

METODYKA WYZNACZANIA PARAMETRÓW RUCHU USTALONEGO ŚMIGŁOWCA NA PRZYKŁADZIE LOTU POZIOMEGO I ZAWISU

KRZYSZTOF JANKOWSKI (WARSZAWA)

Politechnika Warszawska

1. Wstęp

W locie ustalonym pilot stara się utrzymać jednostajny ruch śmigłowca na zadanym torze i w tym celu utrzymuje w stałym położeniu organy sterowania, nieznacznie i na krótki czas odchylając je dla przeciwdziałania zaburzeniom tego ruchu. Ustalonym stanom lotu odpowiadają właściwe położenia organów sterowania, wielkości kątów opisujących przestrzenne położenie śmigłowca i inne parametry ruchu. Wielkości te zmieniają się wraz ze zmianą prędkości, wysokości lotu, masy śmigłowca i innych czynników, ponieważ od nich zależą siły i momenty działające w ruchu ustalonym na śmigłowiec. Istotny wpływ na parametry ruchu ustalonego ma też wyważenie śmigłowca, gdyż przy jego zmianie zmieniają się odległości punktów przyłożenia poszczególnych sił od środka masy śmigłowca.

Zależności parametrów ruchu ustalonego od prędkości lotu nazywane są krzywymi równowagi, a ich graficzne przedstawienie — wykresami równowagi. Buduje się je dla każdego z ustalonych stanów lotu i dla różnych wartości głównych parametrów eksploatacyjnych. Krzywe równowagi pozwalają określić zapasy sterowania, kąty pochylenia, przechylenia i ślizgu śmigłowca na różnych etapach lotu, a także pewne charakterystyki stateczności statycznej i sterowności. Krzywe te otrzymuje się metodami obliczeniowymi, a następnie weryfikuje się je przez porównanie z rezultatami badań śmigłowców w locie [8].

Prezentowane w wielu publikacjach równania ruchu śmigłowca w prostej postaci zapewniają otrzymanie tylko jakościowych uwag o wielkościach parametrów ruchu ustalonego [1, 6 i in.]. Przy rozpatrywaniu wielu zagadnień (np. w przypadku analizy stateczności dynamicznej) niezbędna jest znajomość dokładnych wartości tych parametrów. W niniejszej pracy do wyprowadzenia równań ruchu ustalonego posłużą pełne równania dynamiczne śmigłowca [2, 3]. Ze względu na nieliniowy charakter i rozmiary układ równań algebraicznych opisujących ruch ustalony śmigłowca należy rozwiązywać wykorzystując metody numeryczne.

Równania ruchu ustalonego wyprowadzone zostaną dla lotu postępowego śmigłowca w płaszczyźnie pionowej, pokrywającej się z płaszczyzną symetrii kadłuba, w tym — dla

zawisu. Krzywe równowagi otrzymano dla lotu poziomego — stanu, w którym śmigłowiec najczęściej się znajduje oraz dla zawisu — podstawowego, najbardziej dla śmigłowca typowego stanu lotu. Wykresy równowagi dla lotu poziomego przedstawiono w zależności od prędkości lotu, a dla zawisu — zależnie od wyważenia podłużnego śmigłowca.

2. Uprozczone nieliniowe równania ruchu śmigłowca dla lotu postępowego i zawisu

Równania ruchu śmigłowca, wyprowadzone według ogólnych praw dynamiki [3, 7], są układem równań różniczkowych nieliniowych silnie sprzężonych, z okresowymi współczynnikami. Przy rozpatrywaniu szeregu zagadnień dynamiki lotu śmigłowca, takich jak równowaga w ruchu ustalonym, stateczność ruchu zaburzonego śmigłowca, równania te upraszcza się przy zachowaniu głównych członów nieliniowych do układu równań z nieokresowymi współczynnikami [1, 5, 6, 7]. W tym celu wprowadza się specjalne współrzędne uogólnione, będące pierwszymi harmonicznymi rozwinięć w szeregi Fouriera współrzędnych kątowych, opisujących ruchy wirnika nośnego i śmigła ogonowego, zmieniających się w funkcji kątów azymutu. Dla modelu matematycznego śmigłowca jednowirnikowego przedstawionego w [2, 3] zastosowano następujące podstawienia:

— kąty obrotu i -tej łopaty wirnika nośnego wokół przegubów poziomego i pionowego:

$$\beta_i = a_0 - a_1 \cos \psi_i - b_1 \sin \psi_i, \quad (i = 0, 1, \dots, n-1), \quad (1)$$

$$\xi_i = e_0 + e_1 \cos \psi_i + f_1 \sin \psi_i, \quad (i = 0, 1, \dots, n-1); \quad (2)$$

— kąt obrotu j -tej łopaty śmigła ogonowego wokół przegubu wahań:

$$\zeta_j = c_0 - c_1 \cos \psi_{sj} - d_1 \sin \psi_{sj}, \quad (j = 0, 1, \dots, m-1). \quad (3)$$

Nowe współrzędne a_0, a_1, \dots, d_1 są funkcjami czasu, a nie zależą od kątów azymutów ψ_i i ψ_{sj} . Przy sumowaniu wyrażeń w równaniach ruchu po wszystkich łopatach, przy liczbach łopat $n \geq 3$ oraz $m \geq 3$, redukują się funkcje kątów ψ_i i ψ_{sj} [5, 6].

