

Wiesław ŁUCJANEK, Artur CEGIEŁKA
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

AUTOMATYCZNE USTATECZNIANIE PODŁUŻNEGO RUCHU ŚMIGŁOWCA WYCHYLENIEM USTERZENIA WYSOKOŚCI

Streszczenie. Zanalizowano numerycznie możliwość automatycznego ustateczniania podłużnego ruchu śmigłowca metodą wychylenia usterzenia wysokości. Wyznaczono własności dynamiczne śmigłowca z usterzeniem nieruchomym oraz z wychylenym przez jednokanałowego autopilota.

AUTOMATIC STABILIZATION OF HELICOPTER LONGITUDINAL MOTION BY DEFLECTION OF ELEVATOR

Summary. Possibility of automatic stabilization of helicopter longitudinal motion by deflection of elevator has been analysed numerically. Dynamic properties of a helicopter with elevator fixed as well as deflected by a one-channel autopilot have been determined.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ УПРАВЛЯЕМОГО СТАБИЛИЗАТОРА

Резюме. Проведено численное исследование возможности стабилизации продольного движения вертолета путем автоматического управления углом установки стабилизатора. Определены динамические свойства вертолета одноканальным автопилотом.

1. WSTĘP

Śmigłowiec jest obiektem latającym dynamicznie niestatecznym, zwłaszcza w zawisie i przy locie z małymi składowymi prędkości poziomej. Pewne ustatecznienie ruchów podłużnych można uzyskać stosując usterzenie wysokości, którego skuteczność jest

jednak widoczna dopiero przy większej prędkości lotu. Usterzenie jest przeważnie nieruchome względem kadłuba, a gdy jest możliwe jego wychylenie, to kąt zależy od położenia dźwigni skoku ogólnego wirnika nośnego, a więc od wielkości a nie kierunku ciągu. Istotną poprawę stateczności można uzyskać przez czynne sterowanie skokiem okresowym wirnika nośnego, co jednak wymaga sterowania w dwóch kanałach. Prostsze konstrukcyjnie byłoby ustatecznianie śmigłowca, podobnie jak samolotu, przez wychylenie usterzenia wysokości. W pracy jest przedstawiona wstępna analiza efektywności tego sposobu sterowania.

2. ZAŁOŻENIA

Śmigłowiec jest wyposażony w płytowy ster wysokości, którego kąt wychylenia może być zmieniany przez autopilota czułego na jeden wybrany parametr lotu. Analizie podlega ruch podłużny o 3 stopniach swobody: pochylanie oraz przemieszczenia w płaszczyźnie umownej symetrii kadłuba.

3. METODA ANALIZY

Dla stanu lotu tak wybranego, aby usterzenie wysokości mogło być skuteczne, np. dla lotu poziomego z prędkością przelotową, w oparciu o zlinearyzowane równania symetrycznego ruchu śmigłowca wyznaczone zostały wartości własne macierzy stanu w przypadku steru nieruchomego oraz czułego na zmiany składowej prędkości lotu wzdłuż kadłuba lub prędkości pochylania. Kąt wychylenia steru w obu wypadkach był liniową funkcją przyrostu odpowiedniego parametru, a współczynniki wzmocnienia autopilota zostały dobrane na podstawie analizy ich wpływu na wartości własne macierzy stanu. Obciążenia aerodynamiczne określono metodą pochodnych aerodynamicznych wyznaczonych numerycznie. W celu analizy przebiegu zmiennych stanu w procesie ustateczniania śmigłowiec poddawano kolejno trzem zaburzeniom: obu składowych prędkości lotu oraz kąta pochylania kadłuba, po czym metodą symulacji numerycznej wyznaczono odpowiedzi śmigłowca.

4. WYNIKI

Analizowano ruch śmigłowca klasy "SOKÓŁ" o następujących głównych danych:

masa	5.650 kg
promień 4-łopatowego wirnika nośnego	7.85 m

powierzchnia usterzenia wysokości	1,02 m ²
odległość usterz. wysokości od ś. c. śmigł.	7,85 m
prędkość końców łopat w zawisie	210 m/s

Parametry lotu niezaburzonego:

wysokość wg atmosfery wzorcowej	0 m
bezwymiarowa prędkość lotu poziomego $\mu = 0,25$	(52,5 m/s)
kąt pochylenia kadłuba	- 9,63 deg

Obliczone wartości własne bez sterowania

$$0,0457 \pm 0,4677i \quad \text{oraz} \quad -1,0738 \pm 0,9094i.$$

Pierwsza para wartości własnych świadczy o niestępcznoci ruchu. Przebiegi zmian bezwymiarowych parametrów lotu unormowanych do zaburzeń kąta pochylenia kadłuba są przedstawione na rys. 1a. Czas symulacji obejmuje pierwszych 30 jednostek czasu aerodynamicznego (jednostka czasu aerodynamicznego $t_a = 1,558$ s) po zaburzeniu.

W przypadku ustępczniania pilotem automatycznym czułym na zmiany prędkości kątowej pochylenia q (współczynnik wzmocnienia $e_q = 8$) wartości własne są:

$$-0,0148 \pm 0,1144i \quad \text{oraz} \quad -1,2195 \pm 26,9507i,$$

a przebiegi analogiczne do przedstawionych na rys.1a, wymuszone zaburzeniem kąta pochylenia kadłuba i wyznaczone w czasie $100t_a$, są pokazane na rys.1b.

W przypadku pilota automatycznego czułego na zmiany składowej wzdłużnej u prędkości lotu (współczynnik wzmocnienia $e_u = 1,5$) wartości własne są:

$$-0,0305 \pm 0,0990i \quad \text{oraz} \quad -0,9974 \pm 1,0465i,$$

a przebiegi analogiczne do przedstawionych na rys.1b są pokazane na rys.1c.

