simulations numériques 2D des équations Euler ou URANS à plusieurs sections de pales. Il s'agit donc d'une approche instationnaire quasi-2D permettant de prendre en compte l'interaction couplée entre la pale et un bras support, sans hypothèse de compacité aérodynamique (suivant la corde). Elle permet de comprendre les limitations des modèles analytiques suscités et d'en fournir une alternative à coût de calcul limité. Les résultats obtenus sont comparés aux résultats numériques et expérimentaux discutés par Gojon et al. [17].

2 Configuration et méthodes

2.1 Configuration

La configuration traitée est celle d'un rotor bi-pale de rayon 100mm placé en amont ou en aval d'un bras support cylindrique, comme présenté sur la figure 2. Les pales du rotor sont obtenues par extrusion radiale d'un profil NACA0012 à corde et calage constants (0.025mm et 10°). Dans les deux cas (rotor en amont ou en aval du bras), la distance séparant le plan rotor du centre du bras support est de 20mm et le diamètre du bras est de 20mm. La vitesse de rotation du rotor est fixée à 8000RPM. Le rotor est en conditions de vol stationnaire.

2.2 Approches Euler/URANS quasi-2D et propagateur acoustique (Hanson)

L'écoulement dans une section radiale du rotor est obtenu par résolution par volumes finis des équations de Navier-Stokes sous forme incompressible (solveur StarCCM+). Les approches instationnaires non-visqueuse (Euler) et en moyenne de Reynolds (URANS) sont employées. Pour l'approche URANS, la turbulence est prise en compte *via* le modèle SST $k - \omega$ (Menter) associé à un modèle de transition. Un algorithme de type SIMPLE est employé pour le couplage pression-vitesse et les schémas numériques sont d'ordre 2 en espace et en temps.

Le domaine de calcul consiste en trois régions : deux fixes en amont et en aval du rotor, une mobile au niveau du rotor. La largeur du domaine est égale à $2\pi r$, où r est la position radiale de la section, sa hauteur est égale à environ 16 cordes. Le domaine est discrétisé en cellules polyédriques dont le nombre varie entre 86,000 et 157,000 (selon r). Le pas de temps est $T/4000$, où T est la période rotation du rotor.

Ces approches permettent d'obtenir les efforts aérodynamiques instantanés sur la section radiale des pales et du bras support. Les composantes spectrales de ces efforts permettent, *via* la formulation d'Hanson ci-dessous, d'obtenir le rayonnement acoustique en champ lointain.

$$p_{mB}(\mathbf{x}, t) = \frac{-ik_{mB}B}{4\pi R} \sum_k e^{i[(mB-k)(\Phi - \frac{\pi}{2}) + mB\Omega(\frac{R}{c_0} - t)]} \int_{root}^{tip} J_{mB-k} \left(mB \frac{\Omega r}{c_0} \sin(\Theta) \right) \left[\frac{mB-k}{rk_{mB}} F_{blade,\phi}^{(k)}(r) + \cos(\Theta) F_{blade,z}^{(k)}(r) \right] dr, \quad (1)$$

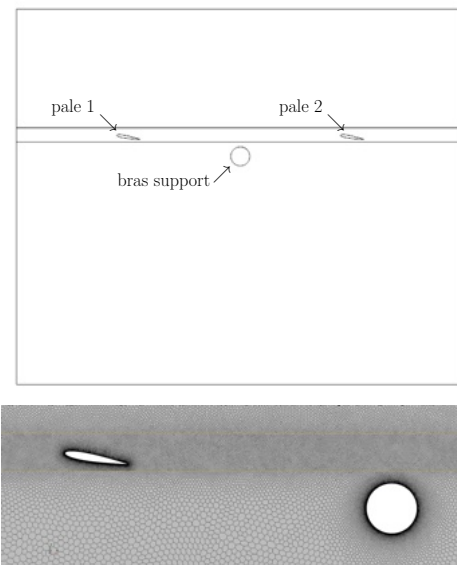


FIGURE 1 – Domaine de calcul et maillage (zoom).

avec (R, Θ, Φ) la position de l'observateur dans un repère sphérique, J_n la fonction de Bessel d'ordre n , B le nombre de pales, Ω la pulsation associée à la fréquence de rotation, $k_{mB} = mB\Omega/c_0$ le nombre d'onde associé à l'harmonique m de la BPF, $F_{blade,z}^{(k)}(r)$ et $F_{blade,\phi}^{(k)}(r)$ les k -ièmes harmoniques azimutales des forces axiales et tangentielles par unité de longueur intégrées le long de la corde c .

