

Jacek GOSZCZYŃSKI, Jerzy MARYNIAK, Mizanur RAHMAN
Instytut Lotnictwa, Warszawa

MATEMATYCZNE MODELOWANIE LOTU SAMOLOTOW - METODOLOGIA WERYFIKACJI
SYMULACJI NUMERYCZNEJ Z REJESTRACJĄ PARAMETRÓW LOTU

Streszczenie. W pracy przedstawiono metodologię weryfikacji symulacji numerycznej lotu samolotów z rejestracją parametrów lotu.

A MATHEMATICAL MODELING OF AIRCRAFT FLIGHTS - A METHODOLOGY FOR
VERIFICATION OF NUMERICAL FLIGHT SIMULATION WITH ON BOARD RECORDED DATA.

Summary. A methodology for verification of numerical flight simulation of aircrafts with on board recorded data is presented in this paper.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЁТА САМОЛЁТОВ
- МЕТОДОЛОГИЯ ВЕРЫФИКАЦИИ ЧИСЛЕННОЙ СИМУЛЯЦИИ
С РЕГИСТРАЦИЮ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА

Резюме. В работе представляется метод верификации численной симуляции полета самолета с регистрацией параметров полета.

1. WPROWADZENIE

Ilościowe i jakościowe własności dynamiczne samolotu zależą od wielu czynników związanych z samolotem jak: geometrii, aerodynamiki, rozkładu mas, zastosowanych zespołów napędowych, systemu sterowania. Zależą również od czynników zewnętrznych, tj. atmosferycznych (np. temperatura, ciśnienie, turbulencje, itp).

Na podstawie przyjętych założeń uwzględniających cel badań można zbudować matematyczny model samolotu. Problem określenia własności dynamicznych badanego obiektu sprowadza się do rozwiązania układu równań różniczkowych, których liczba równa jest liczbie poszukiwanych parametrów.

Przeprowadzając symulację numeryczną, możemy badać własności dynamiczne obiektu, żądając np. ruchu po określonej trajektorii bądź podając rodzaj manewru (np. żądając osiągnięcia zadanego n_z).

W przypadku nowo projektowanego samolotu wykonuje się loty doświadczalne z aparaturą rejestracyjno-pomiarową. Prototyp zostaje wyposażony w czujniki opisujące zachowanie się struktury samolotu, czyli rejestrujące siły i momenty sił występujące w trakcie lotu w konstrukcji i jej elementach (np. czujniki tensometryczne), jak i czujniki rejestrujące wybrane parametry lotu (np. czujniki przyspieszeń, platformy giroskopowe, układy rejestracji organów sterowania). W warunkach polskich (Instytut Lotnictwa) sygnały pomiarowe są zapisywane w trakcie lotu na rejestratorach magnetycznych i oscylograficznych, a następnie (po locie) identyfikowane, odczytywane i przetwarzane. W przypadku badań prototypu samolotu I-22 badawcza aparatura pokładowa umożliwia zebranie max. 30 parametrów opisujących warunki lotu (rejestratory oscylograficzne K-10 i K-20) oraz do 32 wybranych parametrów opisujących obciążenia konstrukcji (2 16-kanalowe rejestratory magnetyczne). Rejestracja prowadzona jest w trakcie startu i lądowania oraz w trakcie przewidzianych programem badań manewrów. Najnowsze, światowe tendencje w badaniach samolotu w locie przewidują prowadzenie rejestracji "ON-LINE", tzn. dane telemetryczne zbierane przez system pomiarowy są kodowane i transmitowane do stacji naziemnej celem obróbki i wizualizacji w czasie rzeczywistym. Pozwala to na bieżący podgląd w zachowanie się konstrukcji, jak i sposób realizacji założonych manewrów [1]. W bliskiej przyszłości, w Instytucie Lotnictwa powinien być uruchomiony system tego typu.

Na podstawie zebranych danych z lotu doświadczalnego możemy przeprowadzić identyfikację i weryfikację przyjętego modelu matematycznego [2]. Pierwsze próby takiej weryfikacji przeprowadził Otto Gerlach w 1966 r. nazywając je "rekonstrukcją trajektorii lotu" ("flightpath reconstruction"). W latach 1977-1985 wiele zespołów zajmujących się mechaniką lotu (np. w USA Klein, Bach) rozwinęły tę metodologię [1].

