

Maria Złocka

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej  
Politechnika Warszawska

### ZASTOSOWANIE ANALIZY WRAZLIWOSCI DO BADANIA KORKOCIAGU SAMOLOTU

**Streszczenie.** W pracy zastosowano analizę wrażliwości do badania wrażliwości korkociągu samolotu. Wyznaczono funkcje wrażliwości, które określają wpływ zmiany parametrów przeciągnięcia i wpływ zacinienia steru kierunku na symulowany korkociąg.

Korkociąg samolotu jest figurą akrobacyjną, której wrażliwości określane są metodami badań tunelowych lub symulacji numerycznej [1,4]. Symulację tę otrzymuje się w wyniku numerycznego rozwiązania układu dziewięciu nieliniowych różniczkowych równań ruchu samolotu. Równania te wyprowadzone w kartezjańskim, prawoskrętnym, sztywno związanym z samolotem układzie współrzędnych [3,4] można przedstawić w postaci

$$\dot{x} = f(x, \delta, a), \quad (1)$$

w której  $x = [U, V, W, P, R, Q, \theta, \phi, h]^T$  jest wektorem stanu. Trzy jego pierwsze współrzędne są współrzędnymi prędkości środka masy samolotu w przyjętym układzie, trzy następne są współrzędnymi prędkości katowej,  $\theta$  i  $\phi$  są kątami Eulera, a  $h$  jest wysokością lotu. W układzie (1) współrzędnymi wektora  $\delta$  są wychylenia powierzchni sterowych, a wektora  $a$  parametry.

Symulacja korkociągu w rozważanym przypadku rozpoczyna się od przeciągnięcia statycznego, czyli poziomego ustalonego lotu na krytycznym kącie natarcia. Rzeczywiste wejście w korkociąg rzadko zaczyna się od warunków równowagi. Dlatego też wskazane jest zbadanie wpływu zmiany warunków początkowych na symulowany ruch. W czasie wykonywania korkociągu samolotu może wystąpić zmniejszenie efektywności usterzenia pionowego spowodowane przez negatywne oddziaływanie usterzenia poziomego, tzw. zacinienie steru kierunku. Zjawisko to zostało w modelu uwzględnione jako zmniejszenie pola powierzchni usterzenia poziomego i

zmniejszenie współczynnika aerodynamicznego określającego wzrost siły bocznej usterzenia od kąta wychylenia steru kierunku. Badanie wpływu zmiany wspomnianych parametrów na symulowany ruch samolotu jest również celem prezentowanej pracy.

Zaproponowano zastosowanie teorii wrażliwości wcześniej wykorzystanej przez autorkę [2] do badania wpływu zmiany parametrów konstrukcyjnych na stateczność zaburzonego ustalonego ruchu samolotu. W tym celu obliczono funkcje wrażliwości

$$u_{ij} = \lim_{\Delta a_j \rightarrow 0} \frac{x_i(t, a_1, \dots, a_j + \Delta a_j, \dots, a_n) - x_i(t, a_1, \dots, a_n)}{\Delta a_j} \quad (2)$$

(w których  $i$  dotyczy współrzędnych wektora stanu, a  $j$  odpowiedniego, zmienianego parametru), jako wynik rozwiązania równań wrażliwości

$$\dot{u}_j = B u_j + c_j \quad (3)$$

w których

$$u_j = \left[ \frac{\partial U}{\partial a_j}, \frac{\partial V}{\partial a_j}, \frac{\partial W}{\partial a_j}, \frac{\partial P}{\partial a_j}, \frac{\partial Q}{\partial a_j}, \frac{\partial R}{\partial a_j}, \frac{\partial \phi}{\partial a_j}, \frac{\partial \psi}{\partial a_j} \right]^T$$

macierz  $B$  zaś jest taka sama dla wszystkich układów równań wrażliwości ( $j = 1, n$ ) i ma postać

$$B = \frac{\partial f(x, \delta, a)}{\partial x} \quad (4)$$

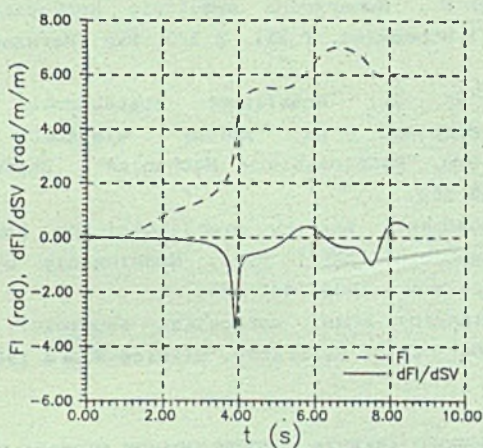
a wektor  $c_j$  wyznaczany jest dla każdego parametru  $a_j$  wg zależności

$$c_j = \frac{\partial f(x, \delta, a)}{\partial a_j} \quad (j = 1, \dots, n) \quad (5)$$

