



Évaluation de la chaîne acoustique CARMEN de IESTA sur des essais en phase de décollage

I. Le Griffon

Onera, 29 avenue Division Leclerc, 92320 Chatillon, France
ingrid.legriffon@onera.fr

IESTA « Infrastructure d'Évaluation de Systèmes de Transport Aérien » est une plate-forme de simulation et d'évaluation du transport aérien conçu par l'Onera pour évaluer des technologies et concepts innovants. L'application Clean Airport est, entre autres, dédiée à l'évaluation de l'impact acoustique du trafic aérien au voisinage des aéroports.

L'objectif du module acoustique CARMEN, implémenté dans IESTA, concerne la prévision de l'impact acoustique au sol d'une flotte d'avions. Ce modèle de simulation de bruit regroupe trois modules de calcul : les sources acoustiques, les effets d'installation et la propagation atmosphérique.

La modélisation des sources s'appuie sur des modèles semi-empiriques et fournit les propriétés spectrales et la directivité en champ lointain de chaque source. Le deuxième module, fondé sur la méthode des rayons, calcule l'influence de la structure de l'avion sur le rayonnement acoustique. Enfin, la propagation dans l'atmosphère hétérogène est déterminée par la méthode des rayons prenant en compte l'absorption atmosphérique, les gradients de vents et de température.

CARMEN a produit de très bons résultats lors de comparaisons avec les mesures en vol réalisées dans le projet européen AWIATOR, en configuration d'atterrissage, où le rayonnement acoustique des systèmes hypersustentateurs était dominant.

Cette communication est orientée sur des prédictions au décollage où les sources de bruit liées au moteur sont prédominantes. Des modèles récents ont été implémentés pour le jet et la soufflante, les deux contributions principales du bruit de propulsion ; et un modèle de traitement acoustique fondé sur une décomposition modale du son rayonné a été développé pour modéliser l'absorption acoustique sur entrée d'air de la nacelle. Ces nouveaux modèles sont évalués par comparaison à des mesures en vol d'un A320 comprenant plusieurs configurations de décollage. Celles ci ont été réalisées par Airbus dans le cadre du programme européen SilenceR.

1 Introduction

L'objectif du module acoustique CARMEN (Codes Acoustiques par Rayons pour la Modélisation et l'Estimation de Nuisances) de IESTA concerne la prévision de l'impact acoustique au sol d'une flotte d'avions, avec prise en compte de l'évolution des technologies (effets d'installation, source de type fans contra-rotatifs,...), sous la contrainte d'un temps de restitution rapide.

Il s'agit d'un programme ambitieux de prévision, complémentaire au programme INM (Integrated Noise Model) développé par la FAA.

Pour répondre à cet objectif, le code CARMEN comprend trois modules :

- La modélisation des sources de bruit de l'aéronef, en s'appuyant sur des modèles semi empiriques de la littérature : bruit de propulsion (soufflante et jet) et bruit d'origine aérodynamique (bec, volet, train d'atterrissage) et leur confrontation avec des résultats de mesures.

- Les effets d'installation, c'est-à-dire l'interaction des ondes émises par les sources avec la structure de l'avion pouvant renforcer ou masquer le rayonnement. Ils sont modélisés par une méthode des rayons, en prenant en compte la diffraction par les arêtes (bords de fuite) et les ondes rampantes (fuselage).

- La propagation acoustique dans la basse atmosphère depuis l'avion jusqu'au sol, intégrant les gradients de vent et de température par une méthode de rayons et la prise en compte de l'absorption atmosphérique.

Les modèles semi-empiriques des sources de bruit sont recalés séparément à partir d'essais en soufflerie et les effets d'installation et de propagation par confrontation avec d'autres méthodes et des résultats expérimentaux.

Une première série d'évaluations a pu être effectuée à l'aide de mesures réalisées dans le cadre de la campagne d'essai AWIATOR [1] qui représentait un décollage d'A340 et mettait en évidence le bruit de profils hypersustentés.

