

NOWA METODA SYNTEZY UKŁADU STEROWANIA FLATTEREM PROFILU¹⁾

JÓZEF PIETRUCHA, ZBIGNIEW SZEWCZYK (WARSZAWA)

Oznaczenia

- A — macierz stanu układu niesterowanego o wymiarach $n \times n$
 B — macierz sterowania o wymiarach $n \times r$ i kolumnach b_i
 x — n -wymiarowy wektor stanu
 u — r -wymiarowy wektor sterowania
 V — macierz wektorów własnych macierzy A^T o kolumnach v_i
 U — macierz wektorów własnych macierzy A o kolumnach u_i
 H — macierz stanu układu zamkniętego
 $\{\lambda_i\}$ — zbiór wartości własnych układu niesterowanego
 $\{\rho_i\}$ — zbiór wartości własnych układu sterowanego
 w_i — wektory własne macierzy H
 m — masa na jednostkę rozpiętości skrzydła
 J_α, S_α — moment bezwładności i moment statyczny jednostki rozpiętości skrzydła względem osi skręceń
 J_p, S_p — moment bezwładności i moment statyczny jednostki rozpiętości powierzchni sterowej względem osi zawiasów
 K_h, K_α, K_β — sztywności zastępcze odpowiadające poszczególnym współrzędnym uogólnionym
 C_h, C_α, C_β — zastępcze współczynniki tłumienia
 P_h, M_α, M_β — siły aerodynamiczne odpowiadające poszczególnym współrzędnym uogólnionym na jednostkę rozpiętości
 M_t — moment sterujący działający na powierzchnię sterową
 h, α, β — współrzędne uogólnione
 η_1, η_2 — zmienne stanu charakteryzujące opływ niestacjonarny
 T_1, \dots, T_{29} — funkcje Theodorsena
 V_∞ — prędkość strumienia niezakłóconego
 $(\cdot)^T$ — transponowanie
 $(\cdot)^*$ — sprzęganie

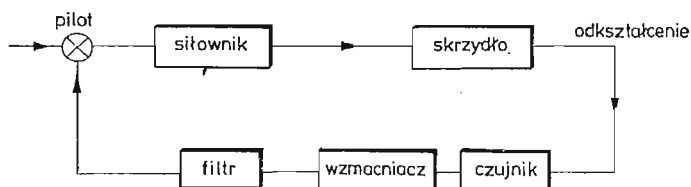
1. Wstęp

Jednym z podstawowych parametrów charakteryzujących jakość samolotu jest jego prędkość maksymalna w locie poziomym. Dążenie do zwiększania prędkości przy jedno-

(1) — artykuł niniejszy jest opracowany na podstawie referatu [6]

czesnym tworzeniu coraz lżejszych konstrukcji doprowadziło do tego, że nowoczesne obiekty latające ulegają znacznym odkształceniom podczas lotu. Obie te tendencje spowodowały pojawienie się nowych grup zagadnień związanych z konstrukcją samolotów. Są to często zagadnienia interdyscyplinarne. Należy do nich także tzw. aeroautoelastyczność, która łączy sterowanie automatyczne ze zjawiskami aeroelastycznymi [1]. Głównym przedmiotem aeroautoelastyczności jest sterowanie drganiami aeroelastycznymi. Przez „sterowanie” rozumie się realizację oddziaływań służących do poprawienia funkcjonowania obiektu sterowania zgodnie z celem sterowania. Można więc powiedzieć, że sterowanie flatterem polega na niedopuszczeniu do narastania drgań aeroelastycznych. Drgania te są powodem wielu niepożądanych skutków np. dodatkowego obciążenia konstrukcji. W związku z tym zagadnienie zapobiegania flatterowi jest od dawna ważnym zagadnieniem w projektowaniu obiektów latających. Metody zapobiegania można podzielić na bierne i czynne.

