



HAL
open science

Contrôle structural par pilotage thermique

Morvan Ouisse, Pauline Butaud, David Renault, Benoît Verdin, Gaël Chevallier

► **To cite this version:**

Morvan Ouisse, Pauline Butaud, David Renault, Benoît Verdin, Gaël Chevallier. Contrôle structural par pilotage thermique. 15ème colloque national en calcul des structures, Université Polytechnique Hauts-de-France [UPHF], May 2022, 83400 Hyères-les-Palmiers, France. hal-03717598

HAL Id: hal-03717598

<https://hal.science/hal-03717598v1>

Submitted on 8 Jul 2022

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

Contrôle structural par pilotage thermique

M. Ouisse, P. Butaud, D. Renault, B. Verdin, G. Chevallier

Univ. Bourgogne Franche-Comté, FEMTO-ST Département Mécanique Appliquée, 25000 Besançon

Résumé — La transition vitreuse très rapide observée sur les polymères à mémoire de forme conduit à des changements radicaux du module de stockage et du facteur de perte du matériau. Lorsqu'ils sont intégrés dans des structures composites, ces matériaux peuvent être utilisés pour modifier en temps réel la rigidité globale et l'amortissement structural. Ce type de stratégie ouvre de nouvelles voies pour le contrôle des vibrations, conçues sur la base de modèles couplés présentés dans cet article.

Mots clés — structures adaptatives, calcul thermomécanique, amortissement.

1 Introduction

Les structures composites possèdent souvent des comportements vibratoires et acoustiques relativement médiocre. De nombreux efforts de recherche ont été consacrés à l'optimisation de la conception des composites multicouches [20, 19, 3, 12, 16]. Afin d'améliorer leurs propriétés d'amortissement, les matériaux viscoélastiques sont de bons candidats, en raison de leur faible coût et de leur robustesse [13, 24]. Ils sont généralement utilisés dans les composites multicouches [14], en particulier en matériau d'âme, afin de maximiser la déformation de cisaillement, induisant ainsi une augmentation de la dissipation [1]. Les matériaux viscoélastiques qui présentent une transition rapide entre les états caoutchouteux et vitreux sont particulièrement intéressants en raison de leurs valeurs élevées de facteur de perte à la transition vitreuse [27]. Cependant, étant donné que les propriétés viscoélastiques dépendent à la fois de la fréquence et de la température [9, 13, 17], il est primordial de prendre en compte les effets de la température pour la conception de ces structures composites [10, 26, 18, 22, 2]. Les matériaux doivent être choisis en adéquation avec les plages de température de fonctionnement afin de garantir la robustesse de la conception [15].

Dans ce travail, il est proposé de tirer parti de la dépendance à la température des propriétés viscoélastiques afin de contrôler la rigidité et l'amortissement des structures composites. Ce concept a été initialement proposé dans [5], où un champ de température homogène est imposé (la structure est placée dans une enceinte thermique à cet effet). Des niveaux d'amortissement très élevés sont alors obtenus lorsque la température est proche de la transition vitreuse du matériau de l'âme. Cependant, une diminution de la raideur statique est induite par l'homogénéité du champ de température, du fait de la chute de raideur autour de la transition vitreuse, qui affecte l'ensemble de la structure. La même stratégie a été appliquée dans [4] pour obtenir un métamatériau à deux états en contrôlant sa rigidité, mais aussi dans [23] pour améliorer l'absorption dans un trou noir acoustique grâce au contrôle de l'amortissement. Dans les travaux présentés ici, le concept est amélioré dans un premier temps, en intégrant la technologie de chauffage au cœur du matériau composite, afin d'apporter une adaptabilité dans le contrôle de l'amortissement et de la rigidité, et d'autre part, en offrant la possibilité de contrôler indépendamment plusieurs zones de la structure. Ainsi, la rigidité statique (comme proposé dans [21]) mais aussi l'amortissement dynamique peuvent être contrôlés en même temps. On présente ici les modèles thermomécaniques utilisés pour le dimensionnement de ce type de structure.