Dans le même esprit, la chaîne de calcul CARMEN a été évaluée dans cette communication sur les essais SilenceR, projet européen auquel a participé l'Onera et qui

comprenait des survols d'A320 effectués par Airbus en 2005 [12]. Le but de ces essais était l'évaluation de solutions de réduction du rayonnement acoustique du moteur à l'aide de modifications géométriques de l'entrée d'air (entrée d'air biseautée). Pour la comparaison avec CARMEN nous retenons les configurations « Baseline ».

Ce papier présente l'étude approfondie qui a été menée sur une configuration au décollage, à un régime moteur de 90%. A l'aide de la connaissance de la trajectoire, les données moteur nécessaire au calcul du bruit de jet et de soufflante ont pu être calculées et utilisées pour alimenter les modèles de CARMEN.

2 Modèles de source moteur

Dans la version actuelle de CARMEN, les sources de bruit de jet et de bruit de soufflante sont modélisées par les modèles de Stone [2] et de Heidmann [3]. Tous deux datant des années 70 – 80, ils ne tiennent pas compte des avancées réalisées sur les moteurs d'avion dernière génération. Des modifications ont donc dû y être apportées.

En ce qui concerne les autres sources d'intérêt, l'implémentation du bruit de combustion est prévue prochainement. Le modèle d'hélice du turbopropulseur est implémenté [4] mais reste à être évalué sur des essais en survol.

Les calculs présentés dans ce papier sont tous basés sur les données moteur correspondant à la configuration SilenceR pour un régime moteur de 90 %.

2.1 Bruit de jet

Jusqu'à présent pour le bruit de jet CARMEN se basait sur le modèle de Stone datant de 1983 [2] corrigé après confrontation avec les essais VITAL [5].

Une nouvelle version du modèle de Stone 2009 est maintenant introduite [6]. Au lieu de calculer le bruit à partir d'un jet mono-flux et de déterminer le décalage fréquentiel du niveau maximum induit par le flux secondaire, le nouveau modèle calcule séparément les composantes de bruit de mélange à grande, moyenne et

petite échelle (chaque composante étant prédominante dans une tranche fréquentielle différente) et le bruit de choc.

Ce nouveau modèle demande de nombreuses données supplémentaires par rapport à la version précédente, ce qui rend sa mise en œuvre pratique plus difficile. Une première comparaison de directivités en champ lointain est proposée figure 1, avec l'hypothèse de source compacte.

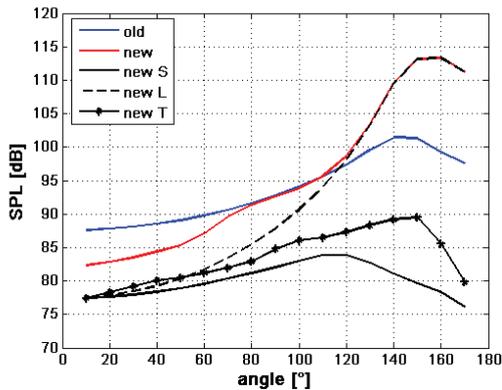


Figure 1 : Prévion du bruit de jet à 100m. Old (Stone 1983) et new (Stone 2009)

La courbe rouge représentant la directivité du nouveau modèle à 100 mètres est décomposée en S, L et T, correspondant respectivement au bruit petite, grande et moyenne échelle. La confrontation aux essais VITAL [5] avait montré que le modèle d'origine sous-estimait de manière générale le bruit rayonné. Comme on peut le constater, la nouvelle version de Stone majore le niveau en aval de près d'environ 10 dB par rapport à la version première. Pour le cas test, en chapitre 3, on maintient le premier modèle (corrigé de VITAL), mieux maîtrisé pour le moment.

