

# Le bruit aérodynamique des avions Airbus : état de l'art et programmes de recherche

**Hugues Remy,**  
AEROSPATIALE,  
Service Acoustique,  
A/BTE/EG/PERF-AC,  
316, route de Bayonne,  
31060 Toulouse Cedex 03,  
Tél. : 05 61 93 95 65,  
Fax. : 05 61 93 99 80

*L'importante réduction du bruit des moteurs réalisée au cours des vingt dernières années a eu pour conséquence de faire émerger le bruit aérodynamique des avions modernes de transport subsonique. Cette source sonore a pris une part prépondérante dans le niveau de bruit total perçu au sol en configuration d'approche.*

*AÉROSPATIALE s'y intéresse depuis de nombreuses années et dispose d'une base complète de mesure du bruit aérodynamique par essais en vol des avions de la gamme AIRBUS. Le principe de ces essais en vol ainsi que quelques résultats sont exposés dans ce document. Par ailleurs, le double objectif visé, d'une part la modélisation des sources de bruit aérodynamique pour affiner leur prédiction, et d'autre part la réduction de leur niveau sonore, a amené AÉROSPATIALE à engager depuis quelques années un programme de recherche basé sur des essais en soufflerie anéchoïque. Les principales expériences menées jusqu'à ce jour avec des maquettes ou des éléments d'avion à l'échelle "un", sont présentées avec les premiers résultats obtenus.*

*The important engine noise reduction performed during the last twenty years has led to the increase of the airframe noise relative contribution to the total noise of modern subsonic aircraft, perceived on ground in approach configuration.*

*AEROSPATIALE has worked on this noise source since a few years and disposes of a complete data basis of measured airframe noise issued from flight tests of AIRBUS family aircraft. The way these flight tests have been performed and some of the results obtained are given hereafter. The objectives of aerodynamic noise sources modelling for a more accurate prediction, and of noise level decrease, has led AEROSPATIALE to launch a research program based on anechoic wind tunnel testings. The most important experiments performed up to day with complete model or full scale parts of aircraft, are detailed with the first corresponding results.*

**L**e niveau sonore des avions a été considérablement réduit au cours des 20 dernières années. Les travaux se sont essentiellement concentrés durant cette période sur le bruit des moteurs avec, en particulier pour les turbo-réacteurs, la diminution du bruit de soufflante et du bruit de jet. La réduction du bruit moteur a eu pour conséquence de faire émerger le bruit aérodynamique de la cellule. Il apparaît notamment que celui-ci est devenu la source de bruit prépondérante en phase d'approche pour certains avions de la gamme Airbus (voir la planche 1 qui présente des champs sonores en unité de gêne acoustique TPNdB). La compréhension des phénomènes physiques qui régissent le bruit aérodynamique est donc devenue primordiale dans la perspective de pouvoir prédire et réduire le bruit des futurs avions notamment celui d'un gros porteur.

Aérospatiale collecte des informations sur cette source sonore depuis une vingtaine d'années grâce à la réalisation d'essais en vol spécifiques dont le principe est décrit ci-après. Un programme de recherche basé sur des essais en soufflerie anéchoïque sur maquettes ou éléments à l'échelle "un" a été lancé depuis deux ans avec l'appui initial d'Airbus Industries et plus récemment du STPA. Les diverses expériences menées jusqu'à présent ont été réalisées par l'ONERA, l'École Centrale de Lyon et le DLR en étroite collaboration avec Aérospatiale. Un descriptif des essais est donné dans ce document. Il s'accompagne des principaux résultats déjà obtenus.

Ce document n'a pas pour objectif de décrire les phénomènes de génération du bruit aérodynamique. On pourra se

référer sur ce sujet à une publication de D. Crighton [1], qui détaille les divers mécanismes rencontrés dans le domaine aéronautique.

## Généralités

Les niveaux de certification acoustique d'une version d'avion dérivée d'un modèle déjà certifié par essais en vol, peuvent être obtenus par calcul si l'impact acoustique des modifications est parfaitement identifié et quantifiable.

La méthode utilisée consiste à projeter en condition de vol le bruit du moteur mesuré au banc. Pour la condition d'approche, il est nécessaire de calculer également le bruit aérodynamique généré par l'avion. La prévision de ce bruit est obtenue grâce à une méthode semi-empirique, ajustée au préalable pour chaque modèle d'avion à partir d'essais en vol spécifiques.

Cette méthode, issue des travaux de Fink [2], permet le calcul du bruit aérodynamique généré par chacune des sources principales de l'avion, telles que la voilure, l'empennage, les hypersustentateurs ou le train d'atterrissage (voir la planche 2b).

La fiabilité de cette méthode, qui repose actuellement sur des essais en vol, n'est pas toujours suffisante pour calculer les niveaux de bruit de projets futurs avec une grande précision. Les programmes de recherche en cours basés sur des essais soufflerie doivent permettre d'améliorer ce résultat.

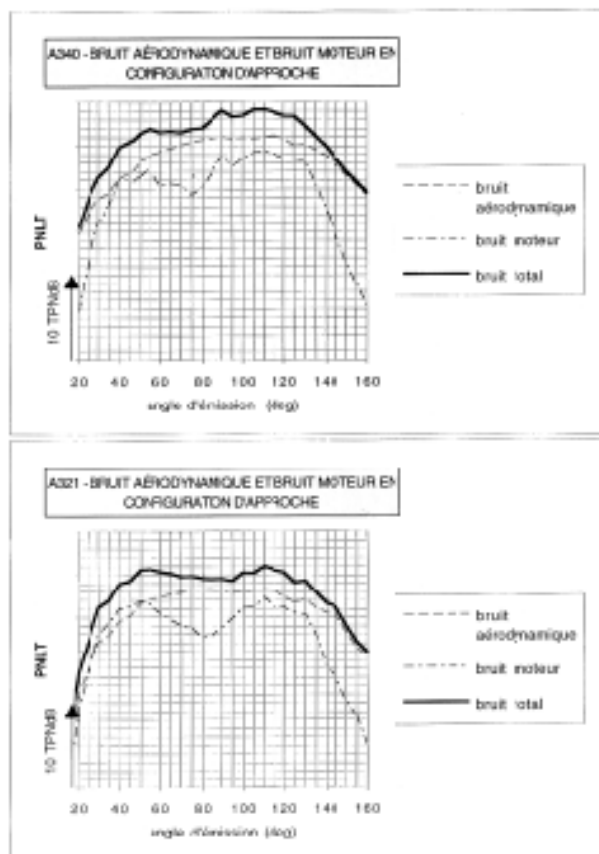


Planche 1 : Comparaison A321 et A340.