Następne uproszczenia polegają na zastąpieniu funkcji trygonometrycznych kątów opisujących ruch wirnika, śmigła ogonowego i statecznika pierwszymi wyrazami ich rozwinięć w szereg Maclaurina: $\sin \beta_i \approx \beta_i$, $\cos \beta_i \approx 1 - \frac{1}{2} \beta_i^2$, ... W równaniach ruchu opuszcza się człony powyżej drugiego rzędu względem małych wielkości.

Równania ruchu, wyprowadzone dla ogólnego przypadku [2, 3] względem środka masy kadłuba, dla równań uproszczonych wygodnie jest sprowadzić do innego punktu — środka masy śmigłowca w locie ustalonym. Momenty statyczne śmigłowca wzdłuż osi układu współrzędnych, mającego początek w środku masy, będą wtedy równe zeru.

Dla opisu rozkładu prędkości indukowanej przez wirnik nośny v_i wykorzystano następujące przybliżone zależności [5]:

— dla lotu postępowego:

$$v_i = v_0 \left(1 - \frac{\frac{4}{3} \frac{U}{v_0 - W}}{\frac{6}{5} + \frac{U}{v_0 - W}} \cdot \frac{r}{R_w} \cos \psi_i \right), \quad (4)$$

gdzie: U, W — składowe podłużna i pionowa prędkości śmigłowca, r — aktualny promień, R_w — promień wirnika, a prędkość v_0 związana jest ze składową wzdłuż osi $O_2 z_2$ [3] ciągu wirnika równaniem:

$$-Z_w^a = 2\pi R_k^2 \rho [(W - v_0)^2 + U^2]^{\frac{1}{2}} v_0, \quad (5)$$

R_k — promień aerodynamicznie czynnej części wirnika;

— dla zawisu i lotu pionowego z małymi prędkościami:

$$v_l = v_0 = \frac{1}{2} W + \frac{1}{2} \sqrt{W^2 - \frac{2Z_w^a}{\pi R_k^2 \rho}}. \quad (6)$$

Dla śmigła ogonowego przyjęto, że prędkość indukowana v_s jest stała na całej powierzchni śmigła i można ją wyliczyć z równań:

— dla lotu postępowego:

$$Y_s^a = 2\pi R_{ks}^2 \rho (U^2 + W^2 + v_s^2)^{\frac{1}{2}} v_s; \quad (7)$$

— dla zawisu:

$$v_s = \text{sign}(Y_s^a) \sqrt{\frac{|Y_s^a|}{2\pi R_{ks}^2 \rho}}, \quad (8)$$

gdzie Y_s^a jest składową ciągu śmigła ogonowego wzdłuż osi $O_4 y_4$ [3].

Po uwzględnieniu powyższych ustaleń oraz dokonaniu często stosowanych w opisie aerodynamiki śmigłowców przekształceń [2, 7] układ równań różniczkowych ruchu, podany w [3], zapisano w postaci:

$$A \frac{dy}{dt} + B(y) = C(y), \quad (9)$$

gdzie:

— y [37] — wektor, którego składowymi są quasi-prędkości i współrzędne uogólnione:

$$y = \text{col}[U, V, W, P, Q, R, \omega, \dot{a}_0, \dot{a}_1, \dot{b}_1, \dot{e}_0, \dot{e}_1, \dot{f}_1, \dot{c}_0, \dot{c}_1, \dot{d}_1, \omega_{kl}, \omega_{kp}, x_g, y_g, z_g, \Phi, \theta, \Psi, a_0, a_1, b_1, e_0, e_1, f_1, c_0, c_1, d_1, \kappa, \eta, \varphi_a, \varphi_s]; = \quad (10)$$

— A [37 × 37] — macierz, której elementy są funkcjami składowych wektora y ;

— $B(y), C(y)$ — funkcje wektorowe, zdefiniowane w następujący sposób:

$$B(y) = \text{col}[B_1(y), B_2(y), \dots, B_{37}(y)], \quad (11)$$

$$C(y) = \text{col}[C_1(y), C_2(y), \dots, C_{37}(y)]. \quad (12)$$

Elementy $C_i(y)$ funkcji wektorowych $C(y)$ odpowiadają działającym na układ siłom uogólnionym Q_i^* ($i = 1, 2, \dots, 18$), dlatego należy opisać tylko 18 pierwszych elementów $C_i(y)$, pozostałe są tożsamościowo równe zeru.

Występujące wśród składowych wektora y kąty sterowania w ruchu podłużnym κ oraz bocznym η poprzez ciągła układu sterowania wpływają na kąty pochylenia tarczy sterującej θ_1 i θ_2 , od których zależą kąty ustawienia łopaty wirnika φ_i [2, 3, 7]:

$$\begin{aligned} \theta_1 &= \kappa \sin \psi_0 + \eta \cos \psi_0, \\ \theta_2 &= \kappa \cos \psi_0 - \eta \sin \psi_0, \end{aligned} \quad (13)$$

$$\varphi_i = \varphi_g + k a_0 + (\theta_1 - k b_1) \sin \psi_i + (\theta_2 - k a_1) \cos \psi_i, \quad (i = 0, 1, \dots, n-1),$$

gdzie ψ_0 — kąt wyprzedzenia sterowania, φ_g — kąt skoku ogólnego, k — współczynnik kompensatora wzniosu łopaty.