2.2 Bruit de soufflante

En ce qui concerne le bruit de soufflante, au cours des années précédentes des améliorations successives ont été proposées quant au bruit large bande et bruit de raies (BPF), aussi bien par la NASA [7] que par Rozenberg et Canard [8] ou Léwy [9].

Le modèle de Heidmann, tel qu'il est présenté dans [3], n'est plus adapté aux moteurs à taux de dilution de plus en plus élevé. De ce fait, la NASA a pu, par comparaison avec des essais statiques sur 4 moteurs (CF6-80C2, E³, QCSEE, CFM56), modifier certains paramètres tout en gardant le principe du modèle initial [7].

Par exemple il est connu que, pendant des mesures statiques au sol, les fluctuations d'écoulement en entrée d'air sont aspirées dans le moteur et interagissent avec la soufflante ce qui engendre du bruit d'interaction rotor-turbulences parasite ([7]). On s'affranchit de ces effets dans la nouvelle version du modèle en appliquant des coefficients de pondération sur la première et la seconde BPF. D'autres modifications touchent au bruit large bande en sortie d'air qui, auparavant, présentait des niveaux trop faibles.

Léwy a également légèrement modifié le modèle après comparaison avec des résultats de mesures provenant du projet européen RESOUND, basées sur des données du projet européen FANPAC [9]. La distribution

logarithmique normale des spectres du bruit large bande est calculée à l'aide de :

$$S(f) = \exp\left\{-\frac{1}{2} \left[\frac{\ln[f/(Cf_b)]^2}{\ln \sigma} \right]^2\right\} \quad (1)$$

où f est la fréquence, f_b la fréquence de passage de pale, σ et C des constantes. Dans la formulation d'origine $C = 2.5$ et $\sigma = 2.2$. Un meilleur accord avec les résultats expérimentaux a été trouvé avec $C = 0.8$ et $\sigma = 2.2$.

Les améliorations ci-dessus ne touchent pas aux fréquences multiples de rotation, qui est une source de bruit majeure lorsque les extrémités de pale de rotor atteignent des vitesses supersoniques, ce qui est le cas pour l'essai A320 au décollage.

Le projet ANR-FRAE PARASOFT, de recherche en psychoacoustique sur l'évaluation du désagrément sonore dû aux passages d'avions, a mis en évidence qu'une approche en tiers d'octave était trop grossière lorsque l'on veut modéliser un bruit de soufflante réaliste qui comprend des Fréquences Multiples de la Rotation (FMR). En effet Heidmann regroupe les FMR puis les distribue sur trois fréquences distinctes ($f_b/2$, $f_b/4$, $f_b/8$) avec une distribution logarithmique avec valeur maximale à $f = f_b/n$ ($n = 2, 4, 8$).

Le nouveau modèle propose une représentation en bandes fines des FMR. Etant donné que le modèle de Heidmann ne donne que des niveaux pour les FMR en tiers d'octave, on distribue de manière equirépartie l'énergie sur les raies. A l'aide de la synthèse sonore réalisée par GENESIS, on a pu évaluer le réalisme du signal synthétisé, comparé à la mesure.

Sur la figure 2 sont affichés les spectres de soufflante dans le plan horizontal de symétrie, aux quatre angles d'observation 20, 60, 120 et 150°, ramenés à une distance de 1 mètre (0° correspond à l'avant de l'avion).