2 Contrôle de l'amortissement et de la raideur

On décrit ici le matériau utilisé pour le pilotage thermique puis le composite multicouche dont il constitue le cœur.

2.1 Propriété du coeur du composite

La méthodologie qui est présentée dans cet article peut être appliquée avec n'importe quel matériau viscoélastique qui présente des dépendances de température et de fréquence. À cet effet, les polymères à mémoire de forme sont de très bons candidats car leurs propriétés de mémoire de forme induisent généralement une transition rapide entre les états vitreux et caoutchouteux, conduisant à des valeurs de facteurs de perte élevées durant la transition vitreuse. Le matériau viscoélastique utilisé dans ce travail pour contrôler la rigidité et l'amortissement de la structure est le polymère tBA/PEGDMA (nommé SMP dans la suite car il s'agit d'un polymère à mémoire de forme). Ce SMP a été caractérisé sur une large bande de fréquences et de températures dans [7] et un modèle représentatif de l'évolution du module complexe E^* en fonction de la fréquence et de la température a été identifié dans [5] :

$$E^*(i\omega\tau) = E_0 + \frac{E_\infty - E_0}{1 + \gamma(i\omega\tau)^{-k} + (i\omega\tau)^{-h} + (i\omega\beta\tau)^{-1}} \quad (1)$$

où ω est la fréquence, k et h sont des réels avec $0 < k < h < 1$, γ et β sont des constantes, E_0 est le module caoutchoutique, E_∞ le module vitreux, et $\tau = a_T(T) \cdot \tau_0$ avec τ_0 une constante et a_T le facteur de décalage modélisé par une loi WLF. Les dépendances en température et en fréquence des propriétés mécaniques sont illustrées sur la figure 1. On remarque que le facteur de perte peut atteindre 2,4 à la transition vitreuse ce qui est significatif pour les applications d'amortissement. Cette figure illustre la possibilité d'ajuster les propriétés de rigidité et d'amortissement du SMP en fonction de la température et en fonction de la fréquence d'intérêt. Dans la suite, ce matériau est utilisé comme âme pilotable dans une structure composite sandwich.

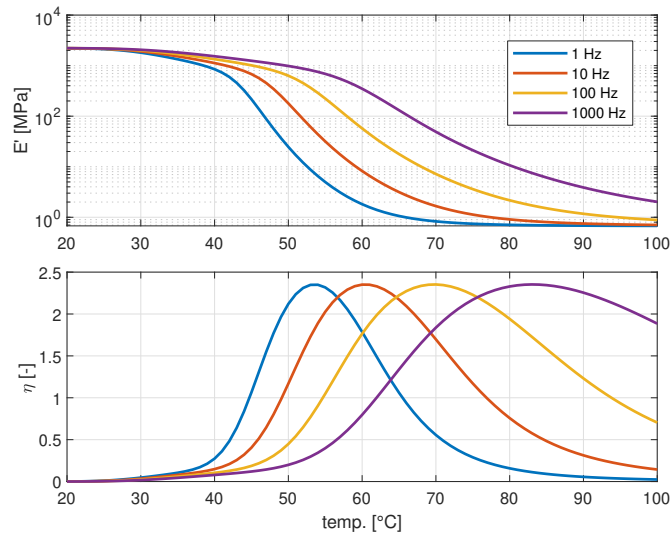


FIGURE 1 – Module de stockage E' et facteur de perte η du SMP pour différentes températures et fréquences

2.2 Structure composite

Comme illustré dans [5], le comportement dynamique d'une simple structure sandwich aluminium-SMP-aluminium peut être modifié à l'aide d'un champ de température homogène : une réduction du niveau vibratoire (jusqu'à 80 dB) peut être obtenue sur une très large gamme de fréquence (de 100 à 10000 Hz) en chauffant la structure de 20°C à 80°C. Les capacités d'amortissement du SMP sont alors vraiment impressionnantes, mais la réduction du niveau vibratoire est obtenue au prix d'une perte de rigidité statique. Afin de s'affranchir de cette limitation, il est proposé ici d'appliquer un champ de température non homogène dans le composite [6] afin d'obtenir un compromis entre les comportements statique et dynamique : en fonction de la température locale, certaines zones permettront d'obtenir une rigidité statique élevée, tandis que d'autres zones apporteront de l'amortissement. De plus, la technologie utilisée dans ce travail offre des capacités en temps réel : le champ de température peut être modifié en

fonction de la distribution de rigidité et d'amortissement attendue.

