ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ 1993

Seria: MECHANIKA z. 113 Nr kol. 1198

Janusz NARKIEWICZ, Wiesław ŁUCJANEK
Politechnika Warszawska

UOGÓLNIONY MODEL ŁOPATY WIRNIKA NOŚNEGO ŚMIGŁOWCA*

Streszczenie. Opracowano ogólny model pojedyńczej łopaty wirnika śmigłowca, który może być wykorzystany do wyznaczania obciążeń i analizy stateczności ruchu na etapie projektu wstępnego. Przy modelowaniu wirnika możliwe jest uwzględnienie trzech obrotów w głowicy oraz odkształceń giętnych i skrętnych łopaty. Wyprowadzono równania ruchu łopaty oraz opracowano programy komputerowe badania stateczności ruchu.

GENERALIZED MODEL OF HELICOPTER ROTOR BLADE

Summary. General model of isolated helicopter rotor blade was developed for analysis of motion stability at the early stage of rotor design. Three rotations in the hub and bending - torsional deflections of the blade can can be taken into considerations. Equations of blade motion and computer programs for stability analysis were developed.

ОБЩАЯ МОДЕЛЬ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

Резюме. Стала разработана общая модель одной лопасти несущего винта вертолета. она может употребляться для анализа устойчивости при разработке эскизного проекта. При моделировании могут быть включены в анализ три поворота во втулке и изгибно - крутильные деформации лопасти. Стали выведены уравнения движения и стали разааботаны компютерные программы исследования устойчивости движения.

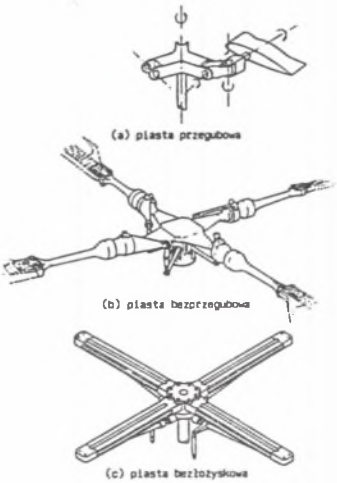
1. WSTĘP

Stosowane obecnie wirniki nośne śmigłowców mają złożoną konstrukcję głowic i łopat. Wynika to z funkcji, jakie spełnia wirnik nośny (zapewnienie

* Referat wygłoszony podczas XXIX Sympozjonu "MODELOWANIE W MECHANICE" w roku 1990.

ciągu, napędu i sterowania) oraz z wymagań wytrzymałościowych, wibroizolacji, poziomu hałasu itp.

Wraz z pojawieniem się nowych materiałów możliwe stało się uproszczenie konstrukcji wirników głównie przez wyeliminowanie przegubów występujących w rozwiązaniach klasycznych (rys.1a,b,c).



Rys. 1
Fig. 1

Modyfikacja zamocowania powoduje zmianę sprzężeń między odkształceniami łopaty i obrotami w piaście; dlatego każdy nowy wariant konstrukcyjny wirnika wymaga szczegółowej analizy.

Dotychczas analizy takie prowadzono oddzielnie dla każdego typu wirnika [1]. Obecnie dąży się do tworzenia ogólnych narzędzi obliczeniowych, które mogą być zastosowane do różnych rozwiązań konstrukcyjnych wirnika [2].

Celem referatu jest przedstawienie ogólnego modelu fizycznego umożliwiającego badanie stateczności ruchu różnych typów wirnika nośnego na wstępnym etapie jego projektowania [3].

2. MODEL FIZYCZNY

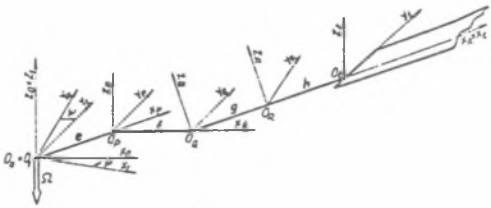
Analiza stateczności ruchu łopat wirnika śmigłowca jest problemem należącym do aeroelastczności. W modelu fizycznym muszą być uwzględnione obcią-

żenia: aerodynamiczne, masowe i sprężyste oraz odwzorowana kinematyka zamocowania łopaty.