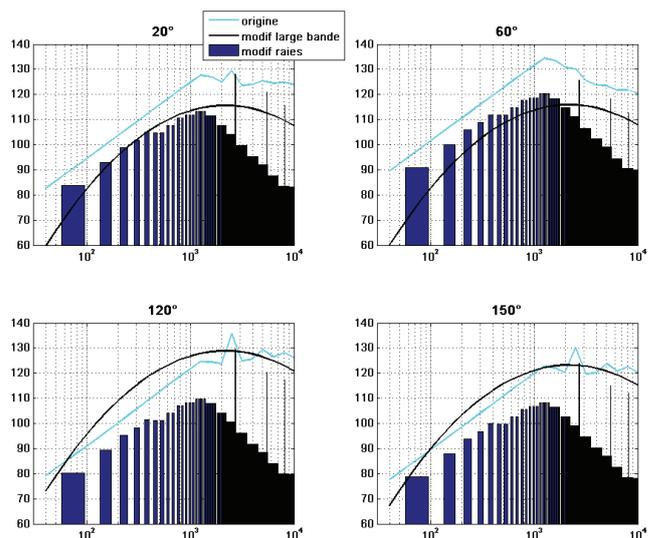


Figure 2 : Spectres de bruit de soufflante à différents angles d'observation

En turquoise sont représentés les spectres calculés à l'aide de Heidmann de 1979, correspondant à la somme des cinq composantes (bruit large bande amont et aval, bruit tonal amont et aval, et FMR) calculés en tiers d'octave. En bleu sont représentés les bruits large bande et tonal incluant

les BPF et les FMR du nouveau modèle implémenté dans CARMEN. La largeur variable des barres correspondant aux tones est due à la représentation de l'axe des abscisses sur une échelle logarithmique. On constate qu'en amont le bruit large bande diminue par rapport à l'ancien modèle alors que les FMR deviennent prédominantes. En aval, le niveau est globalement plus important qu'avec le modèle Heidmann de 1979.

2.3 Modélisation du traitement acoustique

Le modèle de Heidmann suppose que les entrées d'air de soufflante sont à paroi rigide. Cependant, depuis quelques dizaines d'années, de considérables progrès ont été réalisés quant au traitement acoustique des nacelles de turboréacteur.

Sous différentes hypothèses concernant le matériau absorbant, il est possible de calculer l'atténuation acoustique caractéristique par longueur de matériau au préalable et, connaissant le type de moteur et les caractéristiques de vol, il est possible d'en déduire l'ensemble des modes acoustiques passants et leur atténuation respective.

Le but ici est de créer dans IESTA une base de liners recouvrant plusieurs matériaux et nombres de Mach dans laquelle CARMEN va rechercher les données nécessaires à la configuration calculée.

Selon Taylor & Sofrin nous reprenons l'hypothèse que seuls les modes d'interaction rotor-stator portent l'énergie acoustique et sont déterminés par $m = nV - jB$, où n et j sont respectivement les modes axiaux et radiaux. Nous supposons de plus que les amplitudes des modes passants sont équiréparties.

Le modèle implémenté dans CARMEN est fondé sur Eversman [10] qui effectue une décomposition modale du champ acoustique rayonné. Le nombre d'onde radial est calculé par :

$$ikRA\left(1 - \frac{M_a}{1 - M_a}\right) \left[-M_a - \sqrt{1 - (1 - M_a^2)\left(\frac{k_r}{k}\right)^2} \right]^2 + m - k_r R \frac{J_{m+1}(k_r R)}{J_m(k_r R)} = 0 \quad (2)$$

où M_a est le nombre de Mach axial uniforme, A la réactance du matériau, R le rayon du conduit, k le nombre d'onde total et k_r le nombre d'onde radial, inconnue que l'on cherche à déterminer.

Le nombre d'onde axial k_z qui en résulte est calculé à partir de la relation:

$$k_z^2 = k^2 - k_r^2 \quad (3)$$

Avec la relation

$$k_z = \beta_{mn} + i\alpha_{mn} \quad (4)$$

le coefficient d'absorption α_{mn} pour chaque mode (m,n) correspond à la partie imaginaire du nombre d'onde axial.

L'atténuation globale est ensuite calculée par:

$$\left(\frac{\Delta p}{p_r}\right) = \frac{1}{N} \sum_{m,n} e^{-\alpha_{mn}L} \quad (6)$$

où L est la longueur du conduit et N le nombre de modes passants.