On peut noter que l'intégration des différentes sources acoustiques élémentaires est effectuée uniquement selon le rayon de la pale, la corde étant considérée acoustiquement compacte. Cette approximation est raisonnable jusqu'à $f = 3400$ Hz (correspondant au critère de compacité $kc/(2\beta^2) < \pi/4$ décrit par Amiet [18] avec $\beta = \sqrt{1 - M^2}$), c'est-à-dire jusqu'à environ $12 \times \text{BPF}$.

Le bruit de chargement stationnaire est lié à la partie stationnaire de ces forces, $F_{blade,z}^{(0)}$ et $F_{blade,\phi}^{(0)}$, et les harmoniques de charge supérieures k sont liées à la partie instationnaire.

Notons que le modèle de Hanson [19] est ici utilisé en considérant des conditions de vol stationnaire (c'est-à-dire que le facteur Doppler associé au rapport d'avancement est unitaire) et en supposant que le chargement radial est négligeable.

2.3 Modélisation analytique, dispositif expérimental et simulations haute-fidélité

Les résultats obtenus par les approches quasi-2D décrites ci-dessus sont comparés à ceux obtenus par voies analytique, expérimentale (en chambre anechoïque) et numérique (par simulation aux grandes échelles implicite de la configuration 3D). Ces approches ne sont que brièvement détaillées ici, le lecteur pourra se référer aux travaux de Vella et al. [16], Gojon et al. [20] et Doué et al. [12].

2.3.1 Modélisation analytique

La modélisation analytique (quasi-2D) décrite dans Vella et al. [16] et Gojon et al. [20] consiste en la modélisation de 4 sources de bruit : 1) le bruit de chargement stationnaire du rotor, 2) le bruit d'épaisseur du rotor, 3) le bruit de chargement instationnaire du rotor et 4) le bruit de chargement instationnaire du bras support.

Les deux premières sources de bruit nécessitent uniquement de connaître le chargement stationnaire du rotor (qui peut être obtenu simplement par des méthodes rapides de type Blade Element Momentum Theory), sa géométrie et son point de fonctionnement (vitesse de rotation dans notre cas). La troisième source de bruit nécessite de connaître le chargement instationnaire du rotor. Celui-ci est ici obtenu par la théorie de Sears, qui nécessite de connaître la variation de vitesse relative de la pale induite par la présence du bras support. Dans le cas où la pale est en amont du bras support (bras support dans le sillage du rotor), cette variation est obtenue en supposant que l'écoulement environnant (autour de la pale) est identique à celui s'établissant autour d'un cylindre immergé dans un écoulement uniforme de vitesse égale à la vitesse induite moyenne du rotor (pouvant également être obtenue par BEMT). Le champ de vitesse peut être obtenu par résolution analytique de l'écoulement potentiel correspondant. Dans le cas où la pale est en aval du bras support (pale dans le sillage du bras), la variation de vitesse relative de la pale est obtenue *via* des profils empiriques de sillage de cylindre (ici aussi immergé dans un écoulement uniforme de vitesse égale à la vitesse induite moyenne du rotor). La dernière source de bruit nécessite de connaître le chargement instationnaire du bras support. Celui-ci est obtenu par la résolution analytique de l'écoulement autour d'un cylindre immergé dans un écoulement uniforme de vitesse égale à la vitesse induite moyenne du rotor auquel est superposée la circulation correspondant au chargement du rotor. La circulation est ponctuelle (hypothèse de compacité aérodynamique).

Ici aussi, les composantes spectrales de ces efforts permettent, *via* la formulation d'Hanson discutée plus haut, d'obtenir le rayonnement acoustique en champ lointain.

