

MODELOWANIE SAMOŁOTU JAKO ZAMKNIĘTEGO SYSTEMU STEROWANIA

CEZARY SZCZEPAŃSKI
RYSZARD VOGT

Politechnika Warszawska

Streszczenie

W pracy przedstawiono metodę badań oraz model systemu sterowania lotem samolotu. Podano sposób wyprowadzenia równań opisujących system oraz ich postać ostateczną. Omówiono budowę programu symulacji przeznaczonego na maszynę cyfrową oraz zamieszczono wyniki przykładowych badań, uzyskane przy wykorzystaniu tego programu.

1. Wprowadzenie

Pod pojęciem systemu sterowania lotem samolotu rozumiano zbiór elementów o wewnętrznych sprzężeniach zwrotnych, których zadaniem jest wymuszenie określonego stanu na obiekt sterowania (samolocie).

W skład systemu sterowania lotem samolotu wchodzi:

- samolot jako obiekt sterowania,
- układy wykonawcze sterowania,
- zespół napędowy,
- pilot lub autopilot.

Na system oddziałuje otoczenie poprzez przyciąganie ziemskie i atmosferę. Wzajemne zależności pomiędzy poszczególnymi elementami systemu ilustruje rysunek 1 w [3]. Elementy systemu potraktowano jako moduły, zaś niektóre z nich, jak na przykład samolot jako obiekt sterowania, rozbito na dwa moduły opisujące dynamikę lotu samolotu oraz jego aerodynamikę. Także program symulacyjny stworzony na podstawie opisanego modelu systemu ma budowę modułową.

2. Metoda badań i przyjęty model

Jako zmienne stanu opisujące system przyjęto wielkości mające bezpośrednią interpretację fizyczną. Ma to duże znaczenie dla łatwości analizy uzyskiwanych wyników oraz modyfikacji symulowanego systemu.

Do opisu ruchu przestrzennego samolotu przyjęto, że samolot jest ciałem sztywnym o sześciu stopniach swobody, ze sztywnymi wirnikami i wychylanymi, sztywnymi powierzchniami sterowymi. Układy odniesienia zastosowane do opisu ruchu samolotu w przestrzeni, prędkościowy, samolotowy i ziemski, są kartezjańskie i prawoskrętne. Początki układów prędkościowego i samolotowego leżą w środku masy samolotu, zaś jako układ ziemski przyjęto układ lokalnego horyzontu o początku w środku masy samolotu stojącego na pasie startowym. Taki sposób opisu pozwala uzyskać żądane wyniki bez zbędnych komplikacji obliczeń. Poniżej podano równania opisujące poszczególne elementy systemu sterowania lotem samolotu uzyskane po przyjęciu opisanej metody.

2.1. Samolot jako obiekt sterowania. Równania ruchu samolotu wyprowadzono korzystając z zasady zachowania pędu (ruch postępowy) i krętu (ruch obrotowy). Równania ruchu postępowego zapisano w układzie prędkościowym odniesienia, zaś ruchu obrotowego w układzie samolotowym. Do transformacji poszczególnych zmiennych pomiędzy układami odniesienia wykorzystano równania cosinusów kierunkowych.

— Równania ruchu postępowego środka masy samolotu

$$\dot{V} = \frac{P \cos \alpha \cos \beta - R_x}{m} - g \cdot \sin \theta, \quad A = \frac{R_z + P \sin \alpha}{mV}, \quad B = \frac{R_y + P \cos \alpha \sin \beta}{mV}, \quad (1)$$

$$\dot{\Psi} = A \frac{\sin \Phi}{\cos \theta} + B \frac{\cos \Phi}{\cos \theta}, \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = A \cos \Phi - B \sin \Phi - \frac{g}{V} \cos \theta, \quad (3)$$

$$\dot{x}_g = V \cos \theta \cos \Psi, \quad (4)$$

$$\dot{y}_g = V \cos \theta \sin \Psi, \quad (5)$$

$$\dot{z}_g = -V \sin \theta, \quad (6)$$

gdzie: V — prędkość lotu; Ψ, θ, Φ — kąty opisujące tor lotu samolotu; x_g, y_g, z_g — współrzędne środka masy samolotu względem ziemskiego układu odniesienia; R_x, R_y, R_z — składowe siły aerodynamicznej działającej na samolot; P — ciąg zespołu napędowego.