3. Równania ruchu ustalonego

Zgodnie z definicją [4] ruch układu jest ustalony, jeżeli współrzędne niecykliczne i odpowiadające współrzędnym cyklicznym prędkości mają stałe wartości. Wobec tego stan ruchu ustalonego bez zmian położenia kąтового kadłuba śmigłowca w przestrzeni charakteryzuje wektor y_0 o następujących współrzędnych:

$$y_0 = \text{col}[U_0, V_0, W_0, 0, 0, 0, \omega_0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, \omega_{k10}, \omega_{kp0}, x_\theta, y_\theta, z_\theta, \Phi_0, \theta_0, \Psi_0, a_{00}, a_{10}, b_{10}, e_{00}, e_{10}, f_{10}, c_{00}, c_{10}, d_{10}, \alpha_0, \eta_0, \varphi_{\theta 0}, \varphi_{s0}], \quad (14)$$

gdzie wielkości z indeksem „0” nie zmieniają się wraz z czasem.

Po uwzględnieniu powyższego w równaniach dynamicznych ruchu, dla wyznaczenia parametrów ruchu ustalonego otrzymuje się z 18 pierwszych równań układu (9) układ równań algebraicznych, w którym występuje 22 niewiadome — stałe współrzędne wektora y_0 . Wynika z tego, że 4 z tych wielkości mogą mieć dowolne wartości. W rozpatrywanym przypadku rozmaitość ruchu ustalonego ma więc wymiar 4 i jest równa liczbie więzów nieholonomicznych, nałożonych na układ [3]. Jest to zgodne z wynikami rozumowania przedstawionego w [4].

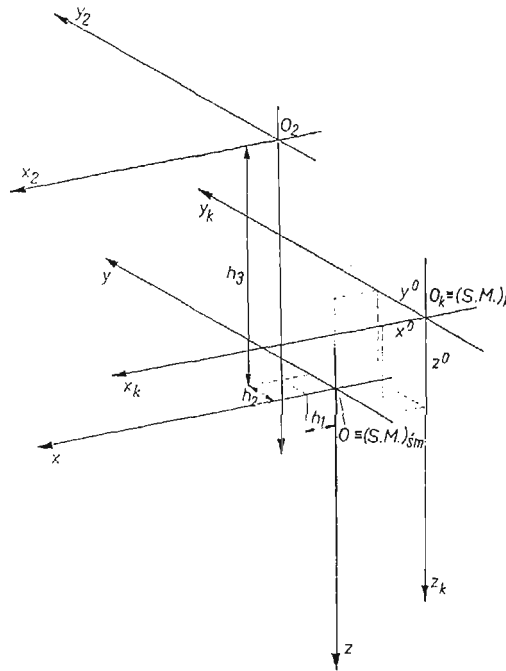
Dla konkretnych zastosowań równania ruchu ustalonego zostaną zmodyfikowane w następujący sposób. Prędkość kątowna wirnika ω_0 zostanie przyjęta jako dana dla określonego typu śmigłowca i rozpatrywanego stanu lotu, a jako niewiadomą przyjmie się moment napędowy N_{02}^n . Podobnie postąpi się z prędkościami turbin swobodnych ω_{k10} i ω_{kp0} , nie dołączając równań określających je — w stanie ustalonym wypadkowe momenty na nie działające muszą być równe zeru. Poza tym, w związku z koniecznością wyznaczenia wartości prędkości indukowanych przez wirnik nośny v_0 i śmigło ogonowe v_s , do równań ruchu ustalonego dołącza się równania określające je: (5) i (7) lub (6) i (8). Aby obliczyć współrzędne położenia środka masy śmigłowca względem środka masy kadłuba x^0, y^0 i z^0 , należy dołączyć dodatkowo 3 równania, wynikające z przyrównania do zera momentów statycznych śmigłowca:

$$\begin{aligned} S_x^{sm} &= h_1 m_w + \frac{n}{2} S_h a_{00} a_{10} - h_4 m m_s - \frac{m}{2} S_{ys} c_{00} d_{10} - m_k x^0 = 0, \\ S_y^{sm} &= h_2 m_w + \frac{n}{2} S_h a_{00} b_{10} + h_5 m m_s - m S_{ys} c_{00} - m_k y^0 = 0, \\ S_z^{sm} &= -h_3 m_w - n S_h a_{00} - h_6 m m_s + \frac{m}{2} S_{ys} c_{00} e_{10} - m_k z^0 = 0, \end{aligned} \quad (15)$$

gdzie m_w — masa wirnika, m_s — masa łopaty śmigła ogonowego, m_k — masa kadłuba, h_1, h_2, \dots, h_6 — odpowiednie odległości od środka masy śmigłowca (rys. 1), S_h — moment statyczny łopaty wirnika względem osi przegubu poziomego, S_{ys} — moment statyczny łopaty śmigła względem osi przegubu wahań.

