



HAL
open science

Optimisation aéroélastique des pales d'hélicoptère

Donatien Cornette, Benjamin Kerdreux, Guilhem Michon, Yves Gourianat

► **To cite this version:**

Donatien Cornette, Benjamin Kerdreux, Guilhem Michon, Yves Gourianat. Optimisation aéroélastique des pales d'hélicoptère. CFM 2013 - 21ème Congrès Français de Mécanique, Aug 2013, Bordeaux, France. hal-03439827

HAL Id: hal-03439827

<https://hal.science/hal-03439827>

Submitted on 22 Nov 2021

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.

Modélisation Aéroélastique des Pales d'Hélicoptère avec Couplages Elastiques

Donatien Cornette^{a,b}, Benjamin Kerdreux^a, Yves Gourinat^b, Guilhem Michon^b

a. Eurocopter, Dynamics and Vibration, F-13725 Marignane Cedex, France

b. Institut Clément Ader, Université de Toulouse, ISAE, F-31055 Toulouse, France

Résumé :

Les charges dynamiques transmises par le rotor au fuselage génèrent des vibrations, de l'inconfort et des contraintes alternées sur les composants. De plus, les pales d'hélicoptères, notamment lorsqu'elles présentent des géométries complexes, sont sujettes aux instabilités de type flottement. Une des solutions pour maîtriser ces problèmes est d'assurer une optimisation aéroélastique du rotor en introduisant des couplages entre les mouvements de battement et de torsion de la pale.

Dans cet article, une modélisation aéroélastique du rotor prenant en compte des couplages élastiques en battement torsion est proposée puis des résultats obtenues sur une pale initialement dépourvue de couplages sont présentés.

Abstract :

The dynamic loads transmitted from the rotor to the airframe are responsible for vibrations, discomfort and alternate stress of components. Moreover, helicopter blades, because of chordwise offset of center of gravity, are subjected to instabilities. A new and promising way to master those issues is to perform an aeroelastic optimization by introducing couplings between the flapwise-bending motion and the torsion motion.

In this paper, an aeroelastic model which takes into account elastic couplings is proposed and results on a blade where couplings are introduced are presented.

Mots clefs : Aéroélasticité ; Couplages Flexion-Torsion ; Charges Dynamiques

1 Introduction

Au cours de leur fonctionnement, les pales d'hélicoptères évoluent dans un environnement aérodynamique périodique et instationnaire. Cela provient de la variation cyclique d'incidence issue elle-même de variations cycliques de pas¹ et de pression dynamique, ainsi que des mouvements propres de la pale. Ce caractère instationnaire et périodique se traduit par un torseur aérodynamique pouvant être décomposé en série de Fourier :

$$\frac{dF_z^{Aero}}{dr} = A_0(r) + \sum_{k=1}^{\infty} [A_k(r) \cos(k\Omega t)] \quad (1)$$

r représente le rayon, $A_k(r)$ représente la répartition radiale d'effort aérodynamique pour la $k^{ième}$ harmonique et Ω correspond à la vitesse de rotation du rotor.

Ce chargement aérodynamique ainsi que les efforts inertiels provenant du mouvement de la pale sont

1. Il est rappelé que le pas correspond au mouvement de rotation rigide de la pale le long de l'axe radial, le battement correspond au mouvement hors plan rotor, la trainée au mouvement dans le plan rotor et la torsion correspond à la rotation élastique de la pale.

De même, il est rappelé que la notation $n\Omega$, correspond à la $n^{ième}$ harmonique de vitesse de rotation du rotor et représente un événement ayant lieu n fois par tour.

transmis au fuselage à travers l'articulation. Chaque pale transmet donc au moyeu un torseur d'action mécanique qui, lorsqu'il est ajouté au torseur des autres pales, génère un torseur appelé "torseur tête rotor". Les composantes dynamiques de ce torseur sont situées sur les harmoniques du nombre de pale multiplié par Ω . Les autres harmoniques ne sont pas transmises au fuselage, car, du fait de la sommation des torseurs de chaque pale, le rotor agit comme un filtre [3].

