ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ 1992

Seria: MECHANIKA z. 107 Nr kol. 1154

Wiesław J. J. Michalski, Maria Złocka
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

STABILIZACJA SAMOLOTU NA DUŻYCH KĄTACH NATARCIA

Streszczenie. Przeprowadzono modelowanie fizyczne i matematyczne, w wyniku których otrzymano układ nieliniowych równań ruchu samolotu sztywnego o sześciu stopniach swobody. Dla równań ruchu, zlinearyzowanych wokół lotu ustalonego, prostoliniowego, poziomego, na dużych kątach natarcia przeprowadzono syntezę prawa sterowania optymalnego z kwadratowym wskaźnikiem jakości. Pokazano, że istnieje możliwość utrzymania żądanego stanu lotu modelu nieliniowego za pomocą sterowania czynnego realizowanego według wyznaczonego prawa sterowania. Przedstawiono pewne wyniki symulacji cyfrowej ruchu samolotu sterowanego w sposób czynny.

Резюме. Осуществлено физическое и математическое моделирование, вследствие которых получена система нелинейных уравнений движения жесткого самолета о шести степенях свободы. Для уравнений малых возмущений движения и окресности установленного прямолинейного горизонтального полета на больших углах атаки осуществлено синтез закона оптимального управления при квадратичном критерии качества. Указано, что можна удержать требуемое состояние полета нелинейной модели активным управлением по определенному закону управления. Представлены некоторые результаты цифровой симуляции движения активно управляемого самолета.

Summary. Physical and mathematical modelling are conducted which yield the set of nonlinear six-degree-of-freedom equations of motion of a rigid aircraft. For the small perturbation equations of motion about an equilibrium, straight and level, high-angle-of-attack flight, the optimal control law with the quadratic performance index is synthesized. It is shown, that there exists possibility for nonlinear model to keep flight conditions as required by using the active control technology based on devised control law. Some results of a digital simulation of motion of the active controlled aircraft are presented.

1. WPROWADZENIE

Własności dynamiczne samolotu zmieniają się w zależności od warunków lotu. W szerokim zakresie eksploatacyjnych kątów natarcia są to niewielkie zmiany ilościowe. W pobliżu krytycznych kątów natarcia są one znaczne, a ponadto dochodzą zmiany jakościowe. Własności dynamiczne samolotu stają się wyjątkowo niekorzystne. Zwłaszcza samoloty o wysokiej manewrowości mają tendencję do pogarszania stateczności i sterowności podczas wykonywania manewrów na granicznych kątach natarcia. Także działania pilota mogą stać się przyczyną występowania niekorzystnych zjawisk. Charakterystyki samolotu poprawia się stosując sprzężenia między lotkami a sterem kierunku. Istnienie tych sprzężeń pozwala osiągnąć stateczność na dużych kątach natarcia. Mimo to pewne działania pilota mogą być nadal destabilizujące [1].

Środkiem skutecznie usuwającym trudności związane z pilotowaniem samolotu na dużych kątach natarcia wydaje się być technika sterowania czynnego. W przypadku samolotu polega ona na zastosowaniu systemu automatycznego sterowania lotem między innymi do jednoczesnego poruszania wieloma powierzchniami sterowymi w celu poprawienia dynamicznego charakterystyk obiektu [2]. Z jednej strony wprowadza to w sposób naturalny sprzężenia dynamiczne między organami sterowania. Z drugiej zaś umożliwia zastąpienie człowieka w żadaniach wyjątkowo trudnych. Na przykład pozwala na ustatecznianie samolotu niestatecznego [3].

Użycie techniki sterowania czynnego wiąże się z wprowadzeniem szybkich układów liczących i wykonawczych oraz wyznaczeniem praw sterowania w postaci umożliwiającej skorzystanie z tej techniki. Wymaga to zastosowania nowoczesnej teorii sterowania. Jedną z możliwości jest teoria sterowania optymalnego. Wyznaczone prawa sterowania optymalnego pozwalają, między innymi, wpływać na wartości przyśpieszeń i przebieg procesu przejściowego po napotkaniu przez samolot podmuchu [3, 4].