À titre d'illustration, une maquette d'avion à échelle réduite est proposée (voir Figure 2). Le corps principal du modèle et les supports utilisés pour assembler les composants sont en aluminium. Les ailes sont en composite multicouche : la peau de base est en acier, le cœur est constitué par le SMP [5] et la couche supérieure est un composite FR4 qui est typiquement utilisé pour les cartes électroniques (composite verre-époxy).

Dans la section suivante, la mise en œuvre pratique du champ de température non homogène sur les ailes d'avion est présentée.

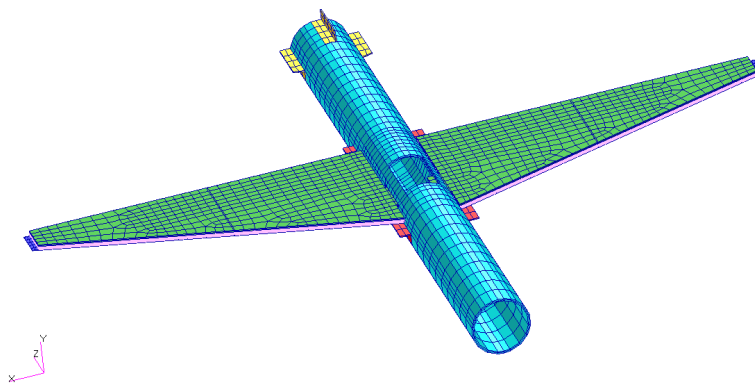


FIGURE 2 – Maillage du modèle utilisé pour la simulation éléments finis

3 Génération du champ de température

Afin de générer un champ de température non homogène dans le cœur SMP, des pistes de cuivre imprimées sur la carte FR4 sont utilisées pour chauffer le matériau par effet Joule (voir figure 3). Cette stratégie permet de contrôler la répartition spatiale du champ de température : la température de chaque zone est régulée de façon indépendante, par une source électrique commune. Le champ de température attendu est constant par zone. Il devient possible d'ajuster la raideur et l'amortissement à la fois dans l'espace et dans le temps. Une approche alternative aurait consisté à utiliser une seule source et à concevoir la piste avec une largeur variable pour modifier localement la résistivité et le flux thermique résultant, ce qui est plus simple à mettre en œuvre mais ne confère aucune propriété d'adaptativité à la structure. Une technologie alternative pour générer le flux de chaleur pourrait être l'utilisation de micro-canaux fluidiques intégrés [11], mais elle est probablement plus intrusive et complexe à élaborer. Ici, afin d'obtenir le champ de température d'intérêt, des composants électroniques permettant de réguler la température sur chaque zone sont embarqués sur la carte FR4. Le dispositif de chauffage est conçu selon la procédure définie ci-dessous, tandis que la définition des zones sera présentée dans la Section 4.

3.1 Calibration du modèle

Des simulations numériques sont utilisées pour concevoir le système de chauffage qui contrôle le champ de température dans la structure. Le problème de transfert de chaleur est résolu à la fois en régime permanent et en régime transitoire en utilisant la méthode des éléments finis.

Afin d'obtenir des résultats prédictifs, certains paramètres doivent être calibrés. Les principaux paramètres matériaux sont obtenus à partir de fiches matériaux (pour l'aluminium et le composite FR4) ou d'essais expérimentaux (pour le SMP).

Une poutre composite à deux couches est d'abord fabriquée et utilisée pour la calibration du modèle. Une couche d'aluminium de 0,5 mm d'épaisseur est collée sur une couche SMP de 3 mm d'épaisseur. La source thermique est un fil intégré dans le SMP, dont la puissance est déterminée à partir de la tension électrique imposée et de l'intensité du courant.

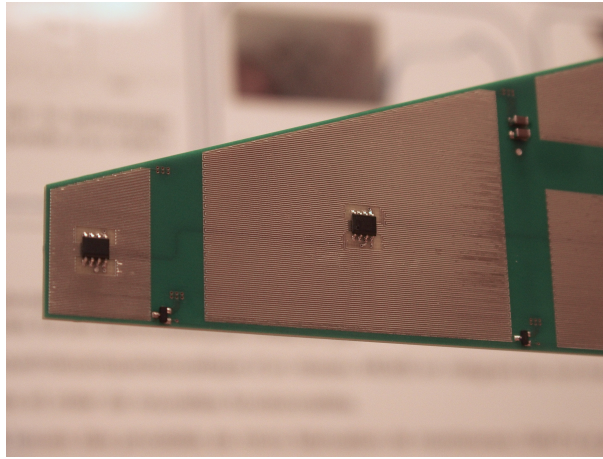


FIGURE 3 – Vue des pistes de chauffe

Le champ de température est mesuré des deux côtés de l'échantillon à l'aide d'une caméra infrarouge. L'évolution temporelle de la distribution de température est ensuite utilisée comme donnée de référence pour l'étalonnage du modèle. Dans ces conditions, une puissance de source de 1,15 W conduit en régime stationnaire à une température comprise entre 30°C (loin de la source) et 70°C (sur la source) côté SMP, et de 28 à 33°C côté aluminium.

Un modèle éléments finis 2D de cet échantillon est ensuite utilisé. Une source d'énergie volumique est considérée dans le fil et les échanges de flux avec l'environnement sont décrits par une loi de convection. Le coefficient de convection avec l'air ambiant, dépendant des conditions d'environnement, ainsi que l'emplacement de la source dans le fil et son diamètre, sont utilisés comme paramètres de mise à jour du modèle. Cette mise à jour est effectuée sur la base de la répartition des températures sur les deux faces de l'échantillon. Une étude paramétrique utilisant ces paramètres corrélés au gradient thermique sur les deux faces permet d'avoir une bonne confiance sur le modèle. La principale incertitude du modèle provient du coefficient de convection. Dans notre cas, le coefficient de convection est calibré à la valeur de $5 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$ et conduit à un modèle fiable qui peut être utilisé pour concevoir le système de chauffage de l'aile. Dans la suite, on analyse le champ de température généré par effet Joule dans l'épaisseur du composite.

3.2 Champ de température dans le composite

Des simulations sont effectuées en utilisant les propriétés calibrées pour vérifier la capacité du système proposé à imposer la température dans des zones arbitraires de la structure. Du fait du caractère composite de la structure, la température n'est constante ni dans l'épaisseur du composite, ni dans sa direction transversale. Étant donné que les propriétés mécaniques du matériau du noyau dépendent fortement de la température, les gradients de température doivent être pris en compte dans le processus de conception.

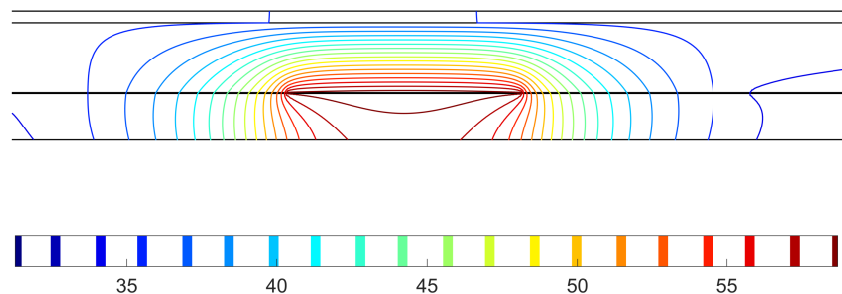


FIGURE 4 – Champ de température dans l'épaisseur du composite

Les gradients thermiques sont calculés sur une configuration de référence. La Figure 4 présente une coupe de l'aile dans l'épaisseur : la couche inférieure est en FR4, supporte une piste de cuivre qui inclut

la source de chaleur, la couche intermédiaire est constituée du polymère à piloter, et la couche supérieure est en aluminium. Des fonctions polynomiales sont utilisées pour approximer le champ de température dans l'épaisseur tandis qu'une transition linéaire est supposée entre les zones de chauffage. Des fonctions polynomiales sont ensuite utilisées comme entrées dans le modèle mécanique afin de décrire les gradients de propriétés mécaniques.

