

MODELOWANIE MATEMATYCZNE STEROWANEGO RUCHU SAMOŁOTU W KORKOCIAGU*

WOJCIECH BLAJER, (RADOM)
WSI Radom

JERZY MARYNIAK (WARSZAWA)
Politechnika Warszawska

Dla samolotu sztywnego zbudowano model matematyczny umożliwiającą numeryczną symulację ruchu samolotu w korkociągu. Przyjęto, że zmiany wychyleń powierzchni sterowych wpływają tylko na wartości sił i momentów aerodynamicznych działających na samolot w locie. Model uwzględniał sterowanie samolotem poprzez zmiany wychyleń lotek, steru wysokości i kierunku oraz zmiany ciągu i obrotów silnika. Według założonego programu lotu zamodelowano reakcje pilota sterującego samolotem w korkociągu. Zaprezentowano wyniki numerycznej symulacji ruchu samolotu TS-11 „Iskra” począwszy od przeciągnięcia statycznego, poprzez fazę wejścia w korkociąg i fazę korkociągu rozwiniętego, do wyprowadzenia z korkociągu.

1. Wstęp

Przedstawiono model matematyczny umożliwiającą cyfrową symulację sterowanego ruchu samolotu w korkociągu. Samolot traktowano jako sztywny obiekt latający o sześciu stopniach swobody, ze sztywnymi układami sterowania. Przyjęto, że zmiany wychyleń sterów wpływają jedynie na wartości sił i momentów aerodynamicznych działających na samolot w locie.

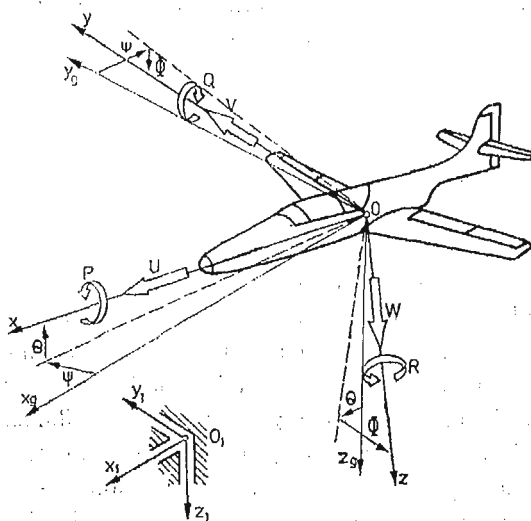
Różniczkowe równania ruchu samolotu, wyprowadzone w układzie związanym z samolotem, uzupełniono związkami kinematycznymi zmian położenia środka masy samolotu i jego konfiguracji w przestrzeni. Uwzględniono również zmianę gęstości powietrza w funkcji wysokości lotu.

Sterowanie samolotem zamodelowano przy pomocy zmian wychyleń lotek, sterów wysokości i kierunku oraz zmian ciągu i obrotów silnika. Chwilowe wartości parametrów sterowania uzależniono od czasu oraz od stanu lotu samolotu. W tym ostatnim przypadku

* Praca przedstawiona na I Ogólnopolskiej Konferencji *Mechanika w Lotnictwie* Warszawa 19.1.1984 r.

zamodelowano reakcje pilota podczas wprowadzania i wyprowadzania samolotu z korkociągu.

Model przetestowano dla przypadku samolotu TS-11 „Iskra” według własnych programów napisanych w języku FORTRAN. Wyniki obliczeń przedstawiono w postaci wykresów zmian podstawowych parametrów ruchu samolotu w funkcji czasu. Zaprezentowano wyniki symulacji ruchu samolotu od przeciągnięcia statycznego, w fazie wejścia w korkociąg i w korkociągu rozwiniętym, do wyprowadzenia z korkociągu.



Rys. 1. Przyjęte układy odniesienia (układ inercjalny $O_1x_1y_1z_1$, związany z ziemią; $Ox_0y_0z_0$ — ruchomy układ równoległy do inercjalnego, $Oxyz$ — układ własny), współrzędne katowe (kąty: Φ — przechylenia, θ — pochylenia, Ψ — odchylenia), prędkości liniowe i katowe w układzie własnym $Oxyz$

