

# La prise en compte de l'acoustique dans la construction d'un avion de tourisme

**Philippe MATHARAN,**  
SOCATA, B.P. 930,  
65009 TARBES CEDEX,  
FRANCE

**L**es avions légers constituent un moyen concurrentiel de déplacement personnalisé, tant pour les entreprises que pour les particuliers dans les liaisons inter et intra-régionales.

L'usage traditionnel de ces avions pour l'école, le tourisme ou le travail aérien demeure, avec notamment une expansion des activités de formation des pilotes professionnels et privés. Ces activités nécessitent de nombreux mouvements autour des aérodromes et leur développement se heurte au souci légitime de protection de l'environnement sonore. C'est ainsi que la Suisse, l'Allemagne et l'Autriche ont renforcé leurs réglementations en matière de limitations des nuisances sonores des avions monomoteurs à pistons, tendant ainsi à en restreindre l'utilisation, en particulier pour les écoles de pilotage.

C'est pour apporter une solution à ce problème majeur que la SOCATA (SOCIÉTÉ de CONSTRUCTION d'Avions de TOURISME et d'Affaires) a entrepris de réduire les nuisances acoustiques de ses avions monomoteurs à pistons.

L'objectif général poursuivi par la SOCATA est de concevoir, de développer et de commercialiser des systèmes permettant des améliorations significatives des niveaux sonores de ses aéronefs tout en maintenant les performances d'évolution à leur niveau initial.

L'objet du présent article est d'exposer de manière synthétique la démarche industrielle engagée par la SOCATA dans cette voie ambitieuse depuis le début des années 90 et illustrée concrètement par des actions telles que :

- réalisation d'hélices prototypes,
- réalisation puis certification et commercialisation de kits permettant la réduction du bruit d'échappement,
- développement d'une solution plus radicale de réduction du bruit à la source à partir de la mise au point d'une nouvelle génération de moteurs à pistons, réduits, permettant des régimes de rotation hélices très inférieurs à ceux autorisés par les moteurs actuels.

## Acoustique des avions à hélices

### Caractérisation et hiérarchisation des sources sonores

Le spectre acoustique d'un avion léger, dans une configuration de survol, est un spectre de raies émergeant d'une composante à large bande [1]. Les différentes sources sonores qui permettent de justifier l'allure d'un tel spectre sont :

- l'hélice qui produit un bruit de raies dont les fréquences sont caractéristiques du régime de rotation et du nombre de pales [1],
  - l'échappement qui engendre également un bruit de raies dont les fréquences sont caractéristiques du régime et du nombre de cylindres [2].
- Enfin, un bruit d'origine aérodynamique, à large bande, est induit par l'interaction de l'écoulement avec le fuselage et par le tourbillon créé au bord de fuite des pales [2].

Parmi ces 3 sources, l'hélice et l'échappement apportent la contribution prépondérante. Une caractérisation de chaque source sonore est nécessaire pour connaître sa contribution relative sur le niveau de bruit global.

Les mesures intensimétriques permettent d'élaborer un processus expérimental d'évaluation de la puissance acoustique rayonnée par un avion au point fixe.

Les objectifs sont :

- connaître la part de puissance acoustique rayonnée par l'hélice et l'échappement et donc aboutir à une hiérarchisation des sources et,
- définir une méthode de mesure stable et reproductible.

Le principe repose sur l'intégration de l'intensité acoustique sur une surface fermée, virtuelle, englobant la source (figure 1). Il est fondé sur la conservation du flux d'intensité et permet d'exclure la contribution de toute autre source sonore extérieure au volume de mesure (en l'absence de surfaces absorbantes et pour un rapport signal sur bruit suffisant).

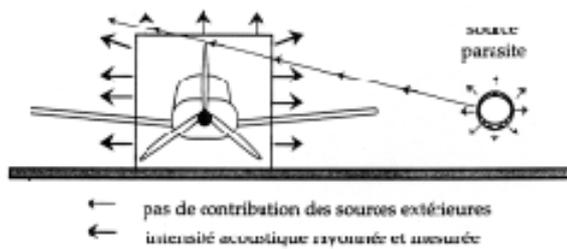
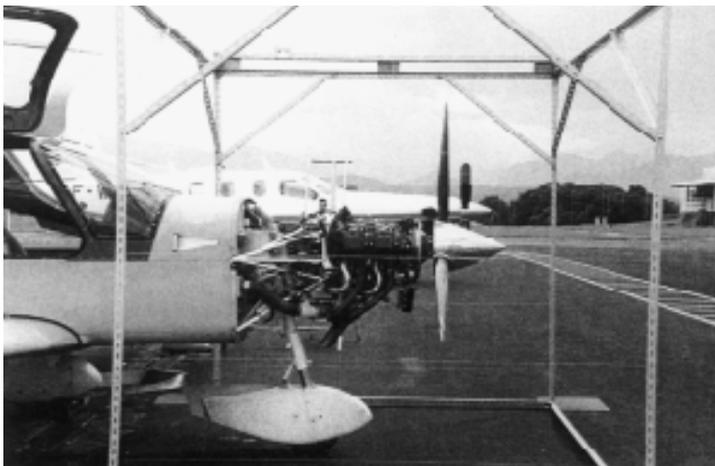