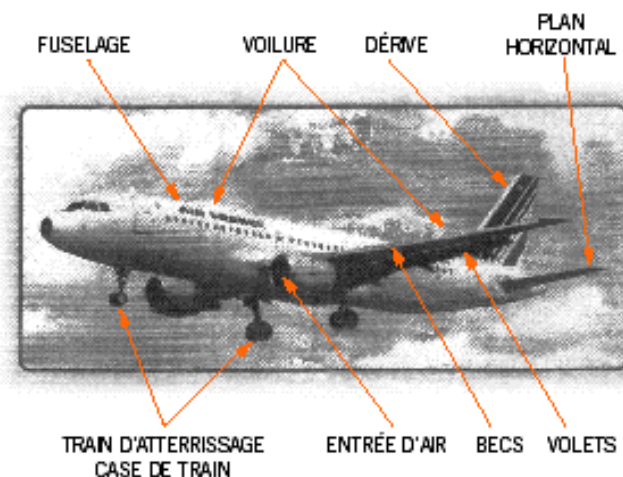


Planche 2a : Bruit aérodynamique, principe des essais.

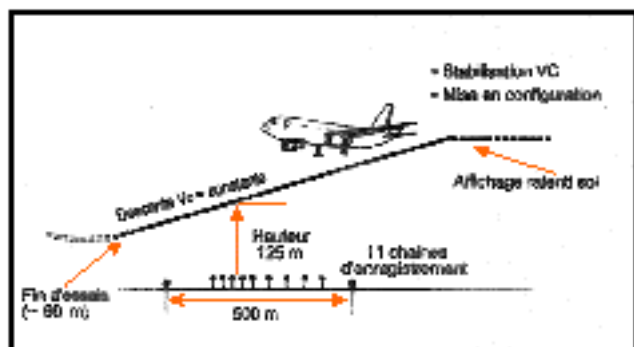


Planche 2b : Les sources de bruit aérodynamiques.

## Mesure de bruit aérodynamique par essais en vol

Des mesures du bruit aérodynamique par essais en vol ont été réalisées pour l'ensemble de la gamme AIRBUS. Le principe de ces essais ainsi que quelques résultats sont présentés dans ce chapitre.

### Principe des mesures

Pour les mesures de bruit aérodynamique, une ligne d'une dizaine de microphones est placée au sol dans l'axe de survol de l'avion.

Le principe des essais est le suivant (voir la planche 2a) :

- l'avion effectue un palier horizontal pour stabiliser sa vitesse et se mettre dans la configuration choisie ;
- à l'entrée de la base de mesure le régime moteur est ramené au ralenti sol ;
- l'avion survole en descente à pente et à  $V_c$  constantes les chaînes d'enregistrement du bruit de façon à passer à une altitude d'environ 600 ft au-dessus du point de mesure central ;
- l'avion effectue une remise des gaz dès qu'il atteint l'altitude minimale fixée à 60 m.

Différentes configurations de l'avion sont testées afin de permettre l'extraction du bruit des différentes sources et d'évaluer l'impact sur le niveau sonore de paramètres tels que la vitesse avion ou l'angle de braquage des hypersustentateurs. Chaque configuration est doublée pour des raisons de reproductibilité.

### Exploitation des mesures de bruit aérodynamique

Le but recherché est d'obtenir pour chaque type d'essai des répartitions spectrales (analyses tiers d'octave de 50 Hz à 10 000 Hz) et des champs sonores : niveaux de pression acoustique moyens en fonction de l'angle d'émission (angle entre l'axe avion et le rayon sonore).

Les mesures sont synchronisées avec les paramètres trajectographiques de l'avion. Elles sont ensuite transposées dans des conditions météorologiques de référence (on choisit en général les conditions de type certification ISA +10 °C, humidité relative = 70 %, Pression = 10 1 325 Pa).

On effectue enfin leur projection, spectre par spectre, sur une trajectoire de référence, définie par une pente de descente, une vitesse avion et une altitude de passage au-dessus du point de mesure, tout en conservant l'angle d'émission mesuré. Cette transposition permet de ramener les différentes mesures dans des conditions d'émission identiques et conduit à des mesures comparables dites "normalisées". Ainsi les mesures des différents microphones pour une même configuration avion constituent un échantillon statistique suffisant à l'établissement de valeurs moyennes.

Bien que les essais aient été réalisés avec le moteur au régime "ralenti sol", son niveau n'est pas négligeable et il est nécessaire de corriger les spectres en éliminant la contribution du bruit moteur. Celle-ci est calculée à partir des mesures statiques obtenues au banc moteur.

### Présentation de quelques résultats

Une comparaison des champs sonores obtenus pour différentes configurations de l'avion est donnée sur la planche 3 (unité OASPL = niveau global linéaire intégré sur 50-10 000 Hz). On peut observer que les effets des différentes sources ou paramètres physiques testés, sont presque constants dans une zone angulaire relativement large autour du bruit maximum. On remarque aussi que les directivités sont peu marquées.

Les résultats montrent généralement que les sources principales sont le train d'atterrissage, les becs et volets hypersustentateurs. La hiérarchie entre ces sources peut varier d'un modèle d'avion à un autre.

### Mesure de bruit aérodynamique en soufflerie anéchoïque

AEROSPATIALE participe depuis deux ans à un programme de recherche basé sur des essais en soufflerie afin de mieux comprendre les phénomènes de génération du bruit aérodynamique et de localiser les sources prépondérantes. Le double objectif final est

d'une part de modéliser les sources pour affiner le code de prédiction et d'autre part de rechercher des solutions pour réduire leur niveau.

Avant de décrire les expériences mises en œuvre et d'exposer les principaux résultats, nous rappelons brièvement les avantages et inconvénients de ce type d'essais.

