



Analytical Prediction of Pylon-Wake Effect in Counter-Rotating Open Rotor Tonal Noise

N. Jaouani^a, M. Roger^a, T. Nodé-Langlois^b et G. Serre^c

^aÉcole Centrale de Lyon - LMFA, 36. Av. Guy de Colongue, 69131 Écully, France

^bAirbus Operations, 316 Route de Bayonne, 31000 Toulouse, France

^cSogeti High Tech, 33, Avenue de l'escadrille Normandie-Niemen, 31703 Blagnac, France

nassim.jaouani@sogeti.com

La présente étude vise à prédire le bruit de raies rayonné lorsque le sillage du mât d'une motorisation par hélices contra-rotatives en configuration propulseur est haché par l'hélice amont. Les hélices contra-rotatives constituent en effet un système de propulsion envisageable pour les futurs avions moyen-courriers mais le bruit de raies se révèle être un paramètre clé de leur conception pour aboutir à la certification en matière de bruit autour des aéroports. Pour l'optimisation au stade d'avant projet, un modèle analytique de rayonnement sonore rapide associé à des simulations numériques d'écoulement est considéré ici comme une stratégie efficace. Le modèle est validé dans un premier temps par confrontation à des essais. Une étude paramétrique est ensuite menée pour lier les caractéristiques du sillage du mât aux raies rayonnées par l'hélice amont. L'intérêt majeur est alors d'analyser dans quelle mesure le soufflage d'air dans le sillage peut réduire le bruit. Des formes génériques de sillage sans soufflage sont tout d'abord utilisées comme référence ; puis plusieurs profils caractéristiques de sillage avec soufflage sont évalués. Les calculs sont effectués dans le domaine fréquentiel selon l'analogie de Ffowcs Williams et Hawkins. Le déficit de vitesse du sillage est modélisé par des rafales à deux nombres d'onde par décomposition de Fourier dans un repère attaché à l'hélice amont. La portance instationnaire induite par chaque rafale sur un tronçon de pale est calculée en utilisant une fonction de réponse analytique linéarisée prenant en compte une géométrie réaliste de l'hélice. Elle agit comme une répartition non compacte de dipôles acoustiques tournants. L'effet du vol en translation de l'avion est inclus dans l'analyse. La distance mât-hélice est en outre évaluée comme un paramètre clé du rayonnement. Enfin, le bénéfice de la technologie de soufflage du mât est évalué sur le niveau des raies propres de l'hélice amont.

1 Introduction

Les hélices contra-rotatives constituent une motorisation possible des futurs avions moyen-courriers. Réduisant significativement la consommation de carburant et les émissions de CO₂, elles pourraient en effet bien répondre aux objectifs fixés par l'ACARE¹. Également dénommées CROR pour *Counter-Rotating Open Rotors*, elles sont constituées de deux hélices tournant en sens contraires sur un même axe de rotation. L'écoulement en rotation induit par la première hélice est ainsi redressé par la deuxième, permettant un gain supplémentaire d'efficacité [1]. Néanmoins si cette technologie permet d'obtenir des plus grands taux de dilution et donc un meilleur rendement propulsif qu'un turboréacteur classique, elle conduit à un rayonnement acoustique plus important du fait de l'absence de carénage, qui exclut toute surface de traitement acoustique. Pour permettre la réduction des émissions sonores et surmonter ainsi l'un des défis majeurs de cette motorisation, il faut donc agir directement au niveau des sources de bruit.

Le bruit des machines tournantes en général comprend un *bruit de raies* lié à la partie périodique des phénomènes aérodynamiques instationnaires et un *bruit à large bande* lié à la turbulence des écoulements. Dans le cas des CROR les raies constituent la partie prédominante du spectre et peuvent avoir plusieurs origines. Les sillages de l'hélice amont sont perçus par chaque pale de l'hélice aval comme des variations temporelles périodiques. Les raies résultantes, caractéristiques du bruit dit d'*interaction de sillages*, sont émises à des combinaisons linéaires des fréquences de passage des pales (FPP) des deux hélices, et sont appelées *raies de combinaison* lorsque les nombres de pales ou les vitesses de rotation des deux hélices sont différentes. Le champ potentiel de l'hélice aval induit également des fluctuations périodiques sur les pales de l'hélice amont, responsables du bruit dit d'*interaction potentielle* qui contribue aussi aux raies de combinaison si la distance entre les deux hélices n'est pas suffisante. Une méthode analytique performante de prédiction de ces raies a notamment été mise en œuvre par Carazo en mettant l'accent sur une géométrie réaliste de l'hélice aval [2]. Indépendamment de l'interaction

des deux hélices, d'autres raies propres sont induites par les effets d'installation sur chacune des deux hélices aux harmoniques de leurs FPP respectives. En configuration dite *propulseur* deux doublets d'hélices sont installés de part et d'autre de l'arrière du fuselage, chacun d'eux étant monté à l'arrière d'un mât profilé (voir figure 1). Le sillage du mât, haché par les pales de l'hélice amont, est l'origine principale de ce bruit, auquel contribue aussi la charge stationnaire.