Nie zawsze zmiany parametrów lotu przebiegają tak łagodnie, jak to wynika z rysunków 1b i 1c. Na przykład odpowiedź śmigłowca na zaburzenie składowej pionowej w prędkości lotu, przy sterowaniu czułym na zmiany składowej wzdłużnej u , ($e_u = 1,5$) jest pokazana na rys.1d. Widać dość gwałtowne zmiany kąta pochylenia, co w burzliwej atmosferze może uczynić lot nieprzyjemnym dla załogi.

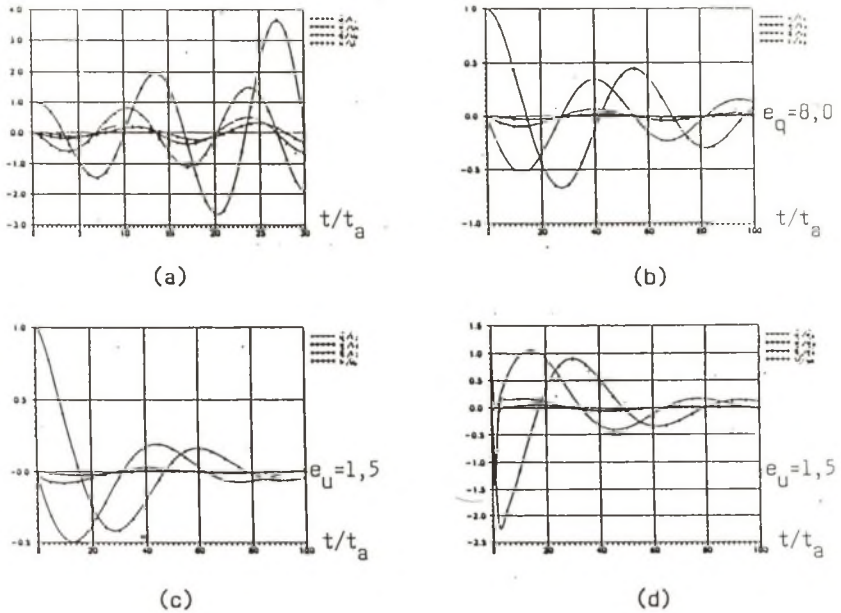
Szersze omówienie wyników zostanie przedstawione podczas referowania pracy.

4. WNIOSKI

Zastosowanie nawet prostego układu sterowania automatycznego umożliwia podłużne ustępcznienie śmigłowca przy większych prędkościach lotu.

Automatyczne sterowanie, zależne od prędkości pochylenia, dobrze tłumia wahania szybkie, natomiast wpływ na tłumienie ruchów fugoidalnych jest niewielki.

Sterowanie zależne od wzdłużnej składowej prędkości lotu skuteczniej tłumia oscylacje fugoidalne, ale przy pewnych zaburzeniach początkowych może powodować nieprzyjemne dla załogi zmiany parametrów lotu.



Rys.1. Parametry lotu w funkcji czasu, zaburzenia początkowego i rodzaju sterowania
 Fig.1. Flight parameters vs time, initial disturbance and type of control

e_q, e_u - współczynniki wzmocnienia autopilota. Autopilot gain coefficients,
 \bar{q} - bezwymiarowa prędkość pochylenia. Nondimensional rate of pitch,
 t - czas. Time,
 \bar{u}, \bar{w} - bezwymiarowe składowe prędkości lotu. Nondimensional velocity components,
 ν - kąt pochylenia. Pitch angle.

LITERATURA

- [1] Babister A. W.: Aircraft dynamic stability and response. Pergamon Press, 1980.
- [2] Łucjanek W., Sibilski K.: Wstęp do dynamiki śmigłowca. Politech. Warsz., wyd. II. 1985.

Recenzent: Dr hab. inż. Andrzej Buchacz

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1993 r.

Abstract

Helicopter is dynamically unstable, particularly in hovering and at low speed. To cure the situation, some passive devices are commonly applied, for instance horizontal stabilizers, which improve the helicopter dynamic characteristics at high speed. Real improvement, however, may be achieved only by automatic control of main rotor cyclic pitch. Such method needs a multi-channel autopilot and complicated executive devices.

Simpler control system could be possibly applied for helicopters equipped with stabilizers. By automatic deflection of the elevator, the longitudinal motion would be stabilized, at least at higher speed. To analyze this idea, a feasibility study of application of one-channel autopilot for control of elevator pitch angle have been undertaken.

Motion of rigid helicopter in its plane of symmetry is analyzed numerically on the base of linear theory. For steady flight at speed sufficient to make the elevator effective (for instance the cruising), the eigenvalues of state matrix are calculated for elevator fixed and then for elevator deflected by a one-channel autopilot which is sensitive either to the helicopter rate of pitch q or to increment of flight velocity longitudinal component u . For studying the helicopter transient response to flight disturbances, the impulse changes of flight speed components and pitch angular velocity are applied as input signals and then the nondimensional values of flight parameters are plotted versus the nondimensional time.

Calculations have been performed for a single-main-rotor helicopter of 6 ton class. Results for stabilizer fixed are shown in Fig. 1a. The unstable motion is obvious. Selected results for the case of elevator deflected by the autopilot are shown in Figs. 1b - 1d. In all cases the stabilization is effective, but, as may be seen in Fig. 1d, at some combination of initial disturbance and type of autopilot, changes of flight parameters may be considerable that may cause the flight unpleasant to the crew.