### Avantages et inconvénients

Les principaux avantages que l'on peut tirer de mesures du bruit aérodynamique en soufflerie sont les suivants :

- coût relativement faible par rapport à des essais en vol ;
- reproductibilité des essais et contrôle précis des conditions d'essais ;
- conditions d'essais stables permettant une intégration des mesures sur un temps suffisamment long pour considérer que les signaux acoustiques sont stationnaires ;
- suppression des réflexions sol et de l'effet Doppler ;
- flexibilité : modification rapide des configurations d'essais (maquette et vitesse d'écoulement) ;
- essai de solutions sommaires de réduction du bruit moins coûteuses qu'avec du matériel avionnable.

Cependant un certain nombre de contraintes rendent difficiles la réalisation et l'interprétation de tels essais :

- le bruit de fond de la soufflerie doit être au moins 5 dB en dessous du bruit généré par la maquette testée ;
- l'anéchoïcité de la soufflerie doit assurer la condition de mesure en champ libre ;
- les micros doivent être installés au moins à 2 fois la grandeur maximale caractéristique du modèle pour considérer que la mesure est réalisée en champ lointain ; cette condition nécessite l'utilisation de veines ouvertes dans des locaux de grande taille ;
- le flux d'air doit être de bonne qualité : uniformité et faible taux de turbulence ;
- les paramètres adimensionnels de similarité aéro-acoustique doivent être proches de ceux du vol ce qui est vrai pour le nombre de Mach mais rarement vérifié pour le nombre de Reynolds ;
- la conservation du nombre de Strouhal fait intervenir un facteur multiplicatif sur l'échelle des fréquences à mesurer dans la soufflerie, égal à l'inverse de l'échelle maquette. Ainsi une fréquence de 10 kHz à l'échelle "un" correspond à 100 kHz sur une maquette à l'échelle 1/10. Cette transposition rend les mesures difficiles compte tenu des fortes atténuations de l'air et de la mauvaise courbe de réponse des microphones pour ces fréquences élevées ;
- les ondes acoustiques subissent des effets de convection dans le flux d'air et de réfraction au passage à travers la zone de mélange turbulente, qu'il est nécessaire de corriger.

### Essai maquette A321 à l'échelle 1/11 dans Cepra 19

Des mesures de bruit aérodynamique d'une maquette d'AIRBUS A321 à l'échelle 1/11 ont été réalisées par l'ONERA dans la soufflerie anéchoïque CEPRA 19 du Cepra à Saclay. Les objectifs principaux de cette étude étaient de mesurer le bruit rayonné en champ lointain et de localiser les sources de bruit principales.

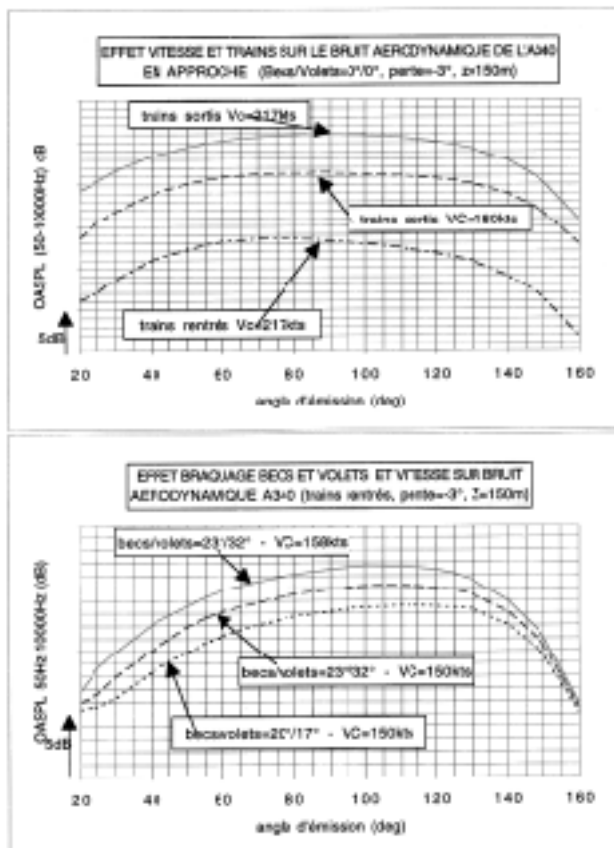


Planche 3 : Comparaison de différentes configuration de l'avion.

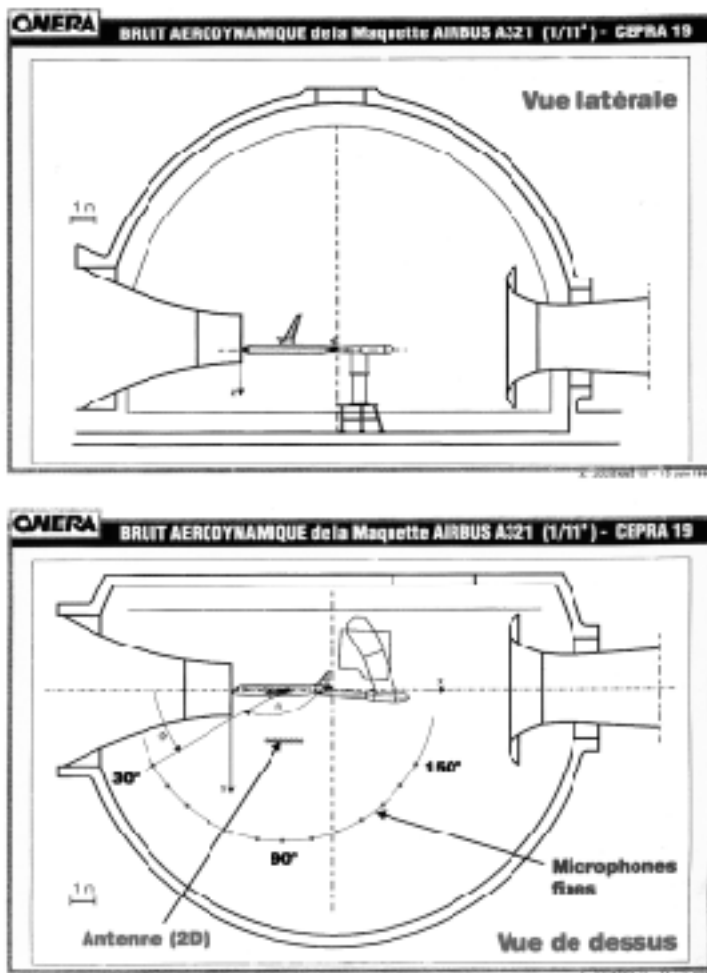


Planche 4 : Bruit aérodynamique de la maquette A321.