Dla przypadku lotu poziomego warunki pozwalające wyznaczyć 4 wielkości dowolne można sformułować w następujący sposób:

- z założenia, że lot odbywa się bez ślizgu, składowa boczna prędkość śmigłowca $V_0 = 0$,
- z założenia, że wektor prędkości V_c ma stały kierunek i moduł, składowe prędkości liniowej śmigłowca U_0 i W_0 i kąty quasi-eulerowskie zostaną w następujący sposób zwię-



Rys. 1. Położenie środka masy śmigłowca względem środka masy kadłuba

zane z prędkościami w układzie inercyjnym:

$$\begin{aligned} \dot{x}_g &= U_0 \cos \theta_0 \cos \Psi_0 + W_0 (\cos \Phi_0 \sin \theta_0 \cos \Psi_0 + \sin \Phi_0 \sin \Psi_0) = V_c, \\ \dot{y}_g &= U_0 \cos \theta_0 \sin \Psi_0 + W_0 \cos \Phi_0 \sin \theta_0 \sin \Psi_0 = 0, \\ \dot{z}_g &= -U_0 \sin \theta_0 + W_0 \cos \Phi_0 \cos \theta_0 = 0. \end{aligned} \quad (16)$$

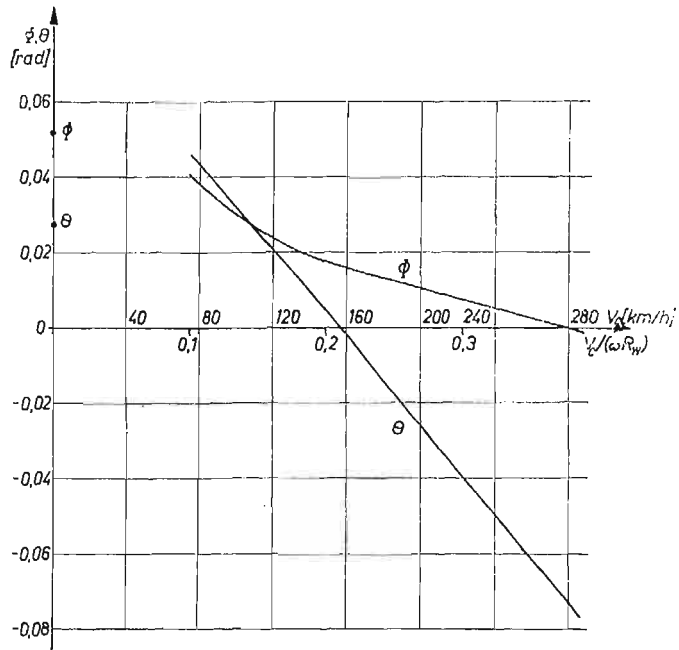
W efekcie dla lotu poziomego otrzymuje się układ 24 równań algebraicznych nieliniowych z 24 niewiadomymi — parametrami ruchu ustalonego. Parametry te są składowymi szukanego wektora z :

$$z = \text{col}[U_0, W_0, \Phi_0, \theta_0, \Psi_0, a_{00}, a_{10}, b_{10}, e_{00}, e_{10}, f_{10}, c_{00}, c_{10}, d_{10}, z_0, \eta_0, \varphi_{g0}, \varphi_{s0}, N_{02}^n, v_0, v_s, x^0, y^0, z^0]. \quad (17)$$

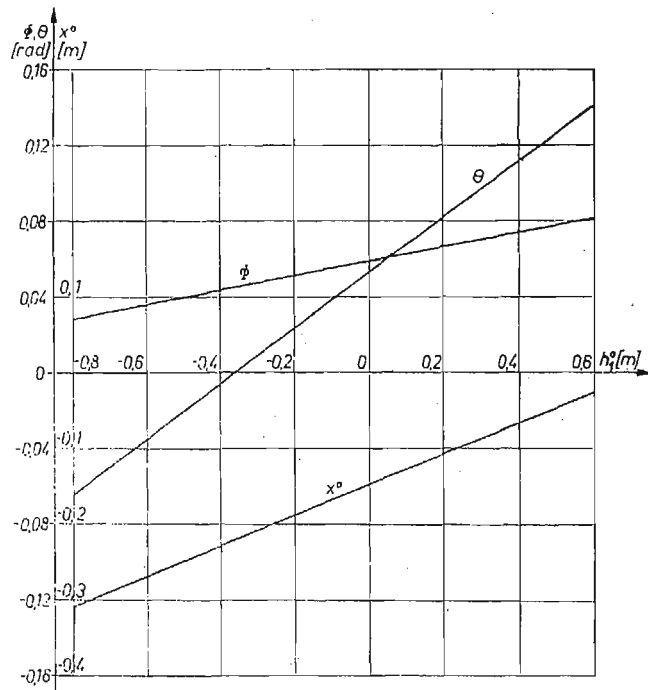
Dla stanu zawisu śmigłowca zakłada się zerowe wartości prędkości U_0 , V_0 i W_0 oraz można dowolnie przyjąć kąt odchylenia śmigłowca Ψ_0 . Dla tego przypadku otrzymuje się układ 21 równań algebraicznych nieliniowych z 21 niewiadomymi — szukanymi parametrami ruchu śmigłowca w zawisie.

