

Le confort acoustique dans les cabines d'avions

Thomas Rötger,
Airbus Industrie,
1, rond-point Maurice Bellonte,
F-31707 Blagnac
Tél. : 05 62 11 06 33
Fax : 05 62 11 03 07

L'article décrit la situation acoustique à l'intérieur des grands avions de transport équipés de moteurs à réaction. Dans ceux-ci, la source sonore prédominante est la couche limite ; les moteurs et les équipements intérieurs (conditionnement d'air, système hydraulique etc.) sont normalement moins fortes. La cabine est isolée contre l'extérieur par une double paroi acoustique très efficace. Pour obtenir un environnement sonore agréable, il faut non seulement réduire le niveau sonore absolu en cabine, mais aussi prendre en compte des aspects psychoacoustiques. Quelques exemples pratiques d'insonorisation sont donnés, concernant le bruit aérodynamique ainsi que les moteurs, le conditionnement d'air et d'autres équipements intérieurs.

The article describes the acoustic situation inside large transport aircraft with jet engines. The predominant sound source in these aircraft is the boundary layer ; engines and interior equipment (air conditioning, hydraulic system etc.) are usually less strong. The cabine is insulated against the exterior by a very efficient acoustic double wall. To obtain a comfortable acoustic environment, it is necessary not only to reduce the absolute cabin sound level, but also to take psychoacoustic aspects into account. Some practical examples of noise reduction of aerodynamic sources as well as of engines, air conditioning and other internal systems, are given.

Le confort des passagers est aujourd'hui un élément très important par lequel une compagnie aérienne peut se distinguer de ses concurrents et ainsi gagner de nouvelles parts de marché. Le nombre de demandes auprès des aviateurs concernant des préoccupations de confort a continuellement augmenté pendant les dernières années. Le confort en cabine est non seulement déterminé par la largeur et l'espacement des sièges, mais aussi par la température et les courants de l'air conditionné, et surtout par l'environnement sonore dans lequel se trouve le passager.

Une perception acoustique agréable de la cabine ne correspond pas simplement à un niveau sonore (en dB(A)) réduit, mais dépend aussi largement du spectre acoustique et des variations temporelles de niveau. Pour que le passager se sente à l'aise, il faut qu'il puisse mener une conversation sans être trop perturbé par le bruit de fond et qu'il ne se sente pas dérangé par des bruits intermittents qui attirent son attention, voire qui l'inquiètent. En plus, en particulier dans les avions long-courriers, il est très important que l'effet de la fatigue due au bruit (notamment causée par l'effet des basses fréquences) soit minimisé.

Au poste de pilotage, il est encore plus important de maintenir un niveau sonore réduit, car la fatigue et les difficultés de communication survenant dans les cockpits bruyants peuvent à la limite affecter directement la sécurité de vol. Si un pilote est exposé pendant de longues périodes à un niveau de bruit trop important à son poste

de travail, il peut subir de graves dégradations auditives, entraînant d'importantes indemnités et sa retraite anticipée. Les compagnies aériennes ont un intérêt primordial à ce que les postes de travail de leurs équipages (pilotes aussi bien que personnel de cabine) ne soient pas trop exposés au bruit, et cela non seulement en raison de la pression des syndicats luttant pour améliorer les conditions de travail, mais aussi pour des raisons purement financières.

La situation dans les avions à réaction est heureusement nettement meilleure que dans les avions à hélices, qui n'opèrent normalement que sur les trajets court-courriers. Si le bruit dans ces derniers est fortement dominé par le son tonal des hélices (fréquence de passage des aubes et ses harmoniques), les moteurs à réaction sont relativement silencieux en cabine.

Le présent article se limite à la situation dans les grands avions de transport équipés de moteurs à réaction. Il décrit d'abord les différentes sources sonores audibles à l'intérieur de l'avion (puisque ce sont essentiellement les mêmes sources en cabine de passagers et au poste de pilotage, on parlera par la suite indifféremment de "cabine") ainsi que leurs mécanismes de propagation. Il donne ensuite une série d'exemples pratiques de techniques d'insonorisation tirés du développement des différents modèles Airbus, en insistant sur les contraintes particulières, surtout liées aux spécificités aéronautiques de légèreté et de sécurité.

Sources sonores

On distingue trois sources sonores principales perceptibles à l'intérieur d'un avion à réaction (voir figure 1) :

- les fluctuations de pression dans la couche limite,
- les moteurs, qui produisent du bruit de jet et du bruit de soufflante transmis dans la cabine par voie aérienne ainsi que des vibrations transmises par voie structurale,
- les équipements de la cabine et du poste de pilotage : conditionnement d'air, système hydraulique, refroidissement des instruments d'avionique, évacuations sanitaires, etc.

Couche limite

Le bruit de couche limite est causé par les fluctuations de pression dans la couche limite qui s'établit à l'extérieur du fuselage en mouvement par le frottement avec l'air qui l'entoure. La figure 2 montre le spectre des fluctuations de pression dans une couche limite sur un fuselage d'avion [1, 2]. Son niveau total augmente avec la vitesse locale de l'air (en première approximation égale à la vitesse de vol, cf. cependant les exceptions ci-dessous) ainsi qu'avec la pression atmosphérique, qui diminue avec l'altitude.

Comme le montre la figure 2, la distribution spectrale présente toujours la même allure générale. Le spectre est décalé vers les basses fréquences quand l'épaisseur de la couche limite augmente, c'est-à-dire quand on passe de l'avant à l'arrière le long du fuselage. D'autre part, plus la vitesse de l'air est grande, plus le spectre est décalé vers les hautes fréquences.

Le décollement de la couche limite, qui crée des tourbillons de grandes dimensions dans la zone de passage de la partie cylindrique à la partie conique, est également une source sonore à basse fréquence.

L'avionneur n'a malheureusement aucune possibilité de diminuer l'énergie du bruit de couche limite, si ce n'est en évitant, par un choix approprié de la forme extérieure du fuselage, les vitesses locales trop élevées dans la couche limite. Celles-ci peuvent survenir dans la zone de transition entre la partie sphérique (nez de l'avion/poste de pilotage) et la partie cylindrique du fuselage, sur le carénage d'emplanture des ailes au niveau de la racine de voilure ainsi qu'à l'emplacement de certaines antennes en forme d'excroissance.

Les fluctuations de pression dans la couche limite sont générées sur la surface entière de l'avion et constituent normalement la source sonore prédominante pendant la plupart des phases de vol dans les avions à réaction.