2.3.2 Dispositif expérimental

Le rotor étudié est placé au centre de la chambre anéchoïque de l'ISAE-SUPAERO, comme illustré dans la Figure 2. Cette installation est traitée sur la plage de fréquences de 80 Hz à 16000 Hz et présente des dimensions de pointe de dièdre à pointe de dièdre de 5.02 m de long, 5.24 m de large et 5.34 m de haut.

Précisément, le rotor est placé au sommet d'un mat et est entraîné au moyen d'un moteur électrique sans balais Faulhaber 3274G024BP4 3692. La vitesse de rotation (RPM) en temps réel est directement donnée par le contrôleur MC5010 associé au moteur, qui fournit un contrôle précis (des fluctuations de l'ordre de ± 20 RPM sont obtenus pour un rotor bipale à 6000 RPM) de cette dernière. Les efforts de poussée et couple en rotation sont mesurés par une balance ATI Nano17 six axes positionnée sous le

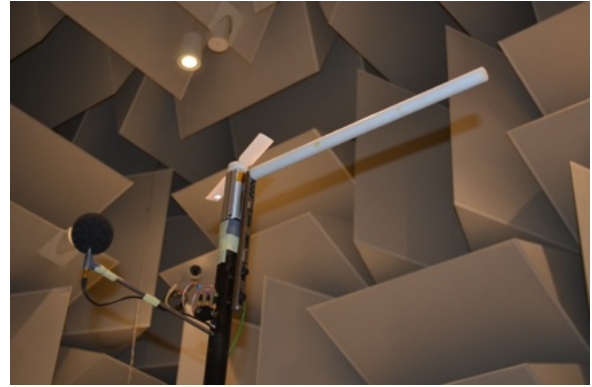


FIGURE 2 – Photographie du dispositif expérimental.

moteur.

Par ailleurs, une antenne de directivité composée de 13 microphones GRAS 40PH (1/4 pouces) est utilisée pour la mesure du bruit en champ lointain à 1.62 m du centre du rotor, pour des angles de latitude θ allant de -60° à 60° par pas de 10° , où 0° correspond au plan du disque rotor. L'acquisition des signaux acoustiques est faite à une fréquence d'échantillonnage de 51200 Hz, pendant 16 s. Les spectres acoustiques (SPL) sont obtenus à partir des signaux temporels *via* la transformée de Fourier rapide (FFT), avec fenêtre de Hanning, appliquée à 50 segments (chevauchement de 50%). Un facteur de correction d'amplitude est appliquée. La résolution en fréquence est de $\Delta f = 3.125$ Hz. L'incertitude aléatoire du SPL est $(-0.45, +0.41)$ dB (obtenue comme décrit dans les travaux de Zawodny et Boyd [6]).

2.3.3 Simulations haute-fidélité

Les simulations haute-fidélité reposent sur la résolution numérique directe (sans modèle de turbulence) par volumes finis des équations de Navier-Stokes, sous leur forme incompressible tridimensionnelle (solveur Fluent). Un algorithme de type SIMPLE est employé pour le couplage pression-vitesse et les schémas numériques sont d'ordre 2 en espace et en temps. Le domaine de calcul consiste en deux régions : une première région contenant le rotor est animé d'un mouvement de rotation, une seconde région fixe, englobant (mais excluant) la première région. L'interface entre les deux régions assure le glissement de l'une par rapport à l'autre. Le domaine est discrétisé en 7 millions de cellules polyhédriques. Le pas de temps est égal à $T/400$, où T est la période de rotation du rotor.

3 Résultats

La figure 3 présente les les spectres acoustiques (SPL) en champ lointain dans le plan rotor obtenus par voies expérimentale et numérique haute-fidélité pour les deux cas traités. Les données sont comparées à celles obtenues en l'absence de bras. La première observation est que la