Metody bierne [2] polegają na wprowadzeniu takich zmian konstrukcyjnych (na etapie projektowania albo już w czasie eksploatacji), aby wszystkie prędkości krytyczne były wyższe od prędkości lotu. Metody te są powszechnie stosowane, chociaż powodują wzrost masy konstrukcji, co pogarsza osiągi samolotu. Z tych to względów w ostatnich latach prowadzone są intensywne badania podstawowe i doświadczalne nad metodami czynnymi. Metody te polegają na stosowaniu układów sterowania automatycznego, których członami wykonawczymi są istniejące lub dodatkowe powierzchnie sterowe. Odpowiedni ruch tymi powierzchniami generuje dodatkowe siły i momenty aerodynamiczne, które wpływają w sposób istotny na drgania całego układu. Schemat blokowy takiego układu pokazany jest na rys. 1. W literaturze znane są następujące metody czynnego zapobiegania flatterowi: częstotliwościowa, np. [3]; energetyczna, np. [4]; sterowania optymalnego, np. [5]. Najpoważniejszą wadą metody częstotliwościowej jest jej mała przydatność przy projektowaniu układów sterowania o wielu zmiennych wejściowych i wyjściowych.



Rys. 1

Wadą pozostałych metod jest konieczność stosowania techniki prób i błędów, bo np. w sterowaniu optymalnym zmuszeni jesteśmy do arbitralnego doboru współczynników wagi we wskaźniku jakości.

W niniejszej pracy proponujemy nową metodę czynną [6]. Do syntezy układu sterowania drganiami aeroelastycznymi zastosowano mianowicie stosunkowo młodą gałąź teorii sterowania—sterowanie modalne [7],

2. Metoda sterowania modalnego

Obecnie omówimy krótko metodę sterowania modalnego, którą posłużono się przy wyznaczaniu parametrów regulatora drgań aeroelastycznych.

Rozważmy układ jednowejściowy ($r = 1$), którego macierz stanu ma pojedyncze wartości własne rzeczywiste lub zespolone. Zakładamy, że układ jest całkowicie sterowalny.

Niech równanie układu zamkniętego ma postać:

$$(2.1) \quad \dot{x} = Ax + bu.$$

Wyznamy takie sterowanie $u(t)$, które pozwoli na uzyskanie zadanego zbioru wartości własnych układu zamkniętego, a tym samym pozwoli na syntezę układu o zadanych własnościach dynamicznych. Zakładamy, że będziemy zmieniać m ($m \leq n$) wartości własnych układu otwartego. W tym celu wprowadźmy do układu sterowanie w postaci

$$(2.2) \quad u = \sum_{i=1}^m k_i v_i^T x,$$

co jest możliwe przy założeniu bezpośredniego mierzenia wszystkich zmiennych stanu. Podstawiając (2.2) do (2.1) otrzymamy równanie stanu dla układu zamkniętego

$$\dot{x} = Hx,$$

gdzie macierz H ma postać

$$(2.3) \quad H = A + b \sum_{i=1}^m k_i v_i^T.$$

Mnożąc wyrażenie (2.3) prawostronnie przez u_j otrzymamy warunek

$$Hu_j = Au_j + b \sum_{i=1}^m k_i v_i^T u_j, \quad j = 1, \dots, m,$$

z którego widać, że jeżeli $i = m+1, \dots, n$, to wektory i wartości własne macierzy H i A są takie same, natomiast w przypadku, gdy $i = 1, \dots, m$, to

$$(2.4) \quad Hu_j = Au_j + bk_i = \lambda_i u_j + bk_i.$$

Tak więc efektem wprowadzenia sterowania w postaci (2.2) jest zmiana zbioru $\{\lambda_i\}$ w $\{\rho_i\}$ i $\{u_i\}$ w $\{w_i\}$, gdzie $i = 1, \dots, m$, przy zachowaniu pozostałych $n-m$ wartości i wektorów własnych niezmiennych. Warunek (2.4) wynika z faktu, że wektory u_j i v_i są ortonormalne. Przy ustalonym zbiorze $\{\rho_i\}$, problem wyznaczenia sterowania sprowadza się do znalezienia współczynników wzmocnienia k_i w sprzężeniu zwrotnym. Dla $r = 1$ i przy założeniu całkowitej sterowalności układu rozwiązanie jest jednoznaczne i dane wzorem (zob. [7])

$$(2.5) \quad k_i = \frac{\prod_{j=1}^m (\rho_j - \lambda_i)}{p_i \prod_{j=1}^m (\lambda_j - \lambda_i)}, \quad i = 1, \dots, m.$$

