

BADANIE STATECZNOŚCI USTALONYCH STANÓW LOTU STEROWANEGO ŚMIGŁOWCA I ANALIZA SPRZEŻEŃ RUCHÓW PRZESTRZENNYCH JEGO ELEMENTÓW

KRZYSZTOF JANKOWSKI (WARSZAWA)
JERZY MARYNIAK

Politechnika Warszawska

1. Wstęp

Stan lotu śmigłowca, ustalony przez pilota odpowiednim ustawieniem organów sterowniczych, może być naruszony różnymi zewnętrznymi zaburzeniami: podmuchem wiatru, zmianą wyważenia, przypadkowym ruchem drążka sterowego, wystrzeleniem raket itp. Praktyka pokazuje, że śmigłowce jednowirnikowe z wirnikami nośnymi z przegubowym zamocowaniem łopat nie są stateczne w szerokim zakresie prędkości i wysokości lotu [10, 11, 12]. Dla polepszenia charakterystyk pilotażowych śmigłowców stosuje się specjalne urządzenia automatyczne. W przypadku podłączenia ich według schematu różnicowego odchylenie organu sterowniczego jest sumą odchylenia drążka sterowego i sygnału urządzenia automatycznego. Sterując śmigłowcem wyposażonym w odpowiednio dobrany układ sterowania automatycznego pilot ma do czynienia ze statecznym obiektem latającym.

Przedmiotem prezentowanej pracy jest badanie stateczności lotu poziomego i zawisu śmigłowca jednowirnikowego, a także analiza sprzężeń pomiędzy ruchami jego poszczególnych elementów oraz ruchami określanymi jako podłużne i boczne. Model matematyczny śmigłowca, którego stateczność rozwiązań będzie badana, przedstawiono w pracach [5, 6, 7]. W wyprowadzonych tam równaniach uwzględniono ruchy względem kadłuba śmigłowca takich jego elementów, jak łopaty wirnika nośnego, łopaty śmigła ogonowego, statecznika i turbiny silników, biorąc pod uwagę nieinercjalność układów odniesienia, względem których badany jest ruch. W równaniach ruchu śmigłowca uwzględniono ponadto wpływ układu sterowania automatycznego, którego oddziaływanie na śmigłowca wyrażone jest więzami kinematycznymi.

2. Równania różniczkowe ruchu zaburzonego

Wyprowadzone w [5, 6] nieliniowe równania różniczkowe ruchu, po wyłączeniu równań opisujących ruch turbin swobodnych (ze względu na słabe sprzężenie z pozostałymi równaniami), można zapisać w następujący sposób:

$$A \frac{dy}{dt} + B(y) = C(y), \quad (1)$$

gdzie:

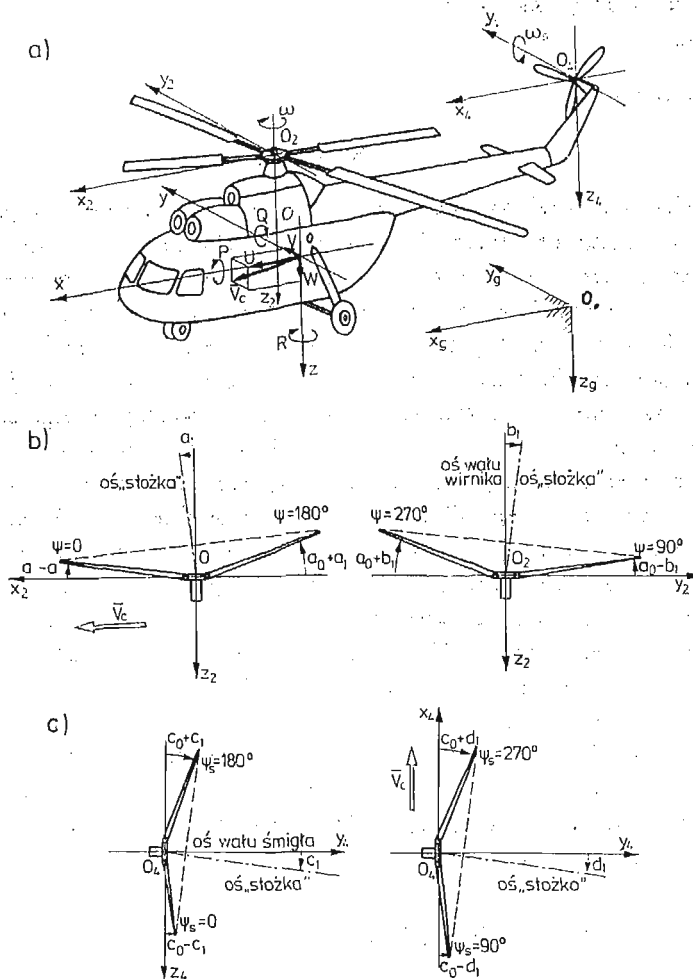
— $y[35]$ — wektor, którego składowymi są quasi-prędkości i współrzędne uogólnione (opisane w [6, 7] oraz poglądowo pokazane na rys. 1):

