

Résumé

L'optimisation des rotors d'hélicoptère, tant en termes de forme, de structure interne, ou de performance aérodynamique conduit à explorer de nouveaux types de design pour les pales. L'emploi massif de matériaux composites, le recours à des formes courbes et non plus simplement droites ou encore l'ajustement du vrillage aérodynamique font partie des pistes explorées. Ces nouveaux concepts de pales font apparaître des comportements élastiques complexes où la torsion, la flexion et l'allongement axial viennent se coupler entre eux. L'étude de ces couplages est réalisée dans le repère tournant afin de pouvoir y intégrer tous les effets inhérents à la rotation des pales. Un élément fini de poutre droite non-linéaire et haute précision est formulé dans ce mémoire afin de répondre aux besoins de modélisation tant pour la prédiction des déformations quasi-statiques sous charge aérodynamique et centrifuge que pour la réalisation d'études dynamiques et de stabilité sur les pales. Le modèle a pour but d'être implémenté dans un code de calcul global de simulation d'hélicoptère et se doit donc de proposer un compromis acceptable entre la précision, la robustesse et le temps de calcul. La validation du modèle proposé s'appuie sur des études analytiques, numériques et expérimentales. La grande précision de l'élément fini proposé est démontrée sur des pales de dernière génération. Il est maintenant attendu que le couplage de ce modèle élastique avec les modèles aérodynamiques les plus avancés permette d'améliorer sensiblement la précision des outils de simulation, en particulier lors de l'étude de phénomènes instables dont la maîtrise est indispensable au vol de l'hélicoptère.

- **Titre traduit**

Formulation of a beam finite element for dynamic of complex shaped helicopter blades

-

Résumé

Structural, shape and performances optimization in helicopter rotor leads to design composite blades initially curved and twisted. This design yields a highly coupled behavior between torsion, longitudinal and bending motions of blades. Besides, dynamic studies of blades have to be performed in the rotational frame, so that all rotatory effects could be siezed by the modeling. A highly accurate non-linear straight beam finite element is proposed to predict the static deformation under aerodynamic and centrifugal loads and achieve dynamic and stability analysis. This elastic model is to be implemented in a comprehensive rotorcraft analysis code, which means accuracy, reliability and calculation time compromise. Model validation is based on analytical, numerical and experimental investigations. The developed model reveals to be very accurate for new blade design including important twist angle and initially curved shape. It is expected to improve prediction quality for full helicopter simulation tools, undergoing strong coupling with advanced aerodynamic model