W powyższym wyrażeniu p_i jest elementem wektora sterowalności modalnej

$$(2.6) \quad p = V^T b.$$

Dla układu wielowejściowego będzie to macierz $P = V^T B$ o wymiarach $n \times r$. Sterowanie otrzymamy podstawiając (2.6) i (2.5) do (2.2) i tak

$$u = \sum_{i=1}^m k_i v_i^T x(t).$$

Należy zauważyć, że w przypadku układu fizycznego sterowanie będzie rzeczywiste (zob. [7]).

Obliczenia dla układu jednowejściowego przeprowadza się w następujących etapach:

- 1° ze wzoru (2.6) wyznacza się sterowalne i niesterowalne postacie układu, o czym informują zerowe elementy wektora p ;
- 2° ze wzoru (2.5) wyznacza się współczynniki wzmocnienia k_i ;
- 3° ze wzoru (2.2) wyznacza się sterowanie.

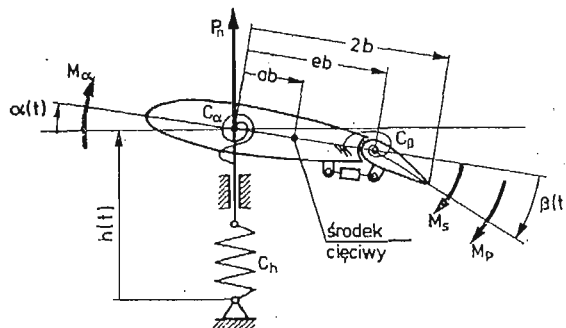
3. Synteza regulatora

Przedstawiona metoda zostanie zastosowana do syntezy regulatora drgań aeroelastycznych. Przez syntezę regulatora rozumie się projektowanie teoretyczne, tzn. procedurę zmierzającą do ustalenia struktury regulatora, nie zaś konkretne urządzenie np. elektroniczne czy hydrauliczne.

3.1. Równania ruchu we współrzędnych uogólnionych. Założenia upraszczające omówione w pracy [8] prowadzą do modelu skrzydła o trzech stopniach swobody. Przyjęty model jest przedstawiony na rys. 2. Uwzględniono już na nim istnienie siłownika wprawiającego w ruch powierzchnię sterową. Równania ruchu takiego modelu mają postać:

$$(3.1.1) \quad \begin{aligned} m\ddot{h} + S_\alpha \ddot{\alpha} + S_\beta \ddot{\beta} + C_h \dot{h} + K_h h &= P_h, \\ S_\alpha \dot{h} \times J_\alpha \ddot{\alpha} + ((e-a)bS_\beta + J_\beta) \ddot{\beta} + C_\alpha \dot{\alpha} + K_\alpha \alpha &= M_\alpha, \\ S_\beta \dot{h} + ((e-a)bS_\beta + J_\beta) \ddot{\alpha} + J_\beta \ddot{\beta} + C_\beta \dot{\beta} + K_\beta \beta &= M_\beta + M_\beta. \end{aligned}$$

Uogólnione siły aerodynamiczne P_h , M_α , M_β dla drgań harmonicznym z częstotliwością ω są przytoczone w pracy [5]. Aby wyznaczyć wartości sił aerodynamicznych w dowolnej



