

SYMULACJA STEROWANEGO RUCHU SAMOŁOTU PODCZAS STARTU I LĄDOWANIA

JANUSZ GAJDA
RYSZARD VOGT

Politechnika Warszawska

Streszczenie

Przedstawiono model systemu sterowania lotem samolotu dostosowanym do symulacji startu i lądowania samolotu. Zaproponowano metodę wyprowadzania równań opisujących dynamikę samolotu podczas tych etapów lotu oraz podano przykładowe wyniki symulacji przeprowadzonej na EMC.

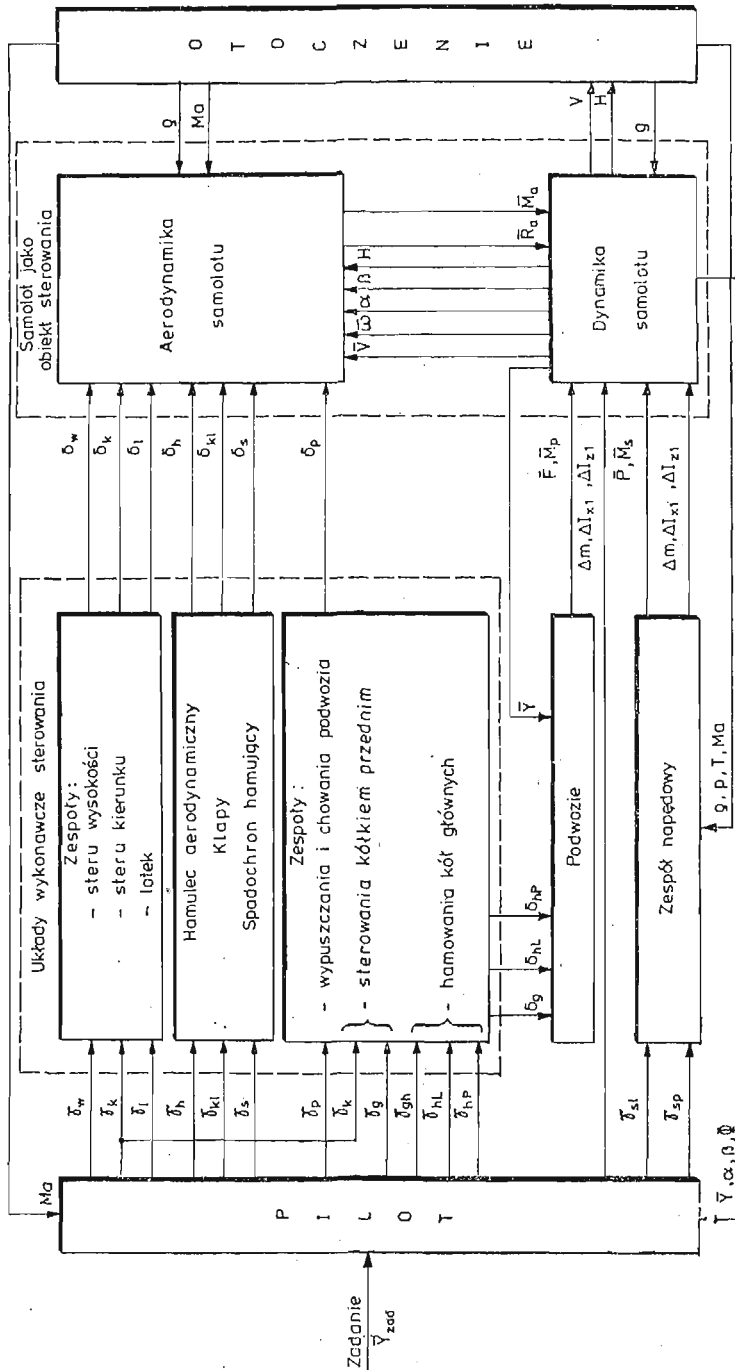
1. Wprowadzenie

Symulacja startu i lądowania wymaga uwzględnienia zmian sił aerodynamicznych wynikających z położenia takich zespołów jak klapy lub podwozie, aerodynamicznego wpływu bliskości ziemi oraz sił powstających podczas kołowania po ziemi. Jeżeli podczas lądowania zakłada się stosowanie spadochronów hamujących lub odwracanie ciągów silników, oba te czynniki powinny być uwzględnione podczas symulacji.