Moteurs

Plusieurs composantes de bruit produites par les moteurs à réaction [1, 3, 4] se propagent dans la cabine par différentes voies (voir figure 1) :

Jet

Le bruit de jet, qui constitue la principale source de bruit extérieur, est généré par les turbulences entre le jet sortant à haute vitesse de la tuyère et l'air environnant au repos. La puissance sonore est approximativement

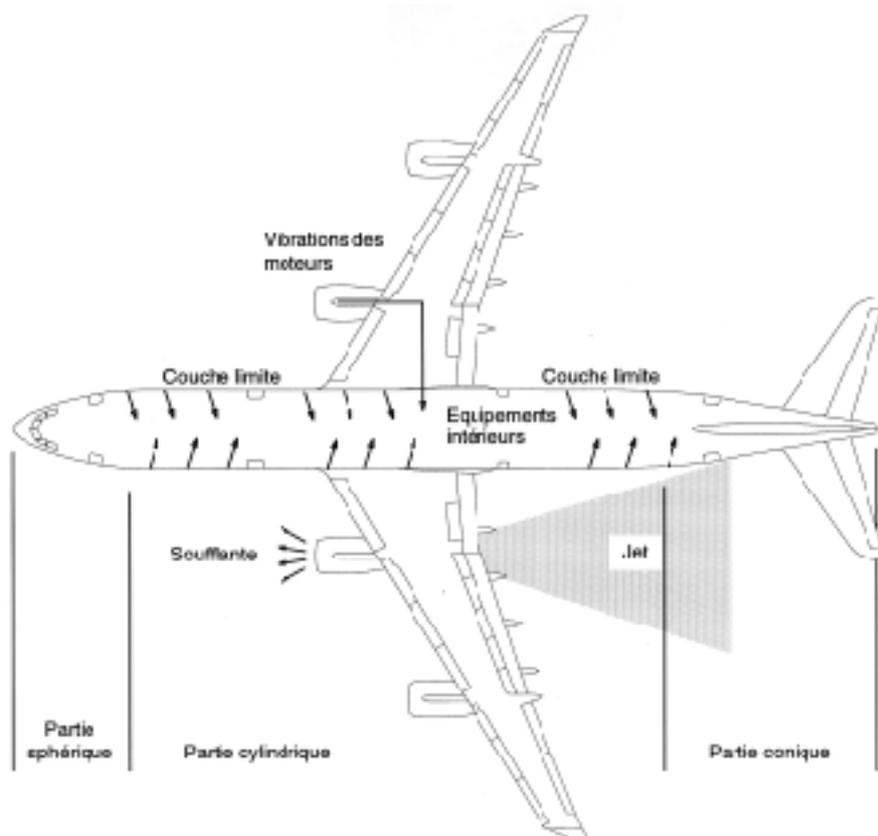


Figure 1 : Sources sonores audibles dans une cabine d'avion.

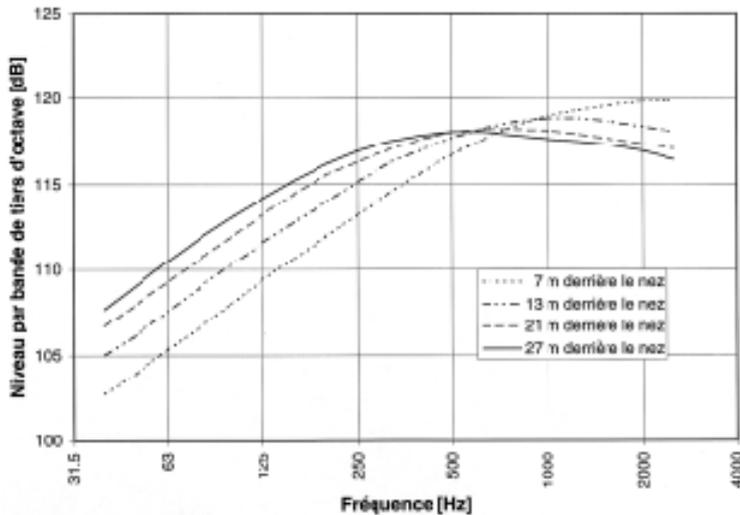


Figure 2 : Niveaux de bruit de couche limite sur un fuselage d'avion en croisière

proportionnelle à v_{jet}^8 ; il est évident qu'une réduction de la vitesse du jet est un moyen extrêmement efficace de réduire le bruit de jet. C'est ce qui a été réalisé lors de l'introduction des moteurs à dilution à partir des années 1970. En contournant le jet central chaud et rapide d'un écoulement secondaire (froid) à vitesse plus petite, on diminue les gradients de vitesse menant à la génération de bruit (figure 3a). Plus efficaces encore, les moteurs à nacelle longue utilisant des mélangeurs de forme sophistiquée ("en fleur", figure 3b) créent un jet d'échappement dont la distribution de vitesse est uniformisée, équivalent à la vitesse moyenne des jets chaud et froid. Les gradients de vitesse sont ainsi minimisés et les moteurs de ce type sont parmi les plus silencieux quant au bruit extérieur de même qu'au bruit intérieur.

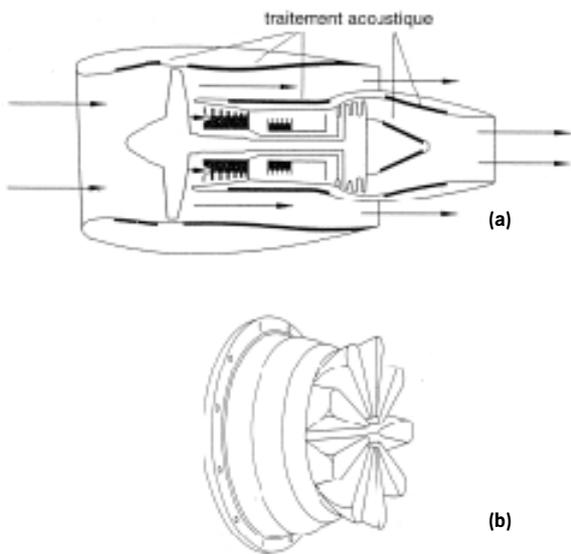


Figure 3a et 3b : (a) Section d'un moteur à dilution. (b) Tuyère à mélangeur.

Le bruit de jet étant généré en dehors de l'avion ou du moteur, il n'existe aucun traitement pour le réduire, sauf par la diminution de la vitesse du jet. Comme le montre

la figure 1, la zone de génération du bruit de jet est un cône s'ouvrant vers l'arrière. Les avions à fuselage très long (comparé à la distance entre fuselage et moteur) sont alors plus touchés par le bruit de jet que les avions "courts", où le cône ne heurte que la partie non pressurisée du fuselage (derrière la cabine). De par sa nature large-bande, il est pourtant difficile à distinguer du bruit de couche limite tant que son niveau reste modéré.

Soufflante

Les autres composantes de bruit généré par les moteurs sont de nature tonale, provenant des parties tournantes. Le son de passage des aubes de la soufflante (du "fan") est une composante importante du bruit extérieur des moteurs modernes à grand taux de dilution. Il n'est pas perçu à l'intérieur de la cabine, car pour la gamme de fréquences concernée (plusieurs kHz), l'isolation phonique de la cabine est très efficace.