— Równania ruchu wokół środka masy samolotu:

$$\dot{\omega}_{x_1} = \frac{1}{I_{x_1}} [(I_{y_1} - I_{z_1}) \omega_{y_1} \omega_{z_1} + I_{z_1 x_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} + \dot{\omega}_{z_1}) + M_{ax_1} + M_{sx_1}], \quad (7)$$

$$\dot{\omega}_{y_1} = \frac{1}{I_{y_1}} [(I_{z_1} - I_{x_1}) \omega_{z_1} \omega_{x_1} + I_{z_1 x_1} (\omega_{z_1}^2 - \omega_{x_1}^2) + M_{ay_1} + M_{sy_1}], \quad (8)$$

$$\dot{\omega}_{z_1} = \frac{1}{I_{z_1}} [(I_{x_1} - I_{y_1}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} + I_{z_1 x_1} (\dot{\omega}_{x_1} - \omega_{x_1} \omega_{y_1}) + M_{az_1} + M_{sz_1}], \quad (9)$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_{y_1} \sin \varphi + \omega_{z_1} \cos \varphi), \quad (10)$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_{y_1} \cos \varphi - \omega_{z_1} \sin \varphi, \quad (11)$$

$$\dot{\varphi} = \omega_{x_1} + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_{y_1} \sin \varphi + \omega_{z_1} \cos \varphi), \quad (12)$$

gdzie: $\omega_{x_1}, \omega_{y_1}, \omega_{z_1}$ — prędkości kątowe samolotu; ψ, ϑ, φ — kąty orientacji przestrzennej samolotu; $I_{x_1}, I_{y_1}, I_{z_1}, I_{z_1 x_1}$ — momenty bezwładności samolotu; $M_{ax_1}, M_{ay_1}, M_{az_1}$ — składowe momenty aerodynamicznego działającego na samolot; $M_{sx_1}, M_{sy_1}, M_{sz_1}$ — składowe momentu od zespołu napędowego.

— Równania do wyznaczenia kątów ślizgu β i natarcia α

$$\sin \beta = \sin \Theta \sin \varphi \cos \vartheta - \cos \Theta \cos \Psi (\sin \varphi \sin \vartheta \cos \varphi - \cos \varphi \sin \psi) + \\ - \cos \Theta \sin \Psi (\sin \varphi \sin \vartheta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi), \quad (13)$$

$$\Phi = \varphi, \quad (14)$$

$$\sin \alpha = \cos \Phi \cos \Theta \sin \vartheta - (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi) \cos \vartheta \cos \psi + \\ - (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi) \cos \vartheta \sin \psi. \quad (15)$$

Poniższe zależności opisujące aerodynamikę samolotu, tzn. siły i momenty aerodynamiczne działające na samolot, uzyskano na podstawie aproksymacji danych doświadczalnych:

— Siła oporu

$$R_x = \frac{1}{2} \rho_h V^2 S c_x, \quad c_x = f(\alpha, \delta_{kl}, z_g, \delta_h, \delta_p, \delta_{sp}, Ma), \quad (16)$$

— Siła boczna

$$R_y = \frac{1}{2} \rho_h V^2 S c_y, \quad c_y = f(\beta, \delta_k, \omega_{z_1}, Ma), \quad (17)$$

— Siła nośna

$$R_z = \frac{1}{2} \rho_h V^2 S c_z, \quad c_z = f(\alpha, \delta_{kl}, z_g, Ma), \quad (18)$$

— Moment przechylający

$$M_{ax_1} = \frac{1}{2} \rho_h V^2 S b m_{x_1}, \quad m_{x_1} = f(\beta, \delta_l, \delta_k, \omega_{x_1}, \omega_{z_1}, \delta_p, \delta_h, \delta_{sp}, Ma), \quad (19)$$

— Moment pochyłający

$$M_{ay_1} = \frac{1}{2} \rho_h V^2 S C_a m_{y_1}, \quad m_{y_1} = f(\alpha, \delta_w, \delta_{wx}, \delta_{kl}, \omega_{y_1}, z_g, \delta_p, \delta_h, \delta_{sp}, Ma), \quad (20)$$

— Moment odchylający

$$M_{az_1} = \frac{1}{2} \rho_h V^2 S b m_{z_1}, \quad m_{z_1} = f(\beta, \delta_k, \omega_{z_1}, \delta_h, \delta_{sp}, Ma), \quad (21)$$

gdzie: ρ_h — gęstość powietrza; S — powierzchnia charakterystyczna; C_a — średnia ciśnieniowa aerodynamiczna; b — rozpiętość płata, Ma — liczba Macha; δ_i — wychylenia zespołów wpływających na aerodynamikę samolotu.