#### Description des essais

La planche 4 présente un schéma de l'installation d'essai. La maquette a été montée avec la voilure verticale de manière à permettre les mesures en champ lointain latéralement pour simuler une condition d'approche. La vitesse d'approche de référence d'un A321 est d'environ 70 m/s à 80 m/s. Afin de pouvoir atteindre cette vitesse dans Cebra 19, (on travaille à iso-vitesse entre le vol et la soufflerie), il a été nécessaire de réaliser les essais avec le convergent de diamètre 2 m, qui permet une vitesse maximale de 100 m/s (le convergent de diamètre 3m permettrait, à l'époque de ces essais, une vitesse maximale de 50 m/s seulement). Compte tenu de l'envergure de 3m de la maquette, il n'a donc été possible de monter qu'une seule aile sur le fuselage.

Les moyens mis en œuvre au cours de ces essais sont les suivants :

- 13 microphones fixes répartis le long d'un arc de cercle de 6 m de rayon centré sur un point "moyen" de la maquette ; la position des microphones a permis de mesurer le bruit en champ lointain en dehors du flux d'air pour des angles d'émission de 30° à 150° ;
- une antenne acoustique bidimensionnelle développée par l'ONERA pour la localisation des sources acoustiques [3] ;
- 70 capteurs montés affleurant à la paroi de la voilure pour les mesures de pression instationnaire sur la maquette. Ces mesures de pression avaient pour objectif

d'étudier les écoulements le long de la voilure et de réaliser des corrélations champ proche/champ lointain ; une technique cohérente à 3 capteurs, 2 capteurs sur la maquette et 1 capteur en champ lointain, permet de déterminer en champ lointain le bruit provenant des points de la maquette qui ont été instrumentés.

#### Présentation de quelques résultats

De nombreuses configurations maquette ont été testées sur une plage de vitesse de 40 m/s à 100 m/s.

##### • Mesures de bruit en champ lointain :

Les mesures en champ lointain ont permis de hiérarchiser les différentes sources de bruit et de mettre en évidence les effets sur le bruit rayonné de paramètres tels que l'angle de braquage des becs et volets ou la vitesse du flux d'air.

Les planches 5 et 6 présentent respectivement les spectres et directivités obtenus pour certaines des configurations de la maquette testée. On peut observer que le bruit obtenu avec les becs et volets braqués émerge largement du bruit de fond de la soufflerie et s'accroît avec l'augmentation de l'angle de braquage. Par contre le bruit obtenu avec la voilure lisse n'est pas suffisamment important par rapport au bruit de fond pour être exploitable.

Les mesures ont été analysées par bandes de tiers d'octave de 200 Hz à 80 000 Hz.

Cependant seules les fréquences au-delà de 500 Hz sont intéressantes. Cette limite correspond en effet à une fréquence d'environ 50 Hz à l'échelle "un" compte tenu du facteur d'échelle. Certaines analyses fines ont également été réalisées de manière à déterminer, le cas échéant, la fréquence des sons purs générés par la maquette.

La loi de variation de l'intensité acoustique avec la vitesse du flux d'air a été déterminée et l'on retrouve une loi proche de V5 pour le bruit des volets et une loi proche de V6 pour le bruit du train d'atterrissage.

##### • Localisation des sources de bruit :

Le système de localisation développé pour cette étude utilise un réseau bidimensionnel focalisé. Il permet de localiser les sources dans la bande de fréquences de 1 kHz à 10 kHz à l'échelle maquette avec une résolution spatiale de 50 cm à 1 kHz et de 10 cm à 10 kHz. La précision de la localisation a été calibrée avec une source électro-acoustique. Elle est de l'ordre de quelques centimètres. L'antenne de 39 microphones répartis sur deux bras d'une longueur de 1,4 m, a été placée à 2 m de la maquette en dehors du flux d'air (voir la planche 7). Elle a permis de scruter une surface intégrant entièrement le modèle testé. Le système permet d'obtenir en temps réel une image bidimensionnelle pour une fréquence discrète donnée. Une image moyenne associée à une bande de fréquences peut être calculée par un traitement en temps différé. Les images calculées ne donnent pas le niveau absolu de

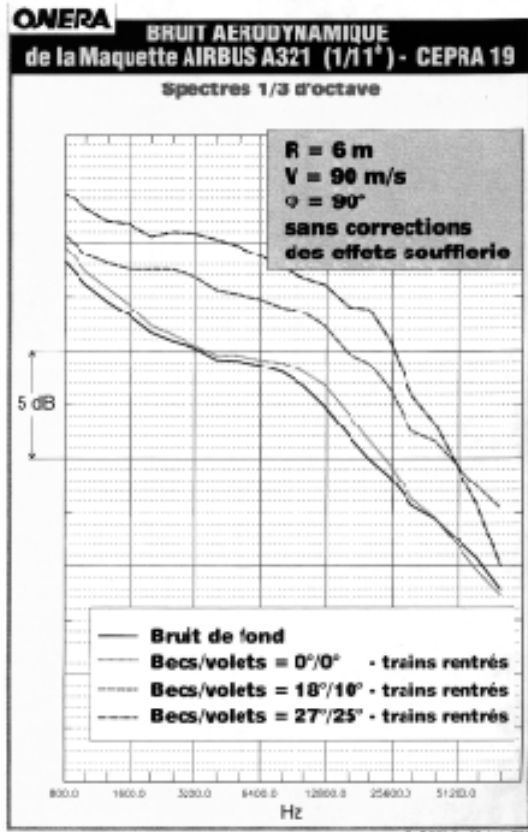


Planche 5.