La présente étude vise à établir une méthode analytique de prédiction du bruit de raies d'interaction mât-hélice à partir de sillages de mât connus. Fondé sur une théorie linéarisée de l'aérodynamique instationnaire, le modèle employé fournit le bruit rayonné en champ lointain en représentation fréquentielle selon l'analogie de Ffowcs Williams et Hawkins, assimilant l'hélice amont à un réseau de dipôles tournants. Cette méthodologie est tout d'abord confrontée à des données expérimentales obtenues en soufflerie anéchoïque. L'influence des paramètres caractéristiques du sillage du mât est ensuite analysée à l'aide d'un modèle analytique de sillage gaussien, calibré sur des résultats numériques. Sur la base de cette méthode "tout analytique", la technologie de soufflage du mât est évaluée en termes de potentiel de réduction de bruit pour différentes formes de sillages.

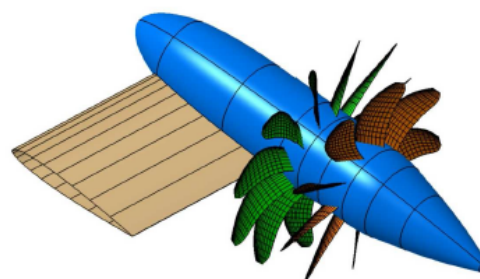


FIGURE 1 – Hélices contra-rotatives en configuration propulseur.

2 Description du modèle analytique

Le modèle analytique employé ici restitue le bruit de raies en champ lointain acoustique et géométrique,

1. Advisory Council for Aeronautical Research in Europe

pour l'interaction mât-hélice en présence d'un écoulement uniforme selon l'axe X du système. On considère connus le déficit de vitesse dans le sillage du mât ainsi que la géométrie des pales. La procédure de calcul reprend les travaux de Carazo [2] et comprend les étapes suivantes.

- L'hélice étant composée de B pales supposées identiques et espacées de manière régulière, une seule pale de référence est nécessaire pour décrire les sources. Assimilée à sa surface de cambrure moyenne (MCS pour *Mean Camber Surface*), la pale de référence est décomposée en tronçons radiaux. Chaque tronçon est ensuite interpolé au mieux par un trapèze.
- La distorsion de l'écoulement en aval du mât est décrite pour chaque tronçon sur une surface circulaire proche du bord d'attaque, communément appelée *disque hélice*. Elle se traduit par des perturbations de la vitesse normale à la MCS au bord d'attaque. La composante moyenne de la vitesse, responsable de la charge stationnaire, n'est pas prise en compte; elle fera l'objet d'un calcul séparé. Les perturbations sont ensuite traduites en rafales obliques sinusoïdales à deux nombres d'onde par décomposition de Fourier angulaire et radiale sur chaque tronçon.
- Les charges instationnaires induites sur chaque tronçon sont alors calculées par application de la théorie compressible d'Amiet-Schwarzschild généralisée, qui décrit la réponse d'un profil mince d'envergure infinie à une rafale quelconque [3]. Les charges induites agissent comme une répartition non compacte de dipôles acoustiques équivalents. Elles sont répercutées sur la MCS qui sera ensuite maillée selon un critère de compacité acoustique.
- Le bruit en champ lointain s'obtient par la formulation de Hanson [4]. La base du calcul est la formule du dipôle tournant appliquée à chaque facette discrétisée de la MCS, et spécifiée pour chaque raie de pulsation $\omega_m = mB\Omega$, Ω étant la vitesse de rotation de l'hélice. La pression résultante pour une facette perçue par un observateur situé en \mathbf{x} est donnée par l'équation suivante

$$\tilde{p}(\mathbf{x}, \omega_m) = C_0 \sum_{k=-\infty}^{+\infty} e^{iC_1} \left[C_2 J_{\xi_{km}}(C_4) + C_3 J'_{\xi_{km}}(C_4) \right] \quad (1)$$

avec :

$$C_0 = \frac{iB\omega_m}{4\pi c_0 R_e D_c} ,$$

$$C_1 = \omega_m \left(\frac{R_e}{c_0} + \frac{\cos \theta_e}{D_c c_0} x_0 \right) + \xi_{km} \left(\phi - \frac{\pi}{2} - \phi_0 \right) ,$$

$$C_2 = F_k^A \frac{\cos \theta_e}{D_c} + F_k^T \frac{\xi_{km} c_0}{\omega_m R_0} ,$$

$$C_3 = \frac{i \sin \theta_e}{D_c} F_k^R , \quad C_4 = \frac{\omega_m R_0 \sin \theta_e}{D_c c_0}$$

où (R, θ, ϕ) sont les coordonnées sphériques de l'observateur dans un repère centré sur l'hélice,