Figure 1 : Représentation de la détermination de la puissance acoustique par mesure intensimétrique.

Le cadre de réalisation de ces mesures intensimétriques est régi par la norme NFS 31-100 [3]; elle permet :

- de connaître les limites d'application de la méthode de mesure de la puissance acoustique par intensimétrie et,
- de quantifier l'incertitude des résultats de mesure.

L'illustration ci-après montre un volume de mesure comprenant l'ensemble hélice-échappement-moteur défini lors d'une expérimentation effectuée sur un aéronef de la SOCATA.



### Évaluation empirique du niveau de pression acoustique

#### Rayonnement de l'avion complet

La méthode empirique présentée ici concerne l'évaluation du niveau de pression sonore d'un avion équipé de moteur à pistons [4]. Dans ce cas, le moteur est considéré comme la source sonore principale. L'origine du bruit est décrite par le rayonnement de la structure de l'avion excitée par le moteur et par le rayonnement du champ acoustique lié aux hélices.

Le principe repose sur la détermination, par une formule de base, du niveau de pression sonore du moteur. Des corrections sont ensuite apportées pour tenir compte de la présence de l'hélice. Pour utiliser cette méthode, il faut connaître :

- la puissance  $P_{hp}$  du moteur en HP,
- le régime de rotation  $N$  en tr/mn,
- le nombre de cylindres  $n_c$ ,
- la cylindrée du moteur  $c_c$  en litres,
- le nombre de pales  $B$ ,
- le diamètre de l'hélice  $D$  en m.

La formulation tient compte du bruit d'explosion, du bruit dû à la puissance et enfin du rayonnement du moteur par l'échappement. Elle donne un niveau de pression sonore pour un moteur :

$$N_1 \text{ (dB)} = 20 \log \left[ K 10^4 P_{hp} n_c \frac{N_{cc}}{c_c 1,2} \right]$$

où  $K$  est un facteur empirique qui vaut  $22 \cdot 10^{-6}$ .

Pour un bimoteur, le niveau sonore est égal à la somme de deux pressions sonores égales engendrées par chacun des moteurs.  $N_1$  devient  $N_1' = N_1 + 3 \text{ dB}$ .

Le niveau global  $N_1$  correspond au niveau à une distance de 1 m du centre de l'hélice. L'hypothèse de la décroissance d'une onde sphérique en  $1/r$  est appliquée pour la détermination du niveau de pression acoustique à une distance  $r$  de la source. Ainsi le niveau total de pression acoustique pour un avion donné et à une distance  $r$  de celui-ci est donné par :

$$L_p \text{ (dB)} = N_1 + N_D + N_B + N_M - 20 \log r$$

où  $N_D$ ,  $N_B$ ,  $N_M$  sont trois corrections qui traduisent la contribution de l'hélice :

$$N_D \text{ (dB)} = 40 \log [4,737/D]$$

$$N_B \text{ (dB)} = 20 \log [4/B]$$

$N_M$  est déterminé à partir d'un abaque en fonction du nombre de Mach de rotation en bout de pale et de l'inverse du diamètre.

Pour le TB 20 et dans les conditions de certification OACI, annexe 16, Chapitre 6, le niveau de pression acoustique calculé empiriquement est comparable au niveau mesuré lors de la certification par le Service Technique de la Navigation Aérienne (mesure non corrigée des performances aérodynamiques).

Cette méthode est valable pour :

- des configurations de survol à une hauteur supérieure à 100 m, avec un intervalle de confiance de  $\pm 1,5 \text{ dB}$ ,
- des hélices de diamètre inférieur à 2 m (la correction  $N_M$  en  $1/D$  est donnée jusqu'à  $1/D = 0,5 \text{ m}^{-1}$ ).

Cependant, elle ne permet pas de connaître :

- la répartition spectrale de l'énergie,
- la directivité de la source sonore,
- le niveau pondéré  $A$ ,
- les mécanismes de génération du bruit.

