

Jacek GOSZCZYŃSKI, Jerzy MARYNIAK
Instytut Lotnictwa w Warszawie

MODELOWANIE WPŁYWU WŁASNOŚCI DYNAMICZNYCH UKŁADU STEROWANIA STEREM WYSOKOŚCI NA DYNAMIKĘ LOTU STEROWANEGO SAMOŁOTU

Streszczenie. Przedstawiono w pracy dynamikę lotu samolotu na podstawie modelu matematycznego systemu: "Pilot + odkształcalny układ sterowania + ster wysokości samolotu + otoczenie". Symulacje numeryczne wykonano na przykładzie samolotu polskiej konstrukcji I-22 "IRYDA" po przeprowadzeniu weryfikacji z zapisem parametrów lotu doświadczalnego.

MODELLING OF EFFECT OF SOME DYNAMICS PROPERTIES OF ELEVATOR CONTROL SYSTEM ON THE DYNAMICS OF CONTROLLABLE AIRCRAFT

Summary. The paper presents dynamics of flight of jet-trainer aircraft based by mathematical model "Pilot + elastic elevator control system + aircraft elevator + environment". Numerical simulation has been verified for a fragment of the test flight no. 270 (task 6) of prototype PZL I-22 "IRYDA" Polish jet trainer aircraft.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЯ ВЫСОТЫ НА ДИНАМИКУ САМОЛЁТА

Резюме. В работе рассматривается влияние динамических свойств система "пилот + эластичный систем управления руля высоты + руль высоты + окружение" на динамику самолёта.

1. WPROWADZENIE

Istotnym problemem pojawiającym się w samolotach około- i poddźwiękowych jest gwałtowna zmiana charakterystyk aerodynamicznych (przede wszystkim momentu pochylającego C_{my}) w obszarze bliskim krytycznej liczby Macha. Powoduje to konieczność takiej konstrukcji układu sterowania sterem wysokości, aby pilot był w stanie pilotować

samolotem. Stosuje się urządzenia będące "cieniem pilota", tj. mechanizmy wspomaganie, zapewniające pokonanie części obciążenia aerodynamicznego (momentów zawiasowych) układu sterowania. Układy te wykonują pracę za pilota, wykorzystując - w zależności od przyjętej konstrukcji - energię instalacji hydraulicznych, elektrycznych lub energię potencjalną układu.

Wybór mechanizmu wspomaganie w układzie sterowania sterem wysokości zależy od oczekiwanych efektów jego działania (tj., w jakich fazach lotu wspomaganie jest niezbędne), jak i kosztu systemu. Masowe urządzenia wspomagające z racji swej budowy mogą być stosowane tak do dociążania, jak i odciążania układu w trakcie dynamicznych manewrów (pętle, wyrwania etc.)

Masowe urządzenie wspomagające (Bob-weight) zostało zastosowane w polskim, 2-silnikowym, odrzutowym samolocie szkolno-treningowym PZL I-22 "IRYDA" celem spełnienia określonych przepisów i wymagań technicznych narzuconych przez odbiorcę tego samolotu. W trakcie badań doświadczalnych prototypu pojawiły się problemy z funkcjonowaniem tego urządzenia. Wystąpiła konieczność wykonania kilkudziesięciu lotów doświadczalnych, między innymi w celu doboru właściwych charakterystyk sztywnościowych i masowych tego elementu systemu sterowania.

Aby uniknąć w przyszłości bardzo wysokich kosztów badań empirycznych, w Instytucie Lotnictwa postanowiono stworzyć model matematyczny umożliwiający przeprowadzanie doboru charakterystyk systemu sterowania na drodze symulacji numerycznej tak obecnie dla I-22, jak i w przyszłości dla innego samolotu.

Istniejące modele matematyczne sytemów sterowania samolotem (spotykane w literaturze przedmiotu w Polsce i na Zachodzie [1,2,7,10,11]) nie umożliwiają zrealizowania założonych celów, bowiem uwzględniają wyłącznie sztywność i tłumienie układu sterowania. Aby było możliwe przeprowadzanie doboru elementów systemu sterowania sterem wysokości, należy uwzględnić w procesie modelowania nie tylko odkształcalność układu sterowania, ale i jego geometrię oraz rozkład mas.