W celu symulacji startu i lądowania zmodyfikowano system sterowania lotem samolotu przedstawiony w [7]. Wprowadzone zmiany obejmowały:

- wypracowanie dodatkowych sygnałów sterujących przez pilota — operatora:
 - γ_{θ} — położenie przełącznika umożliwiającego sterowanie kołem przednim,
 - $\gamma_{\theta h}$ — położenie przełącznika umożliwiającego hamowanie kołami głównymi,
 - $\gamma_{\theta L}$ — wychylenie dźwigni hamowania kołem lewym,
 - $\gamma_{\theta P}$ — wychylenie dźwigni hamowania kołem prawym,
- wyznaczenie stanów dodatkowych zespołów sterowania ruchem samolotu (koło przednie, hamulce kół podwozia),
- obliczenie reakcji podłoża (nacisków i sił tarcia) oraz momentów sił działających na podwozie,
- uwzględnienie aerodynamicznego wpływu bliskości ziemi.

Otrzymany w ten sposób system sterowania lotem samolotu przedstawiono na rysunku 1.



Rys. 1. Schemat blokowy systemu sterowania lotem samolotu

2. Model systemu sterowania lotem samolotu

Do symulacji startu i lądowania wykorzystano model przedstawiony w [7] po uprzednim wprowadzeniu zmian uwzględniających powstanie dodatkowych sił F_x, F_y, F_z i momentów $M_{x_1}, M_{y_1}, M_{z_1}$ wskutek oddziaływania podłoża. W związku z tym równanie ruchu postępowego z [7] przyjęło postać

$$\dot{V} = \frac{P \cos \alpha \cos \beta - R_z + F_x}{m} - g \sin \Theta, \quad (1)$$

zmienną A i B wykorzystywane w równaniach (2) i (3) z [7] obliczono z równań

$$A = \frac{R_z + P \sin \alpha + F_z}{mV}, \quad (2)$$

$$B = \frac{R_y + P \cos \alpha \sin \beta + F_y}{mV}, \quad (3)$$

natomiast prędkości kątowne samolotu wyznaczono z równań

$$\dot{\omega}_{x_1} = \frac{1}{I_{x_1}} [(I_{y_1} - I_{z_1}) \omega_{y_1} \omega_{z_1} + I_{z_1 x_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{z_1}) + M_{ax_1} + M_{sx_1} + M_{px_1}], \quad (4)$$

$$\dot{\omega}_{y_1} = \frac{1}{I_{y_1}} [(I_{z_1} - I_{x_1}) \omega_{z_1} \omega_{x_1} - I_{z_1 x_1} (\omega_{x_1}^2 - \omega_{z_1}^2) + M_{ay_1} + M_{sy_1} + M_{py_1}], \quad (5)$$

$$\dot{\omega}_{z_1} = \frac{1}{I_{z_1}} [(I_{x_1} - I_{y_1}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} - I_{z_1 x_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{x_1}) + M_{az_1} + M_{sz_1} + M_{pz_1}], \quad (6)$$

gdzie: F_x, F_y, F_z — składowe siły oddziaływania podłoża na samolot w układzie prędkościowym,

$M_{px_1}, M_{py_1}, M_{pz_1}$ — składowe momenty oddziaływania podłoża na samolot w układzie osi własnych samolotu.

Ponadto zamodelowano układy wykonawcze sterowania kołem przednim oraz hamowania kół głównych podwozia:

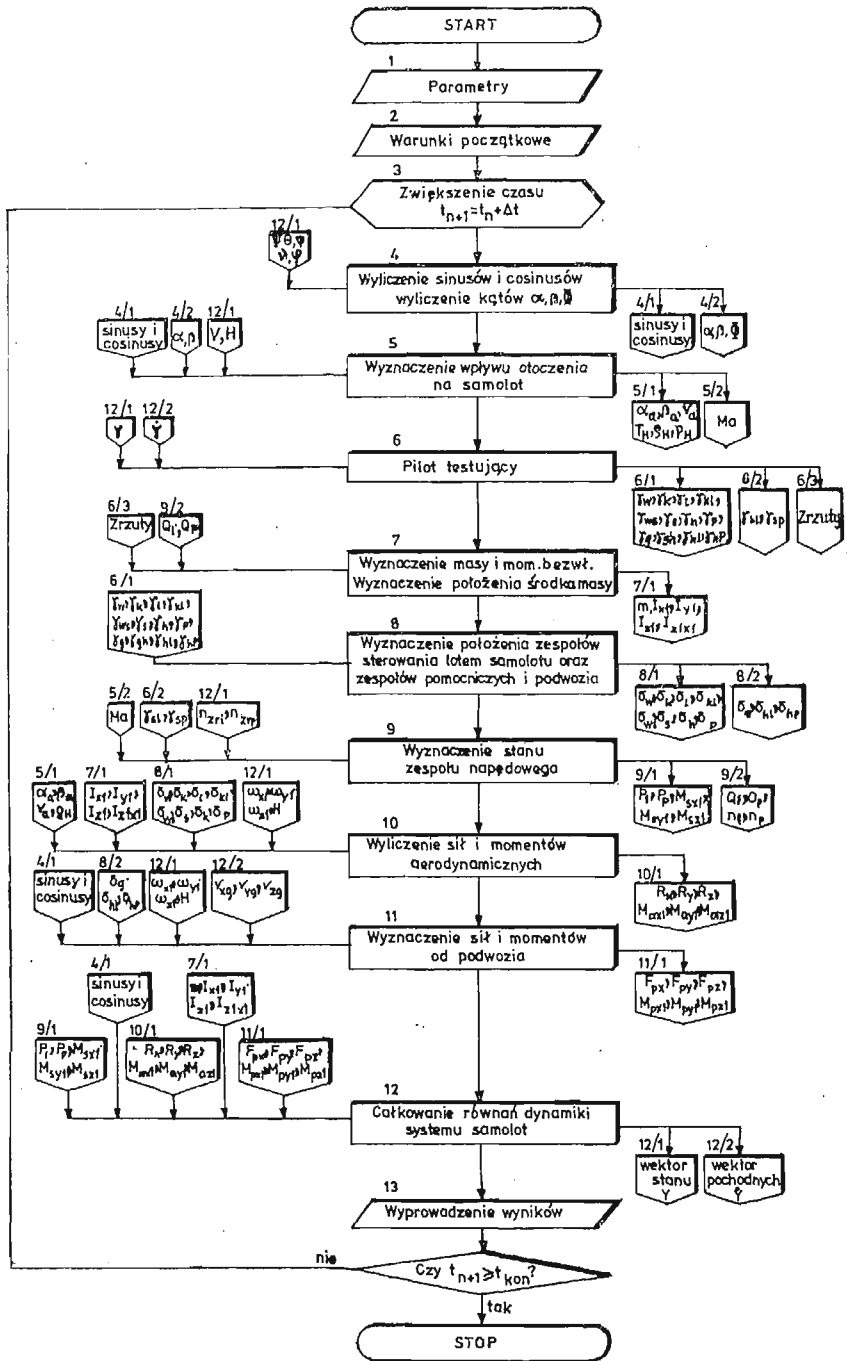
$$\delta_g(t) = A_1 \gamma_g(t) \gamma_k(t), \quad (7)$$

$$\delta_{hL}(t) = A_2 \gamma_{gh}(t) \gamma_{gL}(t), \quad (8)$$

$$\delta_{hP}(t) = A_2 \gamma_{gh}(t) \gamma_{gP}(t), \quad (9)$$

gdzie: δ_g — kąt obrotu goleni przedniej; δ_{hL}, δ_{hP} — umowne funkcje określające stopień hamowania koła lewego i prawego γ_g — położenie przełącznika sterowania kołem przednim (sygnał zerojedynkowy); γ_k — wychylenie pedałów; γ_{gh} — położenie przełącznika hamowania kół głównych (sygnał zerojedynkowy); γ_{gL}, γ_{gP} — wychylenia dźwigni hamowania kołem lewym i prawym; A_i — współczynniki aproksymowane na podstawie danych doświadczalnych ($A_1 = f(\gamma_k), A_2 = \text{const.}$).

Przedstawiony model systemu sterowania lotem samolotu wykorzystano do przeprowadzenia symulacji cyfrowej za pomocą programu, którego logiczną sieć działań przedstawiono na rysunku 2.