2. Model matematyczny ruchu samolotu w korkociągu

Dynamiczne równania ruchu samolotu wyprowadzono w układzie własnym $Oxyz$ [1, 2, 3, 4, 5, 6], przy założeniu, że jest to układ centralny oraz że płaszczyzna Oxz jest płaszczyzną symetrii samolotu. Równania te uzupełniono związkami kinematycznymi uzależniającymi prędkości uogólnione samolotu $\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1, \dot{\Phi}, \dot{\theta}, \dot{\Psi}$ od quasi-prędkości U, V, W, P, Q, R [1, 2, 5, 6]. Całki prędkości uogólnionych, współrzędne uogólnione $x_1, y_1, z_1, \Phi, \theta, \Psi$ wyznaczają jednoznacznie położenie środka masy samolotu oraz jego konfigurację w przestrzeni. Pełny układ równań do całkowania numerycznego przyjęto w postaci:

$$m\dot{U} = X_a + T \cos \delta - mg \sin \theta + m(VR - WQ), \quad (1)$$

$$m\dot{V} = Y_a + mg \cos \theta \sin \Phi - m(UR - WP), \quad (2)$$

$$m\dot{W} = Z_a - T \sin \delta + mg \cos \theta \cos \Phi + m(UQ - VP), \quad (3)$$

$$J_x \dot{P} - J_{xz} \dot{R} = L_a - J_0 Q \omega \sin \delta + J_{xz} PQ - (J_z - J_y) QR, \quad (4)$$

$$J_y \dot{Q} = M_a + T^e + J_0 \omega (R \cos \delta + P \sin \delta) - J_{xz} (P^2 - R^2) + (J_z - J_x) PR, \quad (5)$$

$$J_z \dot{R} - J_{xz} \dot{P} = N_a - J_0 Q \omega \cos \delta - J_{xz} QR - (J_y - J_x) PQ, \quad (6)$$

$$\dot{\Phi} = P + (Q \sin \Phi + R \cos \Phi) \operatorname{tg} \theta, \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi, \quad (8)$$

$$\dot{\Psi} = \frac{1}{\cos \theta} (Q \sin \Phi + R \cos \Phi), \quad (9)$$

$$\dot{x}_1 = U \cos \theta \cos \psi + V (\sin \Phi \sin \theta \cos \psi - \cos \Phi \sin \psi) + W (\cos \Phi \sin \theta \cos \psi + \sin \Phi \sin \psi), \quad (10)$$

$$\dot{y}_1 = U \cos \theta \sin \psi + V (\sin \Phi \sin \theta \sin \psi + \cos \Phi \cos \psi) + W (\cos \Phi \sin \theta \sin \psi - \sin \Phi \cos \psi), \quad (11)$$

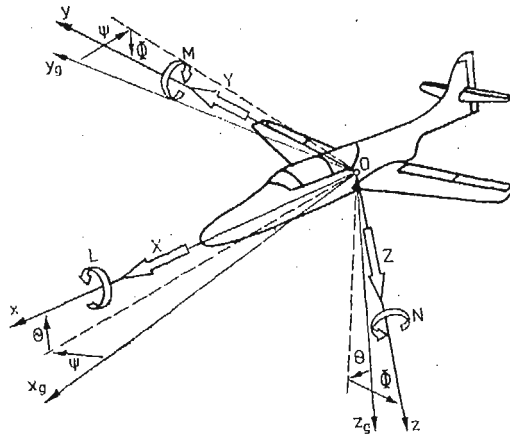
$$\dot{z}_1 = -U \sin \theta + V \sin \Phi \cos \theta + W \cos \Phi \cos \theta, \quad (12)$$

gdzie: m — masa samolotu, X_a, Y_a, Z_a — siły aerodynamiczne: podłużna, boczna i pionowa, L_a, M_a, N_a — momenty aerodynamiczne: przechylający, pochylający i odchylający, g — przyspieszenie ziemskie, T — ciąg silnika, J_0 — moment bezwładności części wirujących silnika, δ — kąt działania linii ciągu względem osi Ox w płaszczyźnie Oxz , ω — prędkość kątowa obrotów zespołu turbina-sprężarka silnika, e — odległość linii działania ciągu od środka masy, J_x, J_y, J_z, J_{xz} — momenty bezwładności i dewiacyjny samolotu w układzie $Oxyz$.