4 Conception optimale pour le contrôle de la raideur et de l'amortissement

4.1 Identification des zones : énergie de déformation

En cohérence avec les méthodologies classiques de positionnement de patches viscoélastiques, une première approche consiste à définir des zones à partir de la localisation de l'énergie de déformation.

Un modèle éléments finis 3D utilisant 158 304 degrés de liberté (éléments HEXA quadratiques) est utilisé pour les simulations. Le grand nombre d'éléments vient de la nécessité d'avoir 6 éléments dans l'épaisseur du SMP afin de tenir compte du gradient thermique dans l'aile, ce qui a un impact sur les propriétés mécaniques du noyau.

Un calcul de modes propres est effectuée à température ambiante et les énergies de déformation sont post-traitées sur les ailes pour les modes dont la fréquence est dans la plage d'intérêt (50 à 500 Hz). Les zones sont définies dans une vue de dessus 2D des ailes, l'énergie de déformation est moyennée sur l'épaisseur de l'aile et un suivi qualitatif de la localisation de l'énergie est utilisé. La définition des zones est finalement illustrée dans la Figure 6, selon l'exigence technique selon laquelle seules des lignes droites doivent être utilisées. En utilisant ce zonage, tous les modes illustrés à la figure 5 devraient être contrôlés puisque leurs distributions d'énergie de déformation sont maximales dans certaines régions correspondant plus ou moins à l'une des zones.

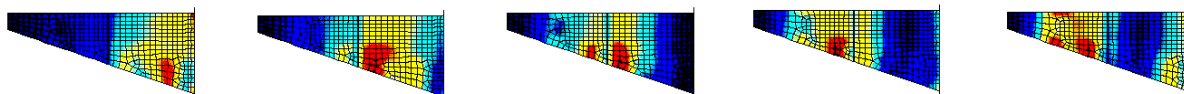


FIGURE 5 – Distribution d'énergie de déformation pour les 5 premiers modes (noir = valeur minimale, rouge = valeur maximale)

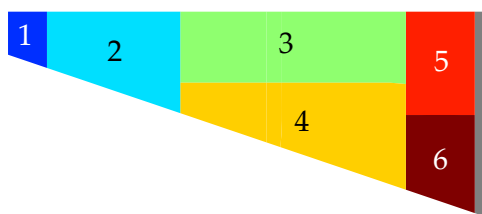


FIGURE 6 – Localisation des zones

4.2 Critères de performance

Afin de vérifier la validité des zones de contrôle des comportements statique et dynamique de la structure, puis de trouver une température optimale pour chaque zone, des critères de performance doivent être définis. Tout d'abord, le critère qui quantifie la raideur statique est décrit, puis, le critère associé au comportement dynamique est présenté.

Afin de quantifier la rigidité du modèle, une simulation statique correspondant à un essai de flexion trois points est considérée. La charge est appliquée sur le corps principal de la structure et l'extrémité des ailes est simplement supportée. La flèche au point de chargement divisée par la valeur de la force appliquée est alors utilisée comme critère. Une valeur faible pour ce critère assure une rigidité statique élevée. Comme les simulations statiques sont effectuées à l'aide d'un solveur linéaire, un chargement de

force unitaire peut être pris en compte et l'indicateur numérique peut être exprimé comme la flexibilité au point appliqué en mm/N.

En ce qui concerne le comportement dynamique, des conditions aux limites libres-libres sont considérées, et une fonction de réponse en fréquence est calculée pour une force ponctuelle unitaire appliquée à l'extrémité d'une des ailes. L'objectif associé consiste à réduire le niveau vibratoire sur une large bande de fréquence. Le critère utilisé est la moyenne de l'amplitude de déplacement transversal des ailes.