(R_e, θ_e) sont les coordonnées d'émission associées en présence d'un écoulement de nombre de Mach M_0 (R_e étant commun à l'ensemble des sources). $D_c = 1 - M_0 \cos \theta_e$ est le facteur Doppler et c_0 la vitesse du son. (R_0, ϕ_0, x_0) correspondent aux coordonnées cylindriques d'une source sur la pale de référence à $t = 0$ (voir figures 2 et 3). L'équation fait apparaître une somme infinie sur les harmoniques de charge d'indice k notés

$$\mathbf{F}_k = (F_k^A, F_k^T, F_k^R) = \frac{\Omega}{2\pi} \int_0^{2\pi} \mathbf{F}(t) \cdot e^{ik\Omega t} dt \quad (2)$$

$\mathbf{F}(t)$ étant la force du dipôle exprimée en coordonnées cylindriques. Enfin, l'amplitude du rayonnement est pilotée par les fonctions de Bessel de première espèce J et leur dérivée J' aux ordres $\xi_{km} = mB - k$. Le bruit engendré par l'interaction du sillage du mât avec l'ensemble de l'hélice s'obtient finalement par intégration sur la surface de la pale de référence, non écrite ici. En pratique les propriétés des fonctions de Bessel sont mises à profit pour justifier la troncature de la somme infinie sur k .

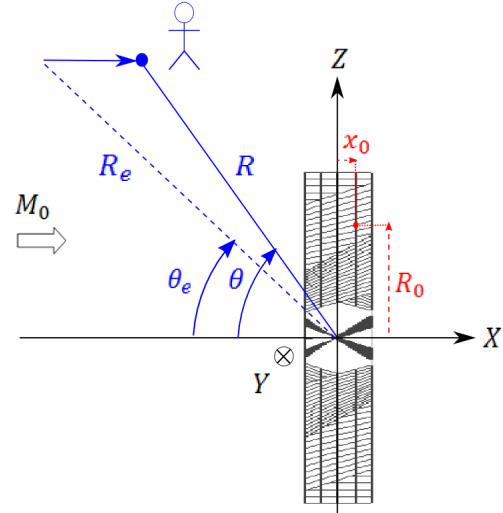


FIGURE 2 – Coordonnées source (rouge) et observateur (bleu) - Hélice schématisée vue de côté.

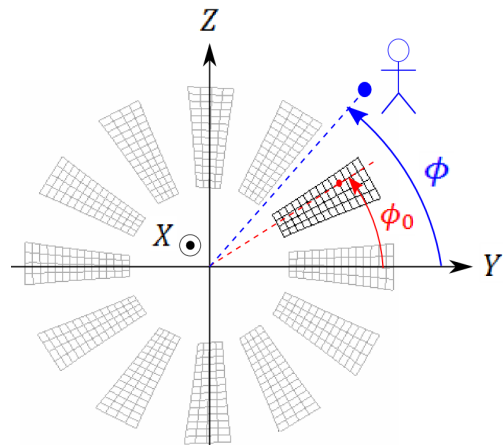


FIGURE 3 – Coordonnées source (rouge) et observateur (bleu) - Hélice schématisée vue de derrière.

3 Comparaison avec les essais

On se propose dans cette partie de valider le modèle analytique précédent par comparaison avec des essais réalisés en soufflerie. On s'appuie ici sur la campagne DREAM menée en 2008 au DNW. Conçu conjointement par Rolls Royce (banc et hélices) et Airbus (mât), le banc d'essai est composé d'hélices contra-rotatives à l'échelle 1/6 placées dans un écoulement axial uniforme de nombre de Mach $M_0 = 0,23$ (voir figure 4). Dans la présente étude, on s'intéresse uniquement au rayonnement de l'hélice amont soumise au sillage d'un mât sans flèche. Le mât, en direction du sol en envergure (voir figure 5), est situé à une distance axiale de 30% de sa corde en amont de l'hélice. Plus exactement cette distance sépare le bord de fuite du mât au *Pitch Change Axis* (PCA) de l'hélice. Les mesures en champ lointain sont obtenues grâce à des microphones de paroi situés en dehors du jet de la soufflerie. Les raies sont alors extraites des mesures après correction de la réfraction par la couche de cisaillement du jet et suppression du bruit de fond. Enfin une correction de divergence sphérique est appliquée pour obtenir des directivités polaires à une distance de référence de 16.6m.