Rys. 2. Logiczna sieć działań programu symulacji lotu

3. Model oddziaływania podwozia

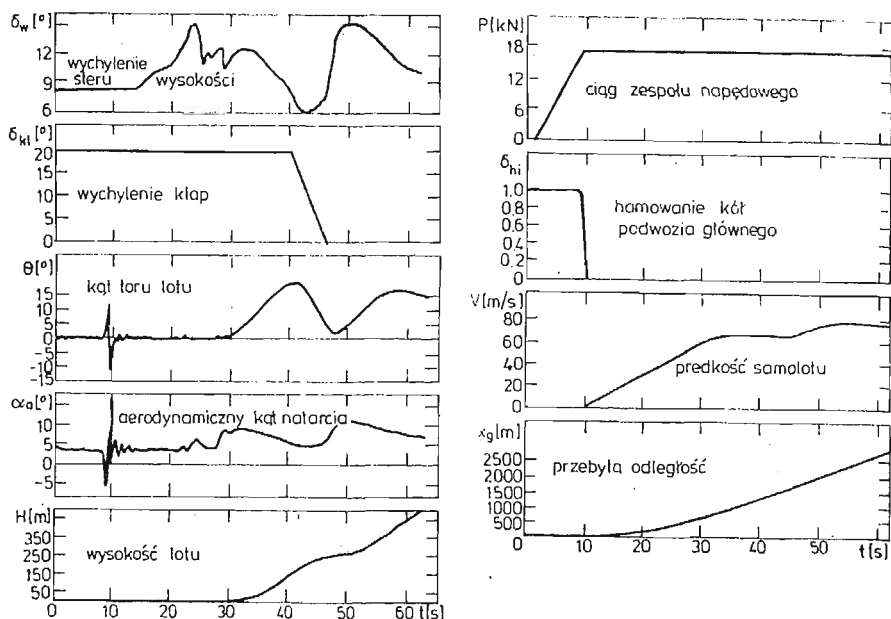
Podczas startu i lądowania na samolot działają dodatkowo poprzez każdą goleni siły pionowe reakcji podłoża N_i , siły tarcia T oraz momenty od tych sił. Ponieważ proponowany model dopuszcza możliwość zetknięcia się samolotu z płytą lotniska również tylko jedną golenią, toteż siły te muszą być obliczane oddzielnie dla każdej z goleni. Wyznaczenie oddziaływania podwozia polega na obliczeniu kolejno:

- 1) ugięć goleni (na podstawie wysokości H oraz kątów orientacji samolotu ϑ i φ),
 - 2) współrzędnych punktów styku goleni z płytą lotniska w układzie związanym z samolotem $OX_1Y_1Z_1$ (na podstawie ugięć goleni),
 - 3) prędkości środka masy samolotu wzdłuż osi Z_1 (na podstawie ψ , ϑ , φ oraz \dot{x}_g , \dot{y}_g , \dot{z}_g), a następnie prędkości punktów styku goleni z płytą lotniska wzdłuż osi Z_1 (na podstawie pkt 2, ω_{x_1} oraz ω_{y_1}),
 - 4) sił pionowych reakcji N_i (po założeniu modelu goleni jako równoległego układu sprężyny i tłumika, a na podstawie pkt 1, charakterystyki statycznej amortyzacji, pkt 3 oraz wartości współczynników tłumienia poszczególnych goleni),
 - 5) sił tarcia T_i przy następujących założeniach:
 - a) siłę tarcia można rozłożyć na dwie składowe: leżącą w płaszczyźnie obrotu koła (zależną wyłącznie od nacisku, stanu nawierzchni lotniska oraz hamowania koła) i prostopadłą do tej płaszczyzny (zależną od nacisku oraz kąta znoszenia),
 - b) współczynniki tarcia zależą jedynie od stanu nawierzchni lotniska, hamowania kół oraz ewentualnego poślizgu,
 - c) pozioma prędkość liniowa goleni wynikająca z ruchu obrotowego samolotu wokół osi pionowej jest mała w stosunku do prędkości środka masy,
 - 6) momentów działających na samolot M_{pi} (na podstawie N_i , T_i oraz pkt 2).
- Szczegółowe zależności podano w [8].