Dodatkowo uwzględniono zmianę gęstości powietrza w funkcji wysokości lotu. Przyjęto następującą zależność:

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{H_0 - z_1}{44\,300} \right)^{4,256}, \quad (13)$$

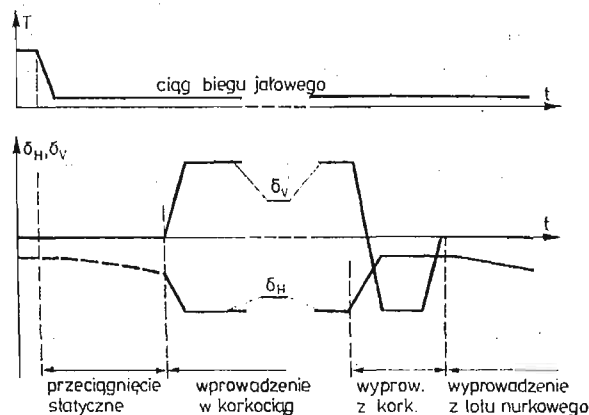
gdzie: ρ_0 — gęstość powietrza na wysokości $H = 0$ m, H_0 — początkowa wysokość lotu, od której liczone jest z_1 (H_0 oraz z_1 w metrach).



Rys. 2. Siły i momenty działające na samolot, współrzędne w układzie własnym $Oxyz$: X, Y, Z — siły wzdłużna, boczna i pionowa, L, M, N — momenty przechylający, pochylający i odchylający

Występujące w równaniach (1 ÷ 6) siły i momenty aerodynamiczne $X_a, Y_a, Z_a, L_a, M_a, N_a$ wyznaczone w zależności od aktualnych parametrów lotu U, V, W, P, Q, R , aktualnych wartości wychyleń sterów $\delta_L, \delta_H, \delta_V$ oraz aktualnej wysokości lotu, czyli od aktualnej gęstości powietrza. Przyjęta metoda, opisana bliżej w pracy [1], polegała na sumowaniu oddziaływań aerodynamicznych od poszczególnych części samolotu, to jest od usterzeń pionowego i poziomego, kadłuba i skrzydła podzielonego na $N = 20$ pasków, odniesionych do środka masy samolotu. Lokalne oddziaływania aerodynamiczne liczone przy uwzględnieniu lokalnych warunków opływu danej części. Opierając się głównie na pracy [4], uwzględniono też szacunkowo wpływ poszczególnych części samolotu na siebie. Opisana metoda pozwoliła na przybliżone uwzględnienie wpływu prędkości kątowych samolotu na wartości sił i momentów aerodynamicznych.

Model sterowania samolotem uwzględniał możliwość zmian wychyleń lotek δ_L , steru wysokości δ_H i kierunku δ_V , ciągu T i obrotów ω silnika. Sposób sterowania samolotem podczas manewrów wprowadzenia i wyprowadzenia z korkociągu przyjęto zgodnie z ogólnie przyjętymi instrukcjami pilotażu, zawartymi między innymi w pracy [7].



Rys. 3. Zamodelowane manewry wprowadzenia i wyprowadzenia samolotu z korkociągu

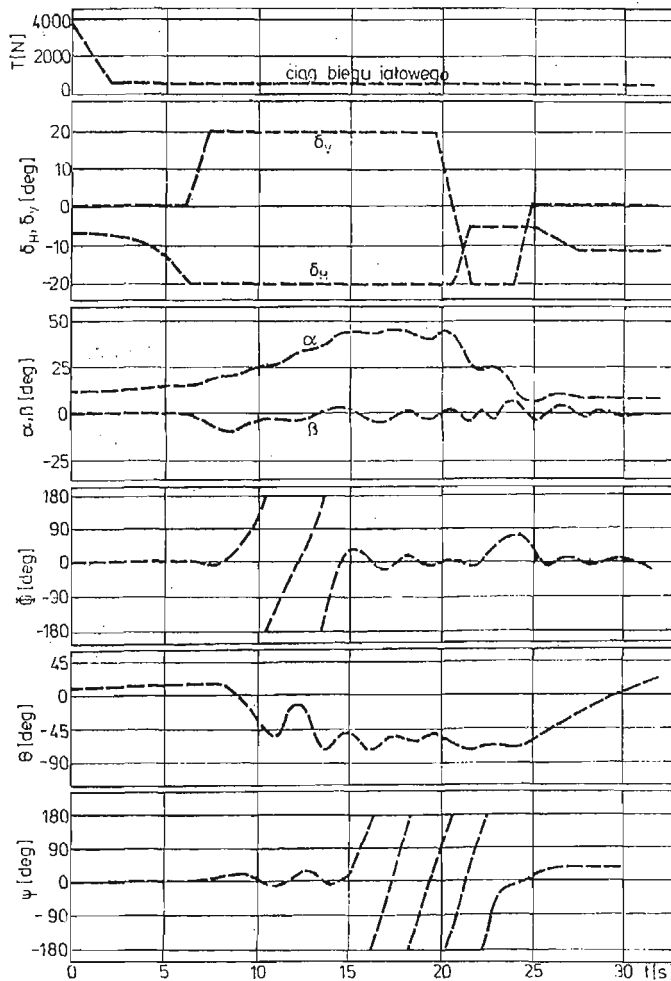
Manewr wprowadzenia w korkociąg poprzedzony został przeciagnięciem statycznym. W tej fazie lotu ciąg silnika zredukowany został do ciągu biegu jałowego, a następnie w miarę wytracania prędkości, samolot utrzymywany był w locie prostym poziomym poprzez stopniowy wzrost wychylenia steru wysokości. Po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia na płatach, następowały typowe manewry sterem kierunku i wysokości.