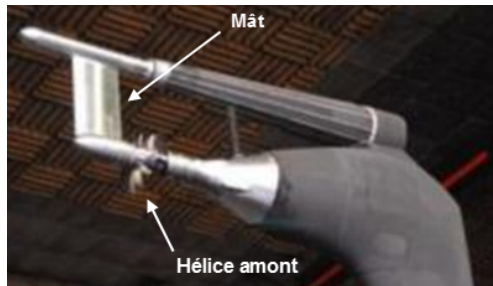


FIGURE 4 – Banc d'essai avec mât (campagne DREAM) - Écoulement de gauche à droite.

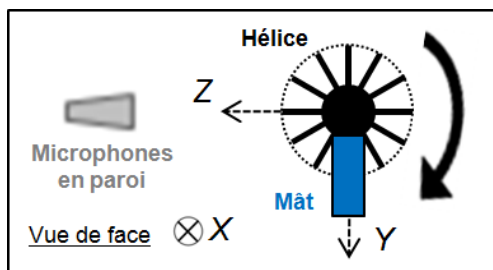


FIGURE 5 – Configuration du mât utilisée.

Pour valider le calcul analytique des charges et du rayonnement, le sillage du mât est obtenu en s'appuyant sur des simulations numériques stationnaires (code RANS) avec le mât seul à l'échelle 1/6. Le champ de vitesse est extrait en première approximation sur un *disque hélice* situé au PCA de l'hélice. Le maillage de cette surface est raffiné en vue d'atteindre la convergence des niveaux de bruit en sortie du modèle. A ce titre, 121 nœuds radiaux et 721 nœuds azimutaux assurent la convergence jusqu'au 5ème harmonique. Le modèle, évalué pour un point d'essai associé à un régime de l'hélice faible, fournit alors une répartition de niveau sonore sur une sphère d'écoute présentée en figure 6 pour l'harmonique de rang $m = 1$.

Le mât étant disposé horizontalement suivant l'axe Y positif dans les simulations numériques, la configuration des

Bruit de charge - 1F - Cartographie sphérique à R = 99.6m

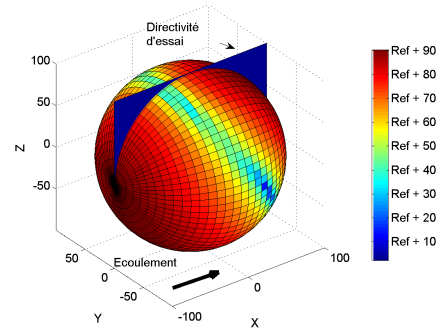


FIGURE 6 – Prédiction typique du bruit d'interaction mât-hélice ($m = 1$) - Cartographie de niveau sonore sur une sphère d'écoute en champ lointain.

microphones d'essai équivalente (figure 5) est retrouvée en prenant l'intersection de la sphère d'écoute avec un plan vertical à 90° du mât dans le sens de rotation de l'hélice. Les directivités polaires obtenues, respectant le sens de l'écoulement, sont alors comparées aux essais et présentées dans la figure 7 pour les trois premiers harmoniques.

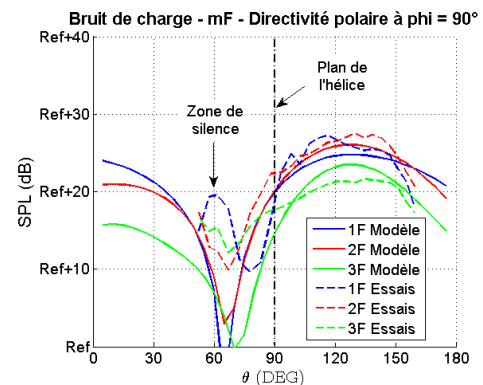


FIGURE 7 – Comparaison des prédictions aux essais ($m=1$, $m=2$, $m=3$) - Directivité dans le plan vertical de la figure 6

On constate que quelque soit la raie considérée, les diagrammes de directivité font état d'une zone de silence relatif en amont du plan de l'hélice. Ceci correspond à un plan oblique d'extinction du niveau sonore séparant deux larges lobes sur la représentation de la figure 6. En effet, les pales n'émettent le bruit d'interaction que lorsqu'elles traversent le sillage. Les sources équivalentes étant des dipôles perpendiculaires à la surface des pales, elles ont un rayonnement nul dans le plan moyen de la pale au moment de l'interaction, et un rayonnement maximum dans la direction perpendiculaire à ce plan. C'est donc le calage des pales de l'hélice qui détermine cette directivité. Même si la position de la zone de silence n'est pas parfaitement décrite pour tous les harmoniques, les niveaux absolus des prédictions en aval du plan de l'hélice sont satisfaisants (écarts inférieurs à 3 dB). Il est à noter que pour les faibles régimes de rotation considérés l'influence de la charge stationnaire, non prédite par le modèle, est en première approximation négligeable. Enfin, un bon accord global des écarts de niveaux entre harmoniques est également observé entre prédictions et essais.

