

Wiesław J. Michalski, Maria Złocka

Institut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej  
Politechnika Warszawska

### WYPROWADZANIE CZYNNY SAMOŁOTU Z KORKOCIĄGU

**Streszczenie.** Zastosowano teorię sterowania optymalnego do syn-tezy prawa sterowania suboptymalnego sposobem niestandardowym.

Analiza korkociągu samolotu doczekała się szeregu prac [2, 4, 6, 7]. Podejmowano również próby zapobiegania wejściu samolotu w korkociąg [5] i sterowania czynnego samolotem w korkociągu [4]. Najtrudniejszym manewrem tej figury akrobacyjnej jest wyjście z niej. Niewłaściwe jego wykonanie może mieć skutki tragiczne i w związku z tym istnieje potrzeba opracowania sposobu automatycznego wyjścia z korkociągu. Do realizacji tego celu zastosowano sterowanie suboptymalne, przewidując użycie techniki sterowania czynnego [3].

Równania ruchu samolotu wykonującego korkociąg, przy uwzględnieniu standardowych założeń [2, 4, 5, 6, 7], wyprowadzone w układzie współrzędnych związanych z samolotem, mają charakter nieliniowy i można je przedstawić w postaci wektorowej:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \quad (1)$$

gdzie  $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, \theta, \phi, h]^T$  jest wektorem stanu, w którym kolejno występują: współrzędne wektorów prędkości liniowej i kątowej, kąty eulerowskie oraz wysokość lotu. Wektor  $\mathbf{u} = [\delta_H, \delta_L, \delta_V]^T$  jest wektorem sterowania, którego współrzędnymi są kąty wychyleń steru wysokości, lotek i steru kierunku.

Układ równań (1) uzupełniono o związki definiujące kąt natarcia i kąt ślizgu:  $\alpha = \arctg(W/U)$ ,  $\beta = \arcsin(V/V_e)$ . Dołączono również do niego ograniczenia nałożone na wektor sterowania:  $\delta_{i, \min} \leq \delta_i \leq \delta_{i, \max}$  ( $i = H, L, V$ ).

W przypadku ruchu zaburzonego względem dowolnego lotu ustalonego  $\mathbf{x}_0$ , wyznaczonego z równania  $\mathbf{f}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = 0$ , zlinearyzowane równania mają następującą postać [5, 7]:

$$\dot{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{y}(t) + \mathbf{B}\mathbf{z}(t), \quad t \geq t_0, \quad \mathbf{y}(t_0) = \mathbf{y}_0, \quad (2)$$

gdzie:  $A = \frac{\partial f(x_0, u_0)}{\partial x}$ ,  $B = \frac{\partial f(x_0, u_0)}{\partial u}$ ,  $y = x - x_0$ ,  $z = u - u_0$ .

Dla liniowego równania stanu (2) wyznaczono takie sterowanie optymalne  $z(t)$ , które minimalizuje kwadratowy wskaźnik jakości

$$J = \frac{1}{2} \int_0^T (y^T y + z^T z) dt. \quad (3)$$

Sterowanie to jest wyrażone związkiem

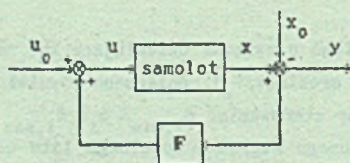
$$z^0(t) = Fy(t) = -B^T P y(t), \quad (4)$$

w którym  $P$  jest symetrycznym, dodatnio określonym rozwiązaniem macierzowego, algebraicznego równania typu Riccati'ego

$$PB^T P - PA - A^T P - I = 0, \quad (5)$$

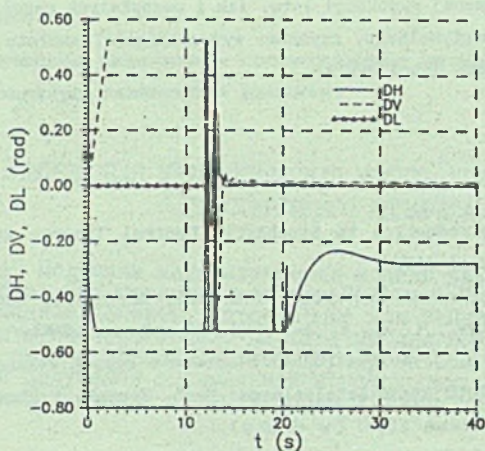
gdzie:  $I$  - macierz jednostkowa.