#### Rayonnement de l'hélice

La méthode proposée ici a été développée par Hamilton Standard [5]. Elle permet de déterminer le niveau sonore émis par une hélice pour une position connue du récepteur. L'utilisation de cette méthode fait appel à plusieurs paramètres de fonctionnement. Il faut connaître :

- le diamètre de l'hélice  $D$  (m),
- le nombre de pales  $B$ ,
- le régime de rotation  $N/60$  en tr/s,

- la puissance sur l'arbre P (W),
- la position relative (distance et angle) du récepteur par rapport au centre de l'hélice r (m) et  $\theta$  ( $^\circ$ ),
- la vitesse d'avancement de l'avion  $V_x$  (m/s),
- le nombre d'hélices  $n_h$ .

Le niveau sonore est estimé grâce à des courbes établies à partir de données expérimentales sur plusieurs types d'hélices (essais au sol avec moteur électrique, au sol et en vol sur avions équipés de moteur à pistons).

L'utilisation de la méthode suppose que le bruit d'hélice soit supérieur au bruit du moteur (vitesse en extrémité de pale > 210 m/s).

Le document indique que les erreurs d'estimation sont de l'ordre de  $\pm 3$  dB pour des petits avions. Il faut noter que la réflexion sur le sol n'est pas prise en compte mais que l'estimation convient pour des récepteurs se trouvant sur un sol d'herbe rase, ce qui correspond aux conditions de certification. Pour un vol en montée, il est difficile d'apprécier le résultat car les précisions sur cette configuration ne sont pas indiquées.

La méthode consiste à déterminer une série de niveaux partiels et de facteurs de correction qui sont sommés arithmétiquement pour donner le niveau sonore estimé.

Une étude paramétrique en champ lointain dégage l'influence de certains paramètres.

- Si le nombre de pales augmente, le niveau diminue de 2 à 4 pales : - 5,5 dB
- de 2 à 4 pales : - 2,5 dB avec la correction du Perceived Noise Level
- Le niveau sonore augmente avec le diamètre des pales (à vitesse angulaire constante) de 1,8 m à 2,3 m : + 3 dB
- Enfin, le niveau sonore croît avec le nombre de Mach de rotation (toutes choses égales par ailleurs) de 0,7 à 0,8 : + 4 dB.

Les niveaux estimés du bruit de l'hélice sont proches des niveaux certifiés des avions (contenus dans l'intervalle d'incertitude de la méthode). Deux interprétations peuvent être faites :

- la méthode est établie à partir d'essais au sol et d'essais en vol sur avion, si bien que le niveau estimé en champ lointain correspond à celui de l'avion et non plus à celui de l'hélice seule,
- la source principale du rayonnement est l'hélice et il est normal de trouver le niveau calculé pour l'hélice seule proche du niveau mesuré pour l'avion complet.

## Conclusion

### Comparaison des deux méthodes empiriques

Les deux méthodes empiriques citées ci-dessus fournissent une estimation du niveau sonore d'un avion (dans le premier cas) et d'une hélice (dans le second cas). Les niveaux sonores obtenus sont comparables aux niveaux mesurés des avions. Pourtant, certains des paramètres utilisés dans la première méthode n'apparaissent plus dans la seconde et vice-versa : les caractéristiques concernant

le moteur (nombre de cylindres et cylindrée) sont en quelque sorte remplacées par la vitesse d'avancement de l'avion. Si l'on examine l'influence de certains paramètres, les mêmes tendances sont trouvées :

	Méthode du § 1-2-1	Méthode du § 1-2-2
- Nombre de pales de 2 à 4 :	- 6 dB	- 5,5 dB
- Diamètre de 2,3 m à 1,8 m (toutes autres choses égales par ailleurs)	- 4 dB	- 3 dB

En fait ces deux méthodes sont globales et peuvent être considérées pour des études paramétriques préliminaires.

### Relation entre la diminution du niveau sonore d'une source et la diminution du niveau sonore global de l'avion

Dans le cas présent des avions légers, il y a 2 sources principales de bruit : l'hélice et l'échappement. Dans ce paragraphe, s1 et s2 désignent indifféremment ces 2 sources.

L'abaque présenté ci-après (figure 2) illustre l'influence de la diminution du niveau sonore d'une source  $G_{s1}$  sur la diminution du niveau sonore global de l'avion  $G_t$ .