$$y = \text{col}[U, V, W, P, Q, R, \omega, \dot{a}_0, \dot{a}_1, \dot{b}_1, \dot{e}_0, \dot{e}_1, \dot{f}_1, \dot{c}_0, \dot{c}_1, \dot{d}_1, x_g, y_g, z_g, \Phi, \theta, \Psi, a_0, a_1, b_1, e_0, e_1, f_1, c_0, c_1, d_1, \alpha, \eta, \varphi_a, \varphi_s]; \quad (2)$$

— $A[35 \times 35]$ — macierz, której elementy są funkcjami składowych wektora;

— $B(y), C(y)$ — funkcje wektorowe z ciągłymi drugimi pochodnymi względem y . Stan ruchu ustalonego charakteryzuje wektor y_0 , spełniający równanie wektorowe:

$$B(y_0) = C(y_0). \quad (3)$$



Rys. 1. Schemat śmigłowca z zaznaczonymi parametrami występującymi w opisie jego ruchu: a) widok ogólny, b) widoki z boku i z tyłu „stożka” opisywanego przez łopaty wirnika nośnego, c) widoki z tyłu i z góry „stożka” łopat śmigła ogonowego

Wartości stałych współrzędnych tego wektora oraz pozostałych parametrów ruchu ustalonego wyznacza się z równań ruchu ustalonego [6].

Położmy

$$\mathbf{x} = \mathbf{y} - \mathbf{y}_0, \quad (4)$$

gdzie \mathbf{x} oznacza odchylenie rozwiązania \mathbf{y} od położenia równowagi opisanego wektorem \mathbf{y}_0 .

Funkcje wektorowe z równania (1) można rozwinąć w szereg Taylora do postaci [2]:

$$\begin{aligned} \mathbf{C}(\mathbf{y}) - \mathbf{B}(\mathbf{y}) &= \mathbf{C}(\mathbf{y}_0) - \mathbf{B}(\mathbf{y}_0) + \mathbf{C}'(\mathbf{y}_0)\mathbf{x} - \mathbf{B}'(\mathbf{y}_0)\mathbf{x} + o(\|\mathbf{x}\|) = \\ &= (\mathbf{D} - \mathbf{F})\mathbf{x} + o(\|\mathbf{x}\|), \end{aligned} \quad (5)$$

gdzie:

$$\mathbf{D} = \mathbf{C}'(\mathbf{y}_0) = [C_{ik}(\mathbf{y}_0)], \quad (6)$$

$$\mathbf{F} = \mathbf{B}'(\mathbf{y}_0) = [B_{ik}(\mathbf{y}_0)], \quad (7)$$

oznaczają macierze Jacobiego.

Po podstawieniu (4) i (5) do równań (1) otrzymujemy równanie różniczkowe ruchu zaburzonego:

$$\mathbf{A}_0 \frac{d\mathbf{x}}{dt} = (\mathbf{D} - \mathbf{F})\mathbf{x} + o(\|\mathbf{x}\|), \quad (8)$$

gdzie:

$$\mathbf{A}_0 = \mathbf{A}|_{\mathbf{y}=\mathbf{y}_0}. \quad (9)$$

Pochodne sił uogólnionych obliczono na drodze analitycznej, poprzez różniczkowanie odpowiednich wyrażeń. Są one umieszczone w 16-tu pierwszych wierszach macierzy $\mathbf{D} = \mathbf{C}'(\mathbf{y}_0)$. Przy obliczaniu pochodnych uwzględniono, że składowa prędkości indukowanej przez wirnik v_0 zależy od składowych prędkości liniowej U , V , W i kątowej R śmigłowca oraz od prędkości obrotowej wirnika ω , a prędkość indukowana przez śmigło ogonowe v_s zależy od prędkości U , V , W i Q oraz od prędkości obrotowej śmigła ω_s . W dodatkach do pracy [5] podano wszystkie elementy macierzy \mathbf{A} , \mathbf{D} i \mathbf{F} .

3. Model matematyczny badania stateczności dynamicznej obiektu śmigłowca — układ sterowania

Zakładając, że stała macierz \mathbf{A}_0 w równaniu różniczkowym ruchu zaburzonego (8) jest nieosobliwa i mnożąc lewostronnie równanie (8) przez \mathbf{A}_0^{-1} otrzymuje się:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{A}_0^{-1}(\mathbf{D} - \mathbf{F})\mathbf{x} + o(\|\mathbf{x}\|). \quad (10)$$

Wprowadzając macierz

$$\mathbf{G} = \mathbf{A}_0^{-1}(\mathbf{D} - \mathbf{F}), \quad (11)$$

zwaną też macierzą stanu, równanie różniczkowe ruchu zaburzonego można zapisać w postaci:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{G}\mathbf{x} + o(\|\mathbf{x}\|). \quad (12)$$

Dla badania stateczności w sensie Lapunowa położenia równowagi układu, którego ruch opisywany jest równaniem różniczkowym autonomicznym (1) wykorzystano twierdzenia podane w [2]. Zmienna x wyznaczająca odchylenie rozwiązania y od stanu ruchu ustalonego y_0 spełnia równanie różniczkowe (12). Jeśli wszystkie wartości własne macierzy $G = A_0^{-1}(D-F)$ mają ujemne części rzeczywiste, to stan równowagi $y = y_0$ jest asymptotycznie stateczny przy $t \rightarrow \infty$.

Ponieważ rozpatrywany układ jest układem nieholonomicznym [7] przy badaniu stateczności w sensie Lapunowa, otrzyma się pewną liczbę zerowych wartości własnych macierzy stanu [9]. Układy nieholonomiczne mają pewne różnice położenia równowagi lub różnice ruchu ustalonego [6]. W związku z tym równania zlinearyzowane tych układów należy badać w otoczeniu różnic położenia równowagi lub ruchu ustalonego. Jak wykazano w [9], zerowe wartości własne macierzy stanu wynikają z tej różnicy i nie są równoznaczne z przypadkiem krytycznym w teorii stateczności.

Dla rozpatrywanego modelu matematycznego śmigłowca wymiar różnicy ruchu ustalonego jest równy 4 [6]. Należy więc spodziewać się 4 zerowych wartości własnych, których nie należy brać pod uwagę, a stateczność oceniać według pozostałych wartości własnych macierzy stanu.

Przy pomocy otrzymanych równań ruchu zaburzonego (12) można badać stateczność każdego punktu 4-wymiarowej powierzchni, odpowiadającej różnicy ruchu ustalonego. W zastosowaniach praktycznych bada się stateczność wybranych punktów tej powierzchni, ważnych z fizycznego punktu widzenia.

4. Przykład obliczeniowy na badanie własności dynamicznych śmigłowca

Przy badaniu własności dynamicznych śmigłowca razem z wartościami własnymi λ_j macierzy stanu oblicza się odpowiadające im wektory własne w_j . Umożliwia to przeprowadzenie analizy modalnej, polegającej na obliczeniu częstości drgań i współczynników tłumienia oraz wyznaczeniu postaci drgań. W efekcie można stwierdzić, które ruchy obiektu śmigłowca-układ sterowania są charakteryzowane przez kolejne wartości własne macierzy stanu.

Obliczeń numerycznych dokonano dla modelu fizycznego śmigłowca klasy Mi-6, którego charakterystyczne dane są następujące: masa — 35 000 [kg], liczba łopat wirnika nośnego — 5, promień wirnika — 17,5 [m], cięciwa przekroju łopaty o obrysie prostokątnym — 1 [m], prędkość obrotowa piasty wirnika — 11,8 [rad/s], liczba łopat śmigła ogonowego — 4, promień śmigła — 3,15 [m], cięciwa charakterystyczna przekroju łopaty śmigła — 0,5 [m], współczynnik sprzężenia kąta obrotu piasty śmigła z kątem obrotu piasty wirnika — 5,66. Dla opisu położenia równowagi, których stateczność jest badana, wykorzystano obliczone w [6] parametry lotu poziomego (dla różnych wartości prędkości lotu V_c) oraz parametry zawisu śmigłowca — zależnie od wyważenia podłużnego.

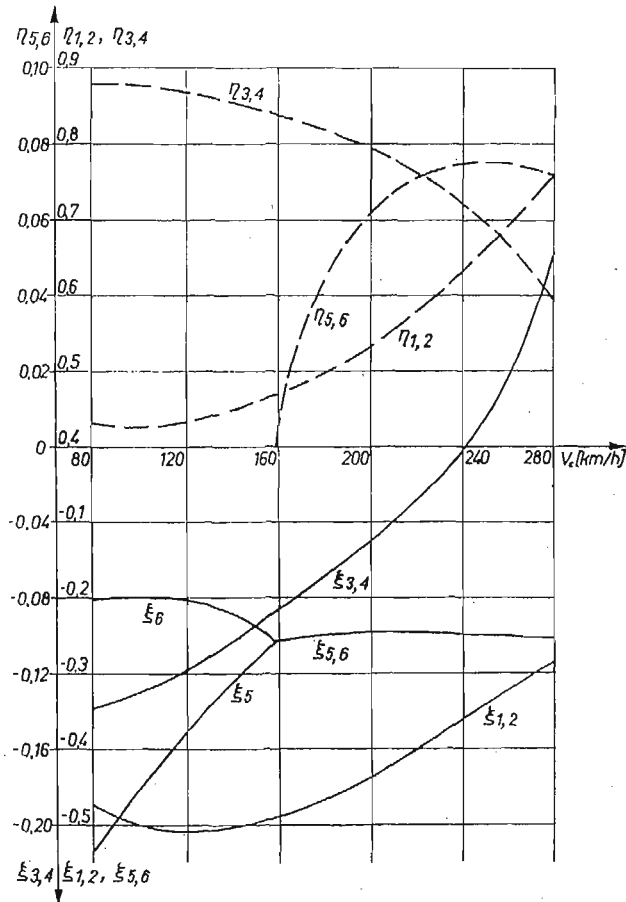
Lot poziomy

Spośród wartości własnych macierzy $G[35 \times 35]$ 4 są bliskie zera dla całego zakresu zmian prędkości lotu, co wynika z nieholonomiczności układu i jest zgodne z wcześniejszymi rozważaniami.

Jako charakterystyczne należy wskazać postacie odpowiadające ruchom: krótkookresowemu ($\lambda_{1,2}$ i $\lambda_{3,4}$) i długookresowemu ($\lambda_{5,6}$) śmigłowca. Ponieważ jako dane przyjęto parametry ciężkiego śmigłowca, ze środkiem parcia kadłuba położonym za SM śmigłowca, postacie te nie zawierają ruchu pochylającego (zaburzeń prędkości Q). Reprezentują one natomiast sprzężone ruchy pionowe i boczne śmigłowca ($\lambda_{1,2}$, $\lambda_{5,6}$). Jak widać na rys. 2, słabo tłumiony ruch oscylacyjny o częstości $\eta_{3,4}$ na dużych prędkościach (powyżej 240 [km/h]) przekształca się w oscylacje rozbieżne — ruch śmigłowca staje się niestateczny.

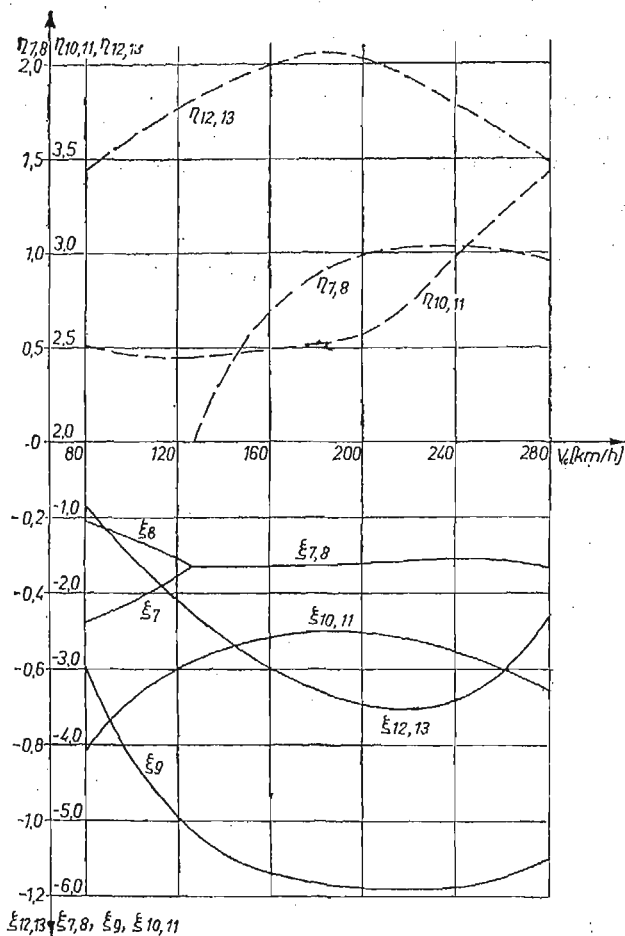
Wykresy parametrów ruchów bocznych śmigłowca, sprzężonych z ruchami pionowymi, umieszczono również na rys. 3. Są to ruchy oscylacyjne, z wyjątkiem λ_7 i λ_8 , które dla prędkości $V_c < 130$ [km/h] reprezentują dwa ruchy aperiodyczne o współczynnikach tłumienia ξ_7 i ξ_8 .

Interesujące są postacie giroskopowe ruchów wirnika nośnego i śmigła ogonowego. Nie można tu wyodrębnić czystej postaci ruchu precesyjnego, mamy do czynienia raczej



Rys. 2. Częstości oscylacji η i współczynniki tłumienia ξ w funkcji prędkości lotu V_c dla ruchów krótko- i długookresowych śmigłowca

ze złożonym ruchem nutacyjnym: $\lambda_{15,16}$ — zmiany kątów a_0 i a_1 oraz prędkości pionowej W , częstość oscylacji zbliżona do prędkości obrotowej wirnika: $\eta_{15,16} \approx \omega$; $\lambda_{18,19}$ — zaburzenia współrzędnych a_1 i b_1 , silnie sprzężone z zaburzeniami współrzędnej c_1 ruchu łopat śmigła ogonowego oraz prędkości przechylenia P całego śmigłowca, $\eta_{18,19} \approx 3\omega$;



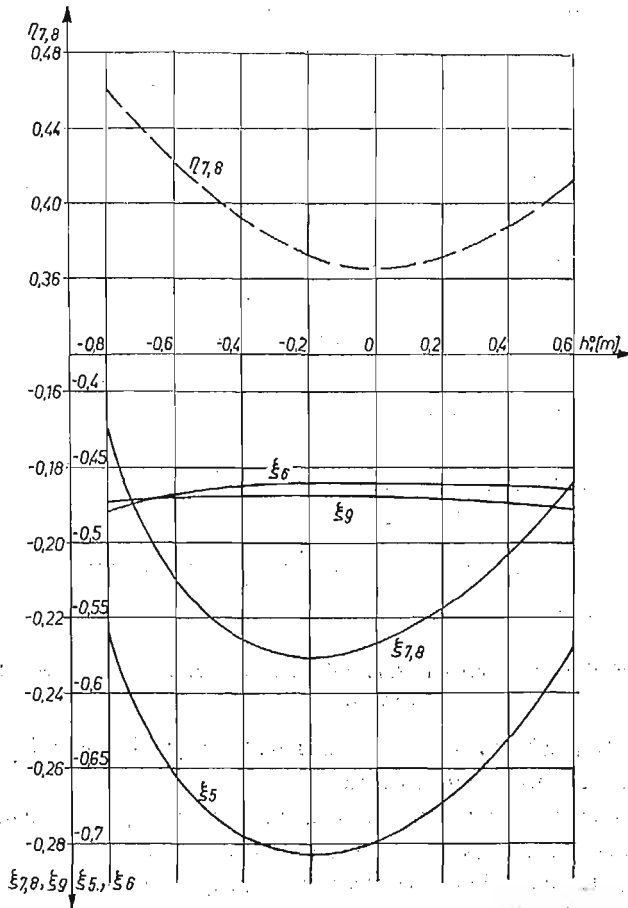
Rys. 3. Częstości oscylacji η_j i współczynniki tłumienia ξ_j dla ruchów bocznych śmigłowca, sprzężonych z ruchami pionowymi

$\lambda_{25,26}$ — oscylacje współrzędnej c_0 ruchu łopat śmigła ogonowego wokół przegubu wahań, $\eta_{25,26} \approx \omega_s = i_s \omega$; $\lambda_{27,28}$ — zaburzenia współrzędnych c_1 i d_1 , $\eta_{27,28} \approx 2\omega_s$; $\lambda_{29,30}$ — zaburzenia współrzędnych c_1 i d_1 , $\eta_{29,30} \ll \omega_s$.

Bardzo ważne są zaobserwowane sprzężenia poszczególnych ruchów śmigłowca. Istnieją tu nie tylko sprzężenia ruchów podłużnych i bocznych kadłuba śmigłowca, ale i sprzężenia pomiędzy ruchami; kadłuba i wirnika; wirnika i śmigła ogonowego; kadłuba, wirnika i śmigła ogonowego.