Les écarts de niveaux résiduels nous conduisent tout de même à remettre en question la validité de la représentation

du sillage en entrée du modèle. En effet, l'extraction au niveau d'un disque au PCA de l'hélice amont est sensiblement éloignée du bord d'attaque des pales de l'hélice. L'importance de la distance mât-hélice justifie donc une étude paramétrique de l'effet du sillage du mât sur le bruit rayonné en champ lointain.

4 Etude paramétrique du sillage du mât

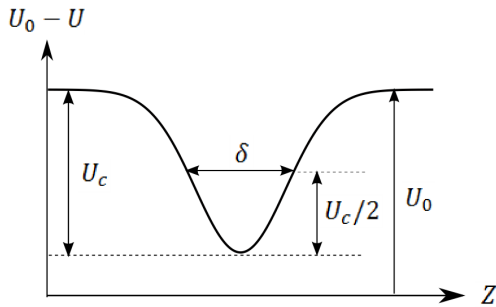


FIGURE 8 – Caractéristiques du sillage : déficit de vitesse au centre U_c et demi-largeur δ .

La première étape pour réaliser l'étude paramétrique consiste à disposer d'un modèle de sillage du mât réaliste. Il existe de nombreux modèles empiriques de sillage dans la littérature. Néanmoins, bien souvent leur domaine d'application est limité, notamment parce qu'ils s'appuient sur des mesures à nombre de Reynolds spécifique. Dans l'interaction mât-hélice, le mât peut être assimilé à un corps profilé isolé. On opte dans cette étude pour le modèle empirique de sillage gaussien de Schlichting [5], corrélant les sillages observés derrière des cylindres isolés et des plaques planes. Malgré tout, le modèle est recalibré à partir des simulations numériques, après extraction des paramètres caractéristiques du sillage sur un plan d'interpolation dans le prolongement du mât. On aboutit alors à l'expression suivante pour le déficit de vitesse local U

$$\frac{U}{U_c} = \exp \left[-0.69314 \left(\frac{z}{\delta/2} \right)^2 \right], \quad \text{avec}$$

$$U_c/U_0 = (a_1 \cdot C_d \cdot c/s + a_2)^{1/3} \quad \text{et} \quad \delta/c = (a_3 \cdot C_d \cdot s/c + a_4)^{1/2}$$

où U_c est le déficit de vitesse maximum au centre du sillage, U_0 la vitesse de l'écoulement moyen, δ la demi-largeur du sillage (voir figure 8), z une coordonnée spatiale perpendiculaire à l'axe du sillage, s la distance au bord de fuite du mât dans le prolongement de sa corde c , C_d le coefficient de traînée du mât et a_1 , a_2 , a_3 et a_4 des constantes obtenues après calibration non-communicuées ici. Il est à noter enfin que le modèle est interpolé pour une distance au mât supérieure à 10% de sa corde, le modèle de Schlichting divergeant à l'infini au bord de fuite.

Le modèle empirique de sillage du mât est ensuite évalué en appliquant la procédure décrite à la section 2. Contrairement aux simulations numériques, l'extraction au niveau du disque hélice présente la seule composante axiale fournie par le modèle de sillage. Les composantes tangentielle et radiale de vitesse sont donc négligées en première approximation. Le rayonnement résultant après

calcul des charges est alors mis en rapport avec les résultats de la section précédente, qui s'appuie sur un sillage du mât numérique (voir figure 9).

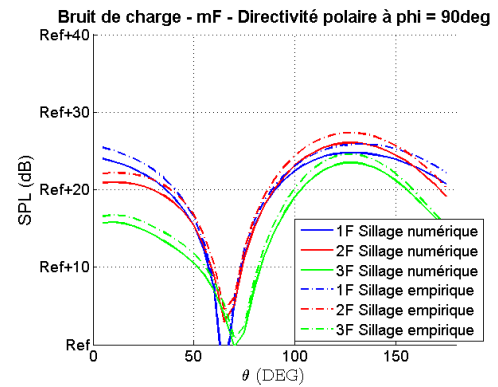


FIGURE 9 – Comparaison des prédictions acoustiques pour des profils de sillage numérique et empirique.