On fait l'hypothèse que la présence du traitement acoustique ne modifie pas la propagation dans le conduit des modes générés à la source. De ce fait, la forme de la directivité rayonnée par le conduit ne s'en trouve pas modifiée par rapport à la configuration paroi rigide.

Le matériau utilisé dans le cas présenté au chapitre 3 a les caractéristiques d'impédance présentées figure 3 (extrait de [11]).

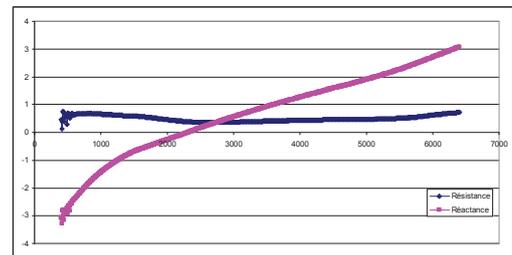


Figure 3: Impédance du matériau

C'est une plaque micro-perforée SDOF (Single Degree Of Freedom) sur cavités en nids d'abeille (voir schéma figure 4). En fonction des données de vol et des caractéristiques moteur, CARMEN calcule les modes passants et déduit les atténuations à appliquer sur les BPF. L'absorption par le liner est appliquée, pour le moment, uniquement sur la fréquence de passage de pale et ses 2 premiers harmoniques.

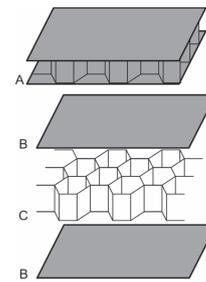


Figure 4: Plaque micro-perforée sur cavités en nids d'abeille

Dans le cas de l'A320, les atténuations appliquées atteignent 3.5 dB pour le fondamental et 2.7 dB pour le premier harmonique.

3 Campagne d'essais SILENCER

SILENCER est un projet européen comprenant au workpackage WP2.1 une campagne d'essai qui consistait de survols d'A320. Le but de ces essais était l'évaluation de

solutions de réduction de bruit moteur à l'aide de modifications sur les entrées d'air ([12]);

Différentes configurations ont été testées, avec entrées d'air classiques et biseautées, à différents régimes moteur, en phases d'atterrissage et de décollage.

3.1 Configuration microphones

Les mesures ont été effectuées à l'aide, entre autres, de microphones type B&K champ libre, fixés sur des plaques rigides placées au sol, afin d'obtenir une réflexion totale.

Plusieurs microphones ont été placés sous trace et à des distances conformes à la certification (figure 5). Nous évaluons dans ce chapitre principalement le microphone sous trace MS0 et celui en retrait (ML1).

Pour chaque point de mesure, des données mesurées sur les microphones au sol ont été fournies par Airbus (niveaux globaux et spectres en tiers d'octave toutes les 0,5 secondes). Seul le moteur gauche fonctionnait à plein régime.

