Geria: MECHANIKA z. 107

Realy Flouti, Jerzy Maryniak Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Wydział MEiL Politechniki Warszawskiej

MODELOWANIE MATEMATYCZNE LOTU SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO W STANACH AWARII SILNIKÓW

Streszczenie. W pracy rozpatrywano dynamikę lotu samolotu pasażerskiego w przypadku awarii silników, uwzględniając dodatkowo, odkształcenie tylnej częsci kadłuba, na przykładzie samolotu "klasy" IŁ-62M.

<u>Резюне</u>. В работе расскатривается динамика полёта пассажирского самолёта в случае аварии двигателей с учётом дополнительной деформации задней части фюзеляжа на примере самолёта типа ИЛ-62М.

Summary. In the paper, flight dynamics of a passenger aircraft in an engine failure condition and, in addition, a deformation of fuselage rear part, was considered taking the aircraft "IL-62M" as an example.

1.WSTEP

Z dotychczas notowanych katastrof lotniczych, wiele jest wynikiem awarii silników; więc zapoznanie się ze stanem lotu wielosilnikowego samolotu w takich sytuacjach wydaje się istotnę nie tylko na etapie wstępnego projektu, w celu uniknięcia niekorzystnych własności lotnych samolotu, lecz także z punktu widzenia możliwości sterowania samolotem, więc bezpieczeństwa jego eksploatacji. Rozpatrywanie w dodatku odkształceń kadłuba wynika z zaistniałych awarii i katastrof, może stanowić istotny problem dla samolotów pasażerskich mających silniki w ogonie. Podejmując problemu, samolot potraktowano jako bryłę sztywną o sześciu stopniach swobody z możliwością odkształceń giętnych tylnej części kadłuba. Awaryjne stany pracy zespołu napędowego rozważano jako samoczynne zatrzymanie się krytycznego silnika lub pulsacje jego ciągu.

Różniczkowe równania ruchu samolotu w układzie osi z nim związanych uzyskano po wyprowadzeniu wyrażenia na energię kinetyczną samolotu, a następnie zastosowaniu równań Boltzmanna-Hamela dla układów mechanicznych o więzach holonomicznych [3], [4], [5].

Sily i momenty aerodynamiczne wyznaczono przy zastosowaniu aerodynamiki quasi-stacjonarnej, według metody podanej w [5].

Model matematyczny dynamiki lotu samolotu w stanach awaryjnych otrzymano dodając do układu pełnych równań ruchu przyjęte modele awarii silników i ugięcia kadłuba. Model ugięcia kadłuba przyjęto w postaci funkcji wielomianowej, uzyskanej z zastosowania klasycznej teorii zginania belek [1].

Proces symulacji awaryjnych stanów lotu zrealizowano poprzez numeryczne całkowane pełnych równań ruchu metodą Rungego-Kutty-Vernera V i VI rzędu.

2. MODELE AWARII SILNIKÓW I UGIĘCIA KADŁUBA

W pracy rozpatrywano dwa modele awarii silników [2]:

- gwaltowny spadek ciągu do zera:

$$Tn = Tp \quad dla \ 0 \le t < t_1,$$

$$Tn = 0 \quad dla \ t \ge t_1,$$
(1)

- gwaltowny spadek ciagu do zera po pulsacjach:

$$Tn = Tp \quad dla \ 0 \le t < t_1$$

$$Tn = (Tp - Ta) + Ta \quad sin \ [(t-t_1)\frac{\pi}{2}] \quad dla \ t_1 \le t \le t_2,$$

$$Tn = 0 \quad dla \ t > t_2,$$
(2)

gdzie: Tp, Ta - ciąg silnika w warunkach ustalonej równowagi lotu samolotu i amplituda zmian ciągu; t_i - czas, po którym następuje awaria silnika; t = t + 2k + 1 (k = 1, 3, 5, 7,...). 2 1 Model ugięcia kadłuba w ogólnym przypadku otrzymano w postaci [2]:

$$W_{1}(x) = -\frac{1}{2} \frac{W_{eks1}}{(x - x)^{3}} \cdot (x - x_{o})^{2} (x + 2x_{o} - 3x_{1}) , \qquad (3)$$

zaś kat ugięcia w przekroju określonym współrzędna, x określono jako:

$$\vartheta_{i}(x) = -\frac{dW_{i}(x)}{dx} , \qquad (4)$$

gdzie: x_i, x₀ - współrzędne w układzie osi związanym z samolotem punktu będącego środkiem parcia usterzenia poziomego lub pionowego i dobranego punktu najdalej wysuniętego do tyłu nieodkształconej części przedniej kadłuba; W_{eksi} - założona wartość ekstremalnej strzałki ugięcia kadłuba w punkcie o współrzędnej x_i; i = H, V (H - ugięcie pionowe, V - ugięcie poziome).