Zawis śmigłowca

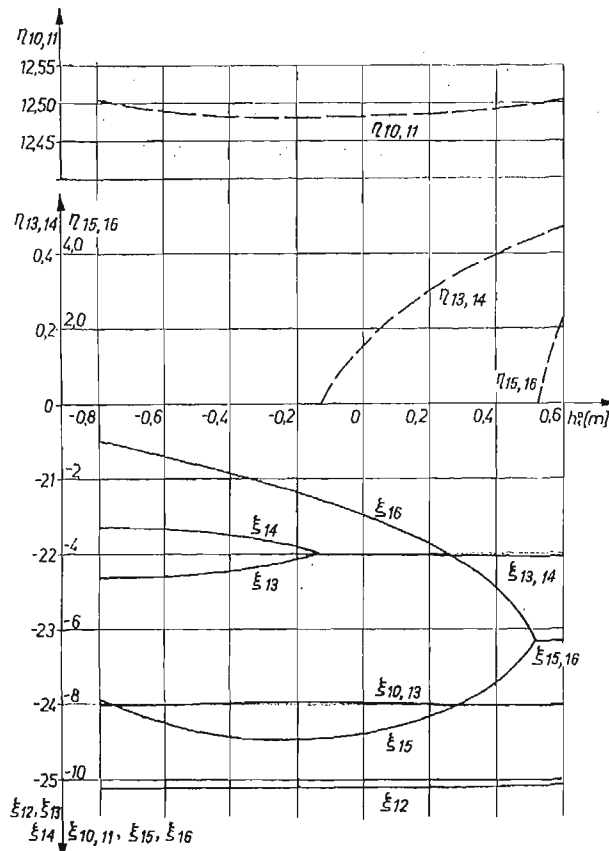
W zawisie, oprócz wskazanych przy analizie lotu poziomego postaci giroskopowych ruchów wirnika nośnego i śmigła ogonowego, interesujące są postacie ruchów całego śmigłowca w przestrzeni, przy czym są to zarówno ruchy przestrzenne środka masy śmigłowca, jak i sprzężone z nimi ruchy wokół środka masy. Do pierwszej grupy należą np.:



Rys. 4. Częstotliwości oscylacji η , i współczynniki tłumienia ξ , dla ruchów środka masy śmigłowca oraz wokół środka masy w funkcji odległości h_1^0 , $V_c = 0$.

$\lambda_{1,2}$ — tłumione oscylacje współrzędnych z_g , x_g i y_g ; $\lambda_{7,8}$ — oscylacje x_g , y_g i z_g ; λ_9 — aperiodyczne słabo tłumione ruchy środka masy: x_g , y_g , z_g ; a do drugiej grupy: $\lambda_{3,4}$ — charakteryzuje oscylacje x_g , y_g , z_g i kąta pochylenia θ ; λ_5 , λ_6 — aperiodyczne, tłumione ruchy pionowe i postępowe śmigłowca, sprzężone z ruchem bocznym i pochyleniem θ .

Na rys. 4 wykreślono w zależności od wyważenia podłużnego śmigłowca, charakteryzowanego odległością h_1^0 od środka masy kadłuba do osi wirnika nośnego, części rzeczywiste i urojone wartości własnych odpowiadających ruchom całego śmigłowca:

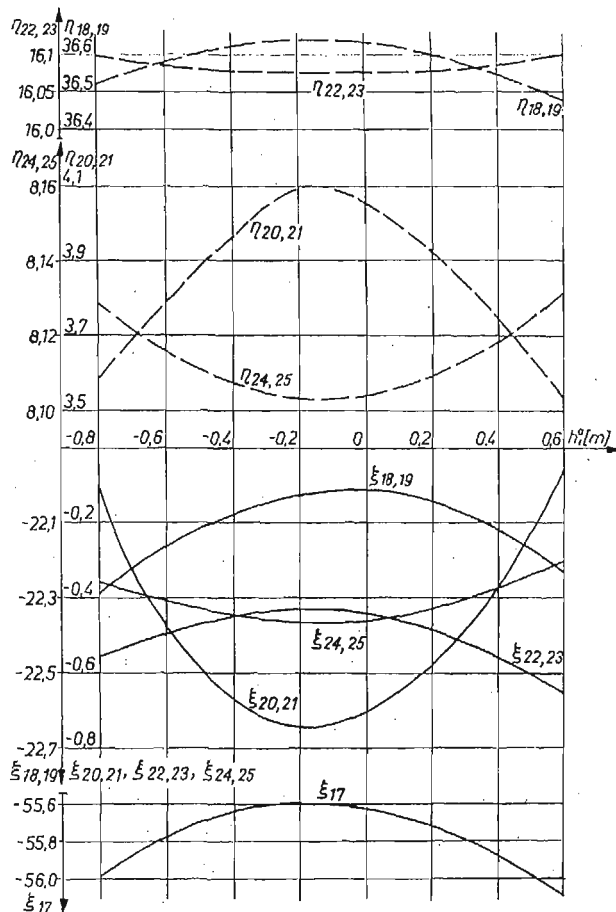


Rys. 5. Częstości oscylacji η_j i współczynniki tłumienia ξ_j dla sprzężonych ruchów wirnika nośnego i innych elementów, $V_c = 0$

λ_5 , λ_6 , $\lambda_{7,8}$ i λ_9 . Największe zmiany wykazują współczynniki tłumienia ξ_5 i $\xi_{7,8}$, dążące na krańcach badanego przedziału do zera.