W niniejszej pracy przedstawiono propozycję użycia techniki sterowania czynnego w po- łączeniu z teorią sterowania optymalnego do ustateczniania samolotu w locie na dużych kątach natarcia. Proponowane podejście zostało sprawdzone przy utrzymywaniu stałego kąta ślizgu [5]. Celem tej pracy jest przedstawienie wyników badań poświęconych sprawdzeniu możliwości kompensowania ślizgu samolotu.

2. MODELOWANIE

Zadanie ustateczniania zostanie postawione w sposób standardowy w teorii sterowania optymalnego, jako zadanie liniowo-kwadratowe. Należy jednak pamiętać, że wykonywanie lotu na kątach krytycznych prowadzi do nagłych zmian charakterystyk stateczności i sterowności samolotu. W związku z tym, aby nie ograniczać ważności przeprowadzonego modelowania do małych odchyleń od stanu równowagi, zdecydowano przeprowadzić sprawdzenie skuteczności wyznaczonego prawa sterowania optymalnego na modelu nieliniowym samolotu. Regulator optymalny pracuje wtedy jako suboptymalny [6].

Przyjęto następujące założenia dla modelu nieliniowego [por. 3, 4]:

- samolot ma stałą masę i momenty bezwładności,
- inercjalny układ odniesienia jest związany z ziemią,
- samolot ma pionową płaszczyznę symetrii geometrycznej i masowej,
- siła ciągu leży w płaszczyźnie symetrii,
- początek samolotowego układu odniesienia pokrywa się ze środkiem ciężkości samolotu,
- samolot jest nieodkształcalny,
- obowiązuje aerodynamika quasi-stacjonarna,
- sterowanie lotem odbywa się przez zmianę położenia steru wysokości, lotek lub steru kierunku.

Ponadto pominięto dynamikę układów sterowania. Oznacza to przyjęcie modelu reakcji natychmiastowej organów sterowania, co wpływa na przebieg procesu przejściowego [7]. Wobec tego wyniki niniejszych badań powinny zostać w przyszłości zweryfikowane z uwzględnie- niem tej dynamiki.

Równania ruchu samolotu przy uwzględnieniu powyższych założeń, wyprowadzone w układzie współrzędnych Oxyz sztywno związanym z samolotem (rys. 1), można przedstawić w postaci wektorowej [5, 6, 8]:

$$\dot{x} = f(x,u), \qquad x = [U,V,W,P,Q,R,\Theta,\Phi]^T, \qquad u = [\delta\ ,\delta\ ,\delta\ ]^T, \tag{1}$$

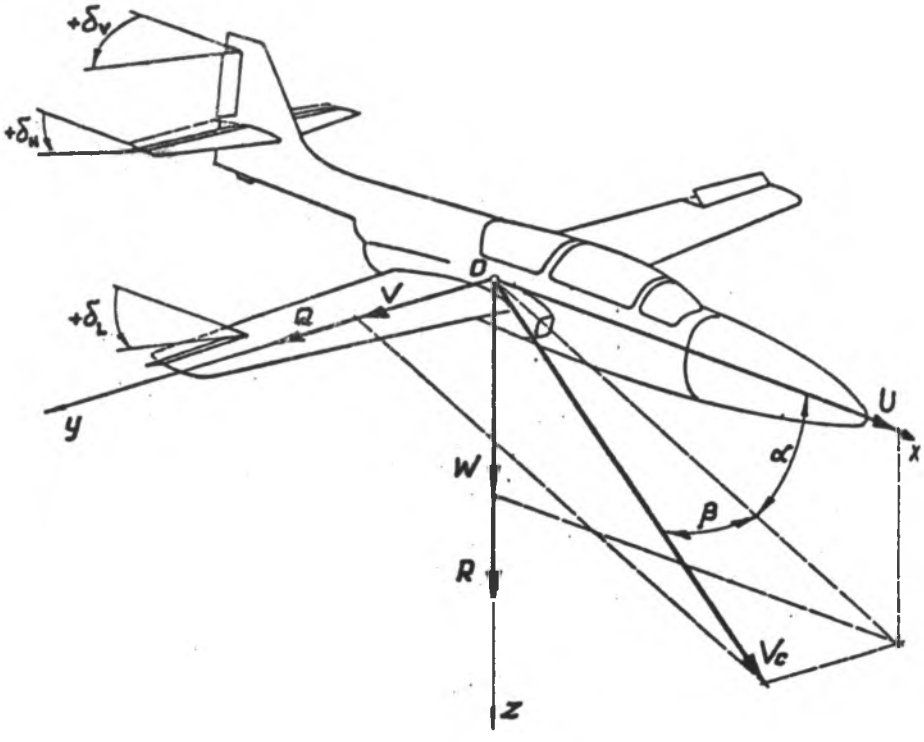
gdzie:
- x, u – wektor stanu i wektor sterowania,
- U, V, W – składowe wektora prędkości liniowej,
- P, Q, R – składowe wektora prędkości kątowej,
- Θ, Φ – kąt pochylenia i kąt przechylenia,
- δ , δ , δ – kąt wychylenia steru wysokości, lotek i steru kierunku.

