



HAL
open science

Étude de l'influence d'un amortisseur pseudoélastique sur l'instabilité de flottement

A Malher, Olivier Doaré, Cyril Touzé

► **To cite this version:**

A Malher, Olivier Doaré, Cyril Touzé. Étude de l'influence d'un amortisseur pseudoélastique sur l'instabilité de flottement. Congrès Français de Mécanique, CFM 2015, Aug 2015, Lyon, France. hal-01194559

HAL Id: hal-01194559

<https://ensta-paris.hal.science/hal-01194559v1>

Submitted on 7 Sep 2015

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.

Étude de l'influence d'un amortisseur pseudoélastique sur l'instabilité de flottement

A. Malher^a, O. Doaré^a et C. Touzé^a

a. IMSIA (Institut des Sciences de la Mécanique et Applications Industrielles)

UMR 8193

CNRS - EDF - CEA - ENSTA

Université Paris-Saclay

828 Bd des Maréchaux

91732 Palaiseau Cedex

malher@ensta-paristech.fr

Résumé

Nous nous intéressons ici à l'instabilité de flottement sur une aile à deux degrés de liberté, cette instabilité est à l'origine de cycles limites dus aux non linéarités provenant des efforts aérodynamiques et/ou de la structure. Nous proposons une méthode de contrôle passif non linéaire utilisant le caractère pseudoélastique des alliages à mémoire de forme (AMF) [4, 6, 8] avec deux objectifs : (i) diminuer la plage de vitesse sur laquelle le système est instable et (ii) réduire l'amplitude des cycles limites. Cette stratégie de contrôle est mise en œuvre sur un dispositif expérimental tiré de [1], comprenant une plaque plane et deux degrés de liberté que sont le pompage (translation verticale) et le tangage (rotation). Une étude expérimentale est menée et un modèle complet prenant en compte les non linéarités du système de contrôle et des efforts aérodynamiques est proposé.

Abstract

We propose in this contribution a passive control strategy using the pseudoelastic behaviour of Shape Memory Alloys (SMA) for the flutter instability. This instability is at the origin of limit cycle induced by non linearities arising from the aerodynamic forces and/or the structure. The passive control strategy has two goals : (i) decrease the flow velocity range over which the airfoil is unstable and (ii) decrease the amplitude of the limit cycle. This is implemented on a experimental device developed in [1] with a flat plate and two degrees of freedom which are a plunge motion (vertical translation) and a pitch motion (rotation). An experimental study is made and a model, which takes into account the non linearities coming from SMA and aerodynamic, is proposed.

Mots clefs : Instabilité de flottement, Alliages à Mémoire de Forme, Contrôle Passif, Dynamique non linéaire.

1 Montage expérimental

Le montage expérimental représenté figure 1 a pour but de se rapprocher le plus possible du modèle d'aile à deux degrés de liberté développé par Dowell [5] qui comporte les ingrédients nécessaires à l'instabilité de flottement. La raideur en rotation est assurée par des ressorts à spirale et celle en pompage par des ressorts de traction que l'on peut choisir linéaire (si on ne veut pas de contrôle) ou en AMF (si on veut activer le contrôle). Le profil utilisé est une plaque plane. Cela permet, tout en gardant une physique comparable à celle de l'aile, de s'affranchir des complications que peut entraîner l'usage d'un profil d'aile. Les mouvements de pompage et de tangage sont mesurés à l'aide de capteurs de déplacement laser et la force de rappel des ressorts par des capteurs de force.

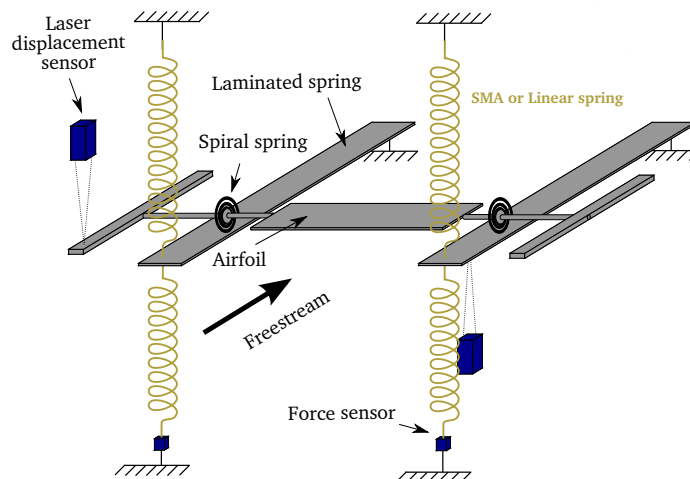


Figure 1: Schéma du montage expérimental d'aile à 2 degrés de liberté.