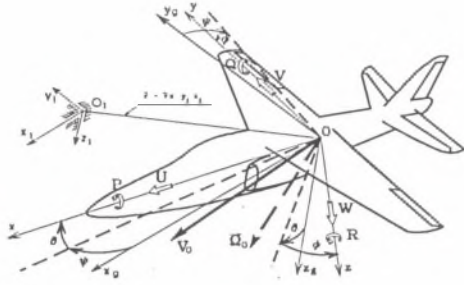
2. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY

Stosując klasyczny model fizyczny sterowanego samolotu, tzn. traktując samolot jako nieodkształcalny układ mechaniczny o sześciu stopniach swobody, zmiennej masie i środkiem ciężkości podczas analizy, zakładając ruch przestrzenny sterowanego samolotu w spokojnej atmosferze oraz że na obiekt działają siły aerodynamiczne, grawitacyjne, ciągu, uzyskujemy model fizyczny o sześciu stopniach swobody [2,8,9] (rys.1). Aby rozwiązać postawione zadania, przyjęto dodatkowe założenia rozszerzające model podstawowy [3,5]:

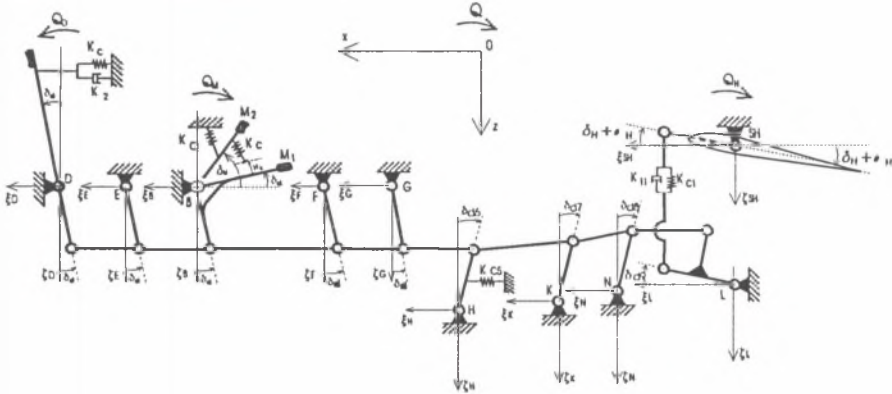
- układ sterowania sterem wysokości z masowym urządzeniem wspomagającym (bob-weight) jest układem odkształcalnym o trzech stopniach swobody (rys. 2);
- na obiekt działają również siły sprężystości i tłumienia ;

- wychylenia powierzchni sterowych oraz zmiana wydatku paliwa mają tylko wpływ parametryczny na wartości sił aerodynamicznych oraz sił i momentów sił od napędu.

Ogólne równania ruchu sterowanego samolotu z odkształcalnym układem sterowania sterem wysokości z masowym urządzeniem wspomagającym w locie przestrzennym wyprowadzono w pracach [3,5], w quasi-współrzędnych, w układzie sztywno związanym z samolotem $Oxyz$ (rys.1) stosując równania Boltzmann-Hamela dla układów holonomicznych.



Rys.1. Przyjęte układy odniesienia
Fig.1. Axis coordinate systems



Rys.2. Schemat kinematyczny układu sterowania sterem wysokości samolotu I-22 z masowym urządzeniem wspomagającym

Fig.2. Kinematic scheme of elevator control system of the PZL I-22 aircraft with bobweight

Masowe urządzenie wspomagające zastosowano w kanale podłużnym sterowania, a za tym zasadne jest przyjęcie do analizy numerycznej zagadnienia zawężonego tylko do ruchu podłużnego samolotu, jakim są wyrwania lub pętle w płaszczyźnie pionowej.