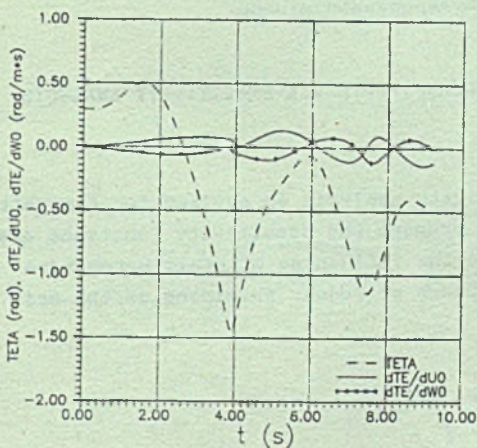
Jeżeli wybranym parametrem jest warunek początkowy  $x_{i0}$ , to wektor  $c_j$  w równaniu (3) jest równy zeru.

Funkcje wrażliwości obliczono dla samolotu szkolno-treningowego z napędem śmigłowym. Symulowany był korkociąg samolotu zaczynający się od przeciągnięcia statycznego. Po przepadnięciu samolot wykonywał jedną zwiłkę, po czym następował manewr wyprowadzenia z korkociągu. Na rysunku 1 przedstawiono, w funkcji czasu, kąt przechylenia  $\Phi$  i jego funkcję wrażliwości na zmianę pola powierzchni usterzenia pionowego SV. Zmniejszenie powierzchni usterzenia nieznacznie przyspieszy przepadanie samolotu.

Na rysunku 2 przedstawiono, w funkcji czasu, kąt pochylenia  $\theta$  samolotu i jego funkcje wrażliwości na zmianę dwóch warunków początkowych  $U_0, W_0$ , od których zależy początkowy kąt natarcia. Z wykresów wynika, że nieduża zmiana początkowego kąta natarcia ma mały wpływ na przepadanie samolotu.



Rys. 1. Kąt przechylenia i jego funkcja wrażliwości  
 Fig. 1. Angle of roll and its sensitivity function



Rys. 2. Kąt pochylenia i jego funkcje wrażliwości  
 Fig. 2 Angle of pitch and its sensitivity functions

## LITERATURA

- [1] Maryniak J., Blajer W.: Numeryczna symulacja korkociągu samolotu. *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*. T XXI, Z 2/3, PWN, Warszawa 1983, 481-492.
- [2] Złocka M., Maryniak J.: Wrażliwość stateczności integralnej nieodkształcalnego samolotu na zmiany wielkości parametrów konstrukcyjnych. XXII Sym. "Modelowanie w Mechanice", Zbiór Referatów. Gliwice-Wisła 1983, 455-462.
- [3] Złocka M.: Zastosowanie analizy wrażliwości do badania modelu przestrzennego ruchu samolotu. XXIII Sym. "Modelowanie w Mechanice", Zbiór Referatów. Gliwice-Wisła 1984, 441-446.
- [4] Złocka M.: Symulacyjny model korkociągu samolotu. XXVIII Sym. "Modelowanie w Mechanice", Zbiór Referatów. Gliwice-Wisła 1989, 409-412.

## ПРИМЕНЕНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗА К ИССЛЕДОВАНИЮ ШТОПОРА САМОЛЮТА

## Р е з ю м е

В статье предложено применение анализа чувствительности для исследования связи штопора самолета. Вычислено функции чувствительности, которые определяют влияние изменения параметров парашютирования самолета и влияние затенения на симулированный штопор.

## INVESTIGATION OF THE AIRCRAFT SPIN VIA SENSITIVITY ANALYSIS

## S u m m a r y

In the paper the sensitivity analysis is applied for aircraft spin investigation. For this purpose the sensitivity functions are computed. They enable to determine the influences of stall parameters variations and the influence of rudder shielding on the spin.