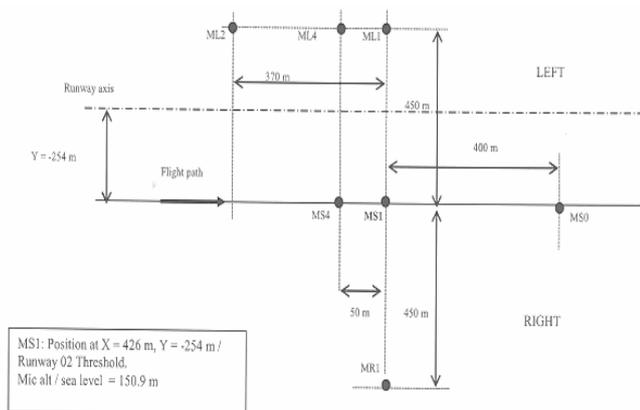


Figure 5 : Positionnement des microphones

3.2 Méthode de propagation

Durant la mesure il souffle un vent d'environ 12 nœuds à 10 mètres d'altitude, dans la direction du sud-ouest vers le nord-est (la trajectoire de l'avion étant plein nord). Pour cette campagne d'essais nous ne disposons que de cette valeur locale concernant le vent. De plus, l'avion se déplace à une altitude relativement faible qui ne dépasse pas les 380 mètres. Pour le calcul CARMEN la méthode simplifiée de propagation avec des rayons rectilignes, où les gradients de vent sont négligés, est privilégiée. Les données de température, pression et humidité relative permettent de déterminer l'absorption atmosphérique pour la propagation acoustique. Afin d'estimer l'erreur éventuelle induite par cette approche simplifiée, au préalable, nous avons effectué le calcul avec un profil de vent donné par une loi exponentielle de la forme $v(z) = v_{10}(z/10)^{0.2}$ suivant les directions axiale et transverse. La vitesse axiale V_{10} est de 12kts et la vitesse transverse est de 8 kts. L'écart de la propagation entre la configuration avec profil de vent négligé et profil de vent exponentiel est représenté sur la figure 6, dans le cas où l'avion approche le microphone. L'écart au sol est inférieur à 50 mètres ce qui induit un écart de niveau inférieur à 2 décibels. L'hypothèse de milieu homogène est donc possible.

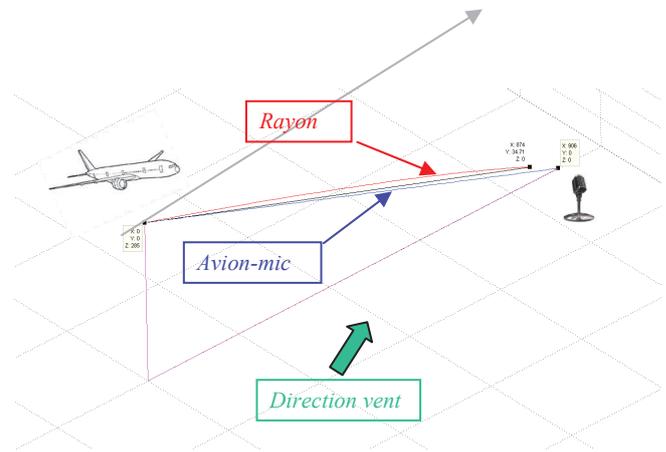


Figure 6 : Propagation avec prise en compte du vent, rayon rouge

3.3 Comparaison simulation – mesure

La figure 7 montre la trajectoire de l'avion utilisée pour le calcul, avec la position du micro MS0 sous trace.

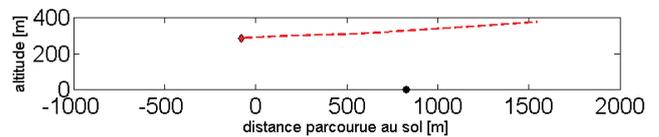


Figure 7 : Trajectoire de l'avion et position du microphone MS0

Sur la figure 8 est affiché le niveau global en fonction de l'angle de réception au microphone; 20° correspondant à l'avion qui s'approche du microphone et 150° à l'avion qui s'en éloigne. Les sources sont calculées à partir du modèle de Stone [2,5] et de la nouvelle version du modèle de Heidmann présentée au chapitre 2.