Po wprowadzeniu uproszczeń równania ruchu przyjmują następującą formę w zapisie macierzowym [3,5]:

$$A \dot{V} + BV = Q \tag{1}$$

gdzie:

- wektor przyspieszeń :

$$\dot{V} = \text{col} [\dot{U}, \dot{W}, \dot{Q}, \dot{Q}_H, \dot{Q}_M, \dot{Q}_D] \quad (2)$$

- wektor prędkości:

$$V = \text{col} [U, W, Q, Q_H, Q_M, Q_D] \quad (3)$$

- macierz sił zewnętrznych :

$$Q^* = \begin{bmatrix} F \\ M \end{bmatrix} = \text{col} [X, Z, M, Q_{q_1}, Q_{q_2}, Q_{q_3}] \quad (4)$$

- macierz bezwładności :

$$A = \begin{bmatrix} m & 0 & B_Q & B_1 & B_2 & -B_D \\ 0 & m & C_Q & C_1 & C_2 & -C_D \\ 0 & C_Q - M_{\dot{\psi}} & J_y + 2H_Q & E_1 & E_2 & -E_D \\ B_1 & C_1 & E_1 & J_{H\eta} & 0 & 0 \\ B_2 & C_2 & E_2 & 0 & J_{M\eta} & 0 \\ -B_D & -C_D & E_D & 0 & 0 & J_{1\eta} \end{bmatrix} \quad (5)$$

- macierz tłumienia i sztywności :

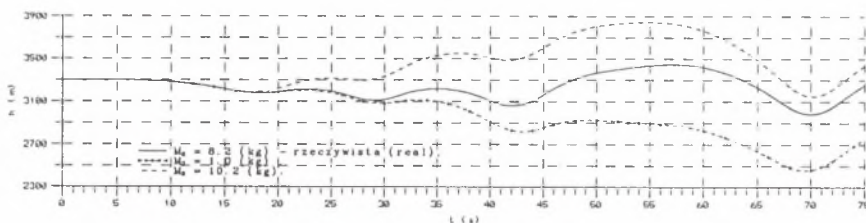
$$B = \begin{bmatrix} 0 & mQ & A_Q & A_1 & A_2 & -A_D \\ -mQ & 0 & -D_Q & -D_1 & -D_2 & D_D \\ -A_Q & D_Q & 0 & F_1 + G_1 & F_2 + G_2 & F_D - G_D \\ -C_1Q & B_1Q & -AS_1 & 0 & 0 & 0 \\ -C_2Q & B_2Q & -AS_2 & 0 & 0 & 0 \\ C_DQ & -B_DQ & AS_D & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Otrzymanych 6 dynamicznych równań ruchu uzupełnionych związkami kinematycznymi tworzy układ równań ruchu samolotu z odkształcalnym układem sterowania sterem wysokości, z masowym urządzeniem wspomagającym w kanale pochylenia [3,5].

3. ANALIZA NUMERYCZNA I WNIOSKI

Po odpowiedniej identyfikacji parametrycznej: masowej, geometrycznej, aerodynamicznej, sztywnościowej układ równań (1) scałkowano numerycznie dla warunków początkowych odpowiadających zadaniu 6 lotu 270 prototypu I-22 1ANP01-04 metodą Rungego-Kutty IV stopnia [5]. Po przeprowadzeniu weryfikacji porównawczej modelu matematycznego metodą rekonstrukcji trajektorii lotu [6] wykonano cykl symulacji numerycznych dla różnych wartości parametrów masowego urządzenia wspomagającego w układzie sterowania sterem wysokości [4,5]. Wyniki obliczeń dla różnych mas M_2 masowego urządzenia wspomagającego przy założeniu stałego przebiegu niezbędnej siły pilota w trakcie analizowanego fragmentu lotu samolotu I-22 przedstawiono na rys.(3)-(6).

Przedstawiony model matematyczny umożliwia przeprowadzanie doboru charakterystyk masowych, geometrycznych, sztywnościowych lub geometrycznych układu sterowania sterem wysokości samolotu I-22, a po przeprowadzeniu identyfikacji układu sterowania - również innego samolotu.

