Seria: MECHANIKA z. 113

Jerzy MARYNIAK, Souheila BARDAKJI

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Wydział MEiL Politechnika Warszawska

UPROSZCZONY MODEL I ANALIZA WPŁYWU SPRĘŻYSTOŚCI GIĘTNEJ SKRZYDEŁ SZYBOWCA NA PARAMETRY LOTU W WYRWANIU

<u>Streszczenie:</u> W pracy rozpatrzono dynamikę lotu szybowca w fazie wyrwania z uwzględnieniem ugięcia statycznego skrzydeł i drgań giętnych.Obliczenia wykonano na przykładzie szybowca "Jantar -2B".

SIMPLIFIED MODEL AND ANALYZING THE INFLUENCE OF THE WINGFLEXURAL ELASTICITY ON THE FLIGHT PROPERTY IN THE EXTRACTION PHASE

Summary: In the paper is presented flight dynamics of a glider in the extraction phase by taking into account the static deflection of the wing and flexural oscