ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ 1995

Seria : MECHANIKA z. 122 Nr. kol. 1267

Jacek A. GOSZCZYŃSKI, Jerzy MARYNIAK
Instytut Lotnictwa, Warszawa

MODELOWANIE AWARII W ODKSZTAŁCALNYM UKŁADZIE STEROWANIA STEREM WYSOKOŚCI SAMOLOTU STEROWANEGO

Streszczenie. Przedstawiono w pracy dynamikę lotu samolotu z zamodelowanymi stanami awaryjnymi układu sterowania na podstawie modelu matematycznego systemu: "Pilot + odkształcalny układ sterowania + ster wysokości samolotu + otoczenie". Symulacje numeryczne wykonano na przykładzie samolotu polskiej konstrukcji I-22 "IRYDA.

MODELLING OF FAILURE IN DEFORMABLE ELEVATOR CONTROL SYSTEM OF CONTROLLABLE AIRCRAFT

Summary. The paper is concerned with the jet-trainer flight dynamics whose mechanical control system of the elevator has undergone a simulated failure. Numerical simulation results have been obtained from the mathematical model of system consisting of a pilot & deformable control system & aircraft elevator & outside environment. The study has been performed on the data for PZL I-22 "IRYDA" Polish jet trainer aircraft.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АВАРИИ В ДЕФОРМИРУЕМОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЬЯ ВЫСОТЫ УПРАВЯЕМОГО САМОЛЕТА

Резюме. В работе представлено динамику полета самолета с моделироваными аварыйными состаяниями управления на основе математической модели системы пилот-деформируема система управлеиия-руль высоты самолета-окружагощая среда. Нумерическую симуляцю проведено на примере самолета польской конструкции I-22 "IRYDA".

1. WYKAZ OZNACZEŃ

$J_{H\eta}$ [kgm^2] : moment bezwładności steru wysokości wzgl. jego osi obrotu;
$J_{M\eta}$ [kgm^2] : moment bezwładności masy M_2 masowego urządzenia wspomagającego wzgl. jej osi obrotu;
$J_{\eta j}$ [kgm^2] : moment bezwładności j-tej dźwigni wzgl. jej osi obrotu;
m [kg] : masa samolotu;

K_{C1} [N/m] : współczynnik zastępczej sztywności układu sterowania [4] ;
K_{C2} [N/m] : współczynnik zastępczej sztywności pilota [4];
K_{C3} [N/m] : sztywność amortyzatora masy M_2 [4] ;
K_{C4} [N/m] : sztywność zawieszenia masy M_2 [4] ;
K_{C5} [N/m] : sztywność korektora stateczności [4] ;
K_{T1} [Ns/m] : współczynnik wiskotycznego tłumienia układu sterowania [4] ;
K_{T2} [Ns/m] : współczynnik wiskotycznego tłumienia pilota [4] ;
K_{T3} [Ns/m] : współczynnik wiskotycznego tłumienia amortyzatora masy M_2 [4];
$M_{\dot{W}}$: pochodna aerodynamiczna momentu pochylającego wzgl. zmian prędkości wznoszenia [4];
M_Q^{ZH}, M_{QH}^{ZH} : pochodne aerodynamiczne momentu zawiasowego steru wysokości [4];
M_{ZH}^{G}, M_{DR}^{G} : składowe momentu zawiasowego od sił grawitacyjnych [4];
M_{DR}^{K1}, M_{DR}^{K1} : pochodne momentu sił potencjalnych działających na układ sterowania [4];
M_{ZH}^{K1}, M_{ZH}^{K2} : pochodne momentu sił potencjalnych działających na ster wysokości [4];
M_{BW}^{K1}, M_{BW}^{K2} : pochodne momentu sił potencjalnych działających na „bobweight" [4];
M_{DR}^{T3}, M_{BW}^{T3} : pochodne momentu sił tłumienia tłumika K_{T3} [4];
M_{ZH}^{T1}, M_{ZH}^{T2} : pochodne momentu zawiasowego od sił tłumienia [4];
M_{DR}^{T1}, M_{DR}^{T2} : pochodne momentu od sił tłumienia działających na układ sterowania [4];
M_{ZH} [Nm] : moment zawiasowy steru wysokości [2,4];
M_{PILOT} [Nm] : moment siły pilota [4];
n_Z [-] : współczynnik obciążenia;
P_{DH} [N] : niezbędna siła pilota;
Q [rd/s] : prędkość kątowa pochylania samolotu;
Q_H [rd/s] : prędkość kątowa steru wysokości;
Q_M [rd/s] : prędkość kątowa masy M_2;
Q_D [rd/s] : prędkość kątowa drążka sterowego;
X_G , Z_G ,M_G : składowe sił i momentów sił grawitacyjnych [4];
X_A, Z_A, M_A : składowe sił i momentów sił aerodynamicznych [4];
X_T, Z_T, M_T : składowe sił i momentów sił ciągu [4];
X_Q, Z_Q, M_Q : pochodne aerodynamiczne od prędkości kątowej przechylania [4];
X_{q1}, Z_{q1}, M_{q1} : pochodne aerodynamiczne od wychyleń steru wysokości [4];
$X_{\alpha ZH}, Z_{\alpha ZH}, M_{\alpha ZH}$: pochodne aerodynamiczne od kąta zaklinowania steru wysokości [4];
X_{QH}, Z_{QH}, M_{QH} : pochodne aerodynamiczne od prędkości kątowej steru wysokości [4];
x_i, y_i, z_i [m] : współrzędne i-tego węzła wzgl. układu Oxyz;
α_{ZH} [deg] : kąt zaklinowania usterzenia wysokości;
δ^P_H [deg] : konstrukcyjny kąt zaklinowania masy M_2;
δ_{dj} [deg] : kąt wychylenia j-tej dźwigni układu sterowania [4];
$q_1 = \delta_H$ [deg] : kąt wychylenia steru wysokości;
$q_2 = \delta_2$ [deg] : kąt wychylenia masy M_2;
$q_3 = \delta_{BH}$ [deg] : kąt wychylenia drążka;

2. WPROWADZENIE

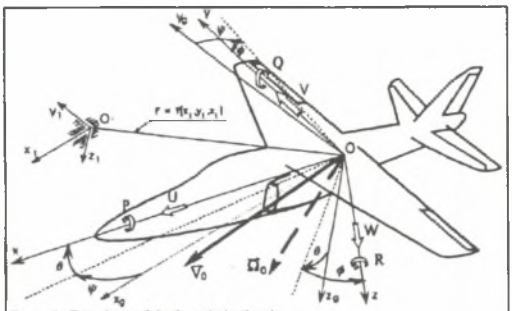
Interesującym aspektem zastosowań opracowanych modeli matematycznych i symulacyjnych w mechanice lotu jest analiza wpływu awarii samolotu (np. awarii układu sterowania) na jego własności dynamiczne. Dzięki uzyskanym wynikom można przewidzieć problemy pojawiające się w trakcie wystąpienia stanów awaryjnych, jak również opracować metodykę postępowania personelu latającego w trakcie awarii [1,10].

Opracowany w Instytucie Lotnictwa model matematyczny systemu: „Pilot + odkształcalny układ sterowania + ster wysokości samolotu + otoczenie" umożliwia przeprowadzanie doboru charakterystyk systemu sterowania, jak również pozwala na badanie różnych stanów awaryjnych układu sterowania podłużnego samolotu na drodze symulacji numerycznej [2,4].

3. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY

Celem rozwiązania postawionego zadania, przyjęto dodatkowe założenia rozszerzające model podstawowy samolotu w ruchu przestrzennym [2,4]:

- układ sterowania sterem wysokości z masowym urządzeniem wspomagającym (bob-weight) jest układem odkształcalnym o trzech stopniach swobody (rys. 2);
- na obiekt działają również siły sprężystości i tłumienia ;



Rys. 1. Przyjęte układy odniesienia
Fig. 1. Axis coordinate systems

Ogólne równania ruchu sterowanego samolotu z odkształcalnym układem sterowania sterem wysokości z masowym urządzeniem wspomagającym w locie przestrzennym wyprowadzono w pracach [2,4], w quasi-współrzędnych, w układzie sztywno związanym z samolotem Oxyz (rys.1) stosując równania Boltzmanna-Hamela dla układów holonomicznych [9,8].

Masowe urządzenie wspomagające zasosowano w kanale podłużnym sterowania, a za tym zasadne jest przyjęcie do analizy numerycznej zagadnienia zawężonego tylko do ruchu podłużnego samolotu, jakim są wyrwania czy pętle w płaszczyźnie pionowej.

Po wprowadzeniu uproszczeń równania ruchu przyjmują następującą formę w zapisie macierzowym [2,4]:

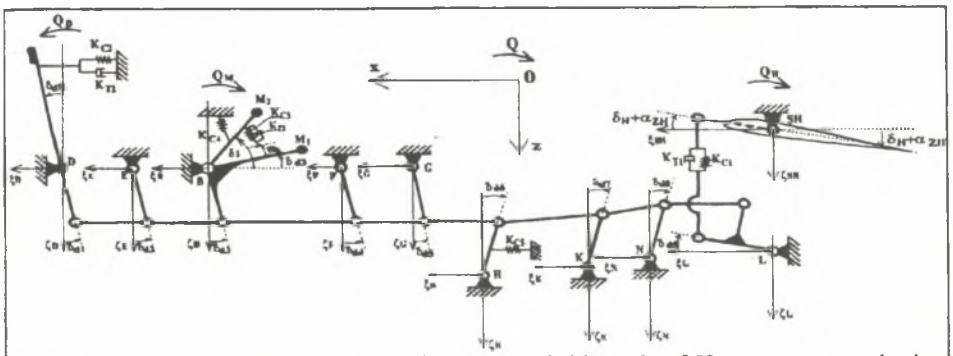
$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{V}} + \mathbf{B}\mathbf{V} = \mathbf{Q}^{*} \tag{1}$$

gdzie:

- wektor przyspieszeń :

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathrm{col}[\dot{U}, \dot{W}, \dot{Q}, \dot{Q}_H, \dot{Q}_M, \dot{Q}_D] \tag{2}$$

- wektor prędkości:



Rys. 2. Schemat kinematyczny układu sterowania sterem wysokości samolotu I-22 z masowym urządzeniem wspomagającym
Fig. 2. Kinematic scheme of elevator control system of the PZL I-22 aircraft with bobweight

$$V = \mathrm{col}[U, W, Q, Q_H, Q_M, Q_D] \tag{3}$$

- macierz sił zewnętrznych [4]:

$$\mathbf{Q}^* = \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \mathrm{col}[X, Z, M, Q^*_{q1}, Q^*_{q2}, Q^*_{q3}] \tag{4}$$

postaci:

$$\mathbf{Q}^* = \begin{bmatrix} X_G + X_T + X_A + X_Q \cdot Q + X_{q1} \cdot q_1 + X_{\alpha ZH} \cdot \alpha_{ZH} + X_{QH} \cdot Q_H \\ Z_G + Z_T + Z_A + Z_Q \cdot Q + Z_{q1} \cdot q_1 + Z_{\alpha ZH} \cdot \alpha_{ZH} + Z_{QH} \cdot Q_H \\ M_G + M_T + M_A + M_Q \cdot Q + M_{q1} \cdot q_1 + M_{\alpha ZH} \cdot \alpha_{ZH} + M_{QH} \cdot Q_H \\ M_{ZH} + M^G_{ZH} + M^{ZH}_Q \cdot Q + M^{ZH}_{QH} \cdot Q_H + Q_D \cdot M^{T1}_{ZH} + \\ -Q_H \cdot M^{T2}_{ZH} + M^{K1}_{ZH} \cdot q_3 - M^{K2}_{ZH} \cdot q_1 \\ M^{K1}_{BW} \cdot q_3 - M^{K3}_{BW} \cdot \left(q_2 - \delta^P_M\right) + M^{T3}_{BW} \cdot \left(Q_M + \kappa_2 Q_D\right) \\ -M_{PILOT} - M^G_{DR} + M^{K2}_{DR} \cdot q_1 - M^{K1}_{DR} \cdot q_3 - M^{K3}_{DR} \cdot \left(q_2 - \delta^P_M\right) + Q_H \cdot M^{T2}_{DR} + \\ -Q_D \cdot M^{T1}_{DR} + M^{T3}_{DR} \cdot \left(Q_M + \kappa_2^2 Q_D\right) \end{bmatrix}$$

gdzie:

- zmodyfikowana macierz bezwładności

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} m & 0 & B_Q & B_1 & B_2 & -B_D \\ 0 & m & C_Q & C_1 & C_2 & -C_D \\ 0 & C_Q - M_{\dot{W}} & J_y + 2H_Q & E_1 & E_2 & -E_D \\ B_1 & C_1 & E_1 & J_{H\eta} & 0 & 0 \\ B_2 & C_2 & E_2 & 0 & J_{M\eta} & 0 \\ -B_D & -C_D & -E_D & 0 & 0 & J_1 \end{bmatrix} \tag{5}$$

- macierz sprzężeń dynamicznych:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & m \cdot Q & A_Q & A_1 & A_2 & -A_D \\ m \cdot Q & 0 & -D_Q & -D_1 & -D_2 & D_D \\ -A_Q & D_Q & 0 & F_1 + G_1 & F_2 + G_2 & F_D - G_D \\ -C_1 \cdot Q & B_1 \cdot Q & -AS_1 & 0 & 0 & 0 \\ -C_2 \cdot Q & B_2 \cdot Q & -AS_2 & 0 & 0 & 0 \\ C_D \cdot Q & -B_D \cdot Q & AS_D & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{6}$$

Otrzymanych 6 dynamicznych równań ruchu uzupełnionych związkami kinematycznymi tworzy układ równań ruchu samolotu z odkształcalnym układem sterowania sterem wysokości, z masowym urządzeniem wspomagającym w kanale pochylania [2,4].

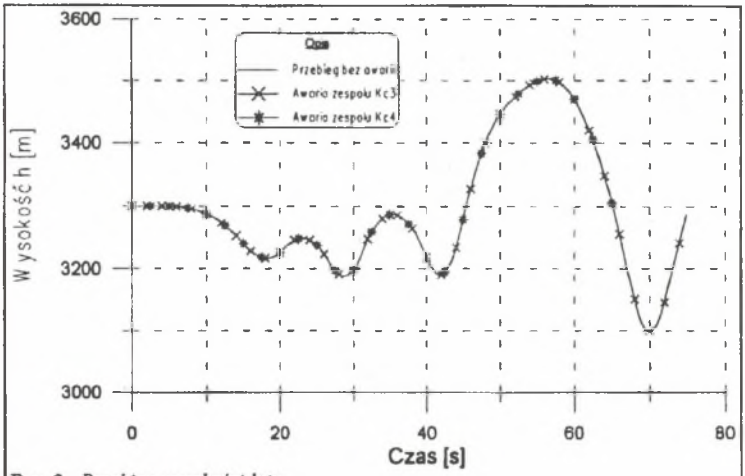
4. ANALIZA NUMERYCZNA I WNIOSKI

Po odpowiedniej identyfikacji parametrycznej: masowej, geometrycznej, aerodynamicznej, sztywnościowej, układ równań (1) scałkowano numerycznie dla warunków początkowych odpowiadających zadaniu 6 lotu 270 prototypu I-22 1ANP01-04 metodą Rungego-Kutty IV stopnia [4]. Po przeprowadzeniu weryfikacji porównawczej modelu [5], przeprowadzono cykl symulacji numerycznych dla różnych stanów awaryjnych układu sterowania sterem wysokości. Przedstawione wybrane wyniki symulacji dotyczą przypadków, gdy:

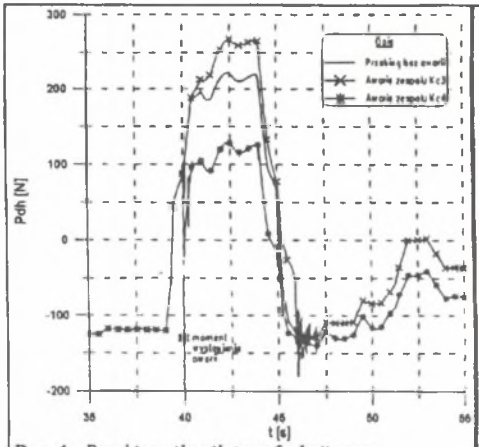
(1) awarii ulega zespół amortyzatora sprężystego Kc3 i masy M2 - tzn. następuje jego zniszczenie w 40 [s] lotu;

(2) awarii ulega zespół zawieszenia sprężystego Kc4 - tzn. następuje np. zniszczenie tego zespołu.

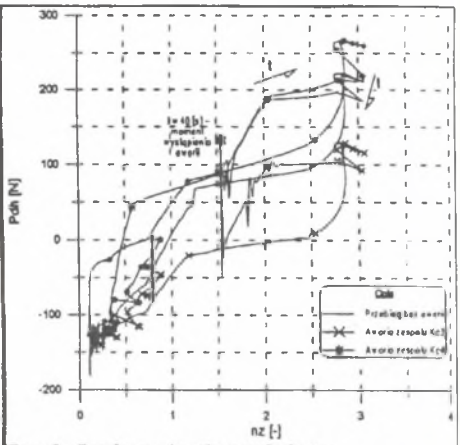
Awarie masowego urządzenia wspomagającego są o tyle interesujące z punktu widzenia mechaniki lotu, że dotyczą sytuacji zasadniczo zmieniającej siły sterujące, a nie dotyczą ruchu (lotu) samolotu jako bryły (rys.3). Istotne zmiany sił na drążku sterowym widoczne są w przypadku (1), a przypadek (2) charakteryzuje się gwałtownymi uderzeniami w układzie sterowania, szczególnie w fazie tuż po wystąpieniu awarii (rys. 4,5).



Rys. 3. *Przebieg wysokości lotu*
Fig. 3. *Flight path*



Rys. 4. *Przebieg siły pilota w funkcji czasu.*
Fig. 4. *Stick force versus time*



Rys. 5. *Przebieg siły pilota w funkcji n_z*
Fig. 5. *Stick force versus linear acceleratin n_z*

LITERATURA

[1] Etkin B. : *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley, New York 1972.

[2] Goszczyński J.: *Analiza dynamiczna układu sterowania sterem wysokości z masowym urządzeniem wspomagającym Wyrobu 300.* Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 14/BW-W4/92, Warszawa 1992 (nie publikowane).

[3] Goszczyński J.: *Wpływ zmian w konstrukcji masowego urządzenia wspomagającego na dynamikę sterowanego samolotu*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 34/BW-W4/93, Warszawa 1993 (nie publikowane).

[4] Goszczyński J.: *Analiza wpływu dynamiki układu sterowania sterem wysokości na dynamikę lotu sterowanego samolotu.* Rozprawa doktorska, promotor J. Maryniak, ITLiMS Wydz. MEiL Politechnika Warszawska 1993.

[5] Goszczyński J., Maryniak J., Rahman M.: *Matematyczne modelowanie lotu samolotów - metodologia weryfikacji symulacji numerycznej z rejestracją parametrów lotu*, Zeszyty Naukowe Politechniki Śląskiej, Zeszyt 113, Gliwice 1993.

[6] Goszczyński J.: *Samolot PZL I-22 "IRYDA" z podwieszeniami - wersja przeciążona, symulacja numeryczna lotu*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 237/SZ-OA/94, Warszawa 1994 (nie publikowane).

[8] Maryniak J.: *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej. Mechanika Nr. 35. Warszawa 1975.

[9] Maryniak J.: *Modelowanie fizyczne i matematyczne w dynamice obiektów ruchomych.* Referat plenarny. Zbiór referatów XXVI Sympozjon "Modelowanie w Mechanice" Gliwice- Kudowa 1987.

[10] MacLean D. : *Automatic Flight control systems*, Prentice Hall, New York 1990.

Recenzent: prof. dr hab. inż. J. Świder

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1994 r.