Dla ruchów związanych z wirnikiem (rys. 5), oprócz w przybliżeniu stałych współczynników tłumienia: $\xi_{10,11}$, ξ_{12} , $\xi_{13,14}$ i częstości oscylacji $\eta_{10,11}$, występują też zmienne, jak np. ξ_{15} — współczynnik tłumienia charakteryzujący sprzężone ruchy wirnika, śmigła ogonowego i kadłuba śmigłowca. Przy większych ujemnych wartościach h_1^0 ruch stanie się niestacyczny.

Z analizy postaci pozostałych ruchów związanych z wirnikiem (rys. 6) wynika, że przy wartościach $h_1^0 > 0,6$ [m] lub $h_1^0 < -0,8$ [m] ruch będzie niestacyczny — współczynnik tłumienia $\xi_{20,21}$ przyjmie wartości dodatnie. Częstość oscylacji $\eta_{20,21}$ przy mniejszym tłumieniu jest mniejsza niż przy maksymalnym. Interesujący jest fakt, że $\lambda_{20,21}$ charakteryzuje głównie zaburzenia ruchu łopatek wirnika nośnego wokół przegubów pionowych i ruchu pionowego SM śmigłowca. Podobnie wrażliwy na zmiany wyważenia podłużnego jest współczynnik tłumienia $\xi_{24,25}$, również charakteryzujący m.in. ruchy związane z zaburzeniami kątów obrotów łopatek wirnika nośnego wokół przegubów pionowych, jak i ruchy boczne i postępowe SM śmigłowca.



Rys. 6. Częstości oscylacji η , i współczynniki tłumienia ξ , dla pozostałych ruchów związanych z wirnikiem, $V_c = 0$

5. Wnioski

Analiza otrzymanych w pracy równań oraz wyników obliczeń numerycznych pozwoliła wyjaśnić szereg istotnych cech dynamiki lotu automatycznie sterowanego śmigłowca. Stwierdzono, że części rzeczywiste wartości własnych macierzy stanu, charakteryzujące stateczność ruchu śmigłowca, doznają znacznych zmian przy zmianach prędkości lotu. Wynika z tego, że układ sterowania automatycznego ze stałymi wartościami współczynników wzmocnienia nie może podwyższać stateczności śmigłowca w całym zakresie zmian prędkości lotu. W zawisie zaobserwowano zmiany wartości własnych, charakteryzujących zarówno ruchy podłużne, jak i boczne, w zależności od wyważenia podłużnego śmigłowca.

Występowanie znacznych sprzężeń ruchów podłużnych i poprzecznych kadłuba śmigłowca wywołuje potrzebę włączenia do każdego z kanałów sygnałów proporcjonalnych do parametrów wszystkich ruchów, co pozwoli uprzedzić zaburzenia wynikające ze sprzężeń i polepszyć jakość stabilizacji. Ten sposób sterowania stosuje się w śmigłowcach

produkowanych w USA, co sugerują m.in. prace [1, 8]. Tymczasem, jak wynika z dostępnych źródeł [10, 11], w eksploatowanych w Polsce w latach 60-ych i 70-ych śmigłowcach stosuje się prawa sterowania, nie zawierające sygnałów sprzęgających.

Rozważenia wymaga sugerowana w pracy [3] idea włączenia do praw sterowania śmigłowcem parametrów ruchu kąтового łopat wirnika nośnego (pochylenia (a_1 i \dot{a}_1) oraz przechylenia (b_1 i \dot{b}_1)) „stożka” opisywanego przez łopaty wirnika, rys. 1), z powodu sprzężenia ruchów wirnika i kadłuba śmigłowca. Hall i Bryson intuicyjnie podważyli twierdzenie o szerokim rozdzieleniu („large separation”) charakterystyk częstotliwościowych wirnika od charakterystyk częstotliwościowych ruchu kadłuba jako ciała sztywnego i porównali różne sposoby sterowania — bez uwzględnienia i z uwzględnieniem dynamiki wirnika w prawach sterowania. W niniejszej pracy oraz w innych pracach [5, 7] przedstawiono wyniki jakościowej i ilościowej analizy, które demonstrowują wyraźnie sprzężenia ruchów kadłuba i wirnika.