Idea sterowania suboptymalnego (rys. 1) układem nieliniowym (1) polega na tym, że dla tegoż układu, zlinearyzowanego wokół stanu równowagi do postaci (2), wyznacza się sterowanie optymalne (4), które wykorzystuje się dla układu wyjściowego (1). Zwykle jednak zakłada się milcząco, że parametry układu nieliniowego i liniowego są zbliżone. W przypadku wprowadzania samolotu z korkociągu założenie to nie jest spełnione. Różnica między stanem lotu poziomego prostoliniowego, do którego chciałoby się doprowadzić samolot, a stanem korkociągu jest bowiem znaczna. Tym nie mniej można postawić pytanie, jak zachowa się samolot, gdy sterowanie optymalne, wyznaczone dla modelu zlinearyzowanego względem lotu poziomego, zostanie zastosowane do korkociągu. Takie, pozornie nieuzasadnione działanie można usprawiedliwić tym, że sterowanie optymalne zsyntezowane prowadzi do układu asymptotycznie statecznego [1]. Wobec tego można mieć nadzieję, iż realizowane sterowanie spowoduje dążenie układu do stanu, dla którego zostało wyznaczone.



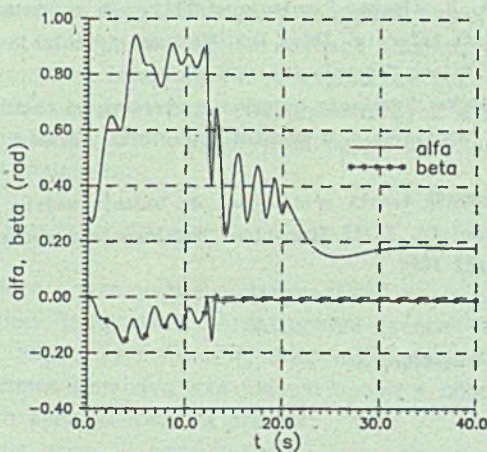
Rys. 1. Sterowanie suboptymalne samolotem

Fig.1. Suboptimal control of aircraft



Rys. 2. Wychylenia powierzchni sterowych

Fig.2. Control surfaces deflections

Rys. 3. Przebieg kąta natarcia ( $\alpha$ ) i kąta ślizgu ( $\beta$ )Fig.3. Angle-of-attack ( $\alpha$ ) and sideslip-angle ( $\beta$ ) histories

Obliczenia wykonano dla samolotu szkolno-treningowego o masie 1550 kg, polu powierzchni nośnej  $12,28 \text{ m}^2$  i rozpiętości 8 m.

Syntezę regulatora wykonano dla lotu poziomego, prostoliniowego na wysokościach: 2 km, 1,5 km, 1 km, 0,5 km i 0 km. Na wykresach (rys. 2 i 3) przedstawiono wyniki symulacji z regulatorem obliczonym dla  $h = 2 \text{ km}$ .

Zastosowanie regulatora, zbudowanego z wykorzystaniem układu zlinearyzowanego dla prezentowanej wysokości lotu, jak i pozostałych regulatorów, do niestandardowo suboptymalnego, czynnego wyprowadzania samolotu z korkociągu dało zaskakująco dobre wyniki.

#### LITERATURA

- [1] K. J. Åström: Introduction to Stochastic Control Theory. Academic Press, Inc., New York 1970.
- [2] J. Maryniak, W. Blajer: Numeryczna symulacja korkociągu samolotu. Mech. Teoret. i Stos., t. 21, z. 2-3, PWN, Warszawa 1983.
- [3] W. J. J. Michalski, J. A. Pietrucha: Sterowanie czynne własnościami dynamicznymi samolotu nieodkształcalnego. Mech. Teoret. i Stos., 29, z. 3-4, PWN, Warszawa 1990 (w druku).
- [4] W. J. J. Michalski, M. Złocka: Control of the spinning aircraft oscillations. Abstracts of XIVth Symposium on Vibrations in Physical Systems, Pap. No. 57, Techn. Univ. of Poznań & Polish Soc. of Theor. and App. Mech., Poznań - Błażejewko, May 23-26, 1990, pp. 151-152.
- [5] W. J. J. Michalski, M. Złocka: Symulacja stabilizowanego ruchu samolotu na dużych kątach natarcia. Zbiór Ref. VI Symp. "Symulacja procesów dynamicznych", Polana Chochołowska 1990 (w druku).
- [6] Z. Paturski, M. Złocka: Symulacja numeryczna sterowanego ruchu samolotu. XXIV Symp. "Modelowanie w mechanice", PTMTiS, Beskid Śląski 1985.
- [7] M. Złocka: Zastosowanie teorii wrażliwości do badania modelu przestrzennego ruchu samolotu. XXIII Sympozjon "Modelowanie w mechanice", PTMTiS, Beskid Śląski 1984.

#### АКТИВНЫЙ ВЫВОД САМОЛЕТА ИЗ ШТОПОРА

#### Резюме

Приложено теория оптимального управления до синтеза закона субоптимального управления нестандартным способом.

#### ACTIVE RECOVERY OF SPINNING AIRCRAFT

#### Summary

Optimal control theory has been applied to synthesize the suboptimal control law in non-standard way.