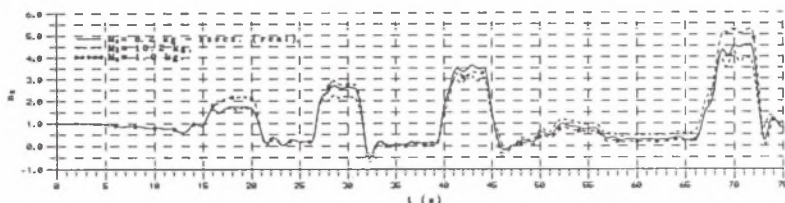
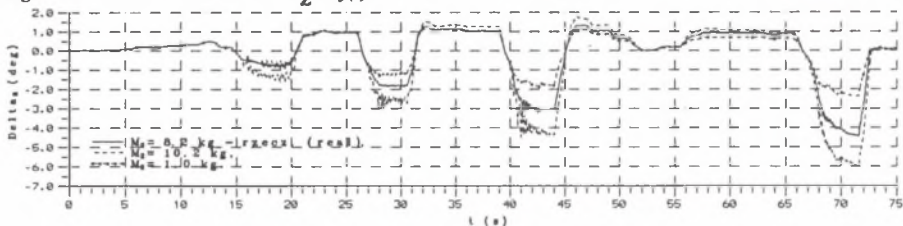
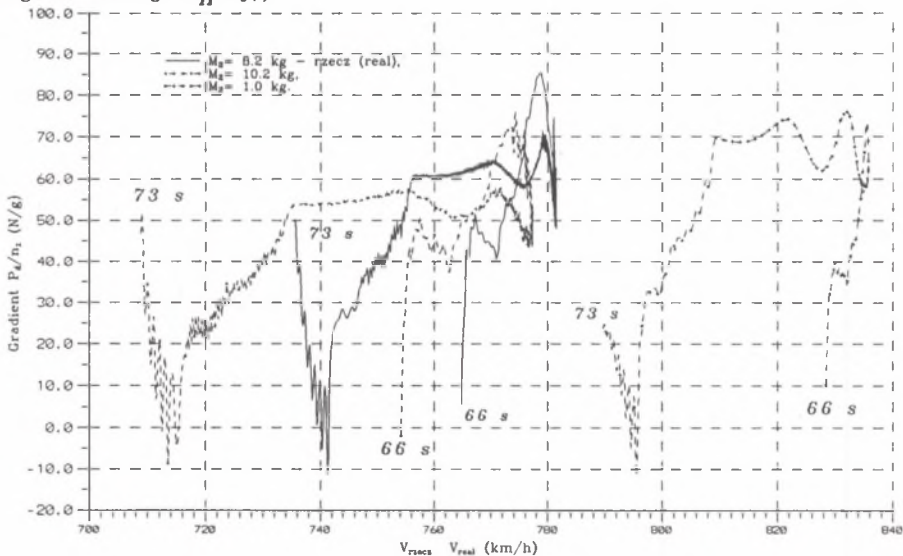


Rys.3. Przebieg wysokości lotu nr 270 (zad.6) prototypu 1ANP01-04 z dn. 4.10.1991r.

Obliczenia dla 3 wariantów masy M_2 przy ustalonej sile pilota

Fig.3. Flight path - test flight no 270 (task 6) of the PZL I-22 prototype aircraft.