2 Étude du comportement dynamique des AMF

Les AMF sont des alliages dont une des caractéristiques est leur comportement pseudoélastique provenant d'un changement de phase solide/solide entre deux phases cristallines appelées martensite et austénite. Quand la microstructure de l'AMF passe de sa phase martensite à sa phase austénite, un état intermédiaire apparaît où il y a coexistence d'austénite et de martensite, la raideur globale du matériau dans cet état est alors inférieure à celle dans le cas où il n'y a que de l'austénite ou que de la martensite. De plus, ce changement de phase est à l'origine d'une boucle d'hystérésis dans le

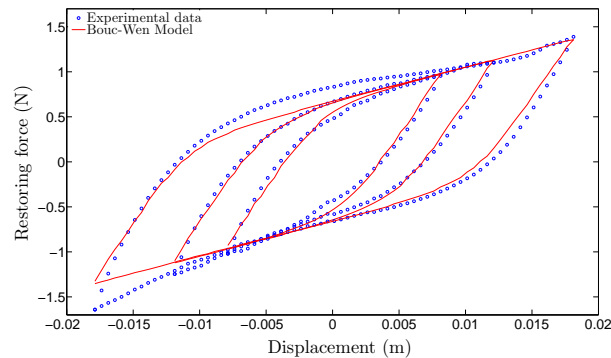


Figure 2: Comportement pseudo élastique d'un AMF excité cycliquement et comparaison avec le modèle de Bouc-Wen.

diagramme contrainte/déformation de l'AMF ce qui a pour effet de dissiper une quantité importante d'énergie et est ainsi particulièrement intéressant pour notre application. L'énergie dissipée est alors égale à l'aire de la boucle d'hystérésis.

Les ressorts utilisés sont composés à 60 % de Nickel et à 40 % de Titane. Leur comportement dynamique peut être approché de manière générale à l'aide d'un modèle 3D s'appuyant sur des lois thermodynamiques [7]. Nous privilégions cependant ici une modélisation heuristique plus simple, en utilisant un modèle de Bouc-Wen dont les paramètres sont ajustés à partir d'une série d'essais (voir figure 2). Le modèle de Bouc-Wen permet de décrire des phénomènes hystérétiques [2, 10]. Il établit une expression de la force de rappel dépendant d'une variable d'état dont la dépendance en temps est non-régulière [3]. La figure 2 montre le résultat de l'ajustement du modèle avec un unique jeu de paramètres, sur l'ensemble des réponses typiques rencontrées dans l'expérience de flottement.

3 Étude du phénomène de décrochage dynamique

Quand l'écoulement autour du profil n'est pas décroché, on peut estimer les efforts aérodynamiques à l'aide d'une approche quasi-statique si la fréquence réduite de l'aile est faible ou alors avec le modèle plus général de Theodorsen si la fréquence réduite est plus élevée. Une fois le seuil de l'instabilité dépassé, le profil d'aile peut atteindre des amplitudes telles que l'écoulement n'est plus attaché à tout instant (ce qui arrive rapidement dans le cas d'une plaque plane, entre 7° et 10° d'angle d'incidence), il survient alors un phénomène appelé décrochage dynamique et les modèles précédents ne sont plus satisfaisants. Il faut alors considérer une expression des forces aérodynamiques qui rend compte de ce décrochage dynamique, on se propose d'utiliser le modèle de Petot[9] qui consiste à décomposer l'expression des efforts aérodynamiques en une partie accrochée et une partie décrochée, toutes deux estimées à l'aide d'équations dif-

férentielles respectivement du 1^{er} et 2nd ordre, et en faisant intervenir des paramètres à identifier expérimentalement.

Des essais en souffleries ont été réalisés afin de quantifier ce décrochage et de recalibrer le modèle de Petot. Pour cela le coefficient de portance a été mesuré en fonction de l'angle d'incidence de façon statique car c'est une donnée qui nourrit le modèle de Petot, et des essais dynamiques ont été faits en faisant varier l'angle d'incidence sinusoïdalement à différentes amplitudes et différentes fréquences réduites. La figure 3 montre le comportement du modèle de Petot avec un unique jeu de paramètres sur une gamme d'amplitude couvrant celle observée expérimentalement.

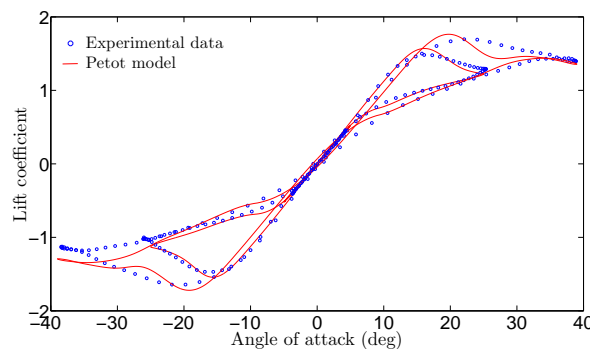


Figure 3: Evolution du coefficient de portance sur une plaque plane en fonction de l'angle d'incidence à différentes amplitudes pour une fréquence réduite égale à 0.022 et comparaison avec le modèle de Petot.