Współrzędne prawej strony równania (1) są określone wzorami:

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x - mg\sin\Theta + T_x \\ F_y + mg\cos\Theta\sin\Phi \\ F + mg\cos\Theta\cos\Phi + T \end{bmatrix} - J_\Omega \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}, \qquad J_\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix},$$

$$[f_4, f_5, f_6]^T = J_B^{-1}M + J_B^{-1}M_T - J_B^{-1}J_\Omega J_B[P, Q, R]^T,$$

$$f_7 = Q\cos\Phi - R\sin\Phi, \qquad f_8 = P + (Q\sin\Phi + R\cos\Phi)\mathrm{tg}\Theta, \tag{2}$$



Rys. 1. Układ współrzędnych związany z samolotem

Fig. 1. Body-fixed coordinate system

gdzie: F - siła aerodynamiczna,

M - moment aerodynamiczny,

T - siła ciągu,

M_T - moment pochodzący od układu napędowego,

J_B - macierz momentów bezwładności,

m - masa samolotu,

g - przyśpieszenie ziemskie.

Współrzędne wektorów F i M są nieliniowymi funkcjami współrzędnych wektora stanu x i wektora sterowania u. Oprócz układu równań (1) wykorzystano związki definiujące kąt natarcia $\alpha = \mathrm{arctg}(W/U)$ i kąt ślizgu $\beta = \arcsin(V/V_c)$. Uwzględniono także ograniczenia wektora sterowania δ_i, spełniając warunek:

$$\delta_{i,min} \le \delta_i \le \delta_{i,max} \quad (i = H, L, V).$$

W przypadku ruchu zaburzonego względem dowolnego lotu ustalonego x_0, wyznaczonoz równania $f(x_o, u_o) = 0$, zlinearyzowane równania mają postać [8]:

$$y = Ay + Bz, \quad A = \frac{\partial f(x_0, u_0)}{\partial x}, \quad B = \frac{\partial f(x_0, u_0)}{\partial u}, \quad y = x - x_0, \quad (3)$$

$$z = u - u_o$$

Dla zlinearyzowanych równań stanu należy znaleźć takie sterowanie z^o, dla którego kwadratowy wskaźnik jakości

$$J = \frac{1}{2}\int_0^\infty \left(y^T \mathbb{Q} y + z^T \mathbb{R} z\right) dt, \qquad \mathbb{Q} \ge 0, \qquad \mathbb{R} > 0, \qquad (4)$$

osiąga minimum. Macierze $\mathbb{Q}$ i $\mathbb{R}$ są macierzami wagowymi stanu i sterowania. Z teorii sterowania optymalnego wiadomo, że szukane sterowanie ma postać [9]:

$$z^o = \mathbb{G} y, \qquad \mathbb{G} = -\mathbb{R}^{-1}\mathbb{B}^T\mathbb{P}, \qquad (5)$$

gdzie macierz $\mathbb{P}$ jest symetrycznym, dodatnio określonym rozwiązaniem macierzowego równania algebraicznego typu Riccatiego:

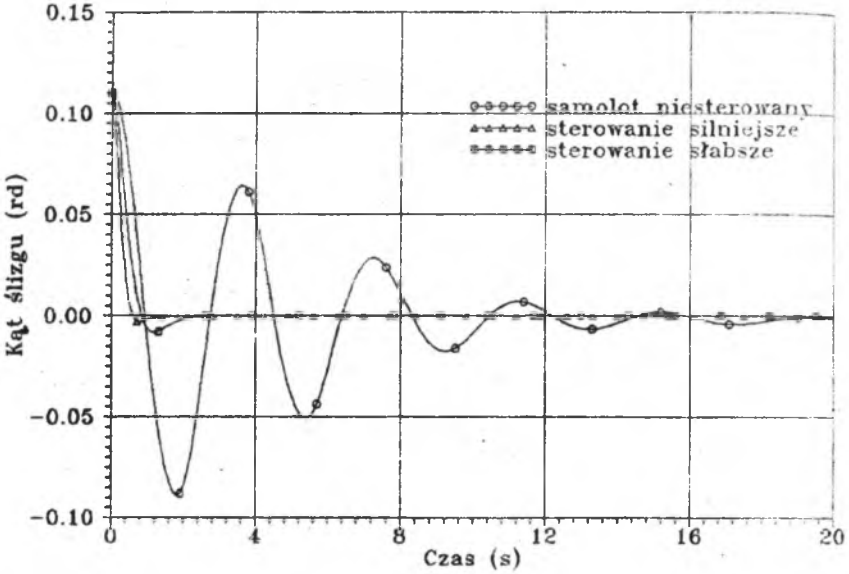
$$\mathbb{P}\mathbb{B}\mathbb{R}^{-1}\mathbb{B}^T\mathbb{P} - \mathbb{P}\mathbb{A} - \mathbb{A}^T\mathbb{P} - \mathbb{Q} = 0. \qquad (6)$$

Równania ruchu samolotu sterowanego suboptymalnie są następujące:

$$\mathbf{x} = \mathbf{g}(\mathbf{x};\ \mathbf{x}_0,\ \mathbf{u}_0) \qquad \mathbf{g}(\mathbf{x};\ \mathbf{x}_0,\ \mathbf{u}_0) \equiv \mathbf{f}(\mathbf{x},\ \mathbf{u}_0 + \mathbb{G}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)). \qquad (7)$$

Obliczenia wykonano dla samolotu szkolno-treningowego o masie 1550 kg, polu powierzchni nośnej $S = 12{,}28\ m^2$ i rozpiętości $b = 8$ m, wykonującego lot na wysokości 1000 m. Zakłócenie lotu ustalonego zadano

za pomocą warunków początkowych, przyjmując w chili początkowej niezerowy kąt ślizgu. Zadaniem regulatora było zniesienie ślizgu.
Pozostałe parametry początkowe lotu nie były zaburzone i wynosiły: α_0 = 0,29 rd, V_{c0} = 45,472 m/s, δ_{H0} = - 0,33 rd, prędkość kątowa, wychylenie lotek i steru kierunku - zgodnie z warunkami lotu poziomego, prostoliniowego - były równe zeru. Jedna z wartości własnych macierzy A układu (3) była rzeczywista dodatnia [5], więc badany układ wyjściowy był niestateczny.



Rys. 2. Zmiany kąta ślizgu samolotu
Fig. 2. Side-slip angle history

3. WYNIKI I WNIOSKI

Symulacja ruchu stabilizowanego została przeprowadzona dla dwóch regulatorów, otrzymanych dla różnych wag wskaźnika jakości (4). Na wykresie (rys. 2) przedstawiono wyniki symulacji dla samolotu niesterowanego i ustatecznianego.

Ustatecznianie suboptymalne powiodło się w obu przypadkach. Sterowanie znosiło wahania ruchu zaburzonego. Następowało zarówno eliminowanie ślizgu, jak i ustalanie kąta natarcia oraz innych parametrów lotu. Okres przejściowy wynosił poniżej 4 s. Jak wynika z powyższego, zmiana macierzy wagowych, czyli tzw. modyfikacja parametryczna kwadratowego wskaźnika jakości [4], miała - w tym przypadku - niewielki wpływ na czas ustateczniania. Stwarza to szansę na ustatecznianie niewielkimi ruchami sterów. To z kolei potwierdza siłę techniki sterowania czynnego w połączeniu z nowoczesną teorią sterowania: odpowiednie skoordynowane sterowanie dostępnymi organami sterowania daje więcej, niż intensywne, ale prowadzone "na wyczucie" sterowanie pilota, które może być nawet destabilizujące.