Mając zweryfikowany model matematyczny, możemy w krótkim czasie określić ilościowe i jakościowe zmiany własności dynamicznych samolotu wynikające ze zmiany czynników wewnętrznych i zewnętrznych. Możemy również określić parametry wpływające na dynamikę samolotu, których z różnych względów nie można było rejestrować w trakcie lotu bądź ich rejestracja była obciążona

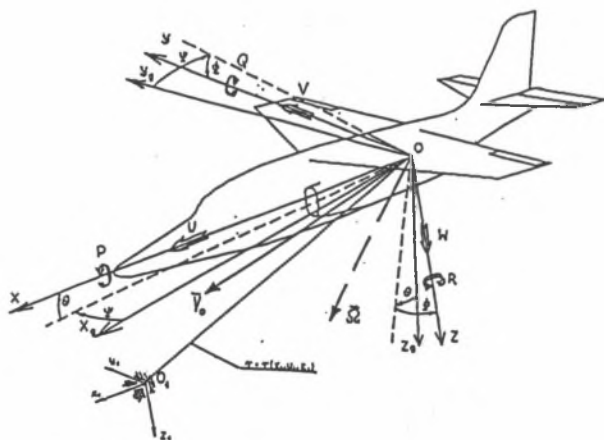
dużymi błędami pomiarowymi. Traktując w ten sposób przyjęty model matematyczny otrzymujemy możliwość obserwacji wpływu np. zmian konstrukcyjnych w samolocie na jego dynamikę.

2. MODEL MATEMATYCZNY

Model matematyczny budujemy na podstawie przyjętego modelu fizycznego. Traktując samolot jako bryłę sztywną, zakładając, że samolot jest w ruchu przestrzennym w spokojnej atmosferze oraz że na obiekt działają siły aerodynamiczne, grawitacyjne, ciągu, uzyskujemy model fizyczny o 6 stopniach swobody [3], [4].

W zależności od postawionego zadania, możemy rozszerzyć model fizyczny o kolejne stopnie swobody, wynikające z odkształceń i ruchów względnych. Na przykład uwzględniając odkształcalność układu sterowania, możemy zbliżyć się do opisu obiektu rzeczywistego. [3], [5].

Jednym z postawionych zadań w badaniach prototypu samolotu I-22 było określenie wpływu masowego urządzenia wspomagającego (bobweight) na dynamikę samolotu, jak i na gradient siły na drążku pilota w funkcji n_z . Jedną z dróg realizacji tego zadania było wykonanie wielu lotów prototypu i obserwowanie zmian w zachowaniu się samolotu, w funkcji zmian masowego urządzenia wspomagającego. Drugą drogą była próba symulacji numerycznej.



Rys. 1. Przyjęte układy odniesienia

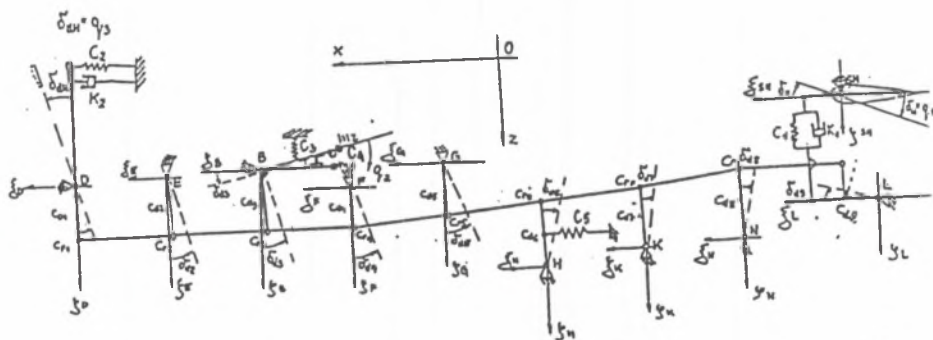
Fig. 1. Axis (coordinate) systems

W tym celu model fizyczny został rozszerzony o 3 dodatkowe stopnie swobody. Założono, że układ sterowania sterem wysokości jest układem odkształcalnym, pilot został zamodelowany w postaci zastępczej sztywności i tłumienia, zaś ruch górnego elementu (masy M2) masowego urządzenia wspomagającego w układzie sterowania sterem wysokości określają więzy konstrukcyjne (rys.2) [5].