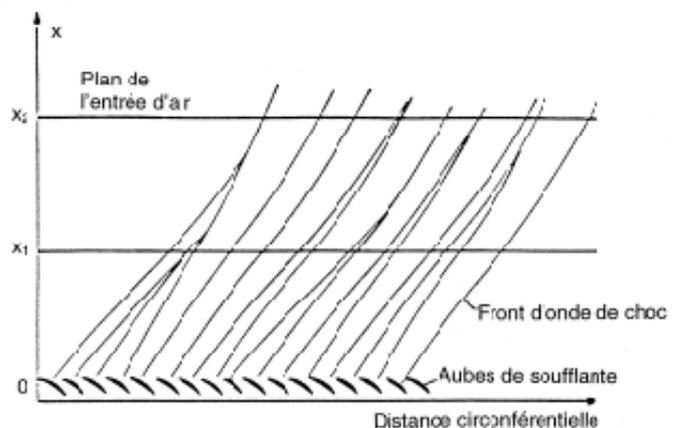


Figure 4 : Fréquences multiples de rotation : évolution des fronts d'ondes de choc.

Par contre, un son grave, composé de la fréquence de rotation du fan (N1) et de ses harmoniques, peut être perçu dans certaines conditions de vol à l'avant de la cabine. Il est connu sous le nom de "fréquences multiples de rotation" (FMR, ou "buzz-saw noise") et se produit selon le mécanisme suivant, montré schématiquement dans la figure 4 [3] : les pointes des aubes du fan tournent à une vitesse supérieure à celle du son, de manière à générer chacune une onde de choc.

De légers écarts de géométrie et de positionnement des aubes sont inévitables en raison des tolérances de fabrication et de l'érosion survenant pendant le service opérationnel. Puisque la propagation d'une onde de choc, comme de toute onde sonore à haute intensité, est non-linéaire, les petites inégalités entre les ondes de choc individuelles s'agrandissent, de façon que la symétrie rotationnelle est brisée et que le signal sonore ne se répète qu'après une révolution complète du fan, c'est-à-dire avec la fréquence N1. L'analyse de Fourier de ce signal donne un spectre riche en harmoniques, comme on le voit dans la figure 5.

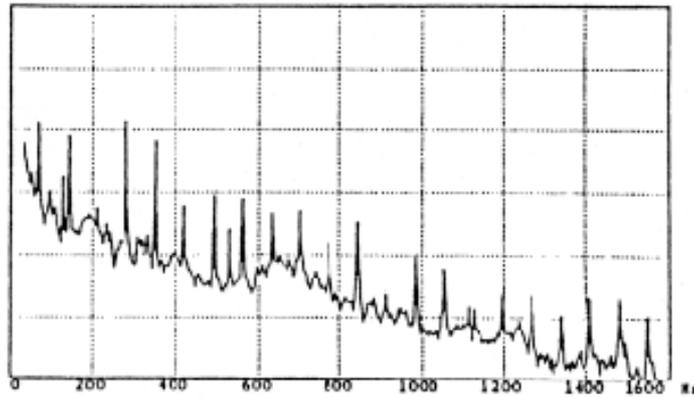


Figure 5 : Spectre typique de fréquences multiples de rotation.
Ecart des graduations (échelle verticale) : 10 dB.

Vibrations du moteur

Le troisième type d'excitation sonore générée par le moteur qui est perceptible en cabine est produit par les vibrations dues au balourd du moteur. Dans le cas de moteurs placés sous la voilure, elles se propagent par les pylônes, la structure de la voilure, puis dans le fuselage, où elles excitent le plancher de la cabine ainsi que les panneaux d'habillage à la fréquence de rotation du moteur (les harmoniques de celle-ci étant fortement amortis par la structure). L'amplitude de ces vibrations dépend très sensiblement de l'équilibrage du moteur et peut être efficacement réduite par un bon contrôle de celui-ci.

Par contre, dans les avions dont les moteurs sont montés à l'arrière du fuselage, cette source domine fortement le bruit en cabine, qui atteint des niveaux bien plus élevés qu'avec des moteurs sous la voilure. Pour combattre ce phénomène gênant, le contrôle actif de bruit peut être un moyen efficace (voir § 7).

Sources internes

Tandis que couche limite et moteurs sont des sources sonores extérieures au fuselage d'avion, il existe également de nombreuses sources à l'intérieur de l'avion, notamment le système de conditionnement et de distribution d'air, les chasses d'eau à vide, certains composants du système hydraulique, etc.

Niveaux sonores en cabine

Mesures utilisées

Dans les documents décrivant l'environnement sonore dans un avion, trois mesures de niveau "global" sont couramment utilisées :

- le niveau en dB(A), ou L(A)
- le niveau non pondéré en dB linéaire, ou OASPL (overall sound pressure level)
- le SIL (speech interference level), qui exprime dans quelle mesure un bruit de fond couvre les conversations. C'est la moyenne arithmétique des niveaux de bandes d'octave centrées sur 1 kHz, 2 kHz et 4 kHz.

Si le spectre sonore à un certain endroit est de timbre aigu, c'est le SIL qui sera relativement élevé, alors qu'un son riche en basses fréquences se fait remarquer surtout par son OASPL.

Distribution des niveaux sonores en cabine

Selon la position dans la cabine, les sources décrites ci-dessus contribuent plus ou moins fortement au spectre sonore perçu.

Puisque c'est la couche limite qui est la source prépondérante en croisière, la distribution des niveaux le long de la cabine reflète la dépendance du bruit de couche limite suivant la longueur parcourue le long du fuselage : à l'avant de la cabine, où la couche limite est mince, le maximum du spectre d'excitation sonore est dans les hautes fréquences, alors que vers l'arrière, ce maximum est décalé vers les basses fréquences. Comme le son doit traverser le fuselage revêtu de matériau insonorisant et de l'habillage commercial (figure 6) avant de pénétrer dans la cabine, l'atténuation due à cette barrière acoustique doit être soustraite du spectre d'excitation pour obtenir le spectre sonore perçu en cabine. Il est évident que le niveau sonore total est plus élevé à l'arrière de la cabine, où dominent les basses fréquences, qui sont moins bien amorties par les matériaux isolants.

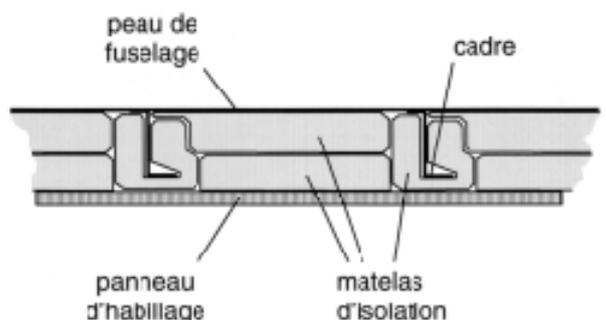


Figure 6 : Schéma d'une paroi d'avion composée de la structure du fuselage, d'un matelas d'isolation thermophonique et un panneau d'habillage (mesure de laboratoire).

Cette situation est reproduite dans la figure 7, où l'on voit que l'OASPL est faible dans le cockpit et à l'avant de la cabine et augmente en passant vers l'arrière. Pour le SIL on observe une tendance différente : son niveau à l'avant de la cabine est dominé par le contenu en hautes fréquences de la couche limite mince, au milieu les niveaux sont les plus bas pour augmenter vers l'arrière en raison du niveau d'excitation totale plus élevé. Les niveaux en dB(A) suivent une courbe intermédiaire : ils sont très bas dans le cockpit, en cabine les variations sont assez faibles avec une légère remontée vers l'arrière.