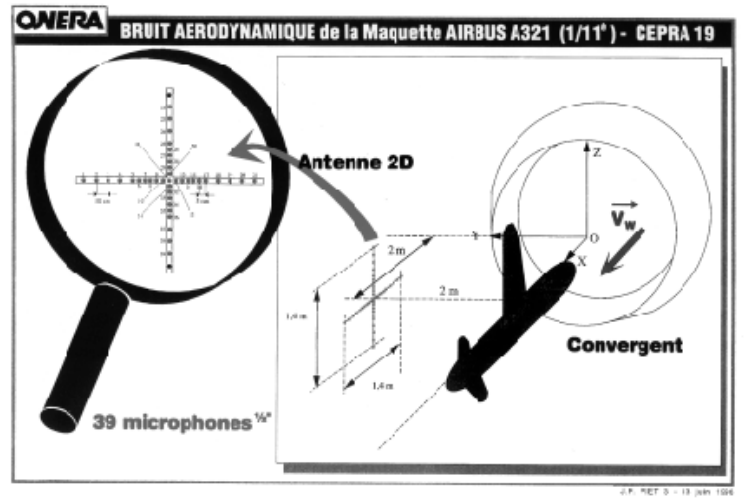


Planche 7.

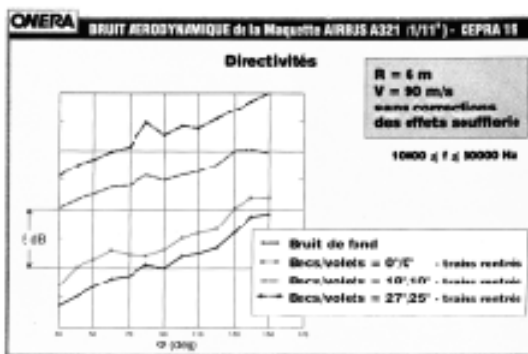
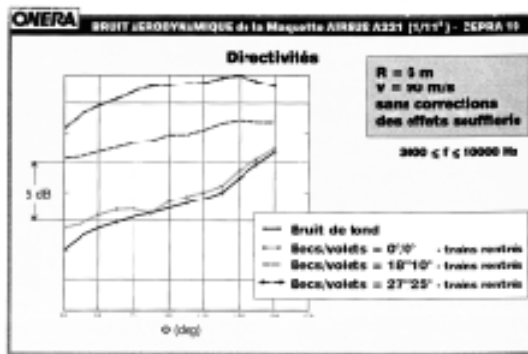


Planche 6.

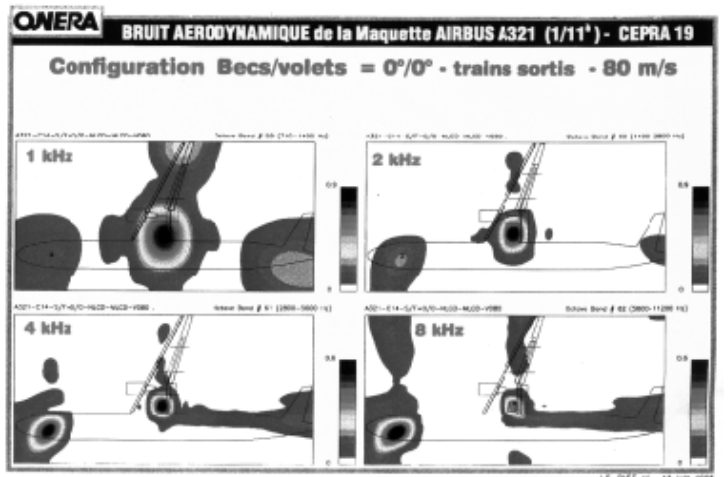
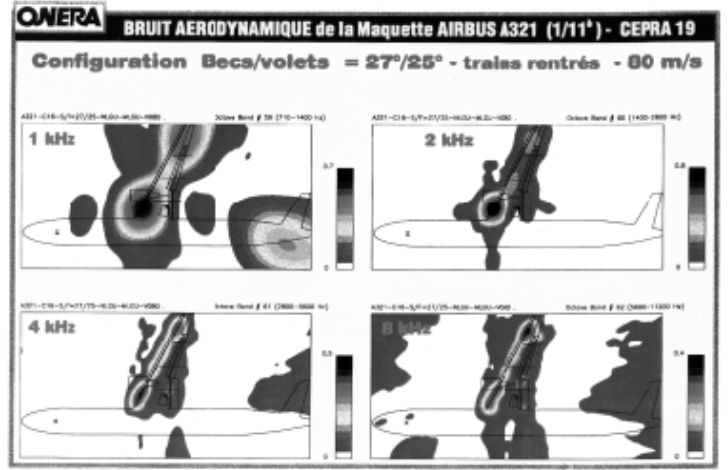


Planche 8.

chaque source de la maquette. Elles fournissent pour un point de focalisation donné, le niveau de cohérence entre le bruit mesuré par l'antenne et ce que l'on obtiendrait en plaçant un monopole acoustique en ce point (10 000 points de focalisation par image). Une cohérence de 1 correspondrait donc au cas extrême d'une seule source ponctuelle sur la maquette.

Les résultats obtenus sont très intéressants et ont permis de bien localiser les sources. La planche 8 montre les images par bande d'octave pour deux configurations maquette différentes : l'une avec les becs et volets braqués, l'autre avec les trains sortis. On remarque que les sources sont plus ou moins étendues en fonction de la fréquence.

### Essai train A320 à l'échelle "un"

Des mesures du bruit aérodynamique généré par un train principal d'AIRBUS A320 à l'échelle "un" ont été réalisées par le DLR dans la soufflerie germano-hollandaise du DNW. Les objectifs principaux de cette étude étaient de mesurer le bruit rayonné en champ lointain et d'évaluer les réductions potentielles du niveau résultant de l'installation de carénages sur les différents éléments constitutifs du train.