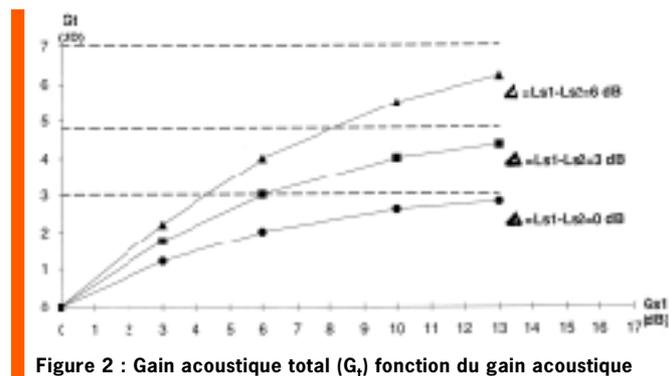


Figure 2 : Gain acoustique total ( $G_t$ ) fonction du gain acoustique de la source s1 ( $G_{s1}$ ).

Les courbes  $G_t = f(G_{s1})$  sont tracées de la manière suivante :

a) Situation initiale :

- Niveau sonore dû à la source s1 :  $L_{s1}$
- Niveau sonore dû à la source s2 :  $L_{s2} = L_{s1} - \Delta$
- Niveau sonore global de l'avion :  $L_t = 10 \log [10^{L_{s1}/10} + 10^{L_{s2}/10}]$

b) Situation après modification de la source s1, apportant une diminution  $G_{s1}$  du niveau sonore de cette source (s2 inchangée) :

- Niveau sonore dû à s1 :  $L'_{s1} = L_{s1} - G_{s1}$
- Niveau sonore dû à la source s2 (inchangé) :  $L_{s2}$
- Niveau sonore global de l'avion :  $L'_t = 10 \log [10^{L'_{s1}/10} + 10^{L_{s2}/10}]$

c) Gain acoustique relatif à l'avion complet :

$$G_t = L_t - L'_t$$

$$G_t = 10 \log [10^{L_{s2}/10} * (1 + 10^{\Delta/10})] - 10 \log [10^{L_{s2}/10} * (1 + 10^{(\Delta - G_{s1})/10})]$$

$$G_t = 10 \log [(1 + 10^{\Delta/10}) / (1 + 10^{(\Delta - G_{s1})/10})]$$

Si  $G_{s1}$  augmente,  $G_t$  tend vers une asymptote dont la position dépend de l'écart sonore initial  $\Delta = L_{s1} - L_{s2}$  entre les sources  $s_1$  et  $s_2$

Cette position d'asymptote, fonction de  $\Delta$ , est donnée par :  
 $G_t = 10 \log(1 + 10^{\Delta/10})$

À  $G_{s1}$  fixé,  $G_t$  décroît quand  $\Delta$  diminue.

Cela confirme une tendance que l'on conçoit bien au niveau intuitif : la réduction du bruit d'une source sonore est d'autant plus efficace sur le gain global que cette source domine les autres sources sonores.

Cela démontre également qu'il est illusoire d'espérer des gains significatifs du niveau sonore des avions légers en ne traitant qu'une source de bruit.

Enfin, il est indispensable d'effectuer, en plus des essais en vol donnant les niveaux sonores globaux de l'avion, des essais au sol permettant des analyses précises des signaux sonores recueillis après séparation des sources principales hélice et groupe motopropulseur.

## Les actions de la SOCATA

### Réalisations et résultats acquis

#### Hélices prototypes

Dans ce paragraphe, on trouve un résumé des actions entreprises entre 1991 et 1995 par la SOCATA et l'ONERA-CERT [1].

L'objectif principal de cette étude réalisée sur trois années était de réduire le rayonnement acoustique extérieur d'avions monomoteurs à pistons dans les conditions de certification acoustique tout en maintenant les performances aérodynamiques à leur niveau d'origine.

L'analyse des travaux existants et la hiérarchisation des sources sonores ont permis d'orienter très rapidement la recherche vers l'analyse des mécanismes de génération du bruit de l'hélice.

Une nouvelle méthodologie de travail a été développée, fondée sur une démarche aéroacoustique. Tout d'abord, le modèle de D.B. Hanson [6] a servi à élaborer un programme de calcul du niveau de pression acoustique de l'hélice en champ lointain. La géométrie et l'aérodynamique bidimensionnelle de la pale sont prises en compte. Ensuite, les efforts en envergure nécessaires au calcul acoustique, ainsi que les performances globales de l'hélice, sont calculés à l'aide d'un logiciel de modélisation aérodynamique basé sur la théorie de la ligne portante courbe.

Ces deux modèles ont été utilisés pour une étude paramétrique acoustique et aérodynamique réalisée à partir d'une hélice de référence, pour le point de fonctionnement en palier de la certification acoustique. Les modifications ont porté sur le nombre de pales, le diamètre, la corde et la mise en flèche des pales. Un compromis entre la réduction du niveau global et le maintien des performances aérodynamiques est indispensable à la conception d'une hélice silencieuse. Deux hélices prototypes ont été ainsi définies, réalisées puis testées (voir photos 2 et 3 ci-après).