La contribution des autres sources (jet, conditionnement d'air, sources localisées) est en général bien moins importante si des méthodes adéquates ont été employées pour les réduire.

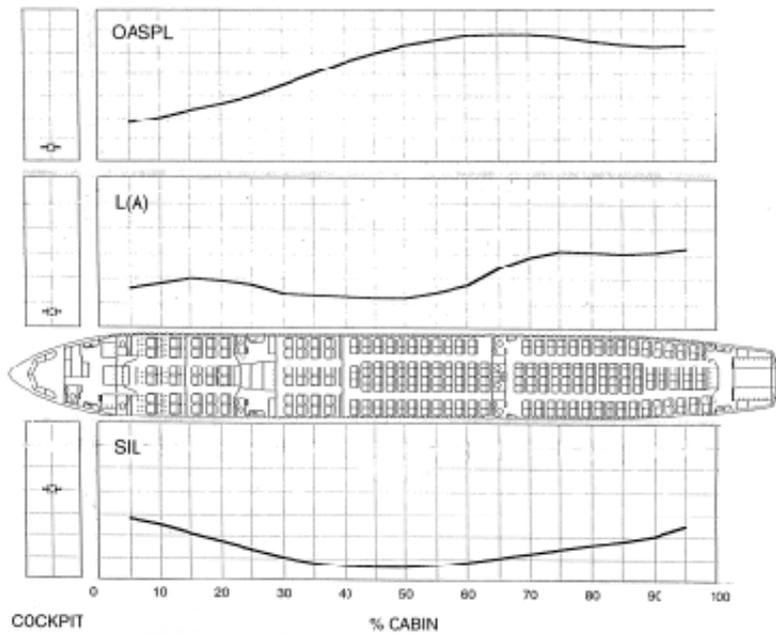


Figure 7 : Niveaux sonores dans la cabine d'un avion long-courrier
Ecart des graduations (échelle verticale) : 2 dB.

de $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$!) et le bruit provenant de l'extérieur (couche limite et moteurs), l'espace compris entre la structure du fuselage et l'habillage commercial contient des matelas d'un matériau d'isolation thermophonique. Cet arrangement, du fait qu'il constitue une double paroi acoustique, permet un très bon amortissement du bruit se propageant vers l'intérieur de la cabine.

La figure 9 montre le spectre d'atténuation de la structure du fuselage avec l'isolation et le panneau d'habillage latéral montés. La paroi latérale est la zone de la cabine qui se rapproche le plus de la double paroi idéale, car les deux panneaux (structure et habillage) sont assez parallèles (bien que courbés) et l'espace entre eux est presque totalement rempli de matériau isolant. La situation est pourtant similaire pour les autres parties de l'habillage (plafond, porte-bagages).

Isolation de la cabine

Le fuselage d'un avion consiste en un squelette composé de "cadres" circonférentiels et de "lisses" en direction longitudinale sur lequel est rivetée une "peau" en tôle d'aluminium (voir figure 8). L'intérieur du fuselage est habillé par des panneaux décorés selon la demande des compagnies aériennes. Pour isoler l'intérieur de l'avion contre le froid (la température extérieure typique en altitude de croisière est



Figure 8 : Structure de fuselage d'avion montée en laboratoire acoustique pour mesure de transmission.
À côté : panneau d'habillage démonté.

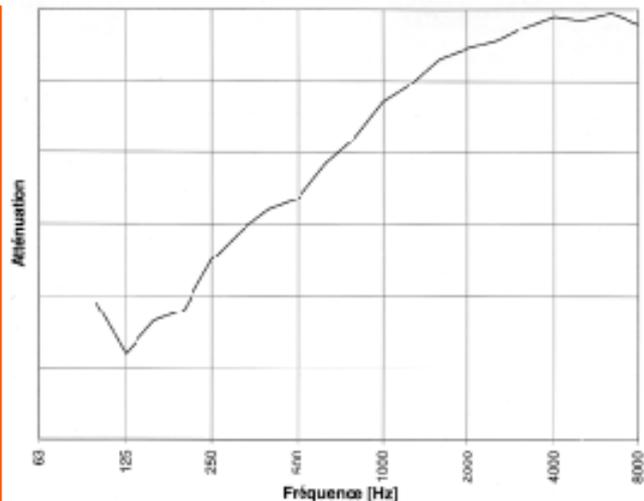


Figure 9 : Spectre typique d'atténuation d'une paroi d'avion.

Le minimum d'atténuation à environ 250 Hz est dû à la fréquence de résonance fondamentale des panneaux rectangulaires de la peau d'avion compris entre les paires de cadres et de lisses adjacentes. Dans la gamme de fréquences moyennes, l'atténuation suit approximativement la loi de masse (+6 dB d'atténuation par octave pour une paroi simple, +12 dB pour une paroi double). L'absorption sonore de l'isolation n'est pleinement efficace qu'au-dessus d'environ 500 Hz. Dans les hautes fréquences (plusieurs kHz), l'atténuation augmente moins vite avec la fréquence que ce que prévoit la loi de masse en raison de l'effet de coïncidence. La fréquence critique des panneaux d'habillage se trouve dans cette gamme, tandis que celle de la tôle d'aluminium aux épaisseurs utilisées est autour de 10 kHz.

Pour obtenir une atténuation optimale, il faut que la masse de la structure et des panneaux ne soit pas excessivement allégée, malgré l'obligation générale en

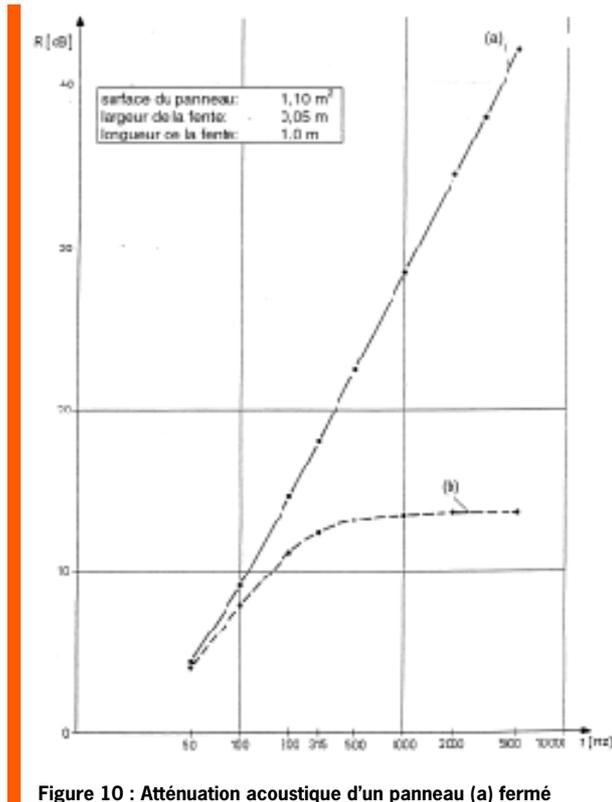


Figure 10 : Atténuation acoustique d'un panneau (a) fermé et (b) contenant une fente.

construction aéronautique d'économie de poids, car l'atténuation suit la loi de masse dans une importante gamme de fréquences. Le matériau isolant doit recouvrir toutes les parties rayonnantes de la structure (peau et cadres) sans laisser de fuite ; dans le cas de la paroi latérale, il faut qu'il remplisse toute la cavité comprise entre la structure et l'habillage.