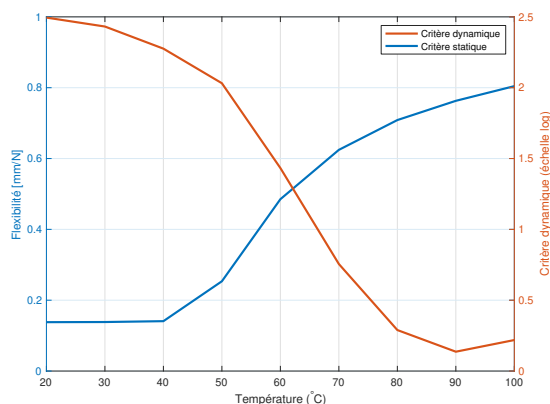


FIGURE 7 – Evolution de la raideur et de l'amortissement de la structure en fonction de la température du SMP

L'évolution des critères statiques et dynamiques avec la température est présentée sur la Figure 7. Dans un premier temps, la même température est imposée sur toutes les zones (un gradient de température dans l'épaisseur de l'aile est cependant considéré). Comme prévu, les performances statiques et dynamiques sont contradictoires : la raideur statique diminue lorsque la capacité d'amortissement augmente. Une sorte de compromis entre le comportement statique et le comportement dynamique peut être obtenu entre 60 et 70°C. Dans la section suivante, des températures indépendantes sur chaque zone sont considérées, permettant d'obtenir divers compromis entre les comportements statique et dynamique.

4.3 Etude paramétrique et champ optimal

A partir d'une étude paramétrique, un front de Pareto a été identifié et 3 sets de température ont été sélectionnés arbitrairement parmi les configurations situées sur le front : rigidité statique élevée et faible capacité d'amortissement (set bleu de la figure 8), rigidité statique faible mais capacité d'amortissement élevée (set rouge de la figure 8) et un compromis dans le front de Pareto (set vert de la figure 8). Sur cette figure, la réponse dynamique des trois sets est également présentée (la déflexion statique peut être directement extraite du front de Pareto). Le pic correspondant au premier mode est le plus difficile à réduire en raison de la déformée modale, très proche de la déformée statique. Des études de sensibilité sur différents ensembles de températures fournissant un compromis entre les deux critères pourraient être menés pour trouver quelles solutions sont les plus robustes aux incertitudes (à la température en particulier) afin de garantir de bons résultats lorsque des incertitudes surviennent. Une validation expérimentale de ce dispositif est présentée dans [8].

5 Conclusions

Dans ce travail, une structure composite intelligente possédant une capacité de contrôle de l'amortissement et de la rigidité est proposée et illustrée sur une maquette d'avion. L'agencement multicouche de la structure composite comprend un cœur en polymère à mémoire de forme, dont l'amortissement et la rigidité sont pilotés par le contrôle de la température. La structure est divisée en six zones, chacune d'elles peut être chauffée en temps réel en utilisant la régulation de la température pour obtenir un champ de température non homogène induisant une distribution spatiale des propriétés mécaniques. Le flux thermique est assuré par des pistes de cuivre imprimées sur une carte électronique servant de peau au sandwich. L'application du processus de conception à base des modèles décrits ci-dessus, qui comprend des étapes de simulations thermiques et mécaniques, conduit à la définition de plusieurs ensembles de