Afin de valider les deux modèles et connaître le rayonnement acoustique des différentes hélices, deux expérimentations ont été menées. Une approche expérimentale



Photo 2 : avion équipé de l'hélice prototype n°1.

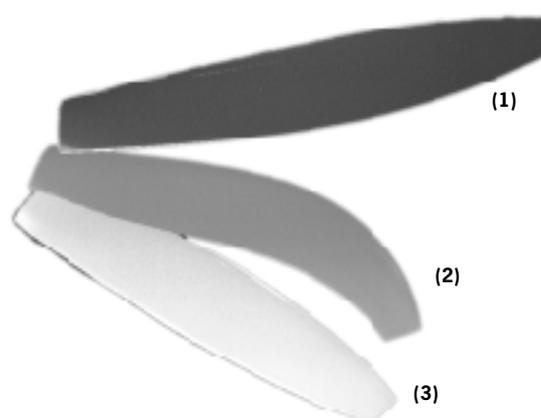


Photo 3 : (1) Pale de référence.  
 (2) Pale prototype n°1.  
 (3) Pale prototype n°2.

au sol a confirmé que l'hélice est la source de bruit prépondérante et a montré que le rayonnement acoustique de l'échappement peut être considéré comme un bruit de raies superposé à un bruit large bande.

Ensuite, pour valider les résultats analytiques, des essais suivant une procédure semblable à la certification en palier ont été réalisés.

Les calculs et les mesures sont en bon accord en aval du récepteur, c'est-à-dire en des positions qui correspondent au maximum de rayonnement acoustique.

Les résultats obtenus, bien qu'encourageants sur le plan de l'acoustique avec des gains sur le rayonnement global de l'avion respectivement de 4 dB(A) et de 3 dB(A) pour l'hélice prototype I et l'hélice prototype II, n'ont pas permis de tenir l'objectif du maintien des performances aérodynamiques ; en effet, malgré un bon comportement en vol en palier pour lequel on conserve les performances d'origine, on observe une dégradation lors du vol en montée avec une diminution d'environ 6 à 7 % de la vitesse ascensionnelle initiale.

#### Kits d'échappements certifiés et commercialisés

Dans le cadre de la réduction du bruit des avions légers, il faut également s'intéresser aux autres sources sonores, notamment l'échappement qui est considéré comme la seconde source dominante du rayonnement.

L'échappement produit un bruit aérodynamique qui est le résultat d'un écoulement pulsé engendré par les explosions successives du moteur à pistons.

Le bruit rayonné par la bouche d'un échappement est produit par une expulsion périodique des gaz à travers le réseau d'échappement. La combinaison de plusieurs cylindres en une seule sortie d'échappement crée des interférences qui augmentent avec le nombre de cylindres. Le spectre sonore contient une série d'harmoniques avec des pics intermédiaires.

Les méthodes de contrôle du bruit d'échappement peuvent être de deux types, soit des silencieux dissipatifs comme les résonateurs de Helmholtz, soit des silencieux réactifs. L'efficacité acoustique des silencieux est optimisée sur un point de fonctionnement. Les mécanismes de génération à l'intérieur d'un conduit avec la présence d'un écoulement pulsé sont difficiles à prévoir car l'écoulement et les hautes températures empêchent une linéarisation des équations, surtout dans le cas des avions légers où les cylindrées sont très grandes. Ainsi les débits en sortie sont élevés et un bruit d'écoulement, appelé communément bruit de jet, peut être mis en évidence. De type large bande, il est directement proportionnel à la vitesse d'écoulement.

Les systèmes de contrôle actif dans les échappements conduisent actuellement à des résultats de laboratoire satisfaisants mais ils ne sont pas encore suffisamment opérationnels pour que leur application soit rapidement envisageable sur un système d'échappement d'avion léger.

La SOCATA a développé et commercialise actuellement des kits d'échappements silencieux pour plusieurs de ses avions monomoteurs à pistons de 160 HP à 250 HP. Destinés à être raccordés directement au pot d'échappement de série sans aucune modification de l'ensemble groupe motopropulseur existant, ces kits sont composés d'un silencieux externe à absorption fixé sous le fuselage. Une illustration est donnée par la photo ci-contre pour le TRINIDAD TB 20 250 HP.



Photo 4 : TRINIDAD TB 20 250 HP.