L'intensité des composantes de ce torseur dynamique est étroitement lié au comportement dynamique des pales. La méthodologie actuelle pour minimiser ces charges dynamiques, consiste en un placement fréquentiel des différents modes de pale. Cette approche simple permet d'éviter les réponses excessives mais ne permet pas d'assurer un minimum de charges dynamiques. Une nouvelle méthode permettant de maîtriser ces charges consiste à introduire des couplages élastiques de type battement-torsion dans les pales. Cela est rendu possible grâce aux propriétés des pales composites.

Les matériaux composites, du fait de leur bonnes propriétés en fatigue, sont parfaitement adaptées au milieu vibratoire des hélicoptères. Leurs propriétés sont aisément modifiable de façon à respecter différents critères de conception.

Les pales d'hélicoptères sont composées d'un longeron, utilisé pour résister à la force centrifuge, d'une peau permettant de conserver les propriétés géométriques de la section aérodynamique et enfin, d'une structure interne constituée de mousse ou de nid d'abeille.

Longeron et peau sont composés de plis composites aussi appelé "laminés". Ces laminés présentent une orientation principale, issue de l'orientation des fibres. Les pales classiques présentent des plis à 0° et $\pm 45^\circ$. Cela garantit un comportement quasi isotropique de la pale. Les plis à 0° contribuent à la raideur en flexion de la pale, tandis que les plis à $\pm 45^\circ$ contribuent à la raideur en torsion.

L'anisotropie des matériaux composites n'a pas encore été totalement exploitée par les hélicoptéristes. De nombreuses études ont été réalisées pour optimiser les propriétés géométriques, massiques et de raideurs en flexion et torsion [4], [5]. Cependant, l'introduction et la maîtrise de couplages élastiques flexion-torsion pouvant potentiellement améliorer le comportement dynamique de la pale, n'a pas encore été généralisé. Seul le programme British Experimental Rotor Program a mis en vol des pales présentant de tels couplages [6],[9].

L'objectif de cet article est de présenter un modèle aéroélastique de pale d'hélicoptère permettant la prise en compte de couplages élastiques de type battement torsion. L'apport de ces couplages sur la dynamique des pales d'hélicoptères, que ce soit en terme de charge dynamique ou encore de stabilité est présenté en guise de conclusion.

2 Modélisation Aéroélastique d'une Pale avec Couplages Élastiques

2.1 Modèle Dynamique

Au cours de leur fonctionnement, les pales d'hélicoptères présentent de petites déformations combinées à de grandes rotations provenant des articulations en battement et trainée situées en pied de pale. Pour décrire précisément ce comportement cinématique, la théorie dite du "Repère Flottant" a été utilisée [11]. Cette approche consiste à superposer des petites déformations souples linéaires aux mouvements "rigides" non linéaires.

Les petites déformations ont ici été modélisées par la méthode des modes prescrits [1]. Les énergies cinétique et de déformation de la pale sont calculées en projetant les degrés de liberté de souplesse sur une base de déformation préalablement choisie et respectant les conditions aux limites. La base de déformation considérée dans cette étude est issue d'un calcul éléments-finis de base modale d'une pale découplée [3].

Dans le cas d'une pale articulée en battement β et trainée δ , se déformant en battement w , trainée v et torsion Φ et présentant des couplages type battement-torsion $K_{z\theta}$ et en négligeant les effets de cisaillement, les expressions de l'énergie cinétique T , de l'énergie de dissipation D et de l'énergie de

déformation U sont :

$$2U = K_\beta \beta^2 + K_\delta \delta^2 + \int_0^R \left[EI_z w''^2 + EI_y v''^2 + GJ \Phi'^2 + F_c \left(w'^2 + v'^2 + \frac{I_s}{\mu} \Phi'^2 \right) + 2K_{z\theta} w'' \Phi' \right] .dr \quad (2)$$