Pour réaliser une situation proche de la double paroi acoustique idéale, il faut en plus que les panneaux d'habillage soient bien découplés de la structure par des attaches appropriées et que l'on évite dans l'habillage, dans la mesure du possible, toute fente ou ouverture laissant passer le bruit dans la cabine. L'effet néfaste d'une fente est montré dans la figure 10. Malheureusement elles sont parfois inévitables, par exemple pour la circulation de l'air de cabine usé par les plinthes ou pour la ventilation des tubes lumineux. Dans ce cas, il est conseillé de les placer dans une zone contenant assez de matériau absorbant, de façon à obtenir un effet de silencieux.

Réalisation d'une cabine silencieuse

Contraintes particulières en aéronautique

En construction aéronautique, il existe un nombre de contraintes liées aux conditions opérationnelles et environnementales très particulières auxquelles sont soumis les avions. Une partie d'entre elles ressemble à celles valables pour les autres moyens de transport (automobiles, trains à grande vitesse), comme l'obligation d'économie de poids. D'autres sont liées aux fortes variations de température et de pression atmosphériques pendant un vol.

Malheureusement la plupart de ces contraintes sont contraires aux besoins acoustiques, ce qui exclut souvent l'application des techniques d'insonorisation simples, et souvent des compromis doivent être trouvés.

- Puisque la consommation de carburant, et donc les coûts opérationnels, d'un avion dépendent très fortement du poids, l'obligation d'utiliser des constructions aussi légères que possible est l'un des principes de base en aéronautique. Toutefois, ceci exclut, dans une large mesure, l'usage de l'effet de masse pour améliorer l'insonorisation de la cabine. De plus, les éléments de construction légère sont normalement très rigides, ce qui réduit encore leur efficacité en tant que barrière acoustique, surtout car leurs résonances risquent souvent de se trouver dans une gamme de fréquences critique.

- Bien des matériaux d'isolation thermophonique sont constitués de fibres ou de mousses à cellules ouvertes et absorbent facilement l'eau. Vu les très basses températures auxquelles est exposée la structure métallique extérieure pendant le vol, il est inévitable que celle-ci agisse en "cryo-pompe", de façon qu'il y a condensation de l'eau contenue dans l'air chaud en cabine (principalement par la respiration des passagers) sur la structure métallique froide ou directement dans la couche isolante. Si celle-ci comporte des porosités ouvertes, elle se remplit d'eau (effet éponge), qui n'est que très lentement relâchée et augmente ainsi le poids de l'avion (jusqu'à plusieurs centaines de kg). Pour éviter ceci, les matériaux à cellules ouvertes doivent être couverts d'emballages ou de couches protectrices hydrophobes assez minces pour ne pas dégrader l'effet d'absorption acoustique du matériau poreux (épaisseur typique 25 mm).

- Pour réduire le niveau sonore dans des espaces réverbérants, il est souhaitable d'augmenter l'absorption des parois ou plafonds en utilisant des éléments à surface perforée ou poreuse. Toutefois, les compagnies aériennes s'opposent à cette solution pour des raisons d'hygiène, car ces surfaces ne sont pas facilement lavables comme des surfaces lisses.

- Il existe de sévères règlements concernant la sécurité en cas d'incendie : tous les matériaux utilisés en cabine ne doivent ni être inflammables, ni produire des gaz toxiques ou de la fumée en cas d'incendie. Cette réglementation, qui a déjà sauvé la vie à un grand nombre de victimes d'accidents d'avion, a pourtant l'effet de réduire considérablement le choix de matériaux applicables pour l'insonorisation de la cabine.

- Les matelas d'isolation ne doivent pas présenter de risque de blocage d'éléments mobiles, comme par exemple les dispositifs d'ouverture des portes.

Aspects psychoacoustiques

Le confort acoustique dépend non seulement des niveaux sonores globaux, mais aussi du contenu spectral et de la répartition spatiale du rayonnement sonore [5]. Le bruit de couche limite dominant l'environnement sonore dans la cabine, de par sa nature large bande et régulier, est normalement considéré comme agréable.

Des perturbations sont causées par des bruits :

- contenant des sons purs (par exemple moteurs, ventilateurs, sifflements éoliens)
- dont le spectre est dominé par les hautes fréquences (par exemple les bruits d'écoulement d'air à grande vitesse)
- dont le niveau varie fortement dans le temps (bruits intermittents provenant du système hydraulique, des chasses d'eau etc., battements de bruit moteur)
- dont la source est facile à localiser (bouches d'air, zones d'isolation insuffisante).

Il faut donc essayer d'éviter la présence de telles sources par un dessin approprié ou de les atténuer suffisamment pour qu'elles soient "masquées" par le bruit de fond large bande. En règle générale, le niveau des sources susceptibles de gêner le confort doit être environ 10 dB au-dessous du bruit de fond. Ceci signifie que si le bruit de couche limite est trop réduit par une isolation très efficace, on risque d'obtenir le contraire de l'effet voulu, à savoir que malgré des niveaux sonores très bas en cabine, le passager ressent une dégradation du confort acoustique, car son attention est attirée par des bruits localisés ou transitoires ou encore par les conversations devenues intelligibles des passagers assis à plusieurs rangées de sièges. En moyenne, le SIL ne devrait pas être en-dessous de 56 à 58 dB pour garder l'intimité.

Exemples pratiques d'insonorisation

Couche limite et turbulences extérieures

L'avant de la cabine, où se localise normalement la première classe, se trouve dans la zone de transition entre les parties sphérique et cylindrique du fuselage. Dans cette zone, la vitesse locale dans la couche limite est supérieure à la vitesse moyenne (voir figure 11) ; le bruit de couche limite est donc localement plus élevé. Dans l'A340, qui est un avion très long-courrier à deux allées, il s'agissait d'éviter

que ce rayonnement local de bruit ne soit perceptible au plafond de la première classe. Autrement les niveaux SIL auraient été plus élevés que dans la classe affaires, ce qui n'aurait pas été acceptable pour les clients. Pour augmenter l'atténuation du plafond, qui ne contient pas de porte-bagages centraux en première classe afin de donner un effet de cabine plus spacieuse, deux solutions ont été proposées :

1. Les vibrations de la structure sont amorties à l'aide d'un traitement visco-élastique. La zone traitée est optimisée autour des points d'attache de l'habillage intérieur.
2. Un matelas d'isolant supplémentaire séparé par une couche imperméable est introduit au plafond (figure 12).