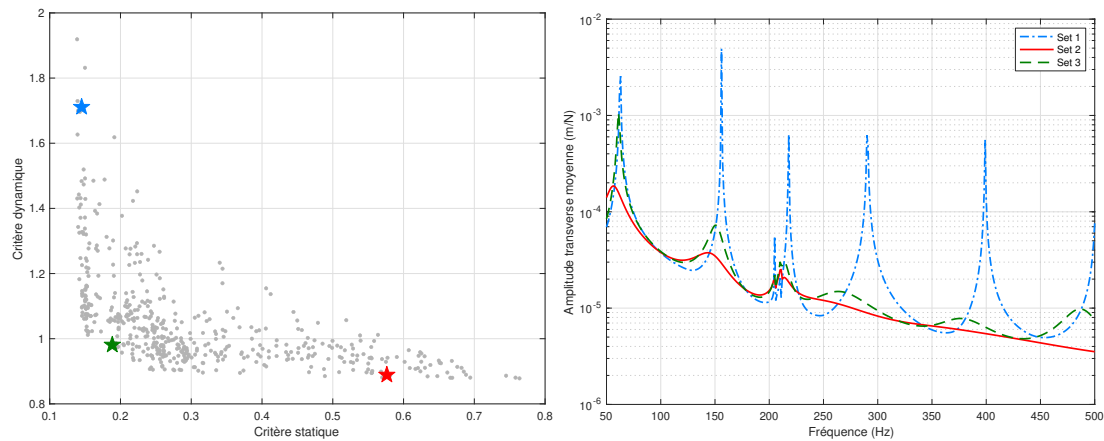


FIGURE 8 – Espace des performances, avec les configurations retenues et les réponses dynamiques associées

distribution de température qui correspondent à des comportements dynamiques très différents. Lorsque la température des ailes est maintenue sous la température de transition vitreuse du noyau SMP, la structure composite présente une rigidité statique très élevée, tandis que les résonances sont très marquées en raison du faible facteur de perte structural résultant. L'amortissement et la raideur peuvent être modifiés rapidement, en chauffant les ailes. Dans ce cas, la rigidité statique est réduite mais la réponse dynamique de la structure est fortement amortie. Un compromis entre les comportements statique et dynamique est trouvé avec un champ de températures non homogène. Ce concept a été validé expérimentalement [8] et appliqué avec succès au cas d'un trou noir acoustique présentant 5 zones de chauffe indépendantes [25].

Acknowledgments

Ce travail a été financé par l'ANR (contrat ANR-17-CE08-0035 ETNAA), en collaboration avec la Graduate School EIPHI (ANR-17-EURE-0002). Les auteurs remercient le programme de "Bourse L'Oréal UNESCO Pour les Femmes et la Science" qui contribue à l'amélioration de la visibilité des femmes dans la science.

Références

- [1] A. Araujo, C. M. Soares, C. M. Soares, and J. Herskovits. Optimal design and parameter estimation of frequency dependent viscoelastic laminated sandwich composite plates. *Composite Structures*, 92(9) :2321 – 2327, 2010.
- [2] Y. Bai, K. Yu, J. Zhao, and R. Zhao. Experimental and simulation investigation of temperature effects on modal characteristics of composite honeycomb structure. *Composite Structures*, 201 :816–827, 2018.
- [3] J.-M. Berthelot, M. Assarar, Y. Sefrani, and A. El Mahi. Damping analysis of composite materials and structures. *Composite Structures*, 85(3) :189 – 204, 2008.
- [4] K. Billon, M. Ouisse, E. Sadoulet-Reboul, M. Collet, P. Butaud, G. Chevallier, and A. Khelif. Design and experimental validation of a temperature-driven adaptive phononic crystal slab. *Smart Materials and Structures*, 2019.
- [5] P. Butaud, E. Foltête, and M. Ouisse. Sandwich structures with tunable damping properties : on the use of shape memory polymer as viscoelastic core. *Composite Structures*, 153 :401–408, 2016.
- [6] P. Butaud, M. Ouisse, G. Chevallier, and E. Foltête. Design of thermally adaptive composite structures for damping and stiffness control. In *SPIE Smart Structures NDE, Behavior and Mechanics of Multifunctional Materials and Composites 2017*, volume 10165, page 101650T. International Society for Optics and Photonics, 2017.
- [7] P. Butaud, M. Ouisse, V. Placet, F. Renaud, T. Travaillet, A. Maynadier, G. Chevallier, F. Amiot, P. Delobelle, E. Foltête, and C. Rogueda-Berriet. Identification of the viscoelastic properties of the tBA/PEGDMA polymer from multi-loading modes conducted over a wide frequency–temperature scale range. *Polymer Testing*, 69, 2018.