Z powyższym zagadnieniem związane są problemy tłumienia dynamicznego drgań przenoszonych z wirnika na kadłub. W latach 70-ych firma Sikorsky umieściła na głowicy jednego ze śmigłowców eliminator wahadłowy drgań typu Sarazina-Chiltona. Jak wiadomo [4], eliminator tego rodzaju musi być dostrojony do jednej z harmonicznnych — tłumić drgania odpowiadające jednej z wielokrotności prędkości obrotowej wirnika. Po wykorzystaniu przedstawionego modelu matematycznego i dokonaniu obliczeń numerycznych dla konkretnego śmigłowca otrzymuje się wskazania ilościowe co do doboru takiego tłumika. W prezentowanym w tej pracy przykładzie obliczeniowym jedna z postaci drgań opisywana wartościami własnymi macierzy stanu $\lambda_{18, 19}$ odpowiadała sprzężonym ruchom wirnika oraz kadłuba i śmigła ogonowego o częstości $\eta_{18, 19} \approx 3\omega$. Wynika z tego, że dla danego śmigłowca tłumiona powinna być 3-cia harmoniczna.

Należy podkreślić, że powyższe rozważania możliwe były do przeprowadzenia dzięki dysponowaniu wyprowadzonym pełnym modelem dynamicznym śmigłowca.

Literatura cytowana w tekście

1. T. R. CROSSLEY, B. PORTER, *Synthesis of helicopter stabilization system using modal control theory*, Journal of Aircraft, Vol. 9, No. 1, 1972.
2. R. GUTOWSKI, *Równania różniczkowe zwyczajne*, WNT, Warszawa 1971.
3. W. E. HALL, A. E. BRYSON, *Inclusion of rotor dynamics in controller design for helicopters*, Journal of Aircraft, Vol. 10, No. 4, 1973.
4. J. P. HARTOG DEN, *Mechanical vibrations*, McGraw-Hill, New York 1956.
5. K. JANKOWSKI, *Modelowanie fizyczne i matematyczne własności dynamicznych sterowanego śmigłowca w ruchu przestrzennym*, Rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawa 1982.
6. K. JANKOWSKI, *Metodyka wyznaczania parametrów ruchu ustalonego śmigłowca na przykładzie lotu poziomego i zawisu*, Mech. Teoret. i Stos. vol. 23, no. 3-4, 1985.
7. K. JANKOWSKI, J. MARYNIAK, *Modelowanie matematyczne automatycznie sterowanego śmigłowca w ruchu przestrzennym*, Mech. Teoret. i Stos. vol. 23, no. 3-4, 1989.
8. R. D. MURPHY, K. S. NARENDRA, *Design of helicopter stabilization systems using optimal control theory*, Journal of Aircraft, Vol. 6, No. 2, 1969.
9. J. I. NEJMARK, N. A. FUFAJEW, *Dynamika układów nieholonomicznych*, PWN, Warszawa 1971.
10. И. С. ДМИТРЕВ, С. Ю. БСАУЛОВ, *Системы управления одновинтовых вертолетов*, Машиностроение, Москва 1969.

11. В. А. Кожевников, *Автоматическая стабилизация вертолетов*, Машиностроение, Москва 1977.
12. В. Ф. Ромасевич, Г. А. Смайлов, *Практическая аэродинамика вертолетов*, Воениздат, Москва 1980.

Р е з ю м е

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМОВ ПОЛЁТА
УПРАВЛЯЕМОГО ВЕРТОЛЁТА И АНАЛИЗ СОПРЯЖЕНИЙ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ
ДВИЖЕНИЙ ЕГО ЭЛЕМЕНТОВ

В работе представлено исследование устойчивости горизонтального полёта и висения одно-винного вертолётa, а также анализ сопряжений между движениями его различных элементов и сопряжений между продольным и боковым движениями. Анализ полученных уравнений и результатов вычислений обнаружил ряд существенных особенностей динамики полёта управляемого вертолётa и дал признаки подбора систем автоматического управления вертолетами и динамических гасителей колебаний.

S u m m a r y

STUDY OF A DYNAMIC STABILITY OF THE STEADY FLIGHT STATES
OF THE CONTROLLED HELICOPTER, AND ANALYSIS OF COUPLINGS BETWEEN
THREE-DIMENSIONAL MOTIONS OF THE HELICOPTER ELEMENTS

Study of a dynamical stability of the horizontal flight and the hover of the single-rotor helicopter is presented. Couplings between motions of the different elements of the helicopter and between longitudinal and lateral motions are discussed. Derived equations and numerical calculation results allow to explain some important features of the helicopter flight dynamics. The above analysis gives criteria of choice of helicopter stabilization systems and of dynamical vibration absorbers.

Praca została złożona w Redakcji dnia 7 czerwca 1984 roku