On constate que les directivités obtenues sont très voisines, le modèle empirique surestimant légèrement les niveaux pour les trois raies. L'allure de la directivité est néanmoins respectée. Par conséquent, les paramètres caractéristiques de sillage permettent bien de retranscrire son rayonnement. L'accord général confirme que le bruit d'interaction mât-hélice est essentiellement dû aux fluctuations axiales de la vitesse.

Ayant montré la validité du modèle empirique de sillage, on peut désormais évaluer l'influence de la distance séparant mât et hélice. Les distances considérées ici sont respectivement de 15%, 30%, 60% et 120% de la corde du mât. Les sillages de mât associés sont fournis en figure 10. En s'éloignant du mât, le sillage s'élargit et perd en déficit de vitesse au centre. Les rayonnements obtenus pour le premier harmonique sont représentés sur la figure 11.

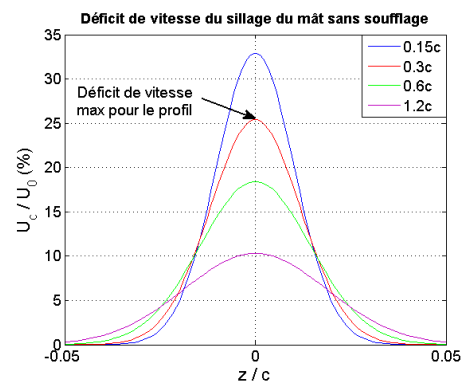


FIGURE 10 – Déficit de vitesse du sillage du mât pour différentes distances mât-hélice.

Les niveaux sonores décroissent continûment avec la distance mât-hélice. Le sillage plus aplani correspond en effet à des gradients plus faibles des fluctuations de vitesse. Les charges induites sur les pales de l'hélice sont donc moindres, ce qui explique un plus faible rayonnement. Déplacer l'hélice du mât d'une distance de 0.3c à 1.2c permet par exemple de réduire les niveaux de presque 5 dB.

Néanmoins augmenter la distance d'interaction est une solution limitée en pratique pour des raisons d'encombrement et de masse totale de l'avion. Il n'en reste pas moins que le sillage du mât peut être modifié à son

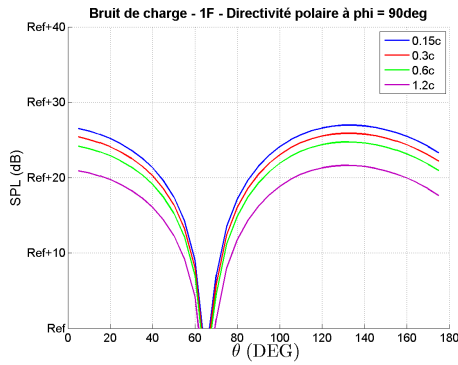


FIGURE 11 – Directivités polaires pour différentes distances mâ-t-hélice ($m = 1$).

TABLEAU 1 – Caractéristiques des profils de soufflage du mâ-t.

U_s/U_c	0.5	0.75	1	1.25	1.5	
δ_s/δ	0.5	SM1	SM2	SM3	SM4	SM5
	2	SM6	SM7	SM8	SM9	SM10

origine en vue de se rapprocher d’une configuration éloignée et donc moins bruyante. On parle alors de soufflage. Cette technologie cherche à annuler ou minimiser le déficit de vitesse derrière le mâ-t par injection d’air au niveau du bord de fuite.

Dans la présente étude, l’idée est de partir de sillages de mâ-t hypothétiques avec soufflage et de voir dans quelle mesure le rayonnement résultant peut en être affecté. Les sillages hypothétiques sont obtenus simplement en ajoutant au sillage du mâ-t un jet gaussien d’expression analogue à celle du sillage du mâ-t mais avec des caractéristiques différentes. Cette différence traduit l’impossibilité pratique de réaliser un soufflage correspondant exactement au sillage initial.

Deux catégories de profils sont analysées pour un même sillage de référence du mâ-t; des profils où le soufflage est deux fois plus ”mince” que le sillage du mâ-t (pour une distance au mâ-t fixée) et des profils où le soufflage est deux fois plus ”épais”. Pour ces deux catégories de profils, plusieurs amplitudes de vitesse du jet gaussien sont analysées. Tous les profils de Soufflage du Mâ-t (SM) sont résumés dans le tableau 1 où U_s et δ_s sont respectivement l’amplitude maximale de vitesse au centre du jet et la demi-largeur du jet. Les profils de vitesse avec soufflage sont alors représentés dans les figures 12 et 13, SM0 désignant le sillage du mâ-t sans soufflage.

Avec le soufflage, deux zones apparaissent sur les profils de vitesse. Une zone où le soufflage insuffisant ne permet pas de compenser le déficit de vitesse du sillage du mâ-t, la vitesse est donc inférieure à celle de l’écoulement moyen; et une zone où le soufflage trop important induit une vitesse supérieure à l’écoulement moyen. Les profils de vitesse très variés conduisent après calcul aux diagrammes polaires des figures 14 et 15 pour le premier harmonique.