- [8] P. Butaud, D. Renault, B. Verdin, M. Ouisse, and G. Chevallier. In-core heat distribution control for adaptive damping and stiffness tuning of composite structures. *Smart Materials and Structures*, 29(6) :065002, 2020.
- [9] M. Caputo and F. Mainardi. Linear models of dissipation in anelastic solids. *La Rivista del Nuovo Cimento (1971-1977)*, 1(2) :161–198, 1971.
- [10] K.-C. Chang, T. Soong, S.-T. Oh, and M. Lai. Effect of ambient temperature on viscoelastically damped structure. *Journal of Structural Engineering*, 118(7) :1955–1973, 1992.
- [11] A. M. Coppola, A. S. Griffin, N. R. Sottos, and S. R. White. Retention of mechanical performance of polymer matrix composites above the glass transition temperature by vascular cooling. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 78 :412–423, 2015.
- [12] K. Ege, N. Roozen, Q. Leclere, and R. G. Rinaldi. Assessment of the apparent bending stiffness and damping of multilayer plates ; modelling and experiment. *Journal of Sound and Vibration*, 426 :129–149, 2018.
- [13] J. D. Ferry and J. D. Ferry. *Viscoelastic properties of polymers*. John Wiley & Sons, 1980.
- [14] P. Grootenhuis. The control of vibrations with viscoelastic materials. *Journal of Sound and Vibration*, 11(4) :421–433, 1970.
- [15] K. Jaboviste, E. Sadoulet-Reboul, N. Peyret, C. Arnould, E. Collard, and G. Chevallier. On the compromise between performance and robustness for viscoelastic damped structures. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 119 :65–80, 2019.
- [16] F. Kpeky, K. Akoussan, F. Abed-Meraim, and E.-M. Daya. Influence of geometric and material parameters on the damping properties of multilayer structures. *Composite Structures*, 183 :611–619, 2018.
- [17] R. S. Lakes. *Viscoelastic solids*, volume 9. CRC press, 1998.
- [18] G. A. Lesieutre and K. Govindswamy. Finite element modeling of frequency dependent and temperature-dependent dynamic behavior of viscoelastic materials in simple shear. *International Journal of Solids and Structures*, 33(3) :419–432, 1996.
- [19] J. Li and Y. Narita. The effect of aspect ratios and edge conditions on the optimal damping design of thin soft core sandwich plates and beams. *Journal of Vibration and Control*, 2012.
- [20] J. Lifshitz and M. Leibowitz. Optimal sandwich beam design for maximum viscoelastic damping. *International Journal of Solids and Structures*, 23(7) :1027–1034, 1987.
- [21] D. McCoul, S. Rosset, N. Besse, and H. Shea. Multifunctional shape memory electrodes for dielectric elastomer actuators enabling high holding force and low-voltage multisegment addressing. *Smart Materials and Structures*, 26(2) :025015, 2016.
- [22] P. Millithaler, J.-B. Dupont, M. Ouisse, E. Sadoulet-Reboul, and N. Bouhaddi. Viscoelastic property tuning for reducing noise radiated by switched-reluctance machines. *Journal of Sound and Vibration*, 407 :191–208, 2017.
- [23] M. Ouisse, D. Renault, P. Butaud, and E. Sadoulet-Reboul. Damping control for improvement of acoustic black hole effect. *Journal of Sound and Vibration*, 454 :63–72, 2019.
- [24] M. D. Rao. Recent applications of viscoelastic damping for noise control in automobiles and commercial airplanes. *Journal of Sound and Vibration*, 262(3) :457 – 474, 2003.
- [25] G. Raybaud, A. Pelat, M. Ouisse, and F. Gautier. Zero reflections by a 1D acoustic black hole termination using thermally controlled damping. *Journal of Sound and Vibration*, page 116282, 2021.
- [26] Y. Sefrani and J.-M. Berthelot. Temperature effect on the damping properties of unidirectional glass fibre composites. *Composites Part B : Engineering*, 37(4-5) :346–355, 2006.
- [27] Y. Tsai, C.-h. Tai, S.-J. Tsai, and F.-J. Tsai. Shape memory effects of poly (ethylene terephthalate-co-ethylene succinate) random copolymers. *European Polymer Journal*, 44(2) :550–554, 2008.