

# SYNTHESE DE LA JOURNEE SCIENTIFIQUE 3AF STRUCTURES ACTIVES (VIBRATIONS ET FORMES)

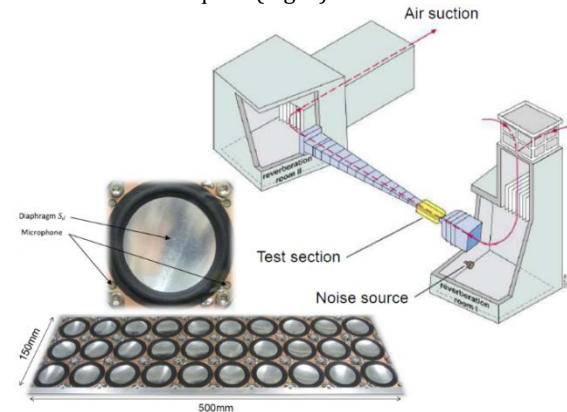
par Olivier Montagnier, Centre de Recherche de l'Ecole l'air, membre de la Commission technique Structures

**La journée « Structures actives (vibrations et formes) » organisée par la Commission Structures de la 3AF et le Département Matériaux et Structures de l'ONERA s'est tenue au centre ONERA Châtillon, le 19 juin 2019. Les huit présentations proposées par des acteurs industriels et académiques majeurs de l'aéronautique (Airbus, Ecole Centrale de Lyon, Dassault-Aviation, FEMTO, Fokker, Hutchinson, Onera, University of Bristol), ont réuni une centaine de participants.**

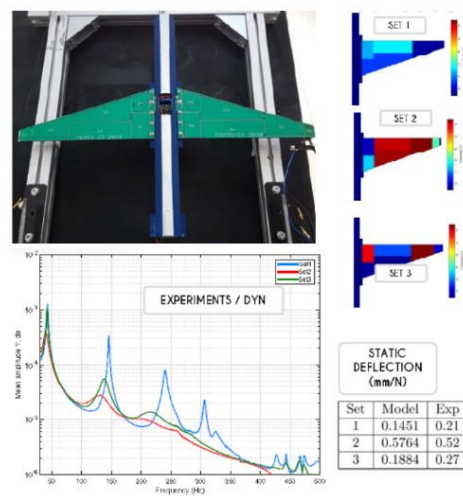
Les structures actives pour réduire les vibrations et déformer les structures ont fait l'objet de nombreuses recherches durant les dernières décennies et de multiples applications ont vu le jour dans les domaines de la mécanique, du génie civil, de l'énergie et des transports grâce à l'émergence de nouveaux matériaux utilisables dans la réalisation de capteurs et d'actionneurs adaptés et aux développements d'algorithmes efficaces et fiables de traitement en temps réel. L'objectif de la journée était de faire le point sur les structures actives dans le domaine aérospatial. En répondant notamment aux questions suivantes : Quels sont les freins à l'industrialisation des technologies de structures actives ? Quelles méthodologies de conception et d'architecture de systèmes à développer pour déformer les structures, réduire les vibrations et améliorer le confort acoustique par structures actives ?

Le premier exposé intitulé « Programmer les structures pour piloter leur comportement vibroacoustique » est décomposé en deux parties. La première, présentée par le DR. Manuel Collet (ECL/LTDS), concernait l'absorption des ondes acoustiques par des systèmes actifs. L'application concerne les nacelles. Communément, les parois acoustiques sont faites de matériaux perforés et de cavités. Ici, l'objectif est de réduire le bruit en contrôlant l'impédance acoustique du système. Techniquement, l'algorithme va agir sur le déplacement d'une série de haut-parleurs, la source étant enregistrée par de petits microphones placés à proximité. À ce stade, la preuve de concept est réalisée sur un panneau de 30 cellules (30 haut-parleurs et 100 microphones). Elle a démontré son efficacité dans une expérience menée en soufflerie au Netherland Aerospace Centre (NLR) (Fig. 1). Le système demande peu d'énergie et est très robuste. L'intégration de cette solution est soutenue par Safran dans le cadre du projet Européen ENOVAL. La suite concernait d'autres stratégies de contrôle des vibrations et ondes acoustiques, comme par exemple, des solutions passives à base de structures kirigamis (origamis découpés) auxétiques (coefficient de Poisson négatif). La seconde partie de l'exposé, présentée par le Pr. Morvan Ouisse (FEMTO-ST), concernait des structures dites « intelligentes ». Un exemple de contrôle en

raideur et en amortissement d'une structure par la température est proposé. Le principe est d'utiliser des matériaux polymères à mémoire de forme (SMP) dont le module et l'amortissement dépendent fortement de la température. Le concept est mis en évidence sur une voilure « académique » (Fig. 2).