W pracy przyjęto model izolowanej odkształcalnej łopaty wirnika nośnego śmigłowca poruszającego się ruchem ustalonym.

Model fizyczny składa się z dwóch podstawowych części: piasty i łopaty.

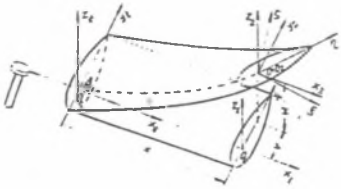
Model głowicy (rys.2) zawiera *nh* (*nh* ≤ 3) przegubów połączonych nieodkształcalnymi łącznikami. Rodzaj przegubu występującego w danym punkcie piasty jest wybierany z trzech możliwości odpowiadających obrotom wokół jednej z osi układu współrzędnych.



Rys. 2
Fig. 2

W każdym przegubie może wystąpić: (a) sprężystość modelująca odkształcalność głowicy, (b) tłumienie, (c) kąt wstępnego zaklinowania, a w przegubie osiowym okresowa zmiana kąta obrotu odpowiadająca sterowaniu cyklicznym skokiem łopaty.

Łopata (rys.3) jest odkształcalną belką o dowolnym obrysie skręconą wstępnie wokół prostoliniowej osi sprężystej.



Rys. 3
Fig. 3

Uwzględnine zostały trzy rodzaje odkształceń:

- zginanie *v* w płaszczyźnie większej sztywności,
- zginanie *w* w płaszczyźnie mniejszej sztywności,
- skręcanie ϕ wokół osi sprężystej.

Uwzględniono także możliwość wystąpienia wiskotycznego tłumienia konstrukcyjnego i materiałowego odkształceń łopaty.

Obciążenia aerodynamiczne wyznaczano z dwuwymiarowego modelu opływu przy wykorzystaniu stacjonarnych charakterystyk aerodynamicznych profili łopaty. Efekty niestacjonarne uwzględniono przez model napływu dynamicznego ("dynamic inflow") przy wyznaczaniu prędkości indukowanej.

3. MODEL MATEMATYCZNY

Ruch łopaty wynika z:

- odkształceń sprężystych łopaty ("odkształcalne" stopnie swobody v, w, ϕ),
- obrotu łopaty w przegubach piasty ("sztywne" stopnie swobody q_j).

Odkształcalne stopnie swobody zdyskretyzowano przez postacie odkształceń obliczone dla łopaty obracającej się w próżni.

Równania ruchu dla przyjętego modelu fizycznego wyprowadzono z zasady Hamiltona.

Dla "sztywnych" stopni swobody równania ruchu mają postać równań Lagrange'a:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_j}\right) - \frac{\partial T}{\partial q_j} + \frac{\partial U}{\partial q_j} = Q_j, \qquad (j=ng+1,\ldots,ng+nh). \tag{1a}$$

Dla "odkształcalnych" stopni swobody równania ruchu mają postać:

$$\int_R \left\{\left[\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{w}_j}\right) - \frac{\partial T}{\partial w_j} + \frac{\partial U}{\partial w_j}\right]\eta_j + \left[\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{w}'_j}\right) - \frac{\partial T}{\partial w'_j} + \frac{\partial U}{\partial w'}\right]\eta'_j + \right.$$

$$\left. + \frac{\partial U}{\partial w''_j}\right\} dR = \int_R Q_j \eta_j dR, \qquad (j = 1,\ldots,ng) \tag{1b}$$

$$(ng = nv + nw + nf),$$

gdzie: nv, nw, nf - liczby uwzględnionych odkształceń odpowiednio: giętnych w płaszczyznach większej i mniejszej sztywności oraz skrętnych.