LITERATURA

[1] Broussard J. R., Stengel R. F.: Stability of the pilot-aircraft system in manoeuvring flight. *Journal of Aircraft*, Vol. 14, No. 10, October 1977, pp. 959-965.

[2] McLean D.: Gust-alleviation control systems for aircraft. *Proceedings IEE*, Vol. 125, July 1978, pp. 675-685.

[3] Michalski W.J.J., Pietrucha J.A.: Sterowanie czynne własnościami dynamicznymi samolotu nieodkształcalnego, Mech. Teoret. i Stos., t. 28, nr 3-4, 1990, s. 333-351.

[4] Michalski W. J. J., Pietrucha J. A.: Kształtowanie własności dynamicznych poprzez modyfikacje kwadratowego wskaźnika jakości, Zbiór Ref. XXVIII Symp. "Modelowanie w mechanice", PTMTiS, Beskid Śląski 1989, s. 259-264.

[5] Michalski W. J. J., Złocka M.: Symulacja stabilizowanego ruchu samolotu na dużych kątach natarcia, Zbiór Ref. VI Symp. "Symulacja procesów dynamicznych", PTETiS, Polana Chochołowska 1990, s. 187-194.

[6] Michalski W.J.J., Złocka M.: Wyprowadzanie czynne samolotu z korkociągu, XXX Symp. "Modelowanie w mechanice", Beskid Śląski 1991, ZN Pol. Śl., ser. Mechanika z. 103, 1991, s. 165-168.

[7] Michalski W. J. J., Pietrucha J. A.: Model dynamiki serwomechanizmów do sterowania czynnego ruchem krótkookresowym samolotu, XXIX Symp. "Modelowanie w mechanice", Beskid Śląski 1990, ZN Pol. Śl., ser. Mechanika z. 99, 1990, s. 253-260.

[8] Złocka M.: Zastosowanie teorii wrażliwości do badania modelu przestrzennego ruchu samolotu. Zbiór Ref. XXIII Symp. "Modelowanie w mechanice", PTMTiS, Beskid Śląski 1984, s. 441.

[9] Athans M., Falb P. L.: Optimal Control: an Introduction to the Theory and its Applications, McGraw-Hill Book Company, Inc., New York 1966.

STABILIZATION OF AIRCRAFT AT HIGH ANGLE OF ATTACK

Aircraft characteristics change depending on flight conditions. Near the stall region the changes are significant. Particularly, high-manoeuverability aircrafts tend to make worse their stability and controllability properties while operating at high angle of attack. Sometimes, pilot's acts can be destabilizing [1].

Active control technology seems to be an efficient tool of solving problems arising in the high-angle-of-attack flight. On an aircraft, active control technology means the use of automatic flight control system to drive simultaneously many control surfaces to improve dynamically the flight characteristics of that aircraft [2].

In the paper, the use of active control technology in conjunction with optimal control theory to stabilize an aircraft in high-angle-of-attack flight is proposed. This problem was solved by keeping the side-slip angle fixed [5]. This paper deals with the stabilization by cancelling the side slip.

Physical and mathematical modelling are conducted which yield the set (1) of nonlinear six-degree-of-freedom equations of motion of a rigid aircraft. For the small perturbation equations of motion (3) about an equilibrium, straight and level, high-angle-of-attack flight, the optimal control law (5) with the quadratic performance index (4) is synthesized. Next, the optimal control is applied to nonlinear equations of motion (1). This yields the closed-loop system (7), which is the mathematical model of the aircraft controlled in suboptimal manner.

It is shown, that there exists possibility for nonlinear model to keep flight conditions as required by using the active control technology based on optimal control law devised for linearized system. Some results of a digital simulation of motion of the active controlled aircraft in high-angle-of-attack flight are presented [Fig. 2.].