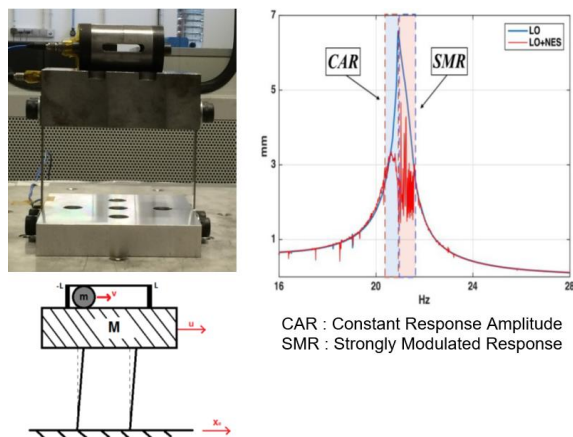
**Figure 1 : Essai en soufflerie d'un système actif d'absorbeur de bruit pour une application nacelle (crédits LTDS & NRL)**



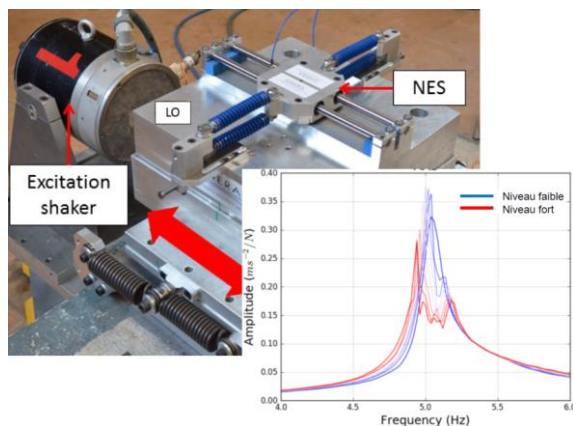
**Figure 2 : Contrôle de vibrations et de déformés grâce aux SMP (pour 3 cas de températures)**

La seconde présentation (Cyrille Stephan, Onera) concernait la réduction passive de vibrations par

différents types d'absorbeurs non-linéaires. Contrairement aux absorbeurs linéaires accordés sur un mode cible, les absorbeurs non-linéaires (NES) peuvent filtrer les vibrations d'un système mécanique sur une large bande de fréquence. Le premier système présenté est un absorbeur par vibro-impact (Fig. 3). Il consiste en une bille placée entre deux parois. Le comportement non linéaire lié aux chocs successifs est étudié par la méthode des multi-échelles. Il présente un comportement stable avant la fréquence propre (zone CAR) puis instable (zone SMR). Une seconde expérience est basée sur la présence d'une non-linéarité cubique (oscillateur de Duffing). Elle est issue du lien non linéaire entre le déplacement de la masse et l'allongement des ressorts (Fig. 4). Dans ce cas, l'atténuation du pic va dépendre de la force appliquée au système. Pour des forces élevées qui activent la non-linéarité, le pic est très atténué (courbe rouge). Enfin, la dernière partie consistait à ajouter un système aimant-bobine à cet oscillateur. Pour ces systèmes non linéaires, une bonne corrélation calculs/essais est obtenue.



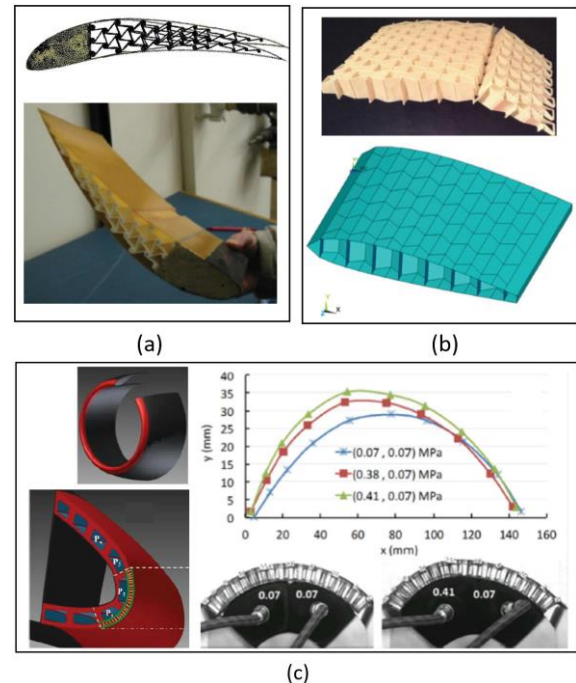
**Figure 3 : Absorber NL (NES) par vibro-impact placé sur un oscillateur linéaire (LO) et réponse**