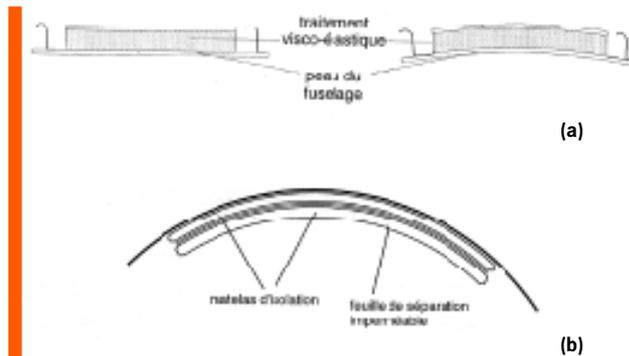


Figure 12 : (a) Amortissement des vibrations de la peau du fuselage par un traitement visco-élastique. (b) Application d'un matelas d'isolation supplémentaire.

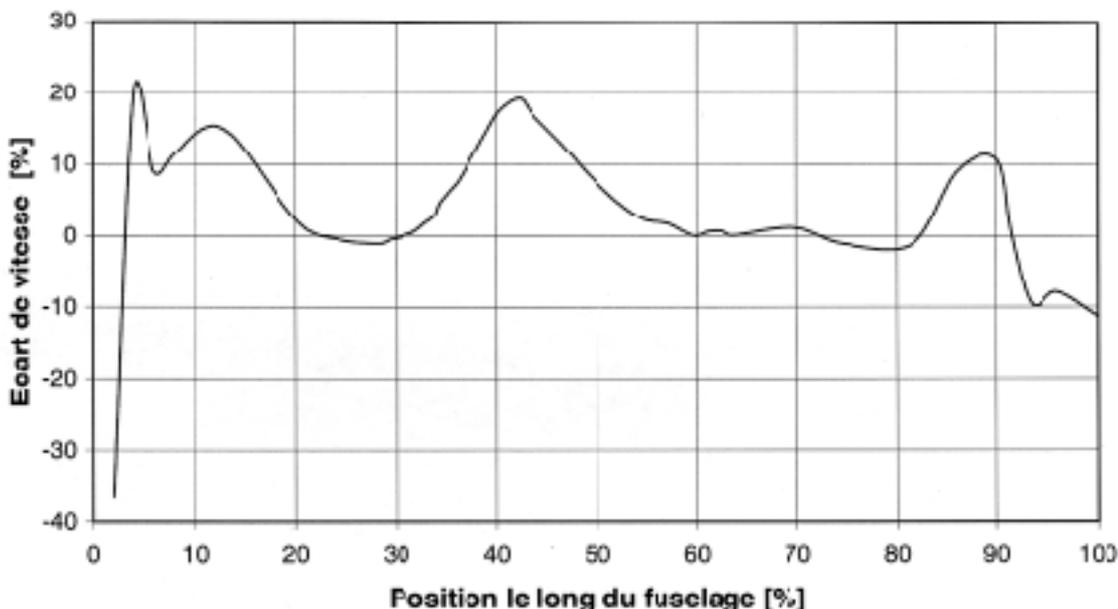


Figure 11 : Vitesses locales le long d'un fuselage d'avion.

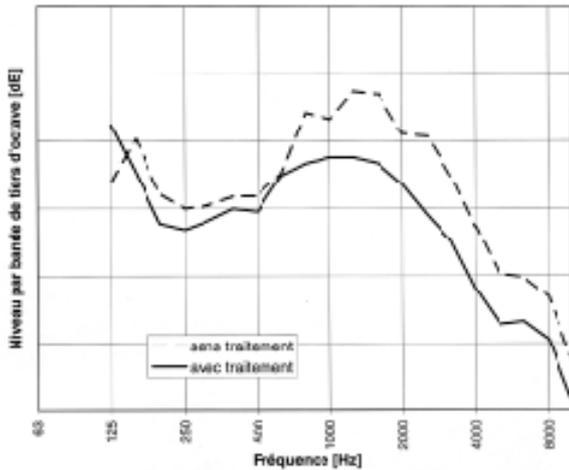


Figure 13 : Spectre sonore enregistré près d'une porte passager avant, montrant l'insonorisation obtenue par l'application d'un traitement amortissant visco-élastique. Ecart des graduations (échelle verticale) : 5 dB.

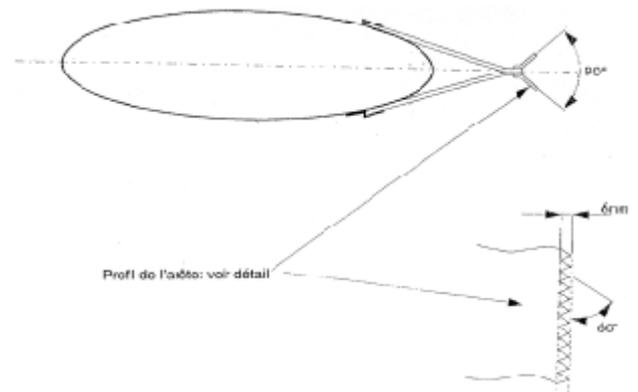


Figure 14 : Section d'une antenne en forme de nageoire dont l'arête arrière a été modifiée par un profil en dents de scie pour briser les turbulences.

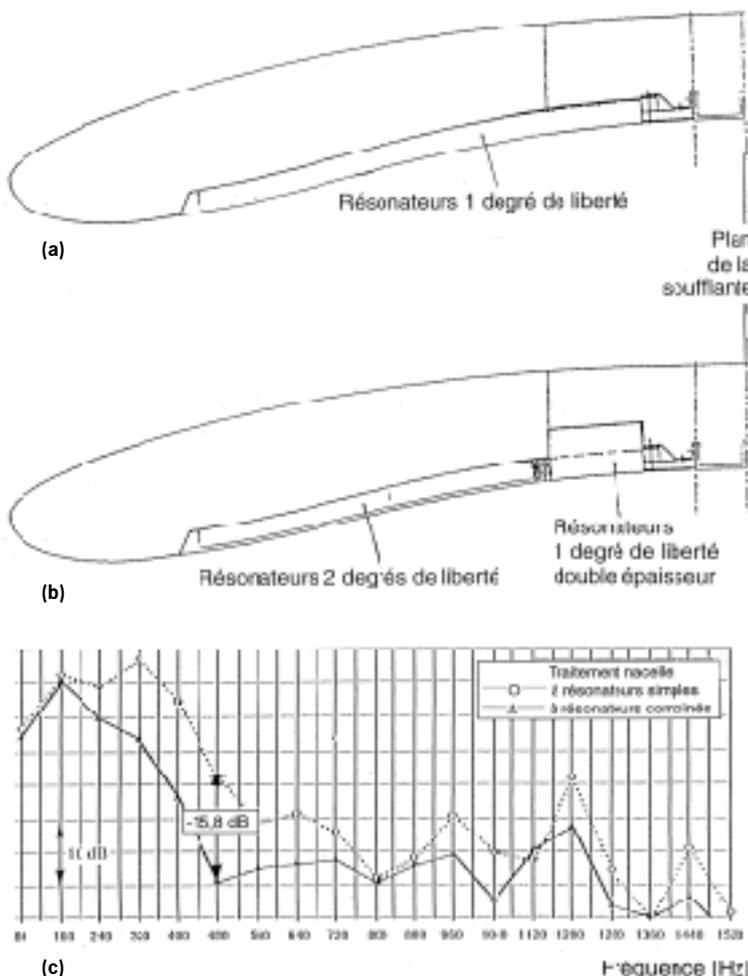


Figure 15a, b et c : Traitements acoustiques d'entrée d'air de nacelle :
(a) simple résonateur à un degré de liberté,
(b) combinaison de résonateurs à un et à deux degrés de liberté,
(c) spectre des fréquences multiples de rotation en cabine avec le traitement de nacelle type (a) (en pointillé) et type (b) (trait plein). Ecart des graduations (échelle verticale) : 5 dB.