Rys. 2

chwili czasu (czego wymaga metoda sterowania modalnego) trzeba te siły przetransformować z dziedziny częstotliwości do dziedziny czasu. Przeprowadzając transformację Fouriera otrzymamy

$$(3.1.2) \quad \mathbf{F}_a = \mathbf{J}\mathbf{q}'' + \mathbf{B}_a\mathbf{q}' + \mathbf{A}_a\mathbf{q} + \mathbf{D} \int_{-\infty}^{\tau} \Phi(\tau-s) \frac{d\bar{w}}{ds} ds,$$

gdzie:

$$\begin{aligned} \mathbf{q} &= [h/b, \alpha, \beta]^T; \\ \mathbf{F}_a &= 1/(\rho b^2 V_\infty^2) [P_h b, M_\alpha, M_\beta]^T, \\ \mathbf{J} &= \begin{bmatrix} -\pi, \\ \pi a, \\ T_1 - lT_4, -2T_{13} - lT_{24}, (T_3 - 2lT_2 + l^2T_5)/\pi \end{bmatrix}, \\ \mathbf{B}_a &= \begin{bmatrix} 0, -\pi, T_4 + 2\sqrt{1-c^2} \\ 0, -\pi(1/2-a), -T_{16} - lT_{23} \\ 0, -T_{17} - lT_{25}, (T_{19} - lT_{27} - l^2T_{29})/\pi \end{bmatrix}, \\ \mathbf{A}_a &= \begin{bmatrix} 0, 0, 0 \\ 0, 0, -T_{15} - lT_{22} \\ 0, 0, -(T_{18} - lT_{20} - l^2T_{28})/\pi \end{bmatrix}, \\ \mathbf{D} &= [-2\pi, 2\pi(a+1/2), -T_{12} + 2lT_{20}]^T, \\ (3.1.3) \quad \bar{w} &= w/V_\infty, \end{aligned}$$

$$(3.1.4) \quad w(\tau) = V_\infty(\alpha(\tau) + h'(\tau)/b + 1/2 - a)\alpha'(\tau) + (T_{10} - lT_{21})\beta(\tau)/\pi + (T_{11} - 2lT_{10})\beta'(\tau)/2\pi.$$

Symbolem $\Phi(t)$ oznaczono w (3.1.2) funkcję Wagnera. Opisuje ona wpływ historii ruchu na wartości bieżące sił aerodynamicznych. Natomiast indeks „prim” oznacza różniczkowanie względem czasu bezwymiarowego

$$\tau = V_\infty t/b.$$

Korzystając z wyrażenia (3.1.4) można przeprowadzić całkowanie przez części w wyrażeniu (3.1.2), a następnie podstawić je do równań ruchu (3.1.1), które po ubezwymiarowaniu i przekształceniu przybierają postać

$$(3.1.5) \quad (\mathbf{M} - \mathbf{J})\mathbf{q}'' + (\mathbf{C}_b - \mathbf{B}_a - \mathbf{B}_c\Phi_0)\mathbf{q}' + (\mathbf{K}_b - \mathbf{A}_a - \mathbf{A}_c\Phi_0)\mathbf{q} - \mathbf{D} \int_{-\infty}^{\tau} \bar{w} \frac{d\Phi(\tau-s)}{ds} ds = \mathbf{F}_b,$$

gdzie:

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= \begin{bmatrix} m, & S_\alpha/b, & S_\beta/b \\ S_\alpha/b, & J_\alpha/b^2, & ((e-a)bS_\beta + J_\beta)b^2 \\ S_\beta/b, & ((e-a)bS_\beta + J_\beta)/b^2, & J_\beta/b^2 \end{bmatrix}, \\ \mathbf{C}_b &= 1/(\rho b V_\infty) \text{diag}[C_h, C_\alpha/b^2, C_\beta/b^2], \\ \mathbf{B}_c &= \mathbf{D}[1, 1/2 - a, (T_{11} - 2lT_{10})/2\pi], \end{aligned}$$