**Figure 4 : Absorber à raideur NL (NES) placé sur un oscillateur linéaire (LO) et réponse pour huit niveaux de force**

La présentation suivante, intitulée « integrated smart and morphing aerostructures », était présentée par le Pr. Fabrizio Scarpa de l'Université de Bristol. Les technologies de « morphing » (changement de forme) sont une opportunité dans un contexte d'optimisation fine des avions (réduction des consommations,

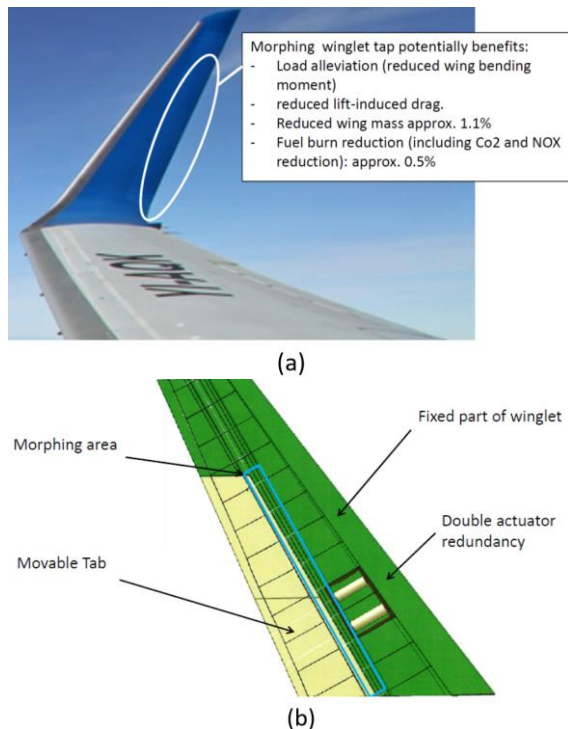
diminution du bruit, ...). L'objet de la présentation était de montrer différents concepts innovants de morphing. Le premier exemple concernait un profil dont la géométrie interne était constituée de petits cylindres pouvant tourner les uns par rapport aux autres et permettant des changements importants de formes aérodynamiques (Fig. 5(a)). La suite concernait divers types d'âme de structures sandwich pour les caissons de voilure comme des âmes en kirigami (Fig. 5(b)). Elle pourrait permettre d'adapter le comportement mécanique et aéroélastique du caisson de voilure. Des systèmes plus exotiques sont proposés comme des « winglets » dont la forme est pilotée par une pression interne. Enfin dans le cadre du projet européen FP7 Morphelle, un panneau sandwich avec des mailles métalliques flexibles est proposé comme renfort de peau pour la lèvre de réacteur (Fig. 5(c)). La figure montre que la forme de la lèvre peut être largement adaptée par une simple différence de pression dans les deux cellules.



**Figure 5 : Divers types de concepts de morphing : (a) – profil à géométrie variable ; (b) – âme de profil en kirigami auxétique ; (c) – lèvre de réacteur déformable par pression**

L'exposé de Fokker par Wouter van der Eijk intitulé « Development of morphing technologies and application to a moveable winglet » aborde la problématique du morphing à un TRL plus avancé (4 à 5). Il concerne le développement d'un démonstrateur de winglet à géométrie variable (projet européen Clean Sky 2/Manta). La modification du profil aérodynamique des winglets en fonction du point de vol pourrait générer un gain de consommation de carburant de 0.5% (Fig. 6(a)). Ici il est proposé de déformer l'arrière de la winglet (Fig. 6(b)). L'exposé se focalise sur le design et les aspects structurels, comme le choix d'une peau acceptant la déformation sur une face et celui de la structure interne permettant la déformation et le passage des charges. Pour cette dernière fonction, une solution est proposée grâce à

des pièces déformables uniquement dans certaines directions et réalisées par impression 3D titane.