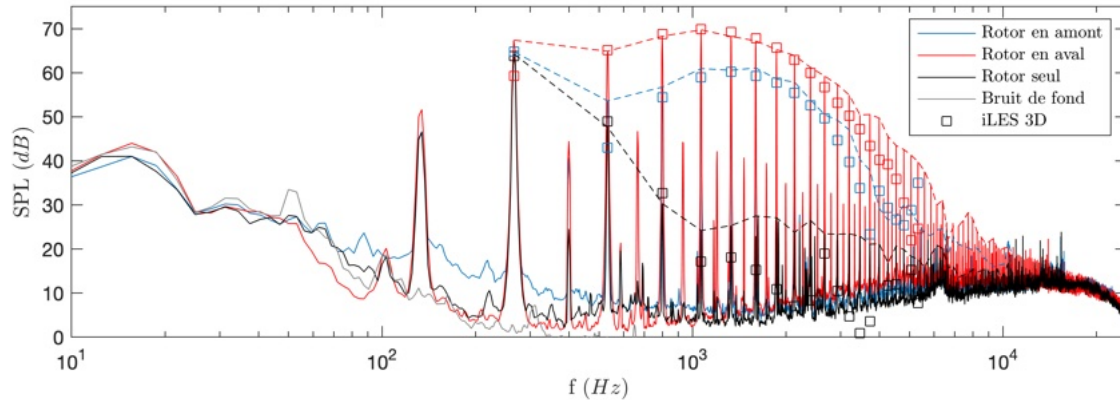


FIGURE 3 – Spectres acoustiques (SPL) en champ lointain dans le plan rotor, dans la direction perpendiculaire au bras support pour les deux configurations considérées. Comparaison avec les résultats numériques.

présence du bras est responsable de l'apparition de pics aux harmoniques de la BPF. La seconde observation est que l'amplitude de ces pics est plus importante lorsque le bras se situe en aval du rotor, c'est-à-dire dans son sillage. Enfin, la dernière observation est que la simulation numérique haute-fidélité prédit de manière remarquable la présence de ces pics et leur amplitude. L'étude plus approfondie de ces résultats numériques indique que la source de bruit dominante à ces harmoniques provient du chargement instationnaire sur le bras (non montré ici, voir les travaux de Doué et al. [12]). L'apparition de pics aux harmoniques de la BPF, associée à la présence du bras support, peut donc être corrélée aux harmoniques de charges sur le bras.

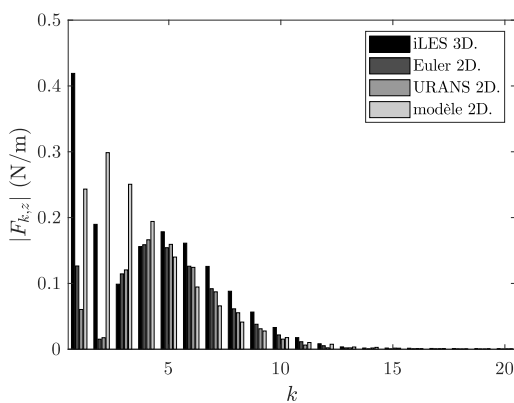


FIGURE 4 – Harmoniques du chargement vertical sur le bras, obtenues par approches iLES 3D, URANS 2D, Euler 2D et analytique dans le cas où le rotor est en amont du bras.

La figure 4 montre les harmoniques de charges du bras obtenues par simulation numérique haute-fidélité (iLES 3D), simulation numérique Euler (Euler 2D) et URANS (URANS 2D), et modélisation analytique (modèle 2D), dans le cas du bras situé en aval du rotor. Précisément,

la composante verticale (suivant l'axe du rotor) dans une section radiale située à 75% du rayon de la pale, où les distributions radiales (le long de l'envergure) des poussée et couple linéiques atteignent des valeurs maximales, est présentée. Premièrement, les résultats des simulations hautes-fidélités démontrent effectivement une corrélation entre les harmoniques du bruit rayonné en champ lointain (figure 3) et les harmoniques de charges du bras. La distribution spectrale du chargement linéique vertical F_z présente une 'bosse' centré autour de l'harmonique $k = 5$, en accord avec les observations faites sur la figure 3. Deuxièmement, la modélisation analytique prédit également l'apparition d'une 'bosse' aux harmoniques de la BPF, mais centrée autour de l'harmonique $k = 2$. Bien que cette prédiction soit assez remarquable compte-tenu de la simplicité du modèle, ce résultat met en évidence les limitations de l'approche analytique employée. Plusieurs hypothèses peuvent être à l'origine de cette limitation. D'abord, le modèle est quasi-2D, c'est-à-dire qu'il considère que le bruit en champ lointain provient de la somme des sources de bruit en chaque élément radial de la pale, où l'écoulement est considéré bi-dimensionnel. Ensuite, l'écoulement est considéré non-visqueux. L'influence du sillage de la pale sur le bras est donc sous-estimée en comparaison de celle prédite par la simulation haute fidélité. Enfin, l'hypothèse de compacité aérodynamique est faite, en ce sens que la distribution de pression le long de la corde de l'élément de pale est dégénérée en un effort ponctuel. L'approche Euler quasi-2D proposée ici permet de lever cette dernière hypothèse. Les résultats de la figure 4 montre que cette approche prédit une 'bosse' centrée autour de l'harmonique $k = 4 - 5$, en accord avec les simulations haute-fidélité, ce qui suggère que les limitations du modèle analytique émanent principalement de l'hypothèse de compacité aérodynamique, et que les hypothèses d'écoulement quasi-2D non-visqueux sont raisonnables, tout du moins dans ce cas précis où le bras support est en aval du rotor. La figure 4 montre également les résultats obtenus par l'approche URANS, où l'hypothèse

d'écoulement non-visqueux est levée (en comparaison de l'approche Euler). Cette approche prédit également une 'bosse' centrée autour de l'harmonique $k = 4 - 5$, d'amplitude comparable à celle obtenue par l'approche Euler, ce qui semble corroborer le fait que l'hypothèse d'écoulement non-visqueux est ici raisonnable.

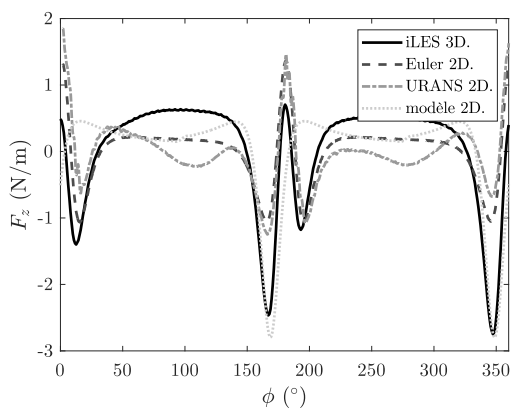


FIGURE 5 – Evolution temporelle du chargement vertical sur le bras, obtenues par approches iLES 3D, URANS 2D, Euler 2D et analytique dans le cas où le rotor est en amont du bras.

La figure 5 présente l'évolution temporelle du chargement linéique verticale F_z sur le bras. L'influence de la pale sur ce chargement est principalement visible aux positions azimutales de la pale $\phi \in [140^\circ - 220^\circ]$ et $\phi \in [320^\circ - 40^\circ]$. Sur le premier intervalle, il apparaît que les approches iLES, Euler et URANS, où l'hypothèse de compacité aérodynamique n'est pas faite, prédisent deux chutes de chargement vertical, entourant un pic de chargement vers $\phi \approx 180^\circ$. Au contraire, la modélisation analytique ne prédit qu'une seule chute de F_z . Ceci semble une nouvelle fois indiquer que l'interaction potentielle de la pale sur le bras n'est pas correctement prédite par le modèle.

La figure 6 montre les champs de pression obtenus par l'approche Euler à 3 instants. La flèche partant du centre du bras représente le vecteur force instantanée sur le bras. Les résultats indiquent que la distribution de pression à l'intrados de l'élément de pale présente 3 zones distinctes : une zone de surpression au niveau du bord d'attaque, une zone dépressionnaire sur la majorité de l'intrados et une zone de surpression au niveau du nord de fuite. Il apparaît que la position relative de ces zones et du bras est le paramètre qui pilote l'évolution temporelle du chargement sur le bras. Simplement, par ordre chronologique, la surpression au niveau du bord d'attaque induit un effort vertical négatif (orienté vers le bas), la dépression induit un effort vertical positif (orienté vers le haut) et la surpression au niveau du bord de fuite induit un effort vertical négatif. Il peut donc être conclu que la distribution de pression joue un rôle important dans la distribution des harmoniques de charge, et donc du bruit rayonné en champ lointain.

La figure 7 montre les harmoniques de charges du bras obtenues par simulation numérique haute-fidélité (iLES 3D),

simulation numérique Euler (Euler 2D) et URANS (URANS 2D), et modélisation analytique (modèle 2D), dans le cas du bras situé en amont du rotor. En comparaison du cas où le rotor est en amont du bras, la 'bosse' semble se décaler vers les harmoniques plus basses, en accord avec les observations expérimentales de la figure 3. Il est notable que toutes les approches prédisent l'émergence de cette bosse centrée autour de l'harmonique $k = 3$. Toutefois, des différences notables dans l'amplitude des pics sont observées. En particulier, l'approche URANS recouvre une partie de la sous-estimation de l'approche Euler (en comparaison des résultats iLES), ce qui indique que les effets visqueux ont ici une contribution non-négligeable.

4 Conclusion

Le travail présenté ici porte sur le bruit de rotor en interaction avec une surface, tel qu'un élément de fuselage. Le cas particulier d'un rotor situé en amont ou en aval d'un bras support cylindrique est traité par voies expérimentale, numérique et analytique. La comparaison des résultats obtenus par ces différentes approches permet de mettre en évidence les mécanismes physiques à l'origine du bruit généré par la présence du bras, aux harmoniques de la fréquence de passage de pale. En particulier, il est démontré que les approches quasi-2D, en comparaison des approches 3D, permettent de prédire avec une relativement bonne précision l'émergence de ces harmoniques. Par ailleurs, la distribution de pression le long de la corde de la pale peut avoir une influence non-négligeable sur la position (en fréquence) de ce bruit, soulignant les limitations de modèles reposant sur l'hypothèse de compacité aérodynamique. Enfin, les effets visqueux ont une influence négligeable lorsque le rotor est en amont du bras, mais deviennent non-négligeables lorsque le rotor est en aval du bras.

Remerciements

Les auteurs remercient le groupe technique de l'ISAE-SUPAERO, notamment Sylvain Belliot et Bertrand Mellot, ainsi que Hélène Parisot-Dupuis, pour leur aide dans la mise en place de la campagne expérimentale. Ils remercient également Nicolas Doué pour la mise en oeuvre des simulations numériques haute-fidélité (iLES). Ce travail a été rendu possible grâce au financement de l'AID et aux ressources informatiques du centre de supercalcul CALMIP (allocation P24059).

Références

- [1] L. Gutin, On the sound field of a rotating propeller, *Physikalische Zeitschrift der Sowjetunion : Physical magazine of the Soviet Union* **9(1)**, NACA-TM-1195 (1948).
- [2] J. F. Williams and D.L. Hawkings, Theory relating to the noise of rotating machinery, *Journal of Sound and Vibration* **10(1)**

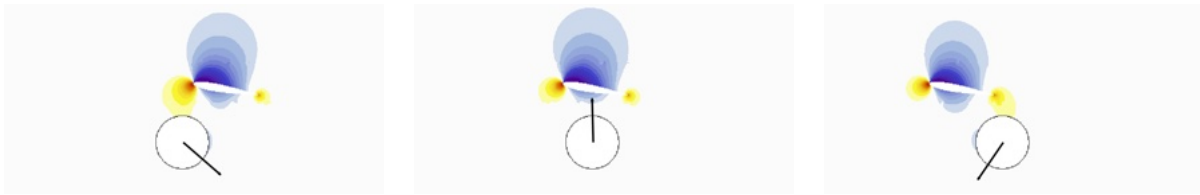


FIGURE 6 – Distribution de pression obtenues à 3 instants par l’approche Euler 2D dans le cas où le rotor est en amont du bras.

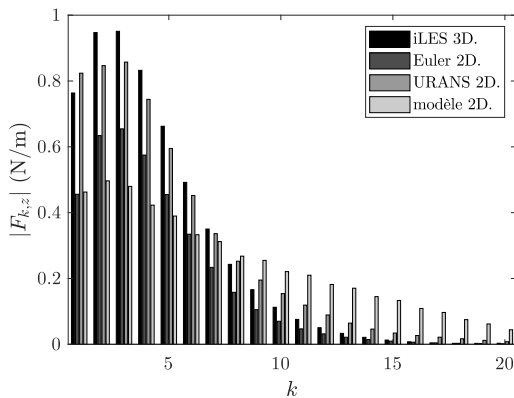


FIGURE 7 – Harmoniques du chargement vertical sur le bras, obtenues par approches iLES 3D, URANS 2D, Euler 2D et analytique dans le cas où le rotor est en aval du bras.