Manewr wyprowadzenia z korkociągu polegał na pełnym przeciwnym wychyleniu steru kierunku w celu zatrzymania obrotu samolotu oraz jednoczesnym „oddaniu drążka sterowego”, czyli zmniejszeniu wychylenia steru wysokości. Po zatrzymaniu wirowania samolotu ster kierunku wycofywany jest do położenia neutralnego i rozpoczyna się faza lotu nurkowego. Wyprowadzenie z lotu nurkowego polega na stopniowym wzroście wychylenia steru wysokości.

W przyjętym modelu sterowania nie przewidziano manewrów lotkami w żadnej z faz korkociągu. Podobnie nie zamodelowano wzrostu ciągu silnika przy wyprowadzeniu

z korkociągu. Zbudowany model matematyczny dopuszcza jednak każdy inny model sterowania w zakresie zmian δ_L , δ_H , δ_V , T , ω .

Model sterowania ingeruje w równania ruchu samolotu (1 ÷ 6), pośrednio wpływając poprzez wartości δ_L , δ_H , δ_V na wielkości sił i momentów aerodynamicznych oraz bezpośrednio poprzez wartości T i ω . Aktualne wartości parametrów sterowania zmieniają się w funkcji czasu oraz w zależności od stanu lotu. Ta ostatnia zależność oznacza, że zamodelowano reakcje pilota na aktualny stan lotu. Podczas przeciągnięcia statycznego jest to zwiększanie wychylenia steru wysokości dla podtrzymania lotu prostego poziomego, następnie reakcja na przekroczenie krytycznego kąta natarcia na płatach, co zapoczątkowuje manewry wprowadzenia w korkociąg. Zamodelowano też reakcję na zaprzestanie wirowania samolotu podczas wyprowadzania z korkociągu oraz rozpoczęcie wyprowadzania samolotu z lotu nurkowego.



Rys. 4. Przebiegi czasowe parametrów sterowania oraz podstawowych parametrów ruchu samolotu w korkociągu

Uwzględniając powyższe uwagi oraz fakt, że gęstość powietrza ρ jest funkcją zależną od z_1 , otrzymujemy równania (1÷12), które są więc równaniami w postaci wektorowej:

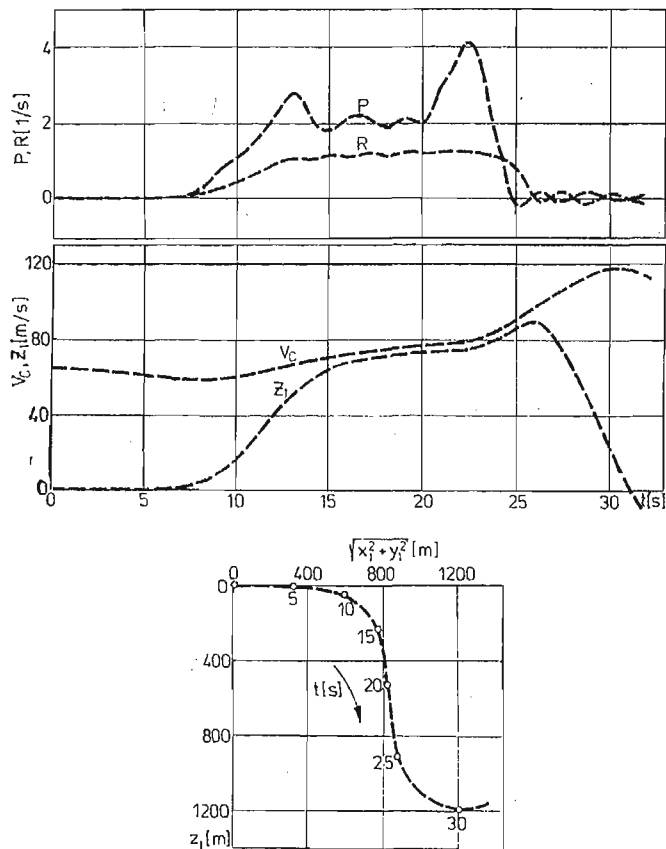
$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}(\mathbf{X}, t), \quad (14)$$

gdzie: $\mathbf{X} = \text{col}[U, V, W, P, Q, R, \Phi, \theta, \Psi, x_1, y_1, z_1]$ — wektor stanu, \mathbf{F} — wektor prawych stron, t — czas.