#### Description des essais

La soufflerie anéchoïque du DNW a une veine rectangulaire ouverte de 6 m x 8 m et permet de tester des vitesses d'écoulement allant jusqu'à 78 m/s. La planche 9a présente un schéma de l'installation d'essai. Le train d'atterrissage a été fixé perpendiculairement sur une plaque simulant l'intrados voilure de manière à reproduire les conditions d'écoulements d'un vol réel. Le bord de fuite de

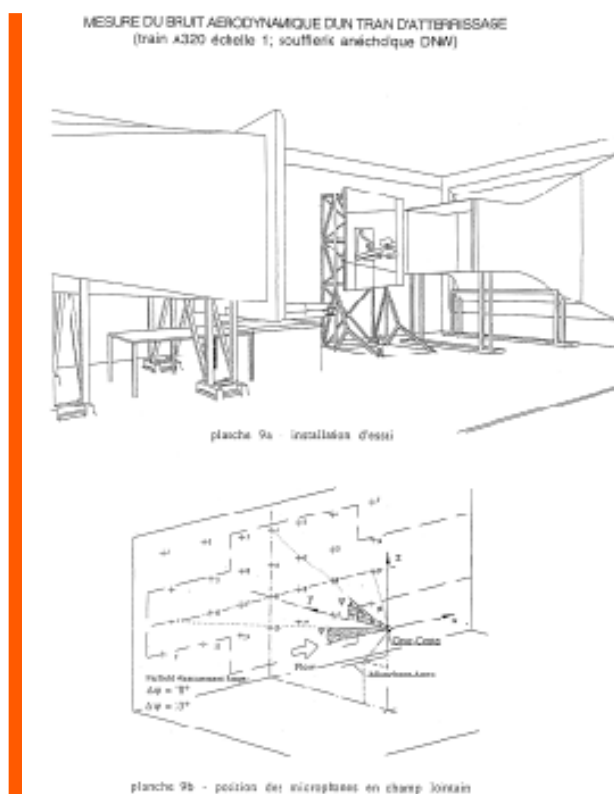
la plaque a une forme en dents de scie de manière à réduire son rayonnement acoustique. La cavité du train d'atterrissage n'a pu être reproduite entièrement par manque de place. Seule une petite cavité dont l'ouverture correspond à la forme de la trappe pantalon fixée sur la jambe de train a pu être réalisée.

Les mesures de bruit en champ lointain ont été effectuées à l'aide de 4 lignes de 11 microphones chacune. Ces microphones ont été installés sur le mur de la soufflerie situé latéralement à environ 18 m du centre des roues (voir la planche 9b). La directivité du bruit rayonné a pu être ainsi étudiée pour des angles d'émission de  $51^\circ$  à  $129^\circ$  et pour des angles azimutaux de  $-11^\circ$  à  $22^\circ$ .

#### Présentation de quelques résultats

La planche 10 reproduit des spectres de bruit mesurés en champ lointain pour le train dans sa configuration opérationnelle et les compare avec le bruit de fond de la soufflerie. On observe que le bruit du train émerge suffisamment du bruit de fond à partir des fréquences supérieures à 100 Hz.

La comparaison des niveaux de bruit et des spectres obtenus pour un train à quatre roues (bogie) et un train à deux roues (diabolo), montre que les écarts sont faibles (voir la planche 11a). Le bruit d'interaction du sillage des roues amont sur les roues aval ne semble donc pas être une source de bruit prédominante pour le train dans sa configuration opérationnelle. Il faut noter toutefois que les roues du bogie avaient un diamètre inférieur de 20 % et une largeur inférieure de 30 % aux valeurs respectives du diabolo.



Planches 9a et 9b : Installation d'essai et position des micros.

MESURE DU BRUIT AÉRODYNAMIQUE D'UN TRAIN D'ATTERRISSEGE  
(train A320 échelle 1; soufflerie anéchoïque DNW)

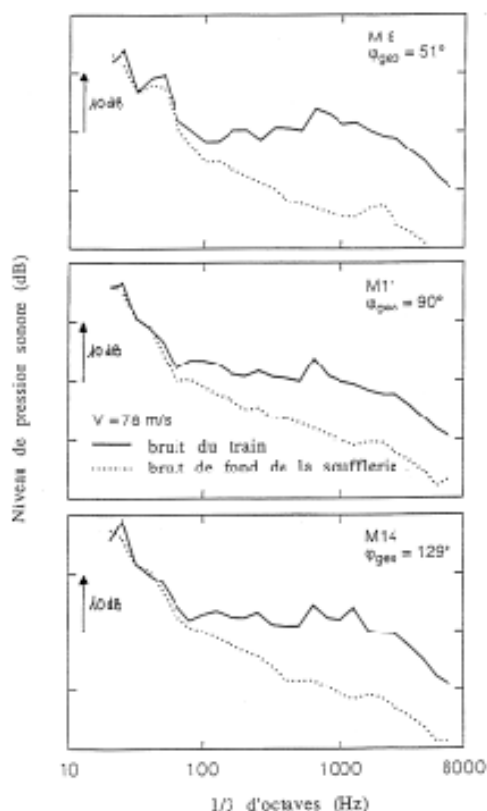
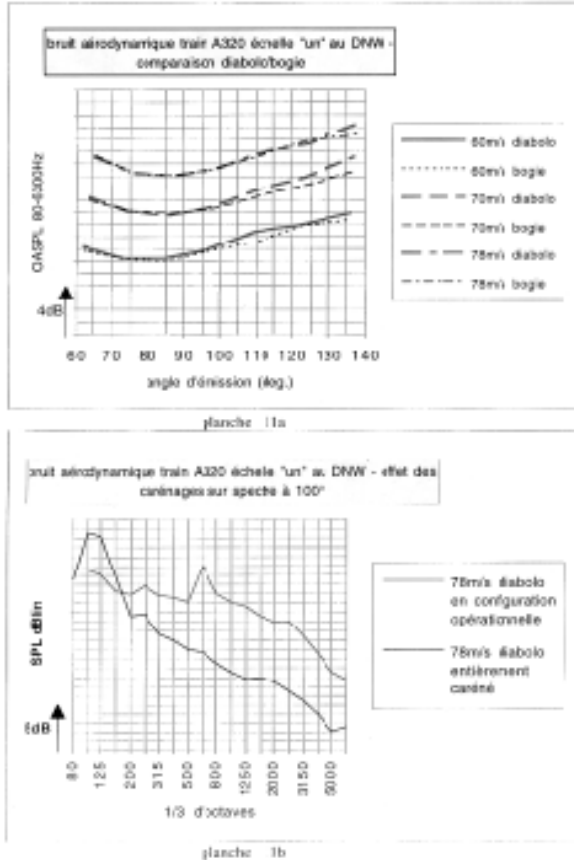
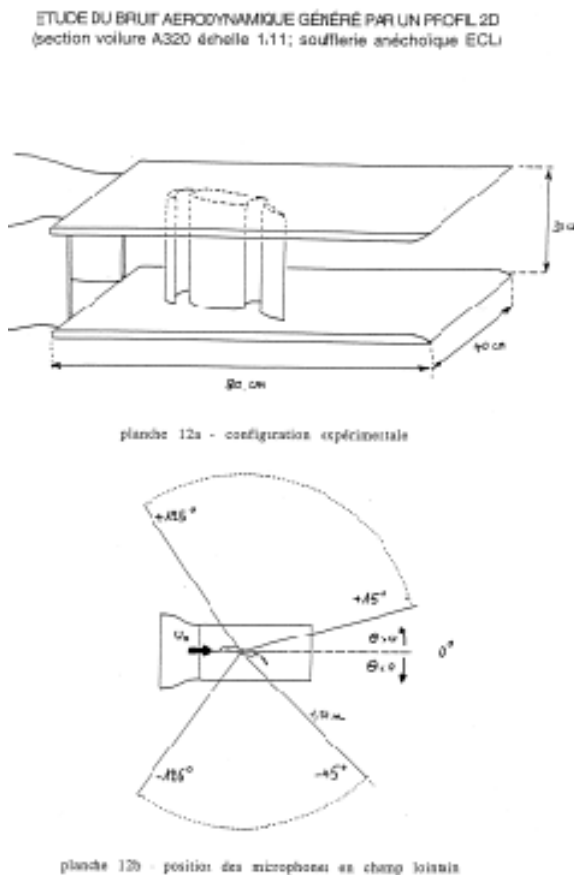