(1969).

[3] A. R. George, Helicopter noise : State-of-the-art, *Journal of Aircraft* **15(11)** 707-715 (1978).

[4] K. S. Brentner and F. Farassat, Helicopter noise prediction : the current status and future direction, *Journal of Sound and Vibration* **170(1)** 79-96 (1994).

[5] N. S. Zawodny, D.D. Boyd and C.L. Burley, Acoustic characterization and prediction of representative, small-scale rotary-wing unmanned aircraft system components, *American Helicopter Society (AHS) Annual Forum No. NF1676L-22587* (2016).

[6] N. S. Zawodny and D.D. Boyd, Investigation of rotor–airframe interaction noise associated with small-scale rotary-wing unmanned aircraft systems, *Journal of the American Helicopter Society* **65(1)** 1-17 (2020).

[7] E. Grande, G. Romani, D. Ragni, F. Avallone and D. Casalino, Aeroacoustic investigation of a propeller operating at low Reynolds numbers, *AIAA Journal* **60(2)** 860-871 (2022).

[8] R. Gojon, T. Jardin and H. Parisot-Dupuis, Experimental investigation of low Reynolds number rotor noise, *Journal of the Acoustical Society of America* **149(6)** 3813-3829 (2021).

[9] R. Gojon, H. Parisot-Dupuis, B. Mellot and T. Jardin, Aeroacoustic radiation of low Reynolds number rotors in interaction with beams, *Journal of the Acoustical Society of America* **154(2)** 1248-1260 (2023).

[10] G. Romani, E. Grande, F. Avallone, D. Ragni and D. Casalino, Performance and noise prediction of low-Reynolds number

propellers using the lattice-Boltzmann method, *Aerospace Science and Technology* **125** 107086 (2022).

[11] D. Vittal Shenoy, R. Gojon, T. Jardin and M.C. Jacob, Performance and noise prediction of low-Reynolds number propellers using the lattice-Boltzmann method, *Aerospace Science and Technology* **150** 109219 (2024).

[12] N. Doué, R. Gojon and T. Jardin, Numerical investigation of the acoustics radiation of a two-bladed rotor in interaction with a beam, *Symposium on Fluid-Structure-Sound Interactions and Control* 169-176 (2023).

[13] J. Rendon, A. Arroyo Ramo, S. Moreau and M. Roger, Numerical and Analytical Approach of the Sound-Scattering Effects in Rotor-Strut Interaction Noise of Small-Size Drones, *30th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* 3047 (2024).

[14] Y. Wu, M.J. Kingan and S.T. Go, Propeller–strut interaction tone noise, *Physics of Fluids* **34(5)** (2022).

[15] M. Roger, D. Acevedo-Giraldo and M.C. Jacob, Acoustic versus aerodynamic installation effects on a generic propeller-driven flying architecture, *International Journal of Aeroacoustics* **21(5-7)** 585-609 (2022).

[16] E. Vella, R. Gojon, H. Parisot-Dupuis, N. Doué, T. Jardin and M. Roger, Mutual Interaction Noise in Rotor-Beam Configuration, *30th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* 3318 (2024).

[17] R. Gojon, N. Doué, H. Parisot-Dupuis, B. Mellot and T. Jardin, Mutual Interaction Noise in Rotor-Beam Configuration, *28th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* 2972 (2022).

[18] R.K. Amiet, Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream, *Journal of Sound and vibration* **41(4)** 407-420 (1975).

[19] D.B Hanson and D.J. Parzych, Theory for noise of propellers in angular inflow with parametric studies and experimental verification, *NASA* **1(26)** 4499 (1993).

[20] R. Gojon, E. Vella, N. Doué, H. Parisot-Dupuis, B. Mellot and T. Jardin, Mutual Aeroacoustic modeling of a low Reynolds number rotor in the wake of a cylindrical beam, *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings* **270(8)** 3125-3136 (2024).