Computed for 3 variant of bobweight mass M_2 for steady pilot stick force

Rys.4. Przebieg współczynnika $n_z = f(t)$ Fig.4. Vertical linear acceleration $n_z = f(t)$ Rys.5. Przebieg kąta wychylenia steru wysokości $\delta_H = f(t)$ Fig.5. Elevator angle $\delta_H = f(t)$ Rys.6. Przebieg gradientu siły pilota $P_d / n_z = f(V_{rzecz})$ w trakcie 4 wyrwania (do $n_z = 4.5$) - od 66s do 73s lotuFig.6. Gradient of pilot stick force $P_d / n_z = f(V_{rzecz})$ at pull-up to $n_z = 4.5$ - from 66s to 73s of task flight

LITERATURA

- [1] Dźygałło Z., Krzyżanowski A.: Dynamika przestrzennego lotu samolotu z odkształcalnymi układami sterowania, Biuletyn WAT Nr 5, Warszawa 1983.
- [2] Etkin B. : Dynamics of Atmospheric Flight, John Wiley, New York 1972.
- [3] Goszczyński J.: Analiza dynamiczna układu sterowania sterem wysokości z masowym urządzeniem wspomagającym Wyrobu 300. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 14/BW-W4/92, Warszawa 1992 (nie publikowane).
- [4] Goszczyński J.: Wpływ zmian w konstrukcji masowego urządzenia wspomagającego na dynamikę sterowanego samolotu, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 34/BW-W4/93, Warszawa 1993 (nie publikowane).
- [5] Goszczyński J.: Analiza wpływu dynamiki układu sterowania sterem wysokości na dynamikę lotu sterowanego samolotu. Rozprawa doktorska, promotor J. Maryniak, ITLiMS Wydz. MEiL Politechnika Warszawska 1993 (nie publikowana).
- [6] Goszczyński J., Maryniak J., Rahman M.: Matematyczne modelowanie lotu samolotów - metodologia weryfikacji symulacji numerycznej z rejestracją parametrów lotu, Zeszyty Naukowe Politechniki Śląskiej, s.Mechanika, z.113, Gliwice 1993.
- [7] Goraj Z., Maryniak J.: Wpływ sztywności i tłumienia w układzie sterowania sterem wysokości na stateczność podłużną samolotu i oscylacje steru, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, T.13 Zeszyt 2, PWN, Warszawa 1975.
- [8] Maryniak J.: Dynamiczna teoria obiektów ruchomych, Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, Mechanika Nr 35. Warszawa 1975.
- [9] Maryniak J.: Modelowanie fizyczne i matematyczne w dynamice obiektów ruchomych. Referat plenarny. Zbiór referatów XXVI Sympozjon "Modelowanie w mechanice" Gliwice- Kudowa 1987.
- [10] MacLean D. : Automatic Flight control systems, Prentice Hall, New York 1990.
- [11] Paturski Z. : Badania metodą symulacji cyfrowej dynamiki sprężystego samolotu odrzutowego z uwzględnieniem zmian charakterystyk aerodynamicznych, Rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawa 1981.

Recenzent: Dr hab. inż. Andrzej Buchacz

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1993 r.

Abstract

The physical and mathematical modelling of subsonic jet trainer - attack aircraft with elastic elevator control system is presented in the paper. A unifying derivation based on mathematical modelling of controlled aircraft with elastic elevator control system and "Bob-weight", together with flight data from a test flight (equipped with on board recorders) for developing a data base to be used for parameter identification.

It was assumed that the mechanical system modulating the aircraft is the classical rigid body six degree-of-freedom to analyze the effects of "Bob-weight" use in elastic elevator control system and dynamics of the aircraft (fig. 1). Elevator control system with "Bob-weight" and pilot is considered to be elastic and modelled by equivalent stiffness and viscous damper of the control system, and equivalent stiffness and viscous damper of the pilot.

Simulations tests were carried out after reducing the complete set of equations of motion [3,5] to longitudinal form only (eq. 1 - 6) [5] on the IBM-PC computer system with the aid of Runge-Kutta differential equation procedure.

Program has been verified for a fragment of the test flight no. 270 (task 6) of prototype PZL I-22 "IRYDA". After that, several numerical simulations for the flight were carried out for different "Bob-weight" masses M_2 , after determining correction coefficients for hinge moment and pilot stick force [4,5]. Few results of which are presented in fig. 3 - 6.

The methodology advocated in this paper may be helpful for designer to select appropriate constructional parameters of the elevator control system of such a aircraft.