Po wykonaniu wskazanych w (1a) i (1b) przekształceń oraz zastąpieniu różniczkowania względem czasu ($\dot{}$) różniczkowaniem względem azymutu ($\bar{}$) otrzymano równania ruchu łopaty w postaci:

$$B\ddot{\bar{q}} + 2\Omega C\bar{q} + \Omega^2 f + \bar{q}D_k\bar{q} + Kq + h - Q_A + D_T\bar{q} = 0, \tag{2}$$

gdzie: B, C, D_k, f - macierze i wektor obciążeń masowych,

K, h - macierz i wektor obciążeń sprężystych,

Q_A - wektor obciążeń aerodynamicznych,

D_T - macierz tłumienia.

Układ ten jest uzupełniany trzema równaniami różniczkowymi zwyczajnymi o stałych współczynnikach, określającymi zmiany zaburzeń prędkości indukowanej:

$$\bar{\lambda} = -\tau \lambda + \lambda. \tag{3}$$

Równania (2) i (3) tworzą pełny układ równań różniczkowych zwyczajnych opisujący ruch łopaty. Są to równania nieliniowe, których współczynniki są okresowymi funkcjami czasu (azymutu Uogólniony model łopaty wirnika nośnego łopaty).

4. WYNIKI OBLICZEŃ

W opracowanym modelu zawartych jest bardzo wiele wariantów konstrukcji wirnika. Opracowanie oprogramowanie pozwala na różne sposoby prowadzenia obliczeń. Metodyka realizowana przez opracowane programy komputerowe oraz wyniki obliczeń zostaną przedstawione w czasie referowania pracy.

6. PODSUMOWANIE

Opracowana metoda i programy obliczeniowe pozwalają na wyznaczenie obciążeń oraz badanie stateczności ruchu izolowanej, odkształcalnej łopaty zamocowanej do piast różnych typów. Opracowane oprogramowanie w części dotyczącej analizy równań pozwala na całkowanie numeryczne układów nieliniowych i liniowych oraz na jakościowe badanie stateczności układów liniowych równań różniczkowych zwyczajnych z okresowymi współczynnikami.

LITERATURA

[1] Huber H. B.: Effect of torsion-flap-coupling on hingeless rotor stability, AHS Forum, 1973.

[2] Johnson W.: Development of a comprehensive analysis for rotorcraft, Vertica, Vol.5, no.2, 1981.

[3] Narkiewicz J., Łucjanek W.: Opracowanie metody badania stateczności ruchu łopaty wirnika nośnego w locie postępowym śmigłowca, Sprawozdanie ITLiMS PW, 1989.

Recenzent: Doc. dr hab. Andrzej Buchacz

Wpłynęło do Redakcji dnia 12.10.1992

Abstract

There are many different designs of helicopter main and tail rotors: articulated (hub accommodates up to 3 hinges), hingeless and bearingless, and many variants of arrangements exist within each of these types.

Such variety of constructions creates problems in analysis of the rotor dynamics. Almost for each case it is necessary to apply particular approach. To avoid these difficulties, a generalized model of helicopter rotor blade is proposed.

Physical model is composed of a hub and a blade. The hub is of arbitrary type. In case of articulated rotor there may be up to 3 hinges (flapping, lagging and feathering) in arbitrary sequence. In each hinge it can be incorporated:

- stiffness modelling the flexibility of the hub,
- damping,
- precone, droop etc.,
- in feathering hinge also periodic rotation corresponding to the blade pitch control.

The blade is treated as a flexible beam of arbitrary shape, pretwisted around straight stiffness axis. The viscous structural and material damping can be included in the model.

Aerodynamic loads are determined from the 2-dimensional steady characteristics of the airfoil. Unsteady effects are modelled by "dynamic inflow".

Equations of motion are derived from the Hamilton's principle. For "rigid" degrees of freedom (rotations in hinges) the equations of motion have the form of Lagrange's equations (1a), and for "flexible" degrees of freedom the equations have the form (1b).

Generalized, matrix notation of equations of motion have the form (2). These are ordinary, nonlinear, differential equations with periodic coefficients.

Preliminary results of calculations performed using the generalized model will be shown during presentation of the paper.