Avec :

$$F_c = \int_x^R \mu r \Omega^2 .dr \quad (3)$$

On retrouve dans l'expression (2) les énergies de déformations provenant des raideurs à l'articulation K_β et K_δ , des raideurs classiques de la théorie des poutres EI_y , EI_z et GJ , de l'effet de précontrainte centrifuge F_c et enfin l'énergie de déformation dû au couplage élastique entre battement et torsion. μ correspond à la masse linéique de la pale, r à la position radiale et R au rayon du rotor.

$$2D = C_\delta \dot{\delta}^2 \quad (4)$$

$$2T = \int_0^R \left[V_{G \in S/R_0}^2 \mu + I_G(S) \cdot \Omega_{S/R_0} \cdot I_G(S) \right] .dr \quad (5)$$

$V_{G \in S/R_0}$ correspond à la vitesse du centre de gravité de la section et Ω_{S/R_0} à sa vitesse angulaire.

L'énergie cinétique T introduit notamment des couplages inertiels ainsi que des effets gyroscopiques. Les déports de centre de gravité des sections sont notamment à l'origine des couplage entre modes souples de torsion et ceux de battement ou de trainée. La formulation type "Repère Flottant" quant à elle, par la superposition des modes souples et rigides, génèrent des couplages inertiels.

Les champs de déplacements et de rotations souples sont ensuite décomposés sur la base de déformation considérée :

$$w = \sum_i \phi_\beta^i(r) q_\beta^i(t) \quad v = \sum_j \phi_\delta^j(r) q_\delta^j(t) \quad \Phi = \sum_k \phi_\theta^k(r) q_\theta^k(t) \quad (6)$$

Une fois les expressions précédentes injectées dans les équations (2) et (5), la méthode de Lagrange est appliquée [1] :

$$L = T - U$$

Puis, pour chacun des degrés de liberté q_i :

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} + \frac{\partial D}{\partial \dot{q}_i} = 0$$

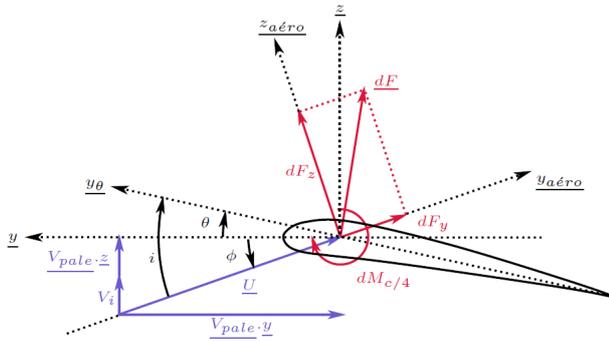
Finalement, le système dynamique suivant, pour lequel q regroupe les degrés de liberté de battement β et trainée δ ainsi que les participations modales des modes de déformations considérés, est obtenu :

$$\underline{\underline{M}} \cdot \ddot{q} + \left(\underline{\underline{C}} + \underline{\underline{C}}_G \right) \cdot \dot{q} + \left(\underline{\underline{K}} + \underline{\underline{K}}_S + \underline{\underline{K}}_G \right) \cdot q = \underline{F}_C + \underline{F}_{NL} \quad (7)$$

M représente la matrice de masse non linéaire. C et K correspondent aux matrices d'amortissement et de raideur classique. K_S regroupe les effets de raidissement issus de la précontrainte centrifuge. C_G représente la matrice de Coriolis et K_G est une matrice de raidissement gyroscopique supplémentaire. F_C correspond au vecteur des efforts généralisés liés à la force centrifuge et F_{NL} est un terme de forçage non linéaire d'ordre supérieur.

2.2 Modèle Aérodynamique

Un modèle aérodynamique de rotor d'hélicoptère nécessite la modélisation du fluide ainsi qu'un modèle de portance. Le modèle portance considéré ici est basé sur la théorie de l'élément de pale. C'est une application de la théorie des profils minces au cas de la voilure tournante [8]. Les coefficients aérodynamiques C_z , C_x et $C_{m_c/4}$ sont évalués à partir d'essais quasi-statiques en soufflerie. Les efforts élémentaires de portance et de trainée s'appliquent au foyer aérodynamique du profil.