$$\mathbf{K}_b = 1/(\rho V_\infty^2) \text{diag}[K_h, K_\alpha/b^2, K_\beta/b^2],$$

$$\mathbf{A}_c = \mathbf{D}[0, 1, (T_{10} - lT_{21})/\pi],$$

$$\mathbf{F}_b = [0, 0, M_s/(\rho b^2 V_\infty^2)]^\top,$$

$$\Phi_0 = \Phi(\tau)|_{\tau=0}.$$

W równaniu (3.1.5) występuje splot funkcji Wagnera z wyrażeniem (3.1.3). Równanie to przedstawia więc układ równań różniczkowo-całkowych. Ponieważ nie ma opracowanej teorii sterowania dla takich układów, więc równanie (3.1.4) należy sprowadzić do układu równań różniczkowych zwyczajnych. Pokazano to w punkcie 3.2.

3.2. Równania ruchu we współrzędnych stanu. Przyjmujemy najpierw przybliżenie Jonesa funkcji Wagnera (np. [9]):

$$(3.2.1) \quad \Phi(\tau) = 1 - A_1 \exp(-B_1 \tau) - A_2 \exp(-B_2 \tau),$$

gdzie A_1, A_2, B_1, B_2 są stałymi dodatnimi. Przybliżenie to nie jest obecnie traktowane jako narzędzie obliczeń, ponieważ błąd przybliżonej funkcji Theodorsena otrzymanej przez transformację przybliżenia Jonesa przekracza 10%. W dalszym ciągu jest jednak używane do badań jakościowych. Zastępując funkcję Φ w splotcie (zob. (3.1.4)) przybliżeniem (3.2.1) otrzymujemy

$$\int_0^\tau \bar{w}(s) \frac{d\Phi(\tau-s)}{ds} ds = \int_0^\tau (A_1 B_1 \exp(-B_1(\tau-s)) + A_2 B_2 \exp(-B_2(\tau-s))) \bar{w}(s) ds,$$

gdzie przyjęto, że ruch zaczyna się w chwili $\tau = 0$. Wprowadzamy teraz nowe zmienne pomocnicze (podobnie jak w pracy [10]):

$$(3.2.2) \quad \begin{aligned} \eta_1 &= \int_0^\tau A_1 B_1 \exp(-B_1(\tau-s)) \bar{w}(s) ds, \\ \eta_2 &= \int_0^\tau A_2 B_2 \exp(-B_2(\tau-s)) \bar{w}(s) ds. \end{aligned}$$

Różniczkując względem τ wyrażenia (3.2.2) otrzymujemy

$$\eta_1' = -B_1 \eta_1 + A_1 B_1 \bar{w}(\tau),$$

$$\eta_2' = -B_2 \eta_2 + A_2 B_2 \bar{w}(\tau).$$

Tak więc równanie (3.1.5) można doprowadzić do układu równań różniczkowych zwyczajnych w postaci

$$(3.2.3) \quad \mathbf{M}_c q'' + \mathbf{C}_c q' + \mathbf{K}_c q - D(\eta_1 + \eta_2) = \mathbf{F}_b,$$

gdzie:

$$\mathbf{M}_c = \mathbf{M} - \mathbf{J},$$

$$\mathbf{C}_c = \mathbf{C}_b - \mathbf{B}_a - \mathbf{B}_c \Phi_0,$$

$$\mathbf{K}_c = \mathbf{K}_b - \mathbf{A}_a - \mathbf{A}_c \Phi.$$

Dla stosowania metod teorii sterowania dogodnie jest posługiwanie się przestrzenią stanów. W tym celu równanie (3.2.3) należy przedstawić w tzw. postaci normalnej Cauchy'ego. Wprowadzamy zatem wektor zmiennych stanu x w postaci

$$x = [(h/b)', \alpha', \beta', h/b, \alpha, \beta, \eta_1, \eta_2]^T,$$

dzięki czemu równanie (3.2.3) można przedstawić w postaci (por. (2.2))