3. Przykład obliczeniowy

Obliczenia przykładowe, prezentujące możliwości zbudowanego modelu, przeprowadzono dla samolotu TS-11 „Iskra”, wykorzystując zbiór własnych programów napisanych w języku FORTRAN.

Symulując ruch samolotu w korkociągu postawiono sobie następujące zadania: wprowadzenie w korkociąg z przeciągnięcia statycznego, do którego stanem lotu początkowego jest lot prosty, poziomy, ustalony na wysokości $H = 1500$ m. Po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia na płatach zamodelowano manewry sterami wysokości i kierunku



Rys. 5. Przebiegi czasowe podstawowych parametrów ruchu samolotu w korkociągu

wprowadzające samolot w korkociąg. Po wejściu samolotu w korkociąg postawiono wymóg wykonania dwóch zwitek korkociągu rozwiniętego (dwa pełne obroty odchylające — zmiany kąta ψ). Następnie zaprogramowano manewry wyprowadzenia samolotu z korkociągu (przeciwnie wychylenie steru kierunku i zmniejszenie wychylenia steru wysokości, a po zaprzestaniu wirowania samolotu, powrót steru kierunku do położenia neutralnego) i manewry wyprowadzenia z lotu nurkowego. Przebiegi podstawowych parametrów lotu samolotu w funkcji czasu, na tle zmian parametrów sterowania, prezentuje rys. 4.

Literatura

1. W. BLAJER, *Badanie dynamiki samolotu w korkociągu*, praca doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawa 1982.
2. W. BLAJER, J. MARYNIAK, *Modelowanie matematyczne autorotacji samolotu w korkociągu*, XXII Symp. PTMTiS „Modelowanie w mechanice”, Gliwice—Wisła 1983.
3. B. ETKIN, *Dynamics of atmospherics flight*, John Wiley, New York 1972.
4. W. FISZDON, *Mechanika lotu*, PWN, Warszawa 1961.
5. J. MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, prace naukowe Politechniki Warszawskiej, Mechanika nr. 32, Wyd. PW, Warszawa 1975.
6. J. MARYNIAK, M. ZŁOCKA, *Stateczność boczna samolotu i drgania lotek z uwzględnieniem odkształcalności giętej skrzydeł i sprężystości układu sterowania*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, tom 14, zeszyt 1, Warszawa 1976.
7. T. PIĘTAK, *Eksploatacja samolotu TS-11 „Iskra” w szczególnych przypadkach lotu*, Cykl Techniki Lotniczej, WOSL-106/74, Dęblin 1974.

Резюме

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЯЕМОГО САМОЛЁТА ВО ВРЕМЯ ШТОПОРА

Управляемый самолёт принято как жёсткую механическую систему с шестью степенями свободы. Принято, что отклонение рулёв влияет только на изменение аэродинамических сил и аэродинамических моментов действующих на самолёт во время полета. Уравнения движения выведено принимая уравнения Больцманна-Гамеля в квази-координатах системы связанной с самолётом. Примерно, сделано вычисления для самолёта класса TS — 11 „Iskra”

S u m m a r y

MATHEMATICAL MODELLING OF AIRCRAFT CONTROLLED MOTION IN SPIN

For a rigid plane, a mathematical model for computer digital simulation of airplane motion in spin is presented. Deflections of control surfaces have been assumed to have an influence only on aerodynamic forces and moments acting on the plane in flight. The model have considered aircraft controlling by changes of ailerons, horizontal and vertical tails, jet thrust and angular velocity of jet rotation. Accordingly to a programmed flight mode, reactions of the pilot controlling an aircraft in spin have been modelled. Test results of digital computer simulation carried out for TS-11 „Iskra” aircraft motion in spin entry, developed spin and spin departure are presented.

Praca została złożona w Redakcji dnia 25 grudnia 1984 roku