3. WYNIKI SYMULACJI NUMERYCZNEJ

Do obliczeń przykładowych jako parametry stanu początkowego lotu oraz modeli awarii silników i ugięcia kadłuba przyjęto: h = 8000 m - wysokość lotu, V₀ = 235,5 m/s - prędkość lotu, $\alpha = 4^{\circ}$ - kąt natarcia, Tp = 27927,-62 N - ciąg każdego silnika, $\alpha_{zho} = -8,66^{\circ}$ - kąt zaklinowania usterzenia poziomego względem średniej cięciwy aerodynamicznej płata, $\delta_{h} = 0,02^{\circ}$ kąt wychylenia steru wysokości, Ta = 8000 N, t₁ = 10 s, k = 5, x₀ = -6,0 m, W_{eksh} = 0,1 m, W_{eksv} = -0,1 m, t_u = 20 s - czas, po którym następuje ugięcie kadłuba.

Dane masowe, geometryczne i aerodynamiczne samolotu wzięto z [2]. Sylwetkę samolotu z przyjętą numeracją silników pokazano na rys.1. Samolot przed każdą awarią znajdował się w poziomym prostoliniowym locie ze stałą prędkością. Wyniki obliczeń dla wybranych parametrów ruchu samolotu pokazano w postaci wykresów (rys.2+9), gdzie: ALFA, BETA - kąty natarcia i ślizgu, P, Q, R - prędkości przechylenia, pochylenia i odchylenia. Pozostałe oznaczenia na wykresach: 1 - gwałtowny spadek ciągu do zera, 2 - gwałtowny spadek ciągu do zera po pulsacjach, a,c - bez ugięcia kadłuba; b,d - z ugięciem kadłuba odpowiednio w poziomie i w pionie. Wpływ ugięcia kadłuba rozpatrywano dla przypadków bardziej krytycznych, którymi są awaria dwóch silników (ze względu na ruchy boczne) i awaria trzech silników (dla ruchów podłużnych), przy gwałtownym spadku ciągu do zera (jako wywołujący największy stan zaburzenia ruchu samolotu).

Wyniki obliczeń pokazują, że ugięcie tylnej części kadłuba powoduje zwiększenie skutków awarii silników ze względu na utratę efektywności działania usterzenia poziomego lub pionowego (rys.5+9).



Rys.1 Szkic samolotu Fig.1 Scheme of Aircraft



Rys.2 Awaria silnika nr 1 Fig.2 Failure of engine nr 1

Rys.3 Awaria silnika nr 1 Fig.3 Failure of engine nr 1

138



Rys.4 Awaria silnika nr 1 Fig.4 Failure of engine nr 1

Rys.5 Awaria silników nr 1 i nr 2 Fig.5 Failure of engines nr 1 and nr 2



Rys.6 Awaria silników nr 1 i nr 2 Fig.6 Failure of engines nr 1, and nr 2

Rys.7 Awaria silników nr 1 i nr 2 Fig.7 Failures of engines nr 1, and nr 2



Fig.8 Failure of engines nr 1, nr 2 and nr 3



LITERATURA

- [1] Z.Brzoska: Wytrzymałość materiałów, PWN, Warszawa 1983
- [2] R.Flouti: Wpływ awarii silników i odkształceń kadłuba na dynamikę lotu samolotu pasażerskiego, Rozprawa doktorska, PWN, Warszawa 1991
- [3] R.Gutowski: Mechanika analityczna, PWN, Warszawa 1971
- [4] J.Maryniak: Dynamiczna teoria obiektów ruchomych, Praca Naukowe, Mechanika nr 32, WPW, Warszawa 1975
- [5] J.Maryniak: Ogólny model symulacji samolotu, Sprawozdanie nr 140/85, Zespół N-B DOR, ITLIMS, PW-

MATHEMATICAL MODELLING OF FLIGHT DYNAMICS OF PASSENGER AIRCRAFT IN ENGINE FAILURE STATE

In the paper the effects of engine failure and fuselage deformation on flight dynamics of a passenger aircraft with engines mounted on tail were considered taking the aircraft "IL-62M" as an example (Fig.1). In the physical model of analysed phenomenon, the aircraft was treated as a rigid body with six degrees of freedom and with possibility of flexural deformation of the fuselage rear part. The equations of aircraft motion have been derived in reference system related to the aircraft, using Bolzmann-Hamel equations for mechanical systems with holonomic constraints. For the analysis of the failure states, acceptable models of engine failure (Eqs. (1) and (2)) and fuselage flexure (Eqs. (3) and (4)) were proposed. Numerical simulation of aircraft motion in failure states has been carried out using 5-th and 6-th order Runge-Kutta-Verner method for numerical integration. The results of sample calculation were presented in graphical form (Fig.2+9), where: ALFA, BETA - angle of attack and sideslip angle; P, Q, R - rates of roll, pitch and yaw; 1 - sudden loss of thrust; 2 - sudden loss thrust after pulsations; a, c - no fuselage flexure; b, d - with fuselage flexure respectively in horizontal and vertical; t - time.