4. Numeryczne wyznaczenie parametrów lotu poziomego oraz zawisu śmigłowca

W celu wyznaczenia parametrów ruchu ustalonego należało rozwiązać odpowiednie układy równań. Obliczeń numerycznych dokonano na maszynie cyfrowej CDC 6400 w systemie CYBER, wykorzystując własne programy. Dla rozwiązania układów równań



Rys. 2. Wykresy równowagi śmigłowca w locie poziomym — zmiany kątów przechylenia Φ i pochylenia θ

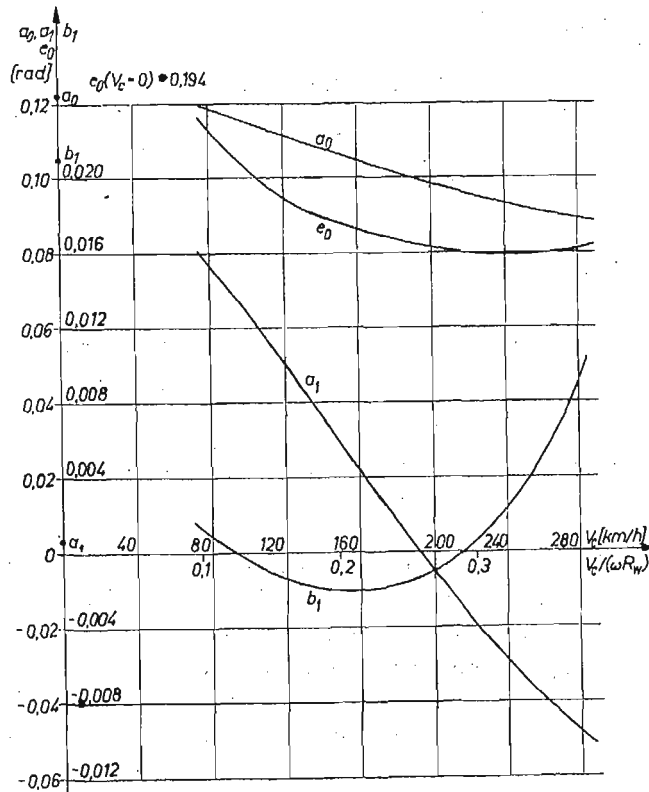


Rys. 3. Zależności kątów przechylenia Φ , pochylenia θ i odległości x^0 od odległości h_1^0 dla zawisu ($V_c = 0$)

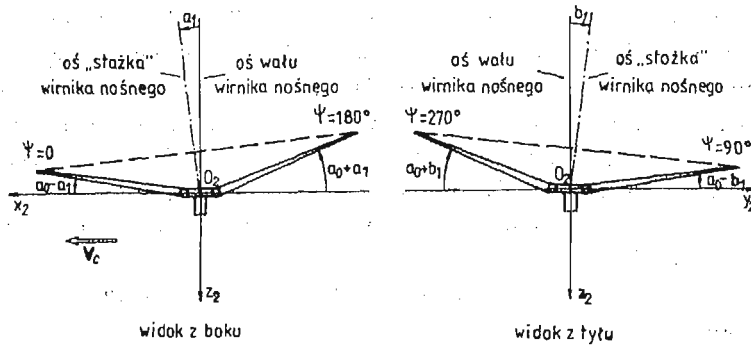
algebraicznych zastosowano procedurę NONLIQ z biblioteki systemu. Procedura ta dla obsługi procesu iteracyjnego rozwiązywania układu równań nie wymaga podania w jawnej postaci macierzy Jacobiego, co dla złożonych układów równań byłoby dość pracochłonne. Dla zapewnienia szybkiej zbieżności procesu obliczeniowego wartości początkowe szukanych parametrów ruchu ustalonego starano się podawać jak najdokładniej, wykorzystując dostępne wyniki badań śmigłowców w locie. Należy jednak zaznaczyć, że dla danego problemu prawidłowe rozwiązania osiągnano również przy podaniu dowolnych danych początkowych.

Krzywe równowagi wyznaczono dla modelu fizycznego śmigłowca klasy Mi-6. Śmigłowiec ten wyposażony jest w śmigło ogonowe z przegubowym mocowaniem łopat wirnika nośnego (liczba łopat $n = 5$) i śmigła ogonowego (liczba łopat $m = 4$). Jego parametry są stosunkowo dobrze opisane w literaturze [8, 9].