$$i = \theta - \phi$$

$$dF_z = \frac{1}{2} \rho c U^2 C_z(i) dr$$

$$dF_y = \frac{1}{2} \rho c U^2 C_x(i) dr$$

$$dM_{c/4} = \frac{1}{2} \rho c U^2 C_{m_{c/4}}(i) dr$$

FIGURE 1 – Action mécanique de l'air sur le profil

D'autre part, pour la modélisation du fluide, un modèle de vitesse induite dynamique développé par Peter & He (Finite State Unsteady Wake model) est considéré [10]. La vitesse induite est alors décrite à l'aide de fonctions de distribution radiales et de fonctions harmoniques azimuthales :

$$V_i = \sum_{r=0} \sum_{j=r+1, r+3} \psi_j^r(\nu) \left[\alpha_j^r(t) \cos(r\psi) + \beta_j^r(t) \sin(r\psi) \right] \quad (8)$$

Les états de l'écoulement α_j^r et β_j^r sont décrits via un système différentiel temporel du premier ordre couplé avec les équations de portance.

Ce modèle de vitesse induite offre une plus grande richesse harmonique comparativement à des modèles classiques de type Meijer-Drees [2], et permet donc une meilleure prédiction des charges dynamiques.

2.3 Résolution Harmonique & Linéarisation

La résolution du système dynamique est assurée via une méthode de substitution [7]. Cette méthode repose sur les hypothèses de périodicité de la solution et de régime permanent stabilisé du rotor. Elle consiste à décomposer les différents degrés de liberté $q_i(t)$ en série de Fourier ayant pour période celle de rotation du rotor :

$$q_i(t) = q_i^0 + \sum_{n=1}^N [q_i^{nc} \cos(n\psi) + q_i^{ns} \sin(n\psi)] \quad (9)$$

La résolution est ensuite assurée harmonique par harmonique. Les équations différentielles de chaque degrés de liberté sont décomposées en $2N + 1$ équations (N correspondant à l'harmonique de troncature).

Une méthode de perturbation linéaire a ensuite été utilisée pour évaluer la stabilité du rotor. Elle repose sur un développement de Taylor des équations différentielles par perturbation de chaque degrés de liberté et de ses dérivées temporelles :

$$\ddot{q}_i = f(\dot{q}_i, q_i, \dot{q}_j, q_j) \quad (10)$$

$$d\ddot{q}_i = \frac{\partial f}{\partial q_i} dq_i + \frac{\partial f}{\partial \dot{q}_i} d\dot{q}_i + \frac{\partial f}{\partial q_j} dq_j + \frac{\partial f}{\partial \dot{q}_j} d\dot{q}_j + \frac{\partial f}{\partial \ddot{q}_j} d\ddot{q}_j \quad (11)$$

Il est ainsi possible de construire un système d'état, pour lequel il suffit ensuite d'étudier les valeurs propres.

3 Introduction de Couplages Élastiques sur une Pale Droite

Le modèle aéroélastique complet est désormais utilisé pour évaluer l'apport de l'introduction de couplages élastiques flexion-torsion sur une pale droite en étant initialement dépourvue. Quatre cas de couplages distincts sont considérés. Ils diffèrent par la répartition radiale de $K_{z\theta}$ ainsi que par le signe

du couplage. $K_{z\theta}^{\beta 2}$ correspond à une répartition optimisant le couplage entre le 1^{er} mode de torsion et le 2^{ème} de battement tandis que $K_{z\theta}^{\beta 3}$ maximise l'effet de couplage entre le 1^{er} mode de torsion et le 3^{ème} de battement. Les fréquences propres réduites calculées dans le vide pour chaque cas sont répertoriées dans le tableau ci-dessous. Seuls les 2^{ème} et 3^{ème} modes de battement et le 1^{er} mode de torsion ont été considérés car ce sont les seuls modes impactés significativement en fréquences par les couplages considérés. La raideur de battement-torsion $K_{z\theta}$ utilisée ici est de 25% de la raideur de torsion GJ :