Les gains acoustiques obtenus sur les modèles TOBAGO TB 10 (180 HP) et TRINIDAD TB 20 (250 HP) figurent dans les tableaux en bas de page.

#### Développement d'une solution de réduction du bruit à la source

##### Présentation des travaux engagés

Au début de 1997, SOCATA et RENAULT SPORT ont officialisé un partenariat industriel visant à développer et à commercialiser une gamme de moteurs d'avions de 180 HP, 250 HP et 300 HP.

Actuellement, la version 250 HP (dénommée MR 250) est en cours de développement. Ces moteurs sont des 4 cylindres turbocompressés fonctionnant au kérosène dont les spécifications, définies par la SOCATA, sont optimisées pour des applications exclusivement aéronautiques.

Configuration de Vol	Montée 2700 tr/mn	Palier 2500 tr/mn	Palier 2300 tr/mn	Palier 2110 tr/mn
TE 10 Série dBA	81.2	70.5	68.2	65.9
TB 10 avec kit anti-bruit dBA	77.9	66.8	62.9	60.2
Gain dBA	33	3.7	5.3	5.7

Tableau 1 : Performances mesurées pour le TB 10 par le Service Technique de la Navigation Aérienne.

Configuration de Vol	Montée 2575 tr/mn	Palier 2400 tr/mn	Palier 2200 tr/mn	Palier 2000 tr/mn
TB 20 Série dBA	83.6	73.4	70.2	67.8
TB 20 avec kit anti-bruit dBA	83.5	71.7	66.5	62.6
Gain dBA	0.1*	1.7	3.7	5.2

Tableau 2 : Performances mesurées pour le TB 20 par le Service Technique de la Navigation Aérienne.  
\* Gain acoustique limité par la forte émergence du bruit d'hélice à ce régime.

Conçus par RENAULT SPORT, ces moteurs modernes futurs offrent par rapport à ceux existants les principaux avantages suivants :

- performances augmentées en altitude (turbocompresseur),
- consommation de carburant diminuée de 20 à 25 %,
- coût de maintenance réduit,
- diminution des nuisances sonores (régime hélice = 2 000 tr/mn),
- durée de vie augmentée de 50 %.

#### Résultats attendus

Le moteur MR 250 est destiné à équiper le TRINIDAD TB 20. Réducté, ce moteur permet un régime hélice de 2000 tr/mn. Actuellement, le moteur LYCOMING propulsant le TB 20 (non réducté) entraîne l'hélice à 2 575 tr/mn.

Des résultats de mesures acoustiques effectuées par le Service Technique de la Navigation Aérienne montrent qu'un écart de 575 tr/mn sur le régime de rotation de l'hélice bipale provoque, toutes choses égales par ailleurs, une diminution d'environ 6 dB(A) du rayonnement acoustique global de l'avion en vol en palier à 300 m du sol (OACI, Annexe 16, Chapitre 6).

## Conclusion

Durant les cinq dernières années, la SOCATA a entrepris plusieurs actions servant l'objectif général de réduction du bruit de ses avions monomoteurs à pistons. Certains travaux, en particulier sur les hélices, ont été menés en coopération avec un laboratoire de recherche appliquée de l'ONERA ; cependant, bien que la mise en place de méthodes rationnelles soit indispensable à l'aboutissement favorable d'une telle démarche, il n'en demeure pas moins que la finalité industrielle et commerciale reste primordiale et impose ses contraintes.

D'un point de vue technique, le processus d'abaissement du niveau sonore des avions monomoteurs à pistons de la SOCATA apporte aujourd'hui, avec les kits d'échappements silencieux, des améliorations significatives de l'ordre de 3 dB(A) à 5 dB(A) suivant les configurations. Il s'agit donc d'un processus d'amélioration intéressant, mais dont il ne faut pas masquer les limites ou les exigences.

Les premiers décibels gagnés sont relativement faciles à obtenir puisqu'ils proviennent généralement de raies principales dont l'origine est déterminée sans ambiguïté. Dans le cas des avions à hélices, il convient néanmoins de reconnaître que la diminution des nuisances sonores causées par l'hélice (ou les hélices) est assujettie au difficile compromis entre performances acoustiques et performances aérodynamiques ; même si des solutions peuvent être acceptables dans cette voie, les gains et les inconvénients qu'elles engendrent les rendent d'un intérêt relativement modéré, ce qui tend à en limiter l'application en série.

Une voie beaucoup plus prometteuse a été récemment abordée dans le cadre du partenariat SOCATA-RENAULT SPORT avec le développement d'une gamme de moteurs aéronautiques modernes permettant un régime de rotation d'hélice de 2000 tr/mn, au lieu de régimes situés avec

les moteurs actuels entre 2 500 tr/mn et 2 700 tr/mn.