Funkcje wielu zmiennych opisujące współczynniki sił i momentów aerodynamicznych ($c_x, c_y, c_z, m_{x_1}, m_{y_1}, m_{z_1}$) przekształcono do postaci sum lub iloczynów funkcji jednej zmiennej, co pozwoliło na znaczne skrócenie i uproszczenie obliczeń symulacyjnych.

Masa samolotu m i jego momenty bezwładności w równaniach 1-3 oraz 7-9 są zmienne i zależą od zużycia paliwa oraz działania pilota.

2.2. Układy wykonawcze sterowania. Do opisu układów wykonawczych sterowania przyjęto modele proporcjonalne tj. wychylenie powierzchni sterowej lub innego elementu układu wykonawczego δ_i jest proporcjonalne do sygnału sterującego γ_i lub zmienia się proporcjonalnie w czasie, gdy sygnał sterujący ma wartość — 1,0 lub 1. Wyjątkami od tej zasady są modele układów wykonawczych w kanale przechylenia samolotu i sterowania spadochronem hamującym. Układ sterowania spadochronem hamującym zamodelowano jako układ z czystym opóźnieniem. Zabudowany w kanale przechylenia serwomechanizm zamodelowano jako człon inercyjny 1 rzędu.

2.3. Zespół napędowy. Założono, że zespół napędowy składa się z dwu silników tego samego typu, umieszczonych symetrycznie po obu stronach samolotu. Jednakże w ogólnym przypadku można rozważać dowolną liczbę silników dowolnego typu zabudowanych na samolocie. Przyjęto quasiliniowy model dynamiki silnika. Model ten zapewnia odpowiednie reakcje silnika na ruch samolotu podczas symulacji lotu. Model systemu daje możliwość sterowania każdym z silników niezależnie, z uwzględnieniem ich wpływu na dynamikę lotu samolotu. Dla każdego z silników równania opisujące model dynamiki mają postać:

$$\dot{n}_{zr_i} = \frac{k_i(n_{zr_i})}{\tau_i(n_{zr_i})} \Delta Q_{zr_i}(n_{zr_i}, \gamma_{s_i}) \quad (22)$$

$$P_{zr} = P_{zr_i}(n_{zr_i} Ma) \quad (23)$$

zależności dla k_i , τ_i , ΔQ_{zr_i} oraz P_i uzyskano na drodze aproksymacji danych doświadczalnych, gdzie: k_i — współczynnik wzmocnienia i -tego silnika, τ_i — stała czasowa i -tego silnika, ΔQ_{zr_i} — przyrost wydatku paliwa i -tego silnika, P_i — ciąg i -tego silnika. Oddziaływanie całego zespołu napędowego na dynamikę lotu opisują zależności:

$$P = \sum_{(i)} P_i \quad (24)$$

$$M_{sx_1} = A_1(P_{1l} - P_{pi}) \quad (25)$$

$$M_{sy_1} = A_2 P - A_3 \omega_{z_1} \left(\sum_{(i)} n_i \right) \quad (26)$$

$$M_{sz_1} = A_4(P_{1l} - P_{pi}) + A_5 \omega_{y_1}(n_{1l} - n_{pi}) \quad (27)$$

gdzie: n_{1l} — prędkości obrotowe lewych silników; n_{pi} — prędkości obrotowe prawych silników; P_{1l} — ciąg lewych silników; P_{pi} — ciąg prawych silników; A_i — współczynniki zależne od konstrukcji.

2.4. Pilot, autopilot. W omawianym modelu systemu sterowania lotem samolotu przyjęto, że pilot wykonuje zadanie sterowania w czterech kanałach, a mianowicie steruje wysokością i prędkością lotu oraz kursem i przechyleniem samolotu. Przyjęto liniowy model pilota, którego strukturę i pracę w każdym z kanałów można opisać równaniem:

$$T_c T_m \frac{d^2 \gamma_i^*}{dt^2} + (T_c + T_m) \frac{d \gamma_i^*}{dt} + \gamma_i^* = K_s \left(\varepsilon_i + T_c \frac{d \varepsilon_i}{dt} \right) \quad (28)$$

$$\gamma_i^*(t) = \gamma_i(t - \tau_p)$$

gdzie: T_c — stała czasowa kory mózgowej; T_m — stała czasowa układu nerwowo-mięśniowego, K_s — współczynnik wzmocnienia zależny od rodzaju wykonywanego zadania; ε_i — błąd minimalizowany przez pilota (sygnał wejściowy); γ_i — sygnał wyjściowy np. wychylenia odpowiedniego organu sterowania; τ_p — opóźnienie.