Równania ruchu samolotu wyprowadzono w quasi-współrzędnych, w układzie sztywno związanym z samolotem Oxyz (rys.1), stosując równania Boltzmana-Hamela dla układów holonomicznych [2], [4], [5].

Dodatkowe równania ruchu uwzględniające przyjęte założenia w modelu fizycznym wyprowadzono stosując równania Lagrange'a II rodzaju [5]. Są to:

- równanie ruchu steru wysokości (q_1 - kąt wychylenia steru),
- równanie ruchu masy dodatkowej masowego urządzenia wspomagającego (q_2 - kąt wychylenia masy),
- równanie ruchu drążka sterowego (q_3 - kąt wychylenia drążka).



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

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

Otrzymanych 9 dynamicznych równań ruchu uzupełnionych związkami kinematycznymi tworzy kompletny układ równań ruchu samolotu z odkształcalnym układem sterowania sterem wysokości, z masowym urządzeniem wspomagającym [5].

Równania te w zapisie macierzowym mają postać:

$$A \dot{\bar{X}} + B(\bar{X}, X, t, \text{const}) = F(\bar{X}, X, t, \text{const}) \quad (1)$$

gdzie A - uogólniona macierz bezwładności,
 B - wektor sprzężeń dynamicznych,
 X - wektor quasi-współrzędnych,
 F - wektor sił i momentów sił.

Po zastosowaniu podstawienia i wprowadzeniu uproszczeń wynikających z istnienia płaszczyzny symetrii samolotu oraz rozpatrując ruch symetryczny (wyrwania) otrzymano:

$$A \dot{Z} + B(Z, t, \text{const}) = F(Z, t, \text{const}) \quad (2)$$

$$\text{stad:} \quad \dot{Z} = A^{-1}(F - B) \quad (3)$$

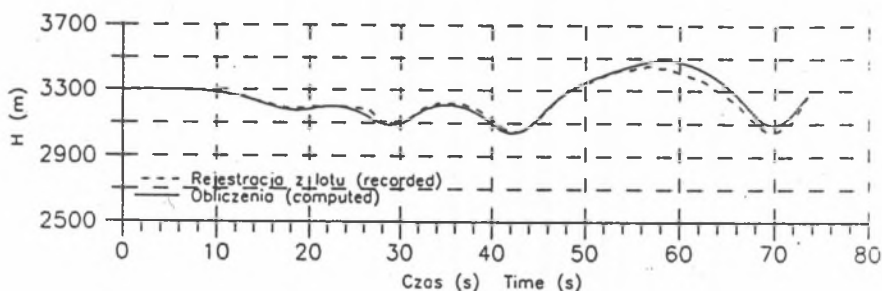
gdzie wektor stanu:

$$Z = \text{col} \left[U, W, Q, Q_H, Q_H, Q_D, \pi_U, \pi_W, \theta, q_1, q_2, q_3 \right] \quad (4)$$

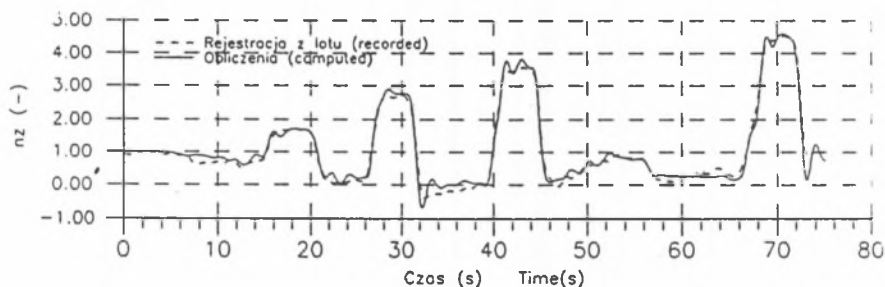
Quasi-przemieszczenia π_U i π_W nie mają żadnej interpretacji fizycznej, zatem z technicznego punktu widzenia znajomość ich przebiegu w czasie jest zbędna. Zamiast nich w wektorze stanu Z wprowadzono współrzędne x_1, z_1 podające położenie punktu O samolotu względem układu inercyjnego $Ox_1y_1z_1$ związanego z ziemią (rys.1).