	Référence	$K_{z\theta}^{\beta 2+}$	$K_{z\theta}^{\beta 2-}$	$K_{z\theta}^{\beta 3+}$	$K_{z\theta}^{\beta 3-}$
Battement 2	2.66	2.64	2.64	2.65	2.65
Battement 3	4.71	4.66	4.66	4.53	4.53
Torsion 1	4.94	4.95	4.95	5.10	5.10

La proximité fréquentielle entre le 1^{er} mode de torsion et le 3^{ème} mode de battement de la pale de référence permet d'expliquer les variations plus importantes observées sur les fréquences dans le cas d'un couplage optimisé entre ces deux modes. D'autre part, le signe du couplage n'a pas d'influence sur la variation de fréquences propres dans le vide. Néanmoins, celui-ci a une influence sur la nature des déformées modales couplées obtenues et, une fois placées dans un environnement aérodynamique, il conditionne les effets de raidissement ou d'assouplissement aérodynamique pouvant aboutir à d'importantes modifications de fréquences propres.

Fréquences Réduites (/rev)

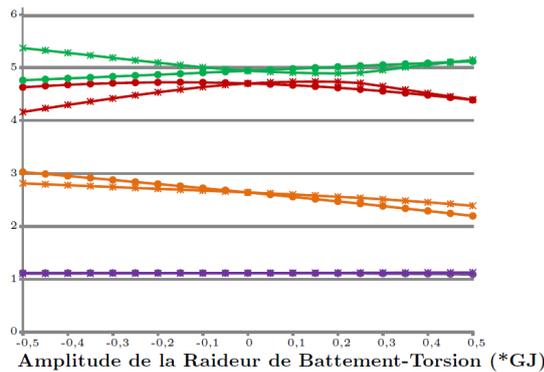


FIGURE 2 – Fréquences propres dans l'air

Amortissements Réduits (%)

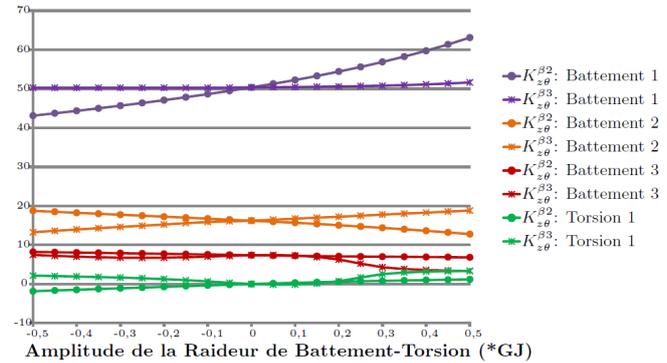


FIGURE 3 – Amortissement réduit dans l'air

Les figures 2 et 3 présentent les résultats du calcul aux valeurs propres en vol stationnaire pour des répartitions de couplages $K_{z\theta}^{\beta 2}$ et $K_{z\theta}^{\beta 3}$ et pour des amplitudes de couplages allant de -0.5 à 0.5 fois la raideur de torsion GJ . La nature, l'amplitude et le signe du couplage ont une influence importante sur le placement fréquentiel et sur la stabilité des modes. Cela entraîne des modifications de la réponse des différents modes de déformations ainsi que des charges dynamiques comme il est visible sur les figures 4 et 5.

La figure 4 représente la torsion en bout de pale en fonction de l'azimuth. L'influence de la nature du couplage ($K_{z\theta}^{\beta 2}$ ou $K_{z\theta}^{\beta 3}$) sur le comportement dynamique de la réponse en torsion de la pale apparaît clairement. Lorsque $K_{z\theta}^{\beta 2}$ est utilisée, la valeur statique de torsion est fortement impactée, cela affecte les performances du rotor et donc l'équilibre de l'hélicoptère.

La figure 5 quant à elle, représente les efforts tranchants verticaux en pied de pale normalisés par rapport au cas de référence pour les harmoniques 3, 4 et 5 du rotor. Les difficultés de minimisation de plusieurs harmoniques pour un couplage donné apparaissent clairement.