Planche 10 : Comparaison bruit du train/bruit de fond de la soufflerie.



Planches 11a et 11b.



Planches 12a et 12b.

Les carénages installés successivement sur les différents éléments constitutifs du train d'atterrissage ont permis de hiérarchiser la participation de chaque élément au bruit total rayonné en champ lointain.

La comparaison de la configuration opérationnelle avec une configuration entièrement carénée dite "silencieuse", montre un potentiel de réduction du bruit de 5 à 10 dB au-dessus de 500 Hz (voir la planche 11b). Il faut remarquer toutefois que l'avionnabilité des solutions techniques de réduction du bruit testées au cours de cette étude n'a pas été prise en compte.

### Étude du bruit rayonné par un profil bidimensionnel dans la soufflerie de l'ECL

Une étude sur le bruit aérodynamique rayonné par un profil bidimensionnel correspondant à une section de voilure d'AIRBUS A320 équipé de bec et volet, a été lancée depuis un an par le Laboratoire d'Acoustique de l'École Centrale de Lyon.

L'objectif de cette étude est double :

- réaliser les investigations expérimentales sur les écoulements turbulents et le rayonnement acoustique induit par l'ensemble bec/aile/volet ;
- comparer les résultats expérimentaux à ceux issus de modèles théoriques, dans le but de développer une méthode analytique de prédiction de la réponse acoustique d'un tel système.

#### Description des essais

La planche 12a présente un schéma de l'installation d'essai. Le profil à l'échelle 1/11<sup>e</sup> a été placé entre deux plaques horizontales en sortie d'une veine de 30 x 40 cm², qui délivre une vitesse d'écoulement maximale de 100 m/s. Trois configurations de braquage ont été testées : configuration lisse, configuration de décollage 18°/10° et configuration d'approche 27°/40°, pour six vitesses d'écoulement de 50 m/s à 100 m/s.

Les mesures effectuées au cours de cet essai sont les suivantes :

- mesures de pression acoustique en champ lointain autour du profil sur un cercle de 1,7 m de rayon (voir planche 12b) ;
- mesures de vitesse d'écoulement par une technique d'anémométrie à films chauds ;
- mesures de pression stationnaire en 40 points du profil ;
- mesures de pression instationnaire en 20 points du profil à l'aide d'un procédé original développé par le laboratoire d'acoustique d'ECL. Ce système déporté est constitué d'un tube capillaire sur lequel est monté un microphone miniature à effet électret. Cette technique a permis d'instrumenter des zones jusque-là inaccessibles par des techniques conventionnelles trop encombrantes, notamment au voisinage du bord de fuite.

Ces mesures en paroi ont nécessité l'implantation préalable d'un réseau de prises de pression incrustées dans les profils.

#### Présentation de quelques résultats

- Directivités : des analyses spectrales en bande fines de 500 Hz à 25 kHz ont été réalisées sur les mesures de pression acoustique en champ lointain. On peut déduire

de ces analyses les diagrammes de directivité et étudier l'évolution des spectres en fonction de l'angle et de la vitesse (voir planches 13a et 13b ; directivités en 13a du niveau global linéaire intégré de 500 Hz à 25 kHz). La comparaison des essais à différentes vitesses montre que la loi de variation de l'intensité acoustique en fonction de la vitesse est proche de  $V^5$ .

- Pressions en paroi : la pression statique moyenne relevée en 40 points de la maquette a permis de reconstituer les répartitions de charge sur le profil.

Pour localiser les sources et établir un lien de cause à effet entre ces sources et le bruit en champ lointain, une technique de spectre cohérent a été utilisée entre les capteurs de pression instationnaires implantés sur la maquette et trois microphones fixes en champ lointain. Par ailleurs dans le but de déterminer des vitesses de convection dans les couches limites au niveau du bord de fuite du volet, des corrélations ont été effectuées entre les capteurs situés sur le bord de fuite de l'aile et ceux situés sur le bord de fuite du volet.

## Synthèse et perspectives

L'amélioration des connaissances sur les phénomènes de génération du bruit aérodynamique, nécessite la réalisation d'essais en soufflerie anéchoïque sur maquette ou élément à l'échelle "un". Les divers objectifs visés, à savoir la modélisation et la réduction du bruit aérodynamique, justifient l'utilisation de souffleries complémentaires de taille et de coût d'utilisation différents.

Les premières études menées jusqu'à ce jour ont permis de localiser et hiérarchiser les sources de bruit.

Un travail de validation de l'ensemble des résultats obtenus par leur comparaison avec les mesures par essai en vol est en cours.