3. WERYFIKACJA SYMULACJI NUMERYCZNEJ Z REJESTRACJA PARAMETROW LOTU

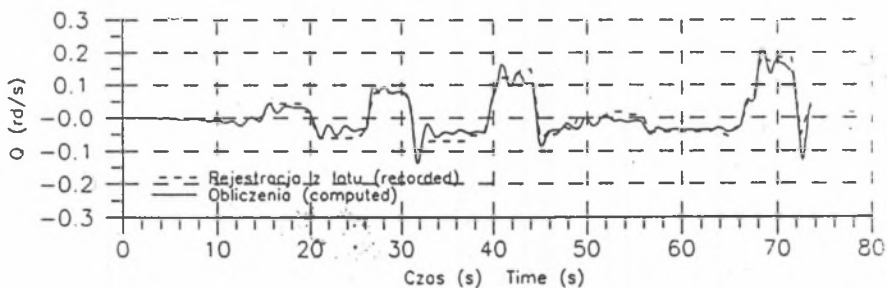
Układ równań (4) scałkowano numerycznie dla warunków początkowych $Z=Z_0$ dla $t=t_0$ (określonych jako warunki równowagi lotu poziomego, odpowiadających zadaniu 6 lotu 270 prototypu I-22 1ANP01-04) na komputerze IBM PC AT/486 metodą Rungego-Kutty IV stopnia [5]. Przystępując do weryfikacji modelu matematycznego metodą rekonstrukcji trajektorii lotu, należy zestawić tabelę parametrów mierzonych i obliczanych (tab.1). Przeprowadzając symulację numeryczną, którą weryfikujemy z lotem rzeczywistym, musimy uwzględnić w wektorze warunków początkowych poprawki na błąd wskazań przyrządów pokładowych, a w szczególności musimy obliczyć poprawioną prędkość rzeczywistą oraz wysokość rzeczywistą [2],[4]. W przypadku samolotu, którego zakres użytkowy prędkości obejmuje krytyczną liczbę Macha, należy uwzględnić wpływ ściśliwości powietrza (liczby Macha) na charakterystyki aerodynamiczne. Parametrem wymuszającym lot po zadanej



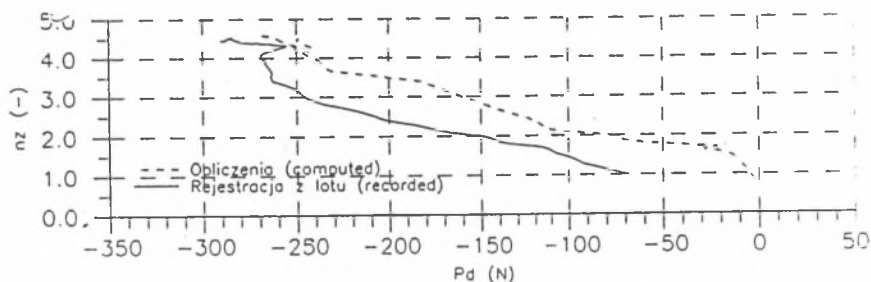
Rys. 3 Trajektoria lotu nr 270 (zadanie 6) 1ANP01-04 04.10.1991
Fig. 3 Flight path - flight no. 270 (sub. 6)



Rys. 4 Przebieg przyspieszenia $n_z=f$ (czas)
Fig. 4 Vertical linear acceleration $n_z=f$ (time)



Rys. 5 Przebieg prędkości kątoej pochylenia $Q=f$ (czas)
Fig. 5 Pitch angular rate $Q=f$ (time)



Rys. 6 Siła na drążku w manewrze od $n_z=1$ do $n_z=4.5$ (od $t=66$ do $t=71$ s lotu)

Fig. 6 Pilot stick force from $n_z=1$ to $n_z=4.5$ (from time=55 s to $t=71$ s)

Tabela 1

Lista niektórych parametrów lotu (rejestrowanych lub obliczanych)