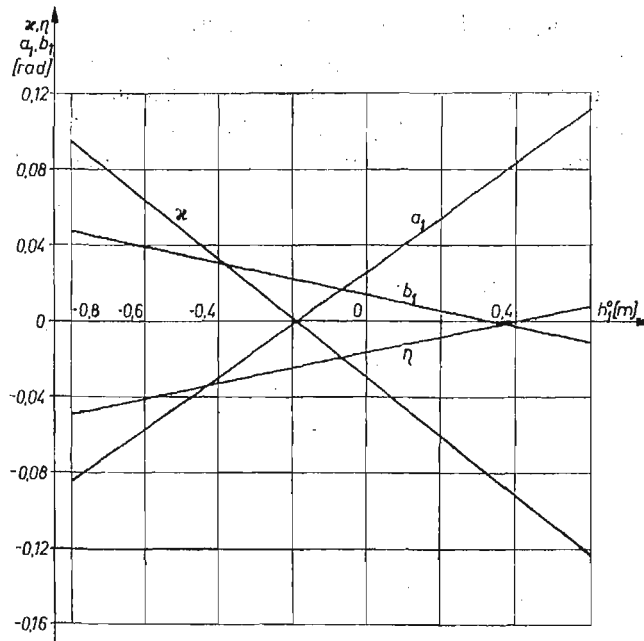
Spośród wyników obliczeń dla lotu poziomego 24 parametrów ruchu ustalonego dla różnych wartości prędkości lotu V_c wybrano szereg charakterystycznych wielkości i przedstawiono je na wykresach. Dla przypadku zawisu obliczono 21 parametrów ruchu ustalonego w zależności od odległości h_1^0 od środka masy kadłuba do osi wirnika nośnego w kierunku równoległym do osi Ox . Przy zmianie h_1^0 zmienia się odległość od środka masy śmigłowca do osi wirnika $h_1 = h_1^0 - x^0$ (rys. 1), czyli wyważenie podłużne śmigłowca.



Rys. 4. Wpływ prędkości lotu na współczynniki kątowe wirnika nośnego: a_0, a_1, b_1 i e_0



Rys. 5. Położenie kątowe „stożka” opisywanego przez łopaty wirnika nośnego

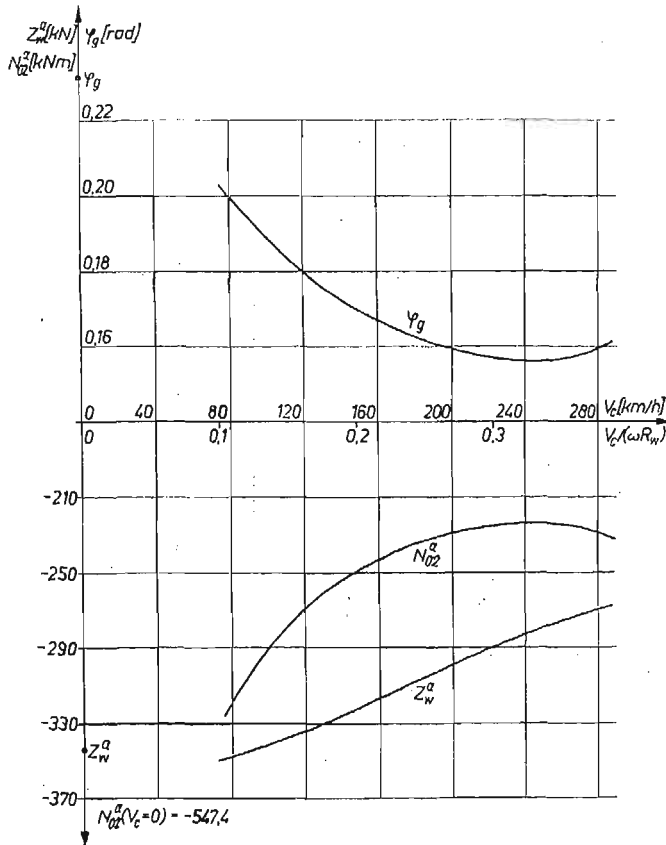


Rys. 6. Wykresy współrzędnych kątowych wirnika a_1 i b_1 oraz kątów sterowania α i η w zależności od odległości h_1^0 , $V_c = 0$

Na wykresach równowagi dla lotu poziomego umieszczono również wartości odpowiednich parametrów w zawisie ($V_c = 0$), przy tej samej wartości odległości $h_1^0 = -0,17$ [m]. Punkty na wykresach odpowiadające zawisowi nie starano się łączyć z punktami dla $V_c \geq 80$ [km/h] rozmyślnie, gdyż aerodynamika śmigłowca, a szczególnie kadłuba jest w zawisie całkowicie odmienna od lotu poziomego. Przy prędkościach poniżej $80 \div 100$ [km/h] występuje strefa przejściowa, trudna do opisu analitycznego, który dałby wiarygodne wyniki.

W niniejszym rozdziale opuszczono stosowane w równaniach (14)÷(17) indeksy 0 przy oznaczeniach parametrów ruchu ustalonego.

Na rys. 2 pokazano wykres zmian z prędkością lotu quasi-eulerowskich kątów Φ — przechylenia i θ — pochylenia. Jak można zauważyć, wraz ze wzrostem prędkości następuje charakterystyczne pochylenie „nosa” śmigłowca do dołu (kąt θ maleje), co wynika z niezbędnej dla równowagi zmiany podłużnych sił i momentów, działających na śmigłowiec. Największy dodatni kąt pochylenia występuje przy małych prędkościach lotu oraz przy tylnym wyważeniu, gdy h_1^0 rośnie. Widać to na rys. 3, gdzie dla przypadku zawisu pokazano zależności (w przybliżeniu liniowe) kątów Φ i θ od wyważenia podłużnego.