La planche 14 présente une comparaison des champs sonores et des spectres obtenus pour un essai en vol A321 et un essai à Cepra 19 avec la maquette A321 transposé en condition de vol réel à l'échelle "un". On peut observer que les niveaux sonores sont proches mais que les directivités sont différentes.

La transposition à l'échelle "un" des essais sur maquette donne donc des résultats intéressants. Il est toutefois nécessaire d'affiner cette méthode notamment en prenant en compte les paramètres aérodynamiques locaux.

La mesure des caractéristiques des écoulements turbulents autour des profils est donc une étape nécessaire pour comprendre et modéliser les mécanismes aéroacoustiques.

L'intérêt des premiers résultats obtenus amène à poursuivre et approfondir ces études basées sur des essais en soufflerie. En complémentarité du programme de recherche national déjà en cours, un programme européen est en train de se mettre en place.

ETUDE DU BRUIT AERODYNAMIQUE GÉNÉRÉ PAR UN PROFIL 2D  
(section voilure A320 échelle 1/11; soufflerie anéchoïque ECL)

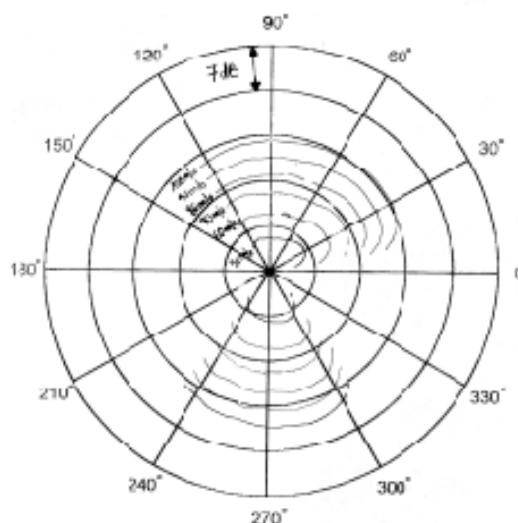


planche 13a - diagramme de directivité  
configuration d'atterrissage

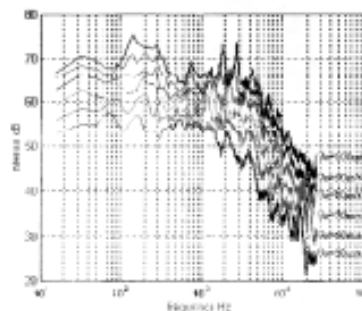


planche 13b - évolution des spectres en fonction de la vitesse  
configuration d'atterrissage ( $\Theta = -90^\circ$ )

Planches 13a et 13b.

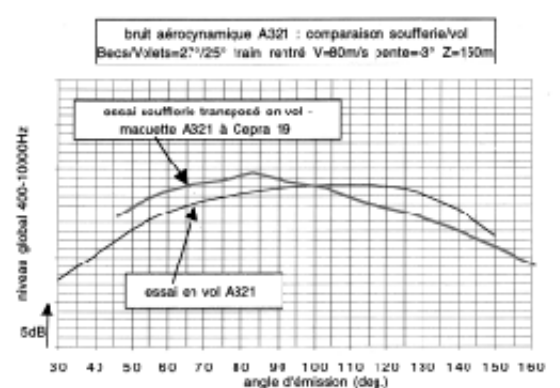


planche 14a

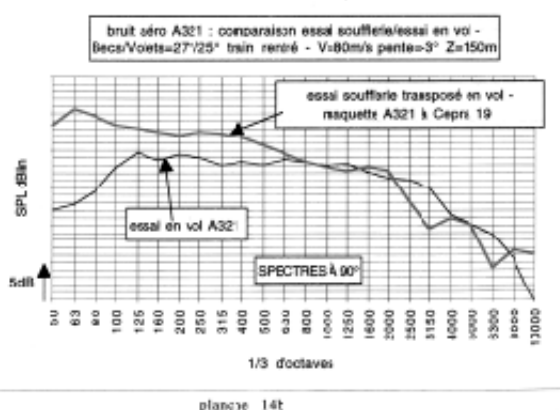


planche 14b

Planches 14a et 14b.

## Conclusion

Le bruit aérodynamique des avions subsoniques modernes a pris une part prépondérante dans le niveau perçu au sol en configuration d'approche. Une réduction significative du bruit pendant la phase d'atterrissage passe donc obligatoirement par une réduction de cette source sonore. AEROSPATIALE participe donc activement aux divers programmes de recherche lancés en France et en Europe depuis quelques années sur la modélisation et la réduction du bruit aérodynamique.

Les moyens mis en œuvre permettent d'espérer une amélioration rapide des connaissances dans ce domaine et d'agir sur la conception des parties de l'avion où se situent les principales sources de bruit aérodynamique (dispositifs hypersustentateurs et trains d'atterrissage). Les premiers résultats obtenus ont montré l'intérêt d'essais soufflerie pour la compréhension des phénomènes aéroacoustiques.

## Références bibliographiques

- [1] Crighton, David G. : Airframe Noise, Nasa 1258, Vol.1, Chapter 7, 1991
- [2] Fink, Martin R. : Airframe Noise Prediction Method, FAA-RD-77-29, Mar. 1977
- [3] Elias, George : Source localization with a two-dimensional focused array : optimal signal processing for a cross-shaped array, Inter-noise 95, Newport Beach, CA (USA), July 10-12 1995

## La vie de la SFA

### PRIX ET MÉDAILLES SFA 1997 RAPPEL

Les propositions de prix et de médailles doivent être adressées avant 1er septembre 1997 au :

**Président de la SFA,  
23 avenue Brunetière  
75017 PARIS**

par le (ou les) parrain(s) du récipiendaire (et non par le récipiendaire lui-même).

Le dossier doit être le plus complet possible afin de permettre une comparaison la plus objective possible des candidats. Il doit comporter :

- une lettre de motivation de chaque parrain
- un CV détaillé (2 pages max.)
- une liste des travaux et publications

La liste des prix et Médailles est la suivante :

- Médaille étrangère
- Médaille française
- Prix Chavasse
- Prix Yves Rocard
- Prix Thomson-Sintra
- Prix Philips
- Prix Canac