WYBRANE PARAMETRY	REJESTRACJA	OBLICZENIA
Kąt przechylenia ϕ	T	N
Kąt pochylenia θ	T	T
Kąt odchylenia ψ	T	N
Prędkość przechylenia P	T	N
Prędkość pochylenia Q	T	T
Prędkość odchylenia R	T	N
Przyspieszenia katowe	N	T
Przyspieszenia liniowe n_x	T	T
n_y	T	N
n_z	T	T
Pozycja wzgl. ziemi (wysokość lotu)	T	T
Prędkość wzgl. ziemi	N	T
Prędkość przyrządowa	T	N
Prędkość rzeczywista	N	T
Kąt natarcia	N	T
Ciśnienie statyczne	N	N
Ciśnienie dynamiczne	T	T
Temperatura	T	N
Wychylenie steru wysokości	T	T
Moment zawiasowy steru wysokości	T	T
Siła na drążku pilota	T	T
Obroty silników	T	T
Kąt wychylenia masy M2 "bobweight'a"	N	T

trajektorii jest wychylenie steru wysokości. W konkretnie analizowanym przypadku okazało się, że rejestracja kąta wychylenia steru wysokości jest obciążona błędem rzędu 0.3 stopnia. Błąd ten jest sumą błędów toru pomiarowego oraz skalowania i odczytu. Korygując oczywiste odchylenia wynikające ze stwierdzonego błędu (uwzględniając przebieg czasowy współczynnika n_z) uzyskano zgodność trajektorii lotu, przyspieszenia n_z , prędkości katowej pochylania Q , oraz kąta wychylenia steru wysokości. Wyniki obliczeń przedstawiono na wykresach 3 + 5. Na wykresie 6 przedstawiono gradient siły na drążku pilota w funkcji n_z [5].

Przeprowadzając powyższą weryfikację uproszczoną metodą (mającą korzenie w 1966 r.) można wyciągnąć wniosek o skorzystaniu w dalszych pracach z najnowszych opracowań dotyczących identyfikacji lub weryfikacji dynamiki lotu samolotów, parametrów stanu i lotu oraz omawiających analizę popełnianego błędu [1], [2], [6], [7].

LITERATURA

1. Ralph E. Bach, Jr and B. David McNally: A flight-test Methodology for Identification of an Aerodynamic Model for a V/STOL Aircraft. NASA Technical Memorandum 100067, March 1988,
2. Jerzy Manerowski: Identyfikacja modelu dynamiki lotu odrzutowego samolotu oraz jego układów sterowania. Prace naukowe-Informator ITWL, Warszawa 1990,
3. Jerzy Maryniak: System symulacji trenazera lotu, naprowadzania i walki powietrznej samolotu. Mechanika Teoretyczna i Stosowana, zeszyt 1/2, tom 25, Warszawa 1987,
4. Mizanur Rahman: Wyznaczanie własności dynamicznych samolotu pasazerskiego na drodze symulacji numerycznej z zapisu parametrów lotu w warunkach eksploatacyjnych. Praca doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawa 1991,
5. Jacek Goszczyński: Analiza dynamiczna układu sterowania sterem wysokości z masowym urządzeniem wspomagającym Wyrobu 300. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 14/bw-W4/92 (niepublikowane), Warszawa 1992,
6. Max Baarspul: A Review of flight simulation technics. Progress in Aerospace Sciences vol.27 no. 1997, Oxford 1990,
7. Vladislav Klein: Estimation of aircraft aerodynamic parameters from flight data. Progress in Aerospace Sciences vol.26 no. 1, Oxford 1989.

Recenzent: Doc. dr hab. Andrzej Buchacz.

Wpłynęło do Redakcji dnia 26. 10. 1992

Abstract

This paper describes a methodology for verification of numerical flight simulation of aircraft. A unifying mathematical framework based on mathematical modeling of controlled aircraft together with flight data from a test flight (equipped with on board recorders) for developing a data base to be used for parameter identification is reviewed. The mathematical model of the aircraft in addition to classical six-degree-of freedom for rigid aircraft also considers several other degree-of-freedom to analyze the effects of "Bob-weight" use on the control system and dynamics of the aircraft (fig.2). The most practicable way of writing down the non-linear equations of aircraft motion, for the purpose of numerical simulation, is to write down the force and moment equations in body axes (fig.1). The force and moment vector equations is worked out in body axes using Boltzmann-Hamel equation for mechanical objects with holonomic constraints, after having calculated aircraft's kinetic energy (eq.1). Major emphasis is placed on the use of state estimation with recorded data to ensure consistency among maneuver variables, like vertical acceleration n_z (fig.4) or flight altitude H (fig.3), prior to their entry in to the data base (table 1). The methodology advocated in this paper also illustrates a general approach for estimating variables, some of which are some time difficult to measure or measured with large errors (fig.5,fig.6).

This algorithm has been verified for the test flight no.270 (operation 6) of prototype PZL I-22, designed in Institute of Aviation, Warsaw, Poland.