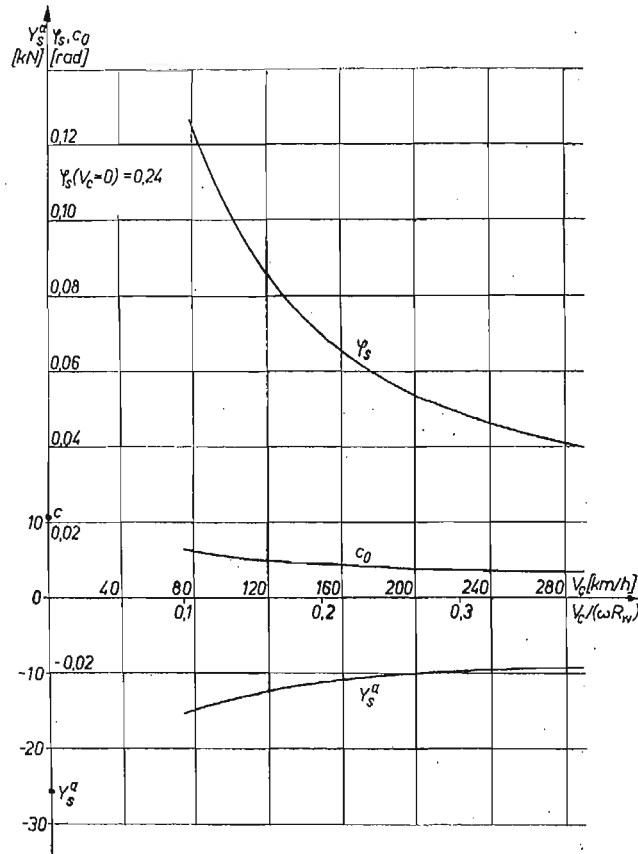


Rys. 7. Wykresy zmian z prędkością lotu składowej ciągu wirnika Z_w^a , momentu aerodynamicznego $N_{\sigma_2}^a$ oraz kąta skoku ogólnego φ_g .

Z pochyleniem kadłuba śmigłowca związana jest zmiana kąta pochylenia „stożka” opisywanego przez łopaty wirnika nośnego. Rys. 4 przedstawia zmianę wraz z prędkością lotu współczynników związanych z wirnikiem nośnym: a_0 — stałego względem azymutu składnika kąta wzniosu łopat β_i (1), a_1 i b_1 — cyklicznych (z $\cos \psi_i$ i $\sin \psi_i$) zmian tego kąta oraz e_0 — stałego składnika kąta ξ_i obrotu łopat wokół przegubów pionowych (2). Na rys. 5 poglądowo pokazano położenie katowe „stożka” wirnika nośnego. Z wykresu na rys. 4 wynika, że wraz ze wzrostem prędkości następuje odchylenie „stożka” do tyłu. Ponieważ jednocześnie kąt θ maleje, oś „stożka” cały czas w locie poziomym jest odchyłona

w kierunku lotu. W zawisie natomiast (rys. 6) przy przesuwaniu środka masy kadłuba śmigłowca do tyłu „stożek” wirnika pochyla się do przodu (α_1 rośnie). Aby to osiągnąć, należy drążek sterowy ustawić w nowym położeniu, dalej „od siebie” — do przodu. Wskazuje na to zmiana (zmniejszanie się) kąta sterowania w ruchu podłużnym α (rys. 6, równania (13)).

Analiza zmian parametrów ruchu bocznego śmigłowca prowadzi do wniosku, że dla szerokiego zakresu prędkości równowaga w locie bez ślizgu możliwa jest tylko z dodatnim



Rys. 8. Wykresy zmian z prędkością lotu wielkości związanych ze śmigłem ogonowym: kąta ustawienia łopat φ_s , składowej ciągu Y_s^a oraz kąta c_0 — niecyklicznej składowej kąta wahań łopat ζ_J

kątem przechylenia Φ (rys. 2), co jest zgodne z wynikami badań w locie śmigłowców jednowirnikowych [8, 9]. Lot bez przechylenia natomiast odbywa się przy występowaniu pewnego ślizgu. Maksymalne przechylenie kadłuba śmigłowca występuje przy małych prędkościach lotu oraz w zawisie, szczególnie przy tylnym wyważeniu (rys. 3). Na wykresie na rys. 4 widać, że gdy kąt przechylenia kadłuba śmigłowca na dużych prędkościach maleje, „stożek” wirnika nośnego odchyła się w prawo (b_1 rośnie) dla niezbędnego zrównoważenia ciągu śmigła ogonowego. W zawisie, przy zmianie wyważenia na tylne, wraz ze wzrostem przechylenia kadłuba maleje kąt b_1 odchylenia „stożka” wirnika w prawo

(rys. 5, rys. 6). Niezbędne dla tego jest umieszczenie drążka sterowego w nowych położeniach, bardziej na lewo: kąt sterowania w ruchu bocznym η przyjmuje coraz większe wartości.