Opisany powyżej model pilota pozwala na przeprowadzenie badań symulacyjnych dla bardzo różnego pod względem jakościowym sterowania.

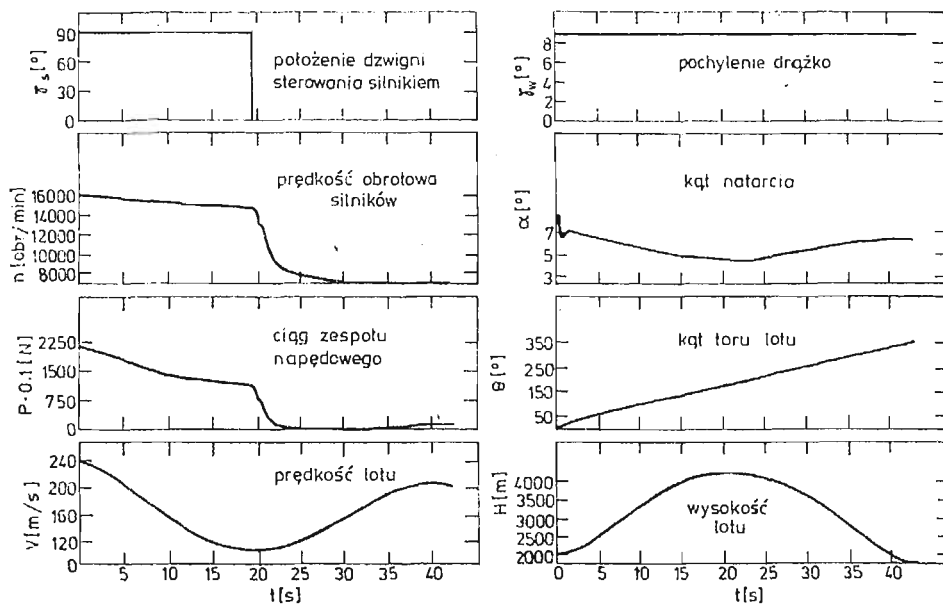
W modelach autopilotów wydzielono część wykonawczą i blok formujący. Część wykonawczą, odpowiedzialną za przemieszczenie odpowiednich powierzchni sterowych, zamodelowano w postaci członów inercyjnych I rzędu. Blok formujący, który wypracowuje sygnały uchybu dla części wykonawczej, modelowano każdorazowo w postaci praw sterowania, innego dla każdego z symulowanych manewrów, czy faz lotu.

Jako model otoczenia przyjęto Międzynarodową Atomsferę Wzorcową stosowaną powszechnie w badaniach. Jako oddziaływanie otoczenia na samolot podczas lotu przyjęto także wpływ wiatru i turbulencji atmosfery.

Koncepcję budowy modułowej modelu systemu zachowano przy tworzeniu programu symulacji systemu sterowania lotem samolotu. Umożliwia to modyfikacje i zmiany poszczególnych elementów systemu wraz z odpowiednimi procedurami bez zmiany pozostałych elementów i odpowiadających im procedur. Pozwala to na badania symulacyjne lotu samolotu z różnymi typami silników, różnymi serwomechanizmami układów wykonawczych sterowania lub z innymi właściwościami aerodynamicznymi i dynamicznymi samego samolotu. Można też badać procesy sterowania lotem samolotu przy różnym udziale człowieka, a więc różnym stopniu automatyzacji. Stworzony model umożliwia symulację dowolnych stanów sterowanego lotu samolotu z możliwością uwzględnienia niektórych stanów awaryjnych.

