

Aeroacoustics of Engine Installation on Military Air Vehicles

(STO-TR-AVT-233)

Executive Summary

Noise is not only a problem with civil aviation but in the military sector as well. Jet propelled agile (unmanned) air vehicles generate particularly intense noise during operation. This is a problem in peace times due to annoyance of the community during necessary training/test flights, and in wartimes because of the risk of an early acoustic detection of the aircraft by the enemy. The particular details of engine integration on such vehicles can easily result in either a noisy or a quiet aircraft. However, today, noise is not part of the design process, but comes as a somewhat problematic by-product when the configuration has been fixed. The potential for an acoustically designed engine integration and corresponding beneficial acoustic installation effects is not exploited. The problem here is that – as opposed to more classical design disciplines – noise prediction is less developed. The applicability of acoustic prediction methods for low noise vehicle design is unclear, and so is their status of validation.

The purpose of AVT-233 was to help identify and then validate appropriate acoustic prediction methods as a basis for low noise military aircraft design with a focus on acoustic shielding of engine noise. This group of world experts in aeroacoustic prediction and testing from industry, research organizations and academia took this challenge and developed a structured approach toward progress in this area of concern.

In order to establish a fundamental aeroacoustic shielding database for validation of acoustic prediction codes of partners, a set of related aeroacoustic shielding tests was planned and executed in four different wind tunnels for three different geometries of increasing complexity to cover all relevant prediction scenarios. An exceptional aeroacoustic database of shielding problems has thus been established in AVT-233. Generic 2D diffraction (NACA0012), diffraction by a convex, sharp edged (SACCON) and a generally convex-concave shaped, sharp and round edged (HWB) configuration were all measured successfully. In preparation of these campaigns two aeroacoustic pulse test sources were developed and successfully used in the shielding experiments, one of which is nonintrusive and therefore neither disturbing the flow field nor the sound field. The repeatability of the source events turned out to be very good. The laser-based pulse source was successfully used in all four wind tunnels (open and closed section). A cross validation of the measurements over the AWB, F2 and QFF showed an excellent reproducibility of test results, slightly better than expected (deviations of about 1 dB). The various simulation approaches were validated against the measured data; simulation results were also successfully compared mutually from code to code. The use of high-fidelity numerical simulations helped to assess the step by step neglect of physical effects such as shear layer refraction, potential flow gradients and the flow itself. The overall outcome of these studies showed that for the majority of problems at low speed a uniform flow assumption or even complete neglect of the flow is acceptable. This study opened the door for justifying the use of some low- to mid-fidelity prediction approaches to the full scale aircraft shielding problem.

In conclusion, all main objectives of AVT-233 were accomplished. Validated tools have been established with which to take the next logical step toward full simulation of actual low noise design modifications on realistic NATO military air vehicles.

Aéroacoustique de l'installation des moteurs dans les véhicules militaires aériens (STO-TR-AVT-233)

Synthèse

Le bruit n'est pas seulement un problème dans l'aviation civile, mais également dans le domaine militaire. Les véhicules aériens à réaction et agiles (sans pilote) produisent un bruit particulièrement intense en fonctionnement. Cela représente un problème en temps de paix, à cause des nuisances pour la population pendant les vols nécessaires à l'entraînement et aux essais, et en temps de guerre, en raison du risque de détection acoustique précoce de l'aéronef par l'ennemi. Les détails particuliers d'intégration du moteur dans ces véhicules peuvent facilement aboutir soit à un aéronef bruyant soit à un aéronef silencieux. Cependant, le bruit n'est actuellement pas pris en compte dans le processus de conception, mais constitue un sous-produit quelque peu problématique une fois la configuration établie. Le potentiel d'intégration d'un moteur conçu sur le plan acoustique et des effets bénéfiques de son installation n'est pas exploité. En l'occurrence, le problème est que la prédiction du bruit est moins développée que d'autres disciplines classiques de la conception. L'applicabilité des méthodes de prédiction acoustique à la conception de véhicules peu bruyants est floue, tout comme leur état de validation.

L'objet de l'AVT-233 était d'aider à identifier, puis valider, des méthodes de prédiction acoustique appropriées, afin de concevoir des aéronefs militaires peu bruyants en se concentrant sur la mise en place d'une protection acoustique atténuant le bruit du moteur. Ce groupe d'experts mondiaux en prédiction et essais aéroacoustiques, issus de l'industrie, d'organismes de recherche et du monde universitaire, a relevé le défi et élaboré une démarche structurée de progression dans ce domaine.

Afin d'établir une base de données fondamentales de la protection aéroacoustique servant à valider les codes de prédiction acoustique des partenaires, un ensemble correspondant d'essais de protection aéroacoustique a été planifié et exécuté dans quatre souffleries pour trois géométries d'une complexité croissante, dans le but de couvrir tous les scénarios de prédiction pertinents. Une base de données aéroacoustiques exceptionnelle des problèmes de protection a ainsi été créée par l'AVT-233. La diffraction générale en deux dimensions (NACA0012), la diffraction par un objet convexe à bords acérés (SACCON) et une configuration d'objet de forme généralement convexe-concave, à bords acérés et arrondis (HWB), ont toutes été mesurées avec succès. En préparation de ces campagnes, deux sources d'essai d'impulsions aéroacoustiques ont été mises au point et utilisées avec succès pendant les expériences de protection, l'une d'entre elles étant non intrusive et donc n'induisant aucune perturbation du champ d'écoulement ou du champ sonore. La répétabilité des événements avec les sources s'est révélée très bonne. La source d'impulsions laser a été utilisée avec succès dans les quatre souffleries (section ouverte et fermée). Une contre-validation des mesures dans les installations AWB, F2 et QFF a démontré une excellente reproductibilité des résultats d'essai, légèrement meilleure qu'espérée (écarts d'environ 1 dB). Les diverses démarches de simulation ont été validées au regard des données mesurées ; les résultats de simulation ont également été comparés entre eux, de code à code. L'utilisation de simulations numériques très fidèles a aidé à évaluer la négligence des effets physiques étape par étape, tels que la réfraction dans la zone de cisaillement, les gradients d'écoulement potentiels et l'écoulement lui-même. Dans l'ensemble, ces études ont montré que pour la majorité des problèmes à faible vitesse, il était admissible de partir d'une hypothèse d'écoulement uniforme, voire de négliger complètement l'écoulement. Cette étude a permis de justifier l'utilisation de quelques démarches, faiblement ou moyennement fidèles, de prédiction du problème de protection de l'aéronef en vraie grandeur.

En conclusion, tous les objectifs principaux de l'AVT-233 ont été atteints. Des outils validés ont été établis, qui permettent de passer à l'étape logique suivante, en vue de la simulation complète des modifications réelles apportées à la conception à faible bruit de véhicules militaires aériens et réalistes de l'OTAN.