Il existe des antennes en forme de "nageoire" qui peuvent également générer du bruit quand des tourbillons périodiques se détachent de l'arête arrière et excitent la structure qui transmet le bruit à travers le plafond de la cabine. Pour y remédier, on donne à cette arête une forme tranchante ou en dent de scie (figure 14).

Réduction du bruit des moteurs

Pour éviter que le bruit de FMR ne soit perçu comme gênant à l'avant de la cabine, il faut que les entrées d'air des nacelles soient revêtues d'un traitement acoustique efficace dans la gamme de fréquences concernée. La figure 15 montre un traitement acoustique simple (a, résonateurs à un seul degré de liberté), tel qu'il a été proposé initialement pour l'A320, ainsi que le traitement employé dans la famille A320 actuelle (b, combinaison de résonateurs à un et à deux degrés de liberté). Ce dernier a considérablement réduit les niveaux des FMR, en particulier dans la gamme comprise entre 300 et 500 Hz, où des réductions jusqu'à 16 dB ont été réalisées pour les harmoniques les plus fortes (figure 15 c). Par cette modification, les FMR sont suffisamment couverts par le bruit de fond large-bande pour ne plus être gênants.

Réduction du bruit des équipements

Les sources sonores "internes", c'est-à-dire les équipements à l'intérieur de l'avion, sont très diverses et présentent chacune leur spectre et leurs mécanismes de propagation particuliers.

Le système le plus complexe du point de vue acoustique est celui de conditionnement

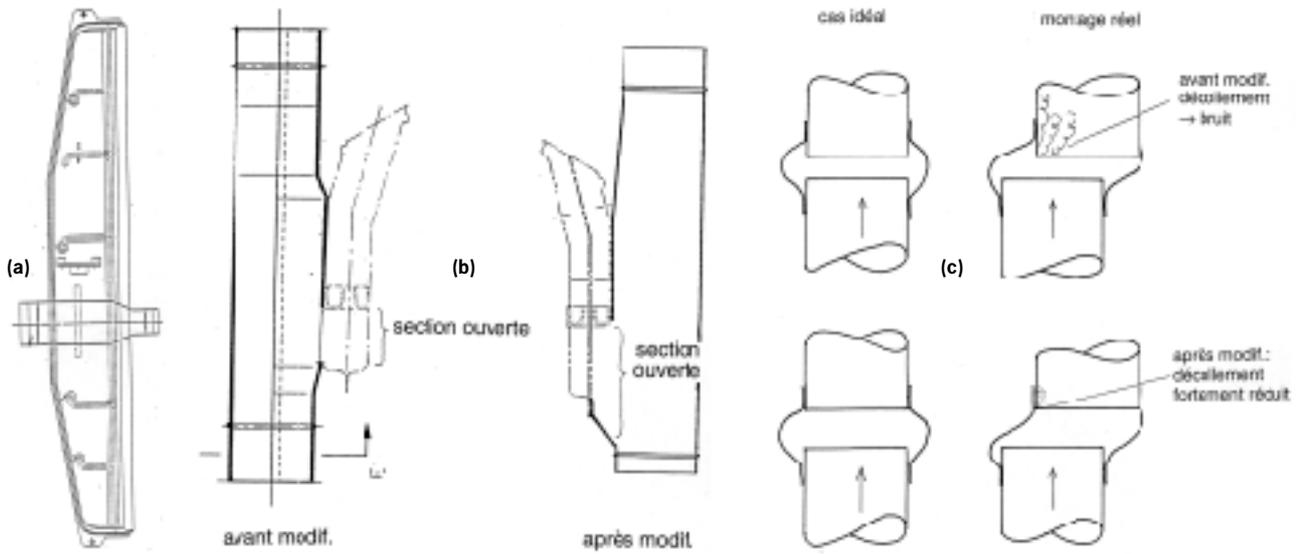


Figure 16a,b et c : Optimisation acoustique du système de distribution d'air :
 (a) Bouche d'aération
 (b) Raccord de bouche d'aération avant/après modification
 (c) Modification pour éviter le décollement de turbulences dans les conduits de distribution d'air.

et de distribution d'air. Le bruit provenant du générateur d'air conditionné, ou "pack", ne contribue pratiquement pas au niveau sonore en cabine, car il est normalement assez atténué par les conduits de distribution d'air avant d'être rayonné dans la cabine par les bouches d'aération.

Par contre, un certain nombre d'éléments en aval est susceptible d'agir en sources de bruit de cabine. Pendant le développement de l'A320, une série de mesures a été prise pour optimiser la performance acoustique de ces éléments et a été adoptée de manière semblable pour les avions plus récents.

Les principales sources sonores affectant la cabine sont les bouches d'aération, de forme allongée (figure 16a), dont les conditions d'écoulement ont été optimisées par des sections d'entrée d'air élargies afin d'éviter les déviations trop brusques des écoulements (figure 16b), et par un arrondissement de toutes les arêtes tranchantes desquelles risquent de se détacher des turbulences (figure 16c).

Pour les diaphragmes, qui sont nécessaires pour optimiser l'équilibre pneumatique du circuit, on a choisi une version à multi-trous pour créer des turbulences de petites dimensions, dont la génération

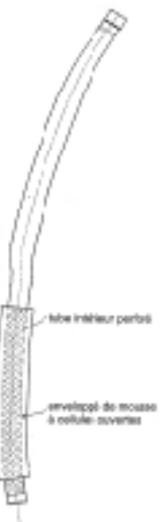


Figure 17 : Conduit d'air vertical avec silencieux intégré

de bruit est limitée aux hautes fréquences, plus faciles à atténuer par des silencieux. Ceux-ci ont été intégrés dans les conduits d'air verticaux, comme le montre la figure 17, pour obtenir un minimum de poids.

La figure 18 représente le spectre sonore rayonné dans la cabine par le conditionnement d'air avant et après amélioration ("prototype/série"). Dans la version série, le niveau sonore est environ 10 dB plus bas que dans la version prototype non optimisée. On constate que le niveau sonore du système de conditionnement d'air est en moyenne 10 dB en dessous du bruit de couche limite, ce qui signifie qu'il n'est plus audible en vol. On a pu montrer ceci durant un essai en vol en arrêtant le conditionnement d'air sans que l'on ait entendu un changement de niveau sonore en cabine.