**Figure 6 : (confidentiel ?) Winglet à géométrie variable : (a) – position de la zone variable ; (b) – Volet en mouvement, aire de recouvrement et actionneurs (crédit Fokker)**

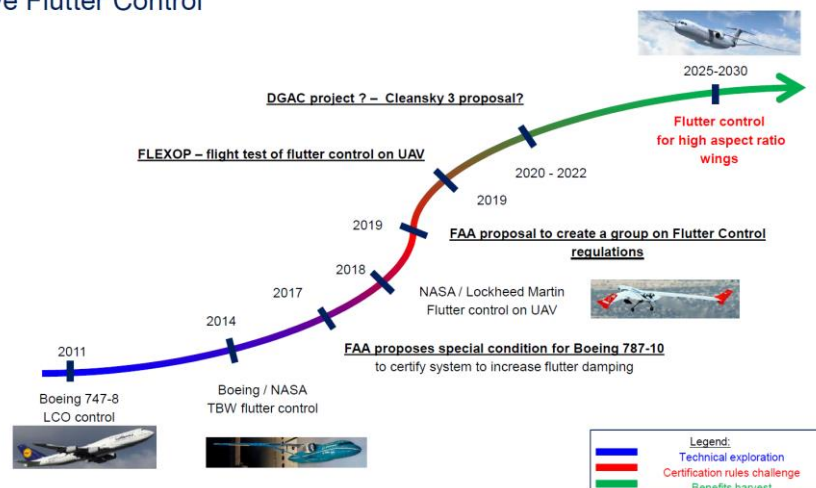
La première présentation de Sébastien Blanc (Airbus) traitait du développement d'une loi de confort en turbulence. L'idée est d'utiliser les gouvernes de l'aéronef pour améliorer le confort vibratoire des passagers. Selon les axes et selon qu'il soit assis ou debout, l'humain est surtout affecté par les vibrations situées dans la gamme 1-10Hz tandis que le niveau d'accélération joue sur la sensation de confort. L'exposé se focalise sur la stratégie de contrôle pour la rendre efficace (choix de la position des accéléromètres, des gouvernes, des actionneurs

adaptés et du contrôle). Les essais en vol du système actif sur la gouverne de direction et celle de profondeur montre une très bonne performance sur la fonction de transfert. Et le système se montre robuste pour toute les masses et les points de vol.

Le second exposé de Sébastien Blanc (Airbus), intitulé « vers le contrôle actif de flutter », traitait d'un sujet clé pour l'aviation. Aujourd'hui, la recherche d'efficacité énergétique pousse les avionneurs à accroître l'allongement des voilures (de 50% à 100% dans les projets de NASA/Boeing) pour diminuer la traînée et d'augmenter le taux de dilution des réacteurs et donc leurs masses. Le risque de flottement de ces configurations ne devrait pas être une limite d'où l'intérêt de plus en plus prégnant pour les solutions actives de contrôle en lien avec les organismes de certification (Fig. 7). L'idée du contrôle actif du flottement n'est pas nouvelle, elle date d'une cinquantaine d'année mais la mise en œuvre est très récente. Laurent Blanc relève deux cas de contrôle actif autorisé par la FAA : la suppression d'un cycle limite (LCO) sur le Boeing 747-8 en 2011 et la mise en œuvre d'un système actif d'augmentation d'amortissement sur le 787-10 en 2017 (disponibilité requise de  $10^{-7}$  par heure de vol). Les essais à la NASA montre que les modèles ne sont pas encore assez prédictifs et l'identification en vol reste nécessaire. Le récent projet Européen Flexop a été l'occasion de tester sur un modèle réduit des ailes ayant un allongement de 20 avec des ailerons extérieurs utilisés pour supprimer le flottement (Fig. 8). D'autre-part les frontières bougent aussi au niveau de la certification puisque la FAA pousse à la création d'un groupe sur le contrôle actif du flottement avec les grands avionneurs. Mais les défis dans ce domaine restent importants notamment sur la robustesse, la disponibilité du système, les incertitudes en aérodynamique et en structure, l'analyse non-linéaire du flottement, etc.

L'exposé suivant par Ludovic Colo (Dassault-Aviation) concernait aussi l'augmentation du confort des passagers par les commandes de vol. Le projet mené sur le Falcon 7X concernait la capacité à réduire les vibrations du fuselage en vol de croisière en utilisant