Jak można zaobserwować, zmiany parametrów ruchu podłużnego śmigłowca powodują duże zmiany parametrów ruchu bocznego, co jest ilościowym potwierdzeniem wcześniej zaobserwowanego sprzężenia tych ruchów [3].

Na rys. 7 wykreślono zależność składowej Z_w^a siły nośnej wirnika od prędkości lotu V_c . W miarę wzrostu prędkości, wskutek odciążania wirnika przez skrzydło, potrzebna siła nośna wirnika maleje. Na tymże rysunku pokazane są wykresy zmian momentu aerodynamicznego wirnika względem jego osi obrotu $N_{o_2}^a$ i kąta skoku ogólnego łopat wirnika φ_a . Można zauważyć przyjmowanie przez te parametry charakterystycznych minimów, odpowiadających prędkości ekonomicznej.

Wykresy parametrów związanych ze śmigłem ogonowym przedstawione są na rys. 8. Jak widać, wraz ze wzrostem prędkości maleje potrzebny ciąg śmigła $|Y_s^a|$ oraz kąt ustawienia łopat śmigła φ_s , m.in. w związku ze wzrostem siły bocznej statecznika pionowego — odpowiednio uprofilowanej części belki ogonowej. W rzeczywistości dla dużych prędkości, ze względu na wejście statecznika pionowego i śmigła ogonowego w strefę zawirowań od wirnika nośnego, pogarszają się ich warunki pracy i należy zwiększyć kąt skoku śmigła φ_s . Widać tu przy dużych prędkościach lotu niedostatek przyjętego modelu opływu śmigła ogonowego i statecznika pionowego.

5. Wnioski

W pracy przedstawiono metodykę wyznaczania parametrów ruchu ustalonego śmigłowca dla lotu postępowego i zawisu. Równania ruchu ustalonego wyprowadzono z ogólnych równań dynamicznych ruchu przestrzennego śmigłowca, bez rozdzielania ruchu obiektu na ruchy podłużne i poprzeczne — ze względu na ich silne sprzężenie.

Otrzymane z rozwiązania układu równań ruchu ustalonego krzywe równowagi mogą być wykorzystywane dla rozwiązywania problemów projektowych bądź eksploatacyjnych. Dla tego celu należy je każdorazowo weryfikować przez porównanie z odpowiednimi wynikami badań śmigłowców w locie.

Literatura cytowana w tekście

1. A. R. S. BRAMWELL, *Helicopter dynamics*, London 1976.
2. K. JANKOWSKI, *Modelowanie fizyczne i matematyczne własności dynamicznych sterowanego śmigłowca w ruchu przestrzennym*, Rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawa 1982.
3. K. JANKOWSKI, J. MARYNIAK, *Modelowanie matematyczne automatycznie sterowanego śmigłowca w ruchu przestrzennym*, Mech. Teoret. i Stos., **23**, 3-4, 1985.
4. J. I. NEJMARK, N. A. FUFAJEW, *Dynamika układów nieholonomicznych*, PWN, Warszawa 1971.
5. P. R. PAYNE, *Helicopter Dynamics and aerodynamics*, Pitman, London 1959.
6. H. L. PRICE, Rotor dynamics and helicopter stability, Part III: Solution of the trim equations, Aircraft Eng., No. 11, No. 12, 1963.
7. С. Ю. ЕСЛАУЛОВ, О. П. БАХОВ, И. С. ДМИТРИЕВ, *Вертолет как объект управления*, Машиностроение, Москва 1977.

8. В. Ф. Ромасевич, Г. А. Самойлов, *Практическая аэродинамика вертолетов*, Восниздат, Москва 1980.
9. М. С. Яцунович, *Практическая аэродинамика вертолета Ми-6*, Транспорт, Москва 1969.

Резюме

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА С ПРИМЕНЕНИЕМ К ГОРИЗОНТАЛЬНОМУ ПОЛЕТУ И ВИСЕНИЮ

В работе представлено методику построения балансирующих кривых для установившихся режимов полета вертолета. Уравнения установившегося движения выведены из общих динамических уравнений пространственного движения вертолета. Установлено, что для полного описания установившегося прямолинейного полета нужно 24 нелинейных алгебраических уравнений с 24-ю неизвестными (параметрами установившегося движения), а для висения — 21 уравнений с 21 — ими неизвестными. Приводятся результаты примерных вычислений для вертолета класса Ми — 6.

Summary

METHODS OF DETERMINATION OF THE HELICOPTER STEADY MOTION PARAMETERS WITH EXEMPLARY APPLICATION TO HORIZONTAL FLIGHT AND HOVER

In the paper the methods of construction of the equilibrium curves are presented. Equations of steady motion are derived from general dynamical equations of a helicopter three-dimensional motion. It is shown that a complete description of steady rectilinear motion demands the use of twenty-four equations in twenty-four parameters, and for hover — twenty-one equations in twenty-one parameters. The exemplary numerical results for the Mi-6 helicopter are presented.

Praca została złożona w Redakcji dnia 28 czerwca 1984 roku