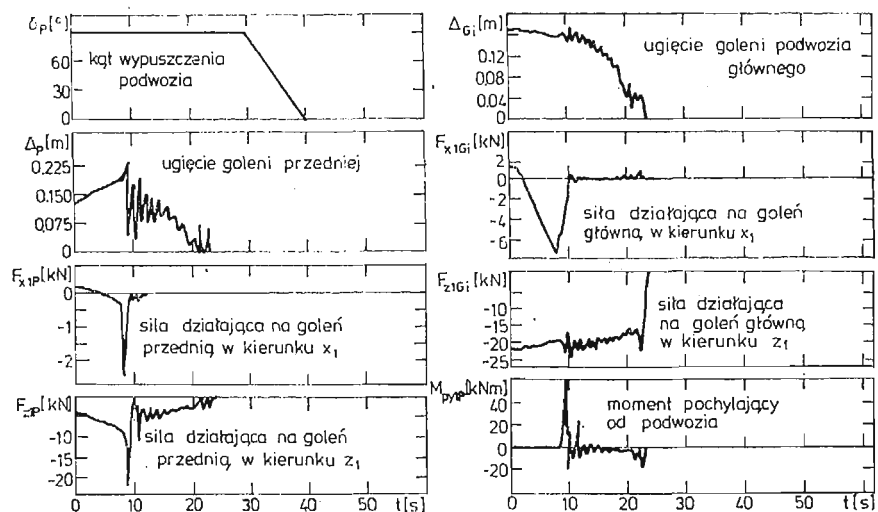
4. Wyniki przykładowej symulacji

Prezentowany model zastosowano do badania dynamiki sterowanego ruchu samolotu szkolno-bojowego o zespole napędowym złożonym z dwóch silników, posiadającego trójkołowe podwozie ze sterowanym kołem przednim oraz przestawialnym statecznikiem poziomym. Na rysunkach 3 i 4 przedstawiono wyniki symulacji startu samolotu pod wiatr o prędkości 5 m/s przy następującym zadaniu pilota:

- 1) po sekundzie postoju włączenie silników i zwiększenie ciągu do wartości maksymalnej przy jednocześnie zahamowanych kołach podwozia głównego,
- 2) po osiągnięciu ciągu maksymalnego zwolnienie w ciągu jednej sekundy hamulców podwozia głównego,
- 3) po osiągnięciu prędkości $V = 5$ m/s uzyskanie $\vartheta = 0,1$ rad,
- 4) po oderwaniu się od pasa startowego uzyskanie $\Theta = 0,25$ rad,
- 5) po uzyskaniu wysokości $H = 5$ m schowanie podwozia, a w jedną sekundę potem schowanie klap.



Rys. 3. Wyniki symulacji startu



Rys. 4. Wyniki symulacji ugięć goleni oraz sił i momentów działających na podwozie podczas startu

5. Podsumowanie

Przedstawiony system sterowania lotem samolotu może być użyty do badania dynamiki startu i lądowania. Modułowa budowa systemu umożliwia łatwą jego modyfikację, a dzięki temu prowadzenie badań samolotów różnych typów i konfiguracji. Niezależne obliczanie sił przyłożonych do każdej goleni podwozia pozwala na pełną symulację ruchu

samolotu podczas startu i lądowania z uwzględnieniem błędów pilota. Opisany system może być zastosowany:

- 1) w symulatorach lotu do badania stanów awaryjnych oraz wpływu wiatru,
- 2) w тренаżerach do szkolenia pilotów oraz wypracowania optymalnych reakcji pilotów podczas ręcznego sterowania,
- 3) do analizy struktury i parametrów systemów automatycznego sterowania samolotem (autopilotów) podczas startu i lądowania,
- 4) do analizy dynamiki samolotu podczas startu i lądowania dla różnych typów podwozia.

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*. John Wiley and Sons New York 1972
3. Z. GORAJ, J. MARYNIAK, Z. PATURSKI, M. ZŁОСКА: *Stateczność boczna w czasie dobiegu lądującego samolotu sportowego*. Mech. Teor. i Stos. 4/1977 t. XV
4. М. Г. Котик, *Динамика взлёта и посадки самолётов*. Машиностроение Москва 1984
5. А. В. MARKOV, *The Landing Approach in Variable Winds, Curved Glidepath Geometries and Worst — Case Wind Modeling*. UTIAS Rept. 254 Toronto 1981
6. И. А. МИХАЛЕВ, Б. Н. ОКОЕВ, М. С. ЧИКУЛЯЕВ, *Системы автоматической посадки*. Машиностроение Москва 1975.
7. С. SZCZEPAŃSKI, R. VOGT, *Modelowanie samolotu jako zamkniętego systemu sterowania*. II Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie” Warszawa 27-28.01.1986
8. R. VOGT, J. GAJDA, С. 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

СИМУЛЯЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА ПРИ ВЗЛЁТЕ И ПОСАДКЕ

Представлена модель системы управления полётом самолёта предназначена к симуляции взлёта и посадки самолёта. Предложено метод выведения уравнений динамики полёта самолёта во время этих этапов полёта и примерные результаты расчётов на ЭВМ.

Summary

SIMULATION OF AN AIRPLANE FLIGHT CONTROL AT THE TAKE-OFF AND LANDING

The model of airplane flight control system during the take-off and landing has been presented in this paper. The derivation of formulae describing the dynamics of airplanes flight during the take-off and landing has been proposed. The results of simulating these phases of flight by the digital computer has been shown.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 6 lutego 1986 roku.