On remarque alors que les deux catégories de profils introduisent deux comportements différents de rayonnement en champ lointain. Dans le premier cas, pour un soufflage ”mince”, on retrouve l’évolution des diagrammes de directivité présentée en figure 11 pour différentes distances mâ-t-hélice. La forme de la directivité est inchangée, le soufflage atténue simplement l’amplitude du rayonnement.

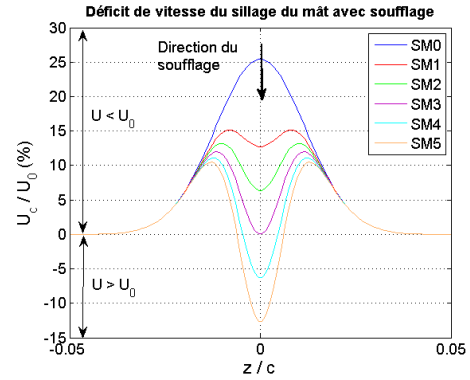


FIGURE 12 – Déficit de vitesse du sillage résultant pour différents profils de soufflage ”minces”.

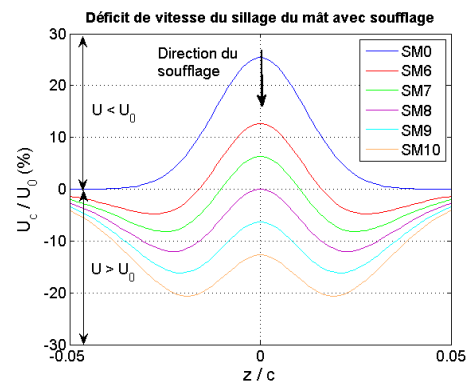


FIGURE 13 – Déficit de vitesse du sillage résultant pour différents profils de soufflage ”épais”.

L’optimum est trouvé pour un rapport soufflage sur déficit de vitesse de 1,5. La minceur du jet est ainsi compensée par son amplitude pour aplanir le sillage du mâ-t, qui s’approche d’une configuration quasi nulle en moyenne. Dans le deuxième cas, pour le soufflage ”épais”, le comportement est beaucoup plus chaotique. Un soufflage excédentaire conduit à des niveaux rayonnés proches de ceux observés sans soufflage. La technologie perd alors tout intérêt. Néanmoins, considérer un jet plus épais peut permettre d’obtenir un meilleur optimum que pour un soufflage ”mince”. En effet, le bénéfice obtenu dans la configuration SM6 est de l’ordre de 4 dB par rapport à l’optimum trouvé précédemment dans la configuration de soufflage ”mince”. Cette analyse considérée ici pour le premier harmonique nécessite d’être étendue à des harmoniques de rangs supérieurs pour statuer sur le gain induit par les différents profils de soufflage. Pour faciliter l’interprétation, une intégration est effectuée sur tout l’arc de directivité afin de fournir un niveau de bruit total par raie, assimilable à une ”puissance” acoustique. Les résultats obtenus pour les deux types de soufflage et les cinq premiers harmoniques de rayonnement sont présentés en figures 16 et 17. Dans le cas du soufflage ”mince”, le constat précédent pour l’harmonique de rang 1 peut être généralisé aux trois premiers harmoniques. Le rayonnement diminue lorsque le soufflage augmente. En revanche, à partir de la raie $m = 4$, les tendances s’inversent et un compromis doit être trouvé pour sélectionner la meilleure configuration de soufflage. Dans le cas du soufflage ”épais”, l’analyse est plus délicate. La configuration optimale trouvée précédemment pour l’harmonique de rang 1 n’est plus bénéfique aux rangs supérieurs. On constate malgré tout qu’un optimum est à

rechercher parmi les configurations de soufflage "épais" où le déficit de vitesse au centre du sillage résultant est positif ou nul.

En pratique ces deux catégories de soufflage théorique pourraient être réalisées par des positions différentes des injecteurs sur le mât. Les soufflages "minces" seraient associés à des injecteurs situés au bord de fuite. Les sillages "épais" nécessiteraient quant à eux de recourir à deux rangées d'injecteurs situées de part et d'autre du mât profilé dans une région proche du bord de fuite. La faisabilité de ce type de modification reste à évaluer.