4 Résultats expérimentaux

L'étude expérimentale a été menée grâce au montage présenté figure 1. Une caractérisation sans écoulement a été faite afin de régler les raideurs de chaque mouvement, la masse et le moment d'inertie et ainsi avoir une vitesse de flottement dans la gamme de vitesse que la soufflerie peut atteindre. Puis une série de mesures a été faite avec uniquement des ressorts linéaires en partant d'une vitesse d'écoulement supérieure à la vitesse de flottement et en diminuant graduellement cette vitesse jusqu'à disparition des cycles limites. Concernant la branche aller, on a remarqué qu'elle dépendait trop du frottement statique des roulements assurant le mouvement de rotation, c'est pour cela qu'elle n'est pas représentée. Enfin la même série de mesures a été réalisée avec des ressorts en AMF ayant une raideur à faible taux de déformation égale à la raideur des ressorts linéaires. On trace figure 4 l'évolution de l'amplitude du cycle limite de chacun des modes en fonction de la vitesse d'écoulement, on observe que lorsque le contrôle est appliqué, l'amplitude du cycle limite du mode sur lequel ce contrôle est appliqué, ici le pompage, est divisé par 3. De plus la vitesse à laquelle les cycles limites s'arrêtent est plus importante lorsqu'on utilise les ressorts en AMF.

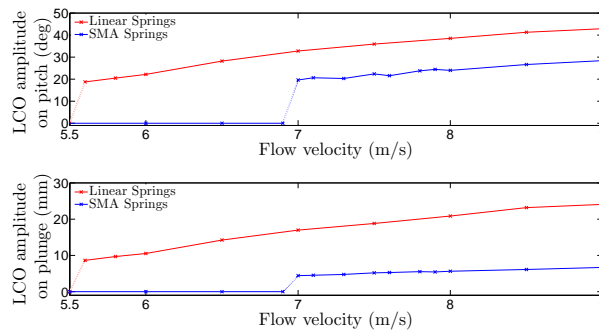


Figure 4: Amplitude de déformation en tangage (en haut) et en pompage (en bas) en fonction de la vitesse d'écoulement avec et sans AMF.

4 Conclusion

L'étude des ressorts en AMF a permis de pouvoir en tirer partie le plus efficacement possible ce qui a eu pour effet de réduire considérablement l'amplitude des cycles limites du flottement. De plus l'étude expérimentale des deux phénomènes non linéaires en jeu, la force de rappel des AMF ainsi que le décrochage dynamique a permis de les caractériser, des modèles ont été étudiés pour chacun de ces phénomènes et ont montré leur pertinence. Il reste à les assembler dans un modèle aéroélastique complet pour s'assurer qu'il correspond bien à ce qui a été observé expérimentalement, on pourra ainsi notamment effectuer une étude paramétrique qui s'avèrerait trop coûteuse expérimentalement.

5 Remerciements

Les travaux présentés dans cet article ont bénéficié du support financier de la DGA (bourse de thèse DGA-MRIS).

References

- [1] X. Amandolèse, S. Michelin, and M. Choquel. Low speed flutter and limit cycle oscillations of a two-degree-of-freedom flat plate in a wind tunnel. *Journal of Fluids and Structures*, 2013.
- [2] R Bouc. Modèle mathématique d'hystérésis. *Acustica*, 24(3):16–25, 1971.

- [3] N. Carpineto, W. Lacarbonara, and F. Vestroni. Hysteretic tuned mass dampers for structural vibration mitigation. *Journal of Sound and Vibration*, 333(5):1302–1318, 2014.
- [4] O. Doaré, A. Sbarra, C. Touzé, M.O. Moussa, and Z. Moumni. Experimental analysis of the quasistatic and dynamic torsional behaviour of shape memory alloys. *International Journal of Solids and Structures*, 2011.
- [5] E.H. Dowell et al. *A Modern Course in Aeroelasticity*. Kluwer Academic, 1994.
- [6] W. Lacarbonara, D. Bernardini, and F. Vestroni. Nonlinear thermomechanical oscillations of shape-memory devices. *International Journal of Solids and Structures*, 41(5-6):1209 – 1234, 2004.
- [7] M.O. Moussa, Z. Moumni, O. Doaré, C. Touzé, and W. Zaki. Non-linear dynamic thermomechanical behaviour of shape memory alloys. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 23(14):1593–1611, 2012.
- [8] S. Saadat, J. Salichs, M. Noori, Z. Hou, H. Davoodi, I. Bar-On, Y. Suzuki, and A. Masuda. An overview of vibration and seismic applications of niti shape memory alloys. *Smart Materials and Structures*, 2002.
- [9] C.T. Tran and D. Petot. Semi-empirical model for the dynamic stall of airfoils in view of the application to the calculation of responses of a helicopter blade in forward flight. *Vertica*, 5, 1980.
- [10] Yi-Kwei Wen. Method for random vibration of hysteretic systems. *Journal of the engineering mechanics division*, 102(2):249–263, 1976.