$$(3.2.4) \quad x' = Ax + bu,$$

gdzie:

$$u = M_s / (\rho b^2 V_\infty^2);$$

$$A = F^{-1} \begin{bmatrix} -C_a, & -K_c, & D, & D \\ E_3, & 0, & 0, & 0 \\ A_1 B_1 N^T, & -B_1, & 0 \\ A_2 B_2 N^T, & 0, & -B_2 \end{bmatrix},$$

$$b = F^{-1} [0, 0, 1, 0, 0, 0, 0]^T,$$

$$F = \text{diag}[M_c, E_s], \det F \neq 0.$$

Ponadto

$$N = [1, 0, 5-a, (T_{11} - 2lT_{10})/2\pi, 0, 1, (T_{10} - lT_{21})/\pi]^T,$$

a przez E_i oznaczono macierz jednostkową o wymiarach $i \times i$; $i = 3, 5$. Ostatecznie dla modelu skrzydła o trzech stopniach swobody otrzymaliśmy układ ośmiu równań różniczkowych zwyczajnych w postaci normalnej o stałych współczynnikach. Równanie (3.2.4) jest punktem wyjścia do obliczeń.

3.3. Obliczenia. Obliczenia przeprowadzono dla następujących danych:

a) dane statyczno-dynamiczne

$$a = -0.438, \quad b = 0.768 \text{ m}, \quad c = 0.4645, \quad e = 0.5372, \quad m = 11.53 \text{ kg/m}$$

$$I_\alpha = 2.91 \text{ kgm}^2/\text{m}, \quad I_\beta = 0.0571 \text{ kgm}^2/\text{m},$$

$$S_\alpha = 2.84 \text{ kgm/m}, \quad S_\beta = 7.994 \cdot 10^{-4} \text{ kgm/m}$$

$$K_h = 5.56 \cdot 10^4 \text{ N/m}^2, \quad K_\alpha = 5.71 \cdot 10^4 \text{ N}, \quad K_\beta = 5.169 \cdot 10^3 \text{ N},$$

$$C_h = 24.2 \text{ kg/ms}, \quad C_\alpha = 12.2 \text{ kgm/s}, \quad C_\beta = 0.5169 \text{ kgm/s},$$

b) dane przepływowe

$$V_\infty = 250 \text{ m/s}, \quad \rho = 1.2928 \text{ kg/m}^3, \quad \Phi_0 = 0.5,$$

$$A_1 = 0.165, \quad B_1 = 0.041, \quad A_2 = 0.335, \quad B_2 = 0.32.$$

Dla tych danych wyznaczono macierz stanu A i wektor sterowania b , a następnie obliczono wartości własne

$$\lambda_{1,1} = -0.285 \pm 0.974i, \quad \lambda_{3,4} = -0.432 \pm 0.306i,$$

$$\lambda_{5,6} = 0.114 \pm 0.337i, \quad \lambda_7 = -0.077, \quad \lambda_8 = -0.026.$$

W zbiorze wartości własnych istnieją więc wielkości z dodatnią częścią rzeczywistą ($\lambda_{5,6}$), co oznacza występowanie flatteru przy prędkości 250 m/s. Wprowadzając sterowanie do układu żądamy, aby zbiór wartości własnych układu zamkniętego nie implikował powstania drgań niegasnących.

Niech więc zbiór danych wartości własnych ma postać:

$$\begin{aligned} \varrho_{1,2} &= -0.059 \pm 0.651i, & \varrho_{3,4} &= -0.261 \pm 1.531i, \\ \varrho_{5,6} &= -0.228 \pm 0.452i, & \varrho_7 &= -0.207, & \varrho_8 &= -0.039. \end{aligned}$$

Przy tych danych wykonano dalsze obliczenia. Z równania (2.6) wyznaczono macierz sterowalności modalnej, której elementy równe są

$$\begin{aligned} p_{1,2} &= 5.615 \pm 0.769i, & p_{3,4} &= 0.611 \pm 0.045i, \\ p_{5,6} &= -0.449 \pm 0.033i, & p_7 &= -0.025, & p_8 &= -0.009. \end{aligned}$$