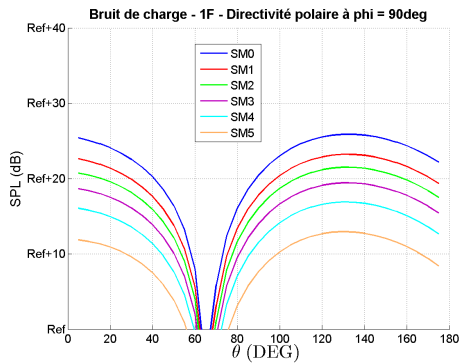


FIGURE 14 – Directivités polaires dues à l'interaction mât-hélice pour différents profils de soufflage "minces" ($m = 1$).

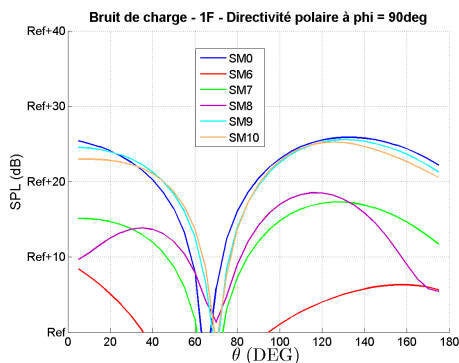


FIGURE 15 – Directivités polaires dues à l'interaction mât-hélice pour différents profils de soufflage "épais" ($m = 1$).

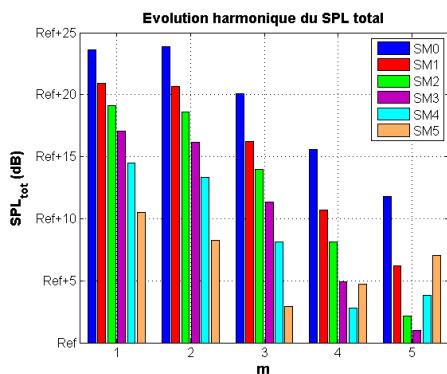


FIGURE 16 – Critère de puissance pour différents profils de soufflage "minces" ($m = 1$ à 5).

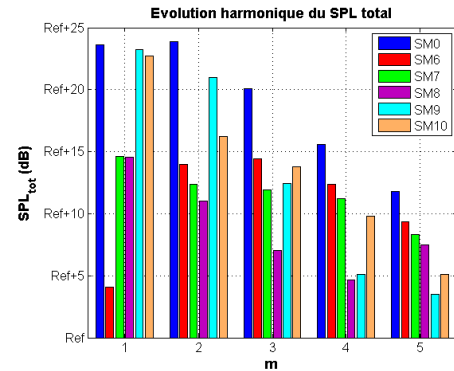


FIGURE 17 – Critère de puissance pour différents profils de soufflage "épais" ($m = 1$ à 5).

5 Conclusion et perspectives

La présente étude décrit un modèle analytique du bruit d'interaction mât-hélice dans un système contrarotatif. Par l'intermédiaire d'une étude paramétrique préliminaire, il a été mis en évidence la nécessité de disposer d'une bonne description du sillage du mât afin de prédire des niveaux en accord avec les essais. Il pourrait être envisagé d'extraire les perturbations de vitesse d'une simulation numérique, non plus sur un disque hélice mais sur une surface tridimensionnelle avoisinant le bord d'attaque de l'hélice. Les perturbations ressenties par l'hélice seraient alors plus représentatives de la réalité. Le point de fonctionnement considéré ici suppose un régime faible de l'hélice, nous épargnant le calcul de la charge stationnaire jugée peu bruyante. Le modèle pourrait être étendu à des hauts régimes de rotation en important ladite charge stationnaire d'un autre code de calcul (de type ligne portante par exemple), et en l'intégrant dans le calcul de champ lointain. On disposerait ainsi d'un outil global de prédiction du bruit de raies mât-hélice. Enfin, plusieurs profils théoriques de sillage avec soufflage ont été testés en entrée du modèle. Au vu des niveaux rayonnés, le modèle peut guider le choix d'une technologie de soufflage en première approximation. Des gains potentiels de 12 à 16 dB sur le niveau de la raie fondamentale ont été mis en évidence.

Références

- [1] G.E. Hoff, Experimental Performance and Acoustic investigation of Modern, Counterrotating Blade concepts. Contractor Report NASA CR-185158, GE Aircraft Engines, 1990.
- [2] A. Carazo, Semi-Analytical Prediction of Wake-Interaction Noise in Counter-Rotation Open Rotors, PhD thesis Ecole Centrale de Lyon 2012-12, 2012.
- [3] R. K. Amiet, High Frequency Thin-Airfoil Theory for Subsonic Flow, AIAA Journal. Vol 14 (8), 1975.
- [4] D. B. Hanson, Noise of Counter-Rotation Propellers, *Journal of Aircraft*, 22(7) :609-617, 1985.
- [5] H. Schlichting, Boundary Layer Theory, Mc Graw-Hill, 1960.