Les gains sont attendus à 3 niveaux :

- par réduction du nombre de Mach en bout de pale (passant sur TB 20 de  $Mr \approx 0,8$  à  $Mr \approx 0,62$ ), ce qui élimine tout risque d'apparition de poche supersonique sur les pales d'hélice et apporte un gain considérable sur le rayonnement sonore (de l'ordre de 6 dB(A) sur le TB 20, toutes choses égales par ailleurs),
- par réduction du bruit d'échappement car, dans le cas de moteurs turbocompressés qui nous intéresse, le turbo joue un rôle de silencieux en diminuant considérablement la vitesse des gaz d'échappement et donc le bruit de jet (gain sur le bruit d'échappement pour un moteur équipé de turbo de l'ordre de 5 dB(A)),
- par réduction du temps d'évolution des aéronefs à basse altitude du fait de l'amélioration des performances ascensionnelles que confèrent les nouveaux moteurs turbocompressés.

Il est important de souligner que, pour développer des systèmes techniquement rationnels amenant des diminutions significatives des nuisances acoustiques d'un aéronef à hélice, le travail au niveau de la (des) source(s) sonore(s) est absolument indispensable. C'est pour cela que la conception de nouveaux moteurs d'aéronefs est, de manière évidente, la seule réponse vraiment efficace que l'on puisse mettre en œuvre pour résoudre le problème du bruit. Pourquoi ?

Tout simplement parce qu'elle représente la seule façon de traiter directement la cause principale de génération du bruit alors que toutes les autres actions entreprises à ce jour, n'offrent que des solutions palliatives qui, au mieux, en réduisent partiellement les conséquences.

C'est pourquoi on peut raisonnablement espérer qu'un aéronef monomoteur du type TRINIDAD TB 20 (250 HP) propulsé par le futur moteur turbocompressé MR 250 verra son niveau de nuisance sonore global diminué d'au-moins 6 dB(A) à 10 dB(A).

## Références bibliographiques

- [1] M. CHUSSEAU, Contribution à la réduction du bruit d'hélices sur avion monomoteur à pistons - Thèse ONERA, 1995.
- [2] Le guide du bruit aérodynamique, Document STNA/STBA, juin 1987.
- [3] Détermination par intensimétrie des niveaux de puissance acoustique émis par les sources de bruit (mesurage par point) - Norme française NFS 31-100, 1988.
- [4] Etude du bruit émis par les avions légers, Document STNA/2N, décembre 1970.
- [5] Prediction procedure for near-field and far-field propeller noise, Aerospace Information Report AIR 1407, Society of Automotive Engineers, May 1977.
- [6] D.B. Hanson, Helicoidal surface theory for harmonic noise of propellers in far field, AIAA Journal, vol. 18, n° 10, pp. 1213-1220, October 1980.
- [7] OACI, Avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 9 000 kg - demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée avant le 17 novembre 1988, annexe 16, volume 1, chap. 6, pp. 13-14, 17 novembre 1988.
- [8] FAR, Flyover noise requirement for propeller-driven small airplane and propeller-driven, commuter category airplane certification tests prior to december 22, 1988, 14 CFR, Ch. 1, Part 36, Appendix F, 1 January 1990.
- [9] OACI, Avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 9 000 kg - demande de certificat de navigabilité pour le prototype ou une version dérivée acceptée depuis le 17 novembre 1988, annexe 16, volume 1, chap. 10, pp. 21-22, 17 novembre 1988.
- [10] FAR, Takeoff noise requirement for propeller-driven small airplane and propeller-driven, commuter category airplane certification tests on or after december 22, 1988, 14 CFR, Ch. 1, part 36, Appendix G, 1 January 1990.

## Le cadre réglementaire en vigueur

Les règlements acoustiques associés à la catégorie des avions légers considérés concernent les aéronefs de masse maximale inférieure à 9 tonnes. Les niveaux sonores sont pondérés à l'aide du filtre A, tendant ainsi à restituer la perception auditive de l'oreille humaine. La durée de passage de l'avion n'est pas prise en compte. Les normes internationales de certification acoustique imposent 2 types de mesures :

- les mesures effectuées en condition de vol en palier,
- les mesures effectuées en condition de vol en montée.

### Vol en palier : OACI Annexe 16 Chap. 6(1) et FAR Part 36 Appendix F(2)

Pour ces 2 règlements, les procédures de référence, de mesure et les conditions générales des essais sont les mêmes. Les seules différences proviennent des corrections appliquées issues des écarts entre les conditions de mesures et les conditions de référence (atmosphère, trajectoire, puissance, nombre de Mach).