Z równania (2.5) wyznaczono współczynniki wzmocnienia

$$\begin{aligned} k_{1,2} &= -0.004i, \pm 0.066i, & k_{3,4} &= 0.520 \pm 1.113i, \\ k_{5,6} &= -0.619 \pm 2.210i, & k_7 &= 27.751, & k_8 &= -39.549. \end{aligned}$$

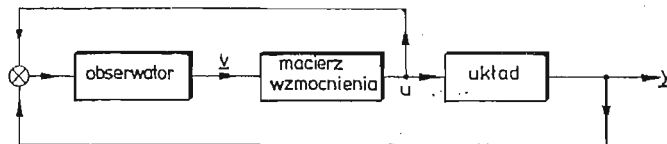
Mając te wyniki wyznaczono ostatecznie sterowanie z równania (2.2)

$$u(\tau) = -2.846(h/b)' - 0.030\alpha' + 0.050\beta' + 64.328(h/b) - 7.713\alpha + 3.286\beta - 0.626\eta_1 - 3.960\eta_2,$$

gdzie: $u(\tau) = M_s/\rho b^2 V_\infty^2$; $\tau = V_\infty t/b$.

4. Omówienie realizowalności wyznaczonego sterowania

Głównym problemem w realizacji technicznej prawa sterowania wyznaczonego metodami teorii sterowania jest warunek bezpośredniego mierzenia wszystkich współrzędnych stanu. Tylko dla bardzo prostych układów warunek ten jest możliwy do spełnienia. Dla układów złożonych jednym ze sposobów rozwiązania tego problemu jest zastosowanie dodatkowego układu dynamicznego zwanego obserwatorem. Podstawą działania takiego układu jest odtwarzanie niemierzalnych współrzędnych stanu za pomocą pewnych operacji dynamicznych na wielkościach wyjściowych i wejściowych. Schemat wprowadzenia obserwatora do układu przedstawiony jest na rys. 3. Na przedstawionym schemacie wek-



Rys. 3

tor y oznacza mierzalną część wektora stanu zależną od możliwości pomiarowych. W omawianym zagadnieniu flutteru profilu będą to współrzędne h , α , β i dodatkowo \dot{h} , $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$. Trudno dostępne współrzędne η_1 i η_2 charakteryzujące opływ niestacjonarny będą na podstawie wektora y i sterowania u odtwarzane przez obserwator i w efekcie otrzymamy wektor stanu v . Występująca w schemacie macierz wzmocnienia tworzona jest na podstawie współczynnika wzmocnienia k_i , natomiast metoda obliczania parametrów obserwatora przedstawiona jest w pracy [11].

Techniczna realizacja sterowania wymaga zbudowania odpowiedniego układu elektryczno-mechanicznego, co wykracza poza ramy teorii sterowania i powinno być przedmiotem analizy ekonomicznej.

5. Zakończenie

Jak widać z przeprowadzonych obliczeń efektywność metody sterowania modalnego jest duża, co wynika ze stosowania prostych działań algebraicznych. W porównaniu ze znaną metodą sterowania optymalnego zastosowaną do podobnego typu zagadnienia, proponowana metoda pozwala uniknąć kłopotliwego doboru współczynników wagowych we wskaźniku jakości, a także trudności związanych z rozwiązaniem równania Riccatiego.

W przykładzie obliczeniowym wyznaczono sterowanie dla prędkości krytycznej profilu wynoszącej 250 ms^{-1} . Ponieważ w praktyce zachodzi potrzeba sterowania w całym zakresie prędkości eksploatacyjnych przewyższających prędkość krytyczną, należy algorytm obliczeń powtórzyć wymaganą ilość razy.

Wybór profilu jako modelu skrzydła nie jest przypadkowy, ponieważ jest on punktem wyjścia do stosowania bardziej złożonych modeli aeroelastycznych.