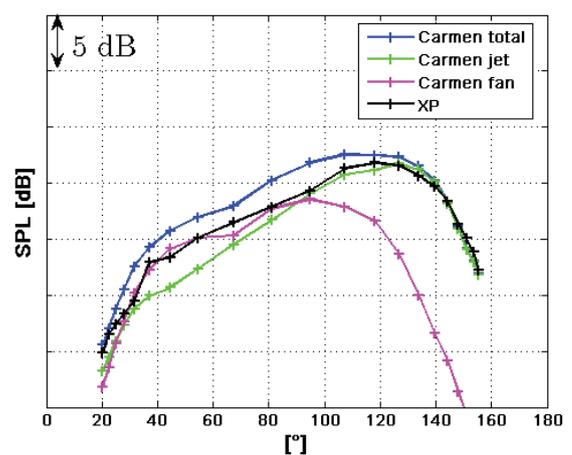


Figure 8 : Niveau global au microphone sous trace

On constate que le calcul est en bon accord avec la mesure, avec un écart ne dépassant pas 2 dB. Sur la figure 9 on détaille les spectres à différents angles d'observation. La soufflante (en bleu) est décomposée en sa contribution large bande et ses raies. Pour obtenir le niveau total en rouge, l'énergie des bandes discrètes a été regroupée par tiers

d'octave afin d'être sommée au niveau total large bande. Ceci augmente sensiblement le niveau total par rapport à la mesure qui est faite en tiers d'octave seulement. On observe que, pour tous les angles, le bruit de jet restitue parfaitement l'évolution spectrale en basse fréquence. La surestimation du niveau est principalement engendrée par les FMR à l'approche de l'avion et par le bruit large bande de la soufflante à l'éloignement.

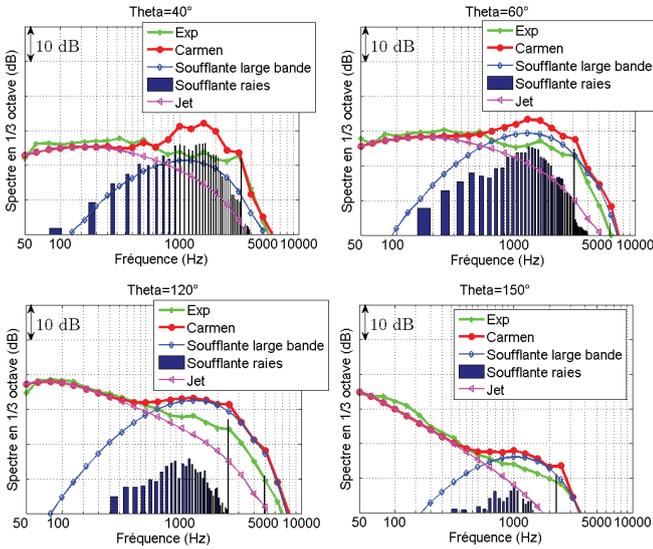


Figure 9 : Spectres à différents angles d'observation, MS0

Lorsque l'on analyse les résultats sur le microphone en latéral, à gauche par rapport à la trajectoire (figure 10), on observe à nouveau une très bonne concordance entre calcul et mesure. Le niveau maximum est un peu décalé, mais les spectres en figure 11 montrent que les courbes suivent extrêmement bien les tendances des mesures.