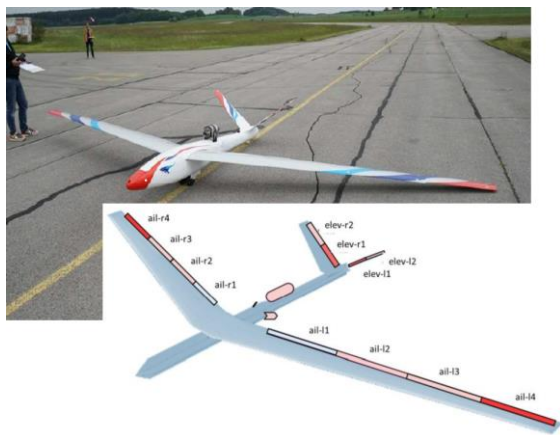
## Active Flutter Control



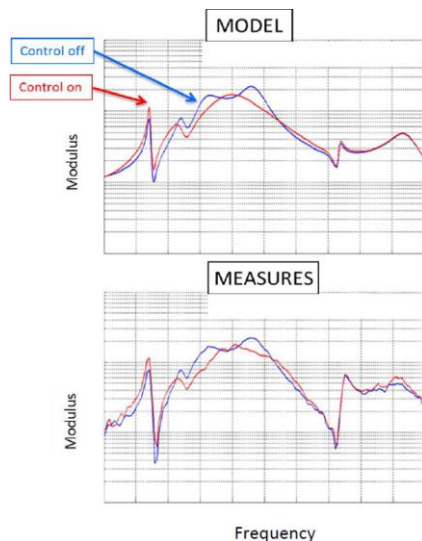
**Figure 7 : Evolutions récentes dans le contrôle actif du flottement dans l'aviation de ligne (crédit Airbus)**



les surfaces de contrôle existantes avec comme objectif d'être robuste au changement de masse et de point de vol, et de ne pas affecter la manœuvrabilité de l'appareil. La solution proposée est d'utiliser des capteurs de vibrations et un calculateur haute fréquence dédiés et ce dernier agit directement sur les servocommandes sans passer par le calculateur de vol. Ceci est possible car les vibrations sont contrôlées par de petites amplitudes des gouvernes qui ne modifient pas le comportement de l'avion. La loi de contrôle utilisée, développée en collaboration avec l'ONERA, a été construite à partir du modèle aéroélastique de l'avion. Les essais de vibration au sol avec et sans contrôle actif montrent une diminution satisfaisante de l'amplitude des vibrations sur une large bande de fréquence avec une excellente prédictivité du modèle (Fig. 9). La suite de la présentation concernait la mise en place des essais en vols. Ces essais confirment la diminution satisfaisante des vibrations, à la fois sur la mesure et sur le ressenti du pilote, et une bonne prédiction du modèle.



**Figure 8 : Modèle réduit à grand allongement avec contrôle actif du flottement développé dans le cadre du projet Européen Flexop (crédit Flexop)**



**Figure 9 : Essais de vibration au sol, avec et sans contrôle actif, sur le Falcon 7X instrumenté (crédit Dassault-Aviation)**

La dernière présentation de la journée par Mathieu Noé concernait les systèmes de contrôle actif proposés et mis en œuvre par Hutchinson. La première partie se focalise sur le phénomène de « tail shake » présent dans les hélicoptères. Ce phénomène vibratoire est issu des forces aérodynamiques instationnaires provenant du rotor principal venant excité la queue de l'appareil. Ici, ces vibrations connues pour entraîner un inconfort du pilote et des passagers sont contrôlées par un absorbeur actif positionné sur la partie haute de la queue. Ce système fait osciller une masse de 5kg et agit sur une large bande de fréquence. Les fonctions de transfert montrent l'efficacité du système actif. La suite de la présentation concerne les autres applications traitées comme les absorbeurs de vibrations du rotor principal et ceux de la cabine ou des absorbeurs de bruit et de vibrations pour les réacteurs d'avions.

Cette journée scientifique, particulièrement riche, s'est terminée par une table ronde animée par le Pr. Louis Jezequel. L'objectif de la journée, c'est-à-dire de donner une vision claire du contrôle actif dans les structures aéronautiques, a été atteint. Les exposés d'Airbus et de Dassault-Aviation ont été l'occasion de démontrer que le contrôle actif de vibrations pour le confort des passagers atteint aujourd'hui un haut niveau de maturation. La présentation d'Hutchinson sur le contrôle actif du « tail shake » confirme aussi ce niveau de maturité. En revanche, le contrôle actif quand il concerne directement la sécurité des vols, comme dans le cas du flottement ou dans une moindre mesure la déformation active des surfaces portantes, demandera encore des développements dans le futur. Cela ouvre des questions de recherche notamment sur les matériaux déformables, actifs et sur la prédictivité des modèles aéroélastiques. Enfin, les présentations de la journée plus axées recherche ont mis en exergue plusieurs points intéressants : le contrôle actif du bruit dans les parois de nacelles ; le contrôle des vibrations par des absorbeurs non linéaires ; le contrôle actif de la géométrie des aéronefs par déformation de la structure.