Le déroulement des essais est identique dans les 2 cas : l'avion est en vol en palier à 300 m du sol, au-dessus du point de mesure, à sa vitesse maximale (figure 3).

Les limitations du niveau de pression acoustique sont les mêmes pour chaque norme. Le niveau toléré est fonction de la masse maximale M de l'avion : il varie linéairement de 68 dB(A) pour  $M \leq 600$  kg jusqu'à 80 dB(A) pour  $M \geq 1 500$  kg.

### Vol en montée : OACI Annexe 16 Chap. 10(3) et FAR Part 36 Appendix G(4)

Pour ces 2 règlements, il y a également recoupement des procédures de référence et d'analyse. Les procédures d'essais diffèrent

par la position des microphones. Dans les 2 cas, l'avion est à pleine puissance en vol de montée et survole le point de mesure à 2 500 m du lâcher des freins, à une hauteur H dépendant de ses performances ascensionnelles (figure 4).

Les corrections appliquées pour retrouver les conditions de référence sont, comme pour le vol en palier, spécifiques à chaque règlement.

Les limitations du niveau de pression acoustique sont les suivantes :

- OACI Annexe 16 Chap. 10 : variation linéaire avec le logarithme de la masse maximale M de l'avion avec une limite inférieure de 76 dB(A) pour  $M \leq 600$  kg et une limite supérieure de 88 dB(A) pour  $M \geq 1 400$  kg ; entre ces 2 masses, la variation du niveau est donnée par l'expression :

$$L(\text{dB(A)}) = 83,23 + 32,67 \log (M/1000)$$

- FAR Part 36 Appendix G : variation linéaire en fonction de la masse maximale M de l'avion, de 73 dB(A) pour  $M \leq 600$  kg jusqu'à 85 dB(A) pour  $M \geq 1 500$  kg.

### Limites des niveaux de pression acoustique pour le TOBAGO (TB 10) et le TRINIDAD (TB 20)

Pour satisfaire aux nouvelles exigences toujours plus sévères en matière de protection de l'environnement, les règlements acoustiques définis ci-dessus sont révisés par beaucoup de pays. Les procédures de mesures restent inchangées mais les limites des niveaux de pression acoustique sont abaissées avec, parfois, des variantes selon l'utilisation de l'avion (avion école ou de tourisme). Pour illustrer ce propos, les limites des niveaux de pression acoustique suivant les pays, les règlements et l'utilisation des appareils sont données dans le tableau 3 pour 2 avions SOCATA :

- le TOBAGO (TB 10) : 180 HP, Masse maxi. = 1 150 kg
- le TRINIDAD (TB 20) : 250 HP, Masse maxi. = 1 400 kg

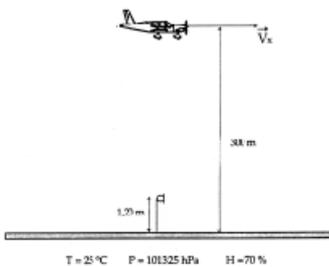


Figure 3 : Procédure de vol pour la certification acoustique - Conditions de vol en palier.

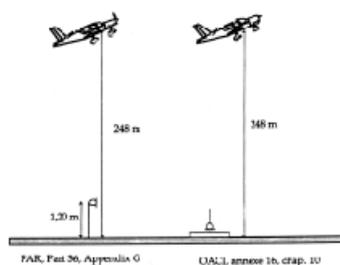


Figure 4 : Procédure de vol pour la certification acoustique - Conditions de vol en montée.

NORME	PAYS	MODIFICATION DE LA NORME	TOBAGO TB 10	TRINIDAD TB 20
			Masse Maxi = 1150 kg	Masse Maxi = 1400 kg
			L max (dB(A))	L max (dB(A))
OACI Annexe 16 Chap. 6	France Avions Ecole	NON	75.3	78.7
	Autriche	Autriche Ecole	70.0	70.0
	Allemagne	4 dBA	71.3	74.7
	Suisse	- 3 dBA Avions Ecole	72.3 68.0	75.7 69.0
FAR PART 36 Appendix F	U.S.A.	NON	75.3	78.7
OACI Annexe 16 Chap. 10	France	NON	85.2	88.0
	Allemagne	Modifiée le 2/12/93	79.0	81.8
FAR Part 36 Appendix G	U.S.A.	NON	80.3	83.7
	Suisse	Modifiée Avions Ecole	76.0 72.0	80.3 72.0

Tableau 3 : Limites des niveaux de pression acoustique pour le TOBAGO (TB 10) et le TRINIDAD (TB 20).