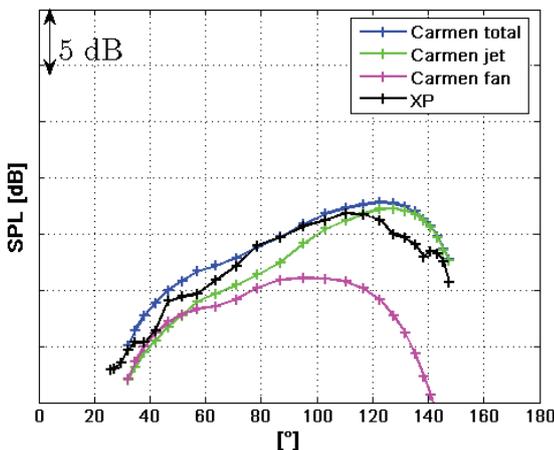


Figure 10 : Niveau global au microphone décalé gauche

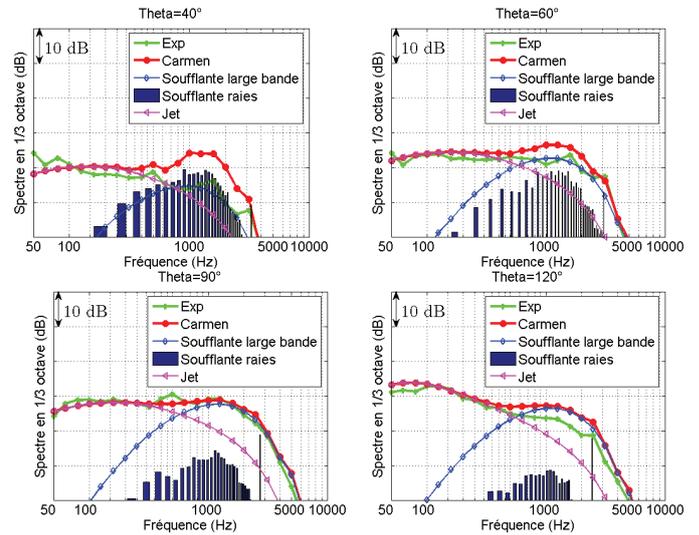


Figure 11 : Spectres à différents angles d'observation, ML1

6 Conclusion

La chaîne de calcul CARMEN a été évaluée de manière satisfaisante par rapport à un décollage d'A320, où l'on disposait de nombreuses mesures acoustiques synchronisées avec la trajectoire de l'avion. Des améliorations ont été portées au modèle de bruit de soufflante proposé par Heidmann, en particulier avec une plus grande richesse de FMR. Il reste maintenant à approfondir l'étude du nouveau modèle de bruit de jet [6] avec une confrontation à des mesures en décollage.

Remerciements

Nous remercions Airbus pour la mise à disposition des mesures réalisées dans le cadre de SilenceR, et le département DCPS de l'ONERA d'avoir fourni les données moteur.

Références

- [1] P. Malbéqui, Y. Rozenberg, J. Bulté, *Aircraft Noise Modelling and Assessment in the IESTA program*, InterNoise 2011, Japan
- [2] J. R. Stone, D. E. Groesbeck, C. L. Zola, *Conventional Profile Coaxial Jet Noise Prediction*, AIAA Journal, Vol. 21, N° 3, pp. 336-342, 1983
- [3] M. F. Heidmann, *Interim Prediction Method for Fan and Compressor Source Noise*, Technical Memorandum NASA N° X-71763, 1979
- [4] H. Gounet, *Model for predicting 1/3 octave band spectrum of a turboprop: propeller noise*, RT 1/19967 DCPS/DSNA-2012
- [5] R. Davy, *VITAL D7.2.4G - Aerodynamic WTT report on isolated and installed nozzle*, RT 1/10731 DSNA-2009
- [6] J. R. Stone, E. A. Krejsa, B. J. Clark, *Jet Noise Modelling for Suppressed and Unsuppressed Aircraft in Simulated Flight*, NASA/TM 2009-215524, Mars 2009
- [7] K. B. Kontos, B. A. Janardan, P. R. Gliebe, *Improved NASA-ANOPP noise prediction computer code for advanced subsonic propulsion systems volume 1 : ANOPP evaluation and fan noise model improvement*, NASA CR 195480 (Août 1996)
- [8] Y. Rozenberg, *Amélioration de la composante à large bande du modèle de Heidmann*, RT 1/14976/DSNA 2009
- [9] S. Lewy, *Experimental Study of Upstream Fan Broadband Noise Radiated by a Turbofan Model*, International Journal of Acoustics and Vibration, Juin 2001, Vol. 6, N° 2, p. 65
- [10] W. Eversman, *Effect of Boundary Layer on the Transmission and Attenuation of Sound in an Acoustically Treated Circular Duct*, JASA Vol. 49, Number 5 (Part 1) 1971
- [11] M. Escouflaire, *Theoretical and numerical investigation of time domain impedance models*, Thèse 2014
- [12] J.-F. Piet, *SILENCE(R) A320 flight test campaign*, Technical Report SA0090D05027937, 2006