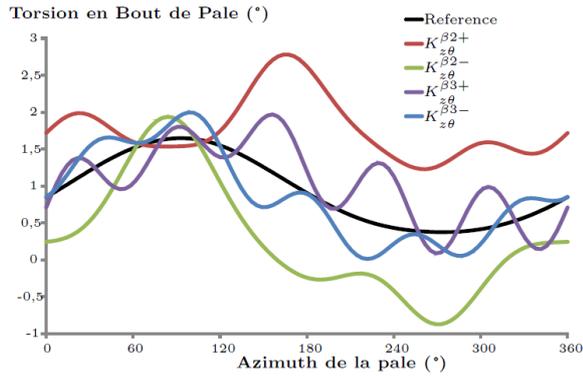


FIGURE 4 – Torsion en bout de pale

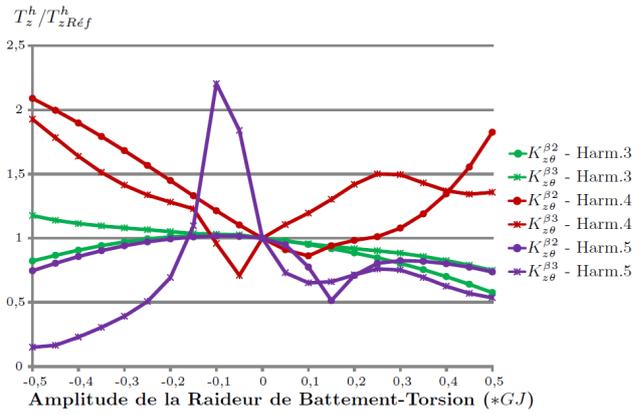


FIGURE 5 – Efforts tranchants en pied de pale

4 Conclusions

Le modèle aéroélastique de rotor isolé considéré ici permet notamment la prise en compte des effets dynamiques induit par l'introduction de couplages élastiques flexion-torsion dans les pales d'hélicoptère. Ce modèle va désormais être intégré dans des outils d'optimisation avancée afin d'assurer l'optimisation aéroélastique des pales via ces couplages. La minimisation des charges dynamiques et la conservation de marges de stabilité acceptables font du rotor d'hélicoptère un problème d'optimisation multi-paramètres, multi-critères, multi-contraintes très riche.

Références

- [1] George Done A. R. S. Bramwell and David Balmford. *Bramwells Helicopter Dynamics*. Butterworth-Heinemann, 2001.
- [2] Robert T. N. Chen. A survey of nonuniform inflow models for rotorcraft flight dynamics and control applications. Technical report, NASA, 1989.
- [3] Paul Cranga. *Comportement Dynamique de l'Hélicoptère - Contribution à la Définition de l'Architecture Générale*. PhD thesis, INSA de Lyon, 2005.
- [4] Ranjan Ganguli and Inderjit Chopra. Aeroelastic optimization of an advanced geometry helicopter rotor. *Journal of the American Helicopter Society*, 41(1) :18–28, 1996.
- [5] Bryan Glaz, Peretz Friedmann, and Li Liu. Surrogate based optimization of helicopter rotor blades for vibration reduction in forward flight. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 35 :341–363, 2008. 10.1007/s00158-007-0137-z.
- [6] Rob Harrison, Simon Stacey, and Bob Hansford. Berp iv the design, development and testing of an advanced rotor blade. In *American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montréal, Canada, April 29 May 1, 2008*.
- [7] W. Johnson. *Helicopter theory*. Dover books on physics. Dover Publications, 1994.
- [8] J.Gordon Leishman. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press.
- [9] Stuart Moffatt and Nicholas Griffiths. Structural optimisation and aero-elastic tailoring of the berp iv demonstrator blade. In *American Helicopter Society 65th Annual Forum, Grapevine, Texas, May 27-29, 2009*.
- [10] David A. Peters, David Doug Boyd, and Cheng Jian He. Finite state induced flow model for rotors in hover and forward flight. *Journal of the American Helicopter Society*, Volume 34 :Issue 4, 1989.
- [11] A. A. Shabana. *Dynamics of Multibody Systems*. Cambridge University Press, 2008.