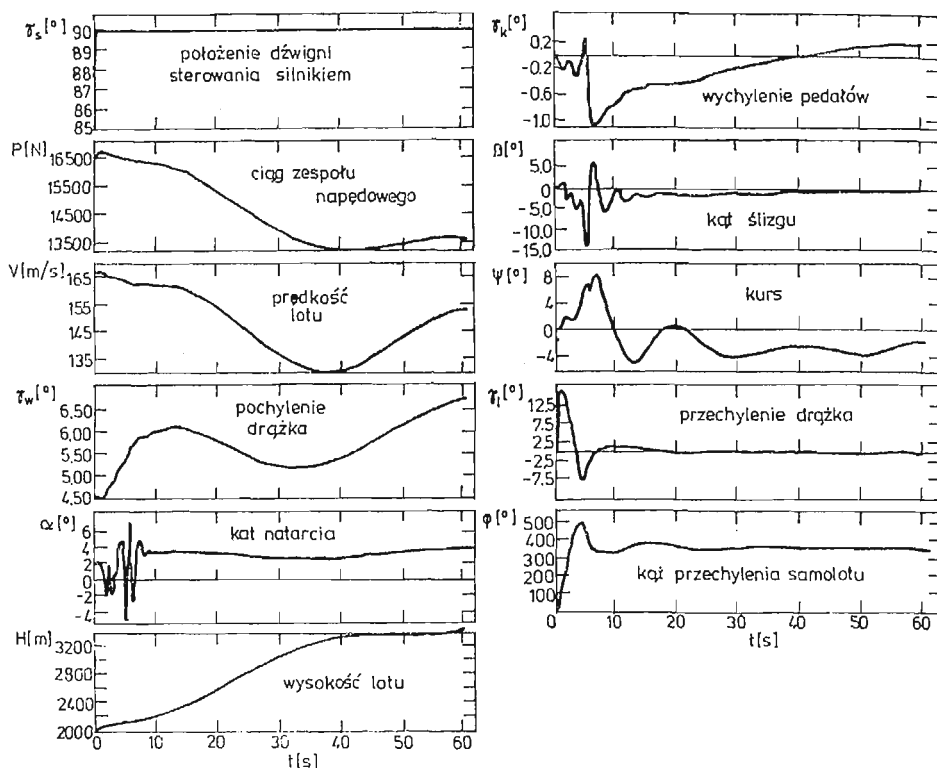
3. Przykładowe badania

Jako przykładowe wyniki symulacji przedstawiono pętlę oraz beczkę szybką na wznoszeniu. Pętlę symulowano wykorzystując model pilota, zaś beczkę model autopilota.



Rys. 1. Wyniki symulacji pętli

Przebieg sygnałów w poszczególnych kanałach wykazuje prawidłowości obserwowane w rzeczywistym locie samolotu. Różnice w stosunku do tych ostatnich wynikają z przybliżonej postaci modeli opisujących aerodynamikę samolotu oraz zespół napędowy i układy sterowania. Wyniki uzyskiwane podczas symulacji wykazują jednak prawidłowość stworzonych modeli i potwierdzają możliwość ich stosowania w całym zakresie eksploatacji modelowanego systemu-samolotu.



Rys. 2. Wyniki symulacji beczki na wznoszeniu

4. Wnioski

- 1) Przyjęty model umożliwia całościowe przebadanie właściwości samolotu jako systemu sterowania z uwzględnieniem oddziaływania wszystkich jego elementów składowych oraz wzajemnych sprzężeń pomiędzy nimi.
- 2) Model systemu może znaleźć zastosowanie przy projektowaniu samolotów we wszystkich fazach i na wszystkich poziomach projektowania.
- 3) Przedstawiony model systemu po odpowiednich modyfikacjach umożliwiających symulację w czasie rzeczywistym oraz uwzględniających wymagania stawiane symulatorom lotu może być zastosowany do ich budowy.

Literatura

1. Г. С. Бюшгенс, Р. В. Студнев, *Аэродинамика самолёта. Динамика продольного и бокового движения*. Машиностроение Москва 1979.
2. В. ЕТКИН, *Dynamics of Atmospheric Flight*. New York: John Wiley and Sons 1972.
3. J. GAJDA, R. VOGT, *Symulacja sterowanego ruchu samolotu podczas startu i lądowania*. II Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”. Warszawa 27/28.02.1986.
4. R. VOGT, *Dynamika systemów kierowania obiektów ruchomych*. Prace naukowe PW, Mechanika z. 58. Warszawa: WPW 1979.
5. R. VOGT, J. GAJDA, C. SZCZEPAŃSKI, *Szczegółowa symulacja wybranych elementów lotu oraz ostateczna weryfikacja modelu matematycznego dynamiki lotu, napędu i sterowania na podstawie obliczeń komputerowych*. Sprawozdanie nr 122/2 ITLiMS PW. Warszawa 1984.

Резюме

МОДЕЛИРОВАНИЕ САМОЛЁТА В ВИДЕ ЗАКРЫТОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ СИСТЕМЫ

Представлено метод исследований и модель системы управления полётом самолёта, а также метод выведения уравнений динамики системы и их окончательную форму. Обсуждено структуру симуляционной программы предназначенной для ЭВМ и представлено результаты полученных расчётов.

Summary

MODELLING OF AN AIRPLANE AS A CLOSED-LOOP CONTROL SYSTEM

The paper presents a method of investigation and a model of an airplane flight control system. It includes: derivation of formulae describing the system and their final form, discussion of the structure of the computer simulating program, and presentation of the results obtained with the program.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 6 lutego 1986 roku.