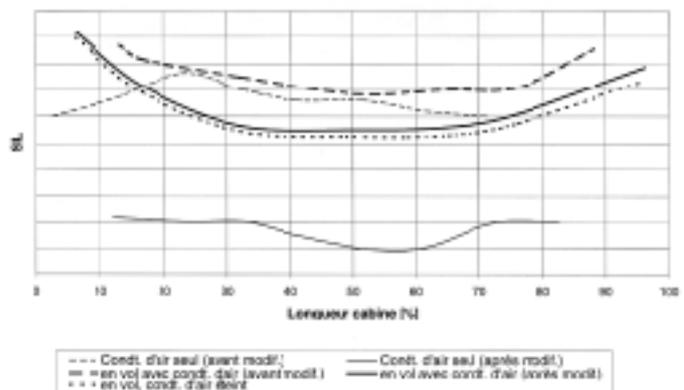


Figure 18 : Effet de l'optimisation acoustique du système de conditionnement d'air sur les niveaux sonores en cabine. Ecart des graduations (échelle verticale) : 5 dB.

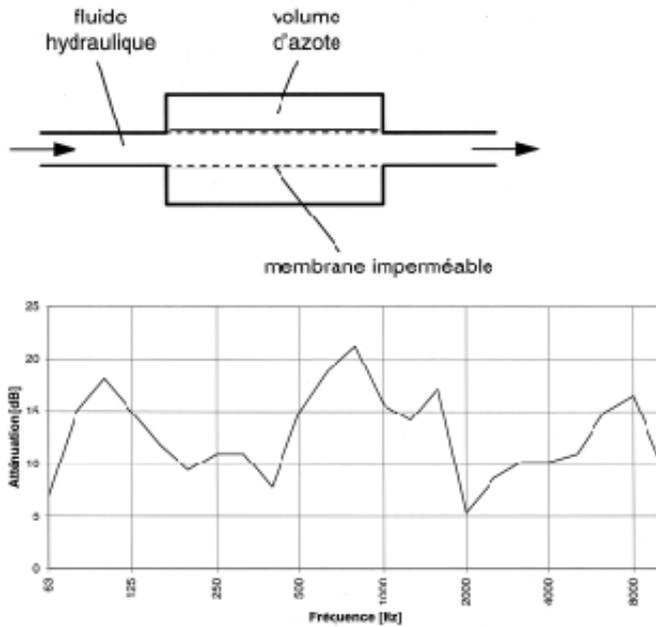


Figure 19 : Silencieux hydraulique à réservoir d'azote ("pressure release tube").

Le système hydraulique est également un transmetteur efficace de bruit. Les pompes et autres appareils hydrauliques génèrent des pulsations de pression considérables, vu les pressions statiques d'environ 200 bars, qui peuvent se propager par le fluide hydraulique, puis, par couplage fluide/structure, par les parois des tuyaux. On place donc des silencieux à proximité des sources de pulsation de pression pour éviter que les vibrations des tuyaux ne génèrent, par l'intermédiaire de la structure à laquelle ils sont attachés, du bruit rayonné en cabine, de caractère très gênant. Par souci de trouver des silencieux légers et peu encombrants, on a choisi le type montré dans la figure 19. Il consiste en un tube intégré dans le tuyau hydraulique qui comporte dans sa partie extérieure un volume rempli d'azote, séparé du fluide hydraulique par une membrane élastique imperméable, qui permet d'amortir efficacement les pulsations, comme le montre la figure 19b ("pressure release tube").

Les chasses d'eau à vide sont susceptibles de provoquer un bruit transitoire qu'il faut éviter d'être audible dans la zone des sièges des passagers. Des essais ont montré que les systèmes équipés de valves orbitales sont nettement plus silencieuses que les vannes à déplacement latéral (figure 20).

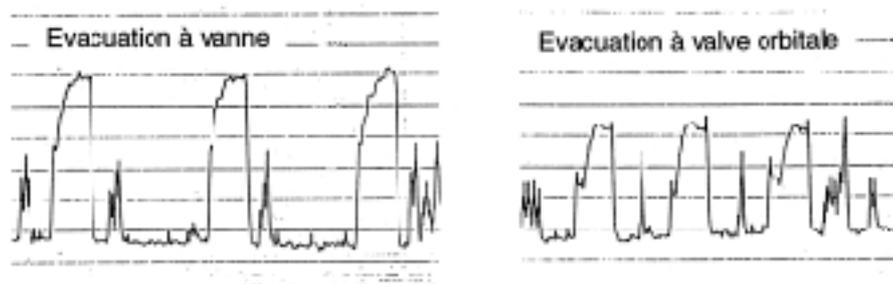


Figure 20 : Bruit d'évacuation sanitaire à vide équipée de valve orbitale. (a) et de vanne à déplacement latéral (b). Ecart des graduations (échelle verticale) : 5 dB.

Conclusions et développements futurs

Nous avons vu un choix de méthodes très diverses employées pour insonoriser les cabines d'avions, surtout en ce qui concerne la réduction de bruit des équipements intérieurs. Le souci principal dans le choix des méthodes et traitements acoustiques est d'obtenir non seulement des niveaux sonores aussi bas que possible en cabine et dans le poste de pilotage, mais aussi un environnement sonore agréable et uniforme. Bien qu'en aéronautique la tâche de l'acousticien soit souvent plus difficile que dans d'autres domaines techniques, vu les contraintes relatives au poids et au choix des matériaux, il est possible d'obtenir une situation très confortable.

Jusqu'à présent, ce sont presque exclusivement des méthodes "passives" qui ont été appliquées dans les avions à réaction (sauf pour réduire le bruit et les vibrations des moteurs montés à l'arrière), car les sources prépondérantes (couche limite, jet, conditionnement d'air) sont de caractère large-bande et ont un contenu élevé en hautes fréquences, tandis que le contrôle actif est mieux adapté aux bruits de nature tonale à basse fréquence, comme le bruit d'hélice, qui est réduit avec succès par des méthodes actives.

En plus, les vastes cabines des avions de transport nécessiteraient un système très complexe de contrôle avec un grand nombre de capteurs et d'actuateurs, ce qui n'est pas forcément justifié par le gain en confort attendu. Il est pourtant possible que dans l'avenir, quand des systèmes plus élaborés seront disponibles sur le marché, des méthodes de contrôle actif soient employées pour améliorer encore l'environnement acoustique dans les cabines d'avions à réaction.

Références bibliographiques

- [1] E. J. Richards and D. J. Mead, *Noise and Acoustic Fatigue in Aeronautics*, John Wiley & Sons, London, New York, Sydney 1968.
- [2] ESDU 75 021, *Engineering Sciences Data Unit*, London 1985.
- [3] T. G. Sofrin : *Aircraft Turbomachinery Noise, Fan Noise. Course in the Fluid Dynamics of Turbomachinery*, Iowa State University, Ames, Iowa, 1973.
- [4] M. Heckl, H. A. Müller, *Taschenbuch der Technischen Akustik*, Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, New York, 1994.
- [5] E. Zwicker, H. Fastl, *Psychoacoustics - Facts and Models*; Springer Verlag Berlin, Heidelberg, New York, 1990.