Każdy układ sterowania flutterem musi zapewniać utrzymanie kątów wychylenia powierzchni sterowej i sił działających w układzie w ustalonych przedziałach wartości. W dalszych badaniach należałoby więc uwzględnić kryteria mające na celu minimalizację sił i wychyleń w całym zakresie eksploatacyjnych prędkości lotu.

O aktualności podjętej tematyki zdają się świadczyć zarówno dane firmy Boeing, według których straty spowodowane stosowaniem metod biernych wynoszą od 10-20% masy użytkowej samolotu [12], jak i fakt udanego eksperymentalnego lotu samolotu B-52 z urządzeniem do czynnego sterowania flutterem [13]. Do tej pory nie ujawniono jednak szczegółów potrzebnych do projektowania tego typu urządzeń.

Literatura cytowana w tekście

1. A. A. КРАСОВСКИЙ, *Системы автоматического управления полетом и их аналитические конструирование*, „Наука”, Москва 1973.
2. W. FISZDON, *Wstęp do aerospężystości*, PWN Warszawa 1951.
3. W. E. TRIPLETT, H. P. F. KAPPUS, P. J. LANDY, *Active flutter control-an adaptable application to wing/store flutter*, Journal of Aircraft, 11, 10 (1973), 669.
4. M. C. SANDFORD, I. ABEL, D. L. GRAY, *Transonic study of active flutter suppression based on an energy concept*, Journal of Aircraft, 2, 12 (1975), 72.
5. J. PIETRUCHA, D. SZELĄG, *Application of the method of optimal control for elimination of aeroelastic vibrations*, Zagadnienia Drgań Nieliniowych, 18 (1977), 45.
6. J. PIETRUCHA, Z. SZEWCZYK, *Metoda sterowania modalnego i jej zastosowanie do ustateczniania lotu śmigłowca*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana 4, 14 (1976), 571.
6. J. PIETRUCHA, Z. SZEWCZYK, *Synteza układu eliminacji drgań aeroelastycznych metodą sterowania modalnego*, Streszczenia referatów VII Sympozjum „Drgania w układach fizycznych”, Poznań-Błażejewko, Maj 1978.
8. R. SCALAN, R. ROSENBAUM, *Drgania i flutter samolotów*, PWN, Warszawa 1964.
9. Y. C. FUNG, *An introduction to the theory of aeroelasticity*, J. Wiley and Sons Inc. New York 1955.

10. E. F. BAIRD, H. J. KELLY, *Formulation of the flutter problem for solution on an electronic analog computer*, Journal of the Aeronautical Sciences, 1950, 189.
11. J. PIETRUCHA, *Техническая реализуемость системы активного подавления флаттера с помощью наблюдающих устройств*, III symposium Mechaniki Stosowanej, Warszawa 1978.
12. G. O. THOMSON, G. J. KASS, *Active Flutter Superssion — an Emerging Technology*, Journal of Aircraft, 3, 9 (1972), 230.
13. K. L. ROGER, G. H. HODGES, L. FELT, *Active Flutter Suppression — a Flight Test Demonstration*, Journal of Aircraft, 6, 12 (1975), 551.

Резюме

НОВЫЙ МЕТОД УПРАВЛЕНИЯ ФЛАТТЕРОМ ПРОФИЛЯ

В работе применено метод модального управления к синтезу регулятора аэроупругих колебаний классической модели крыла. Принято при этом линейную нестационарную аэродинамику. Линейность и стационарность системы получено с помощью аппроксимации Джонса функции Вагнера.

Summary

A NEW METHOD OF FLUTTER CONTROL OF THE AIRFOIL

In the paper the theory of modal control was applied to the syntesis of the regulator of aeroelastic vibrations in the classical model of wing. The linear unsteady aerodynamics was assumed. The linearity and stationarity of the system have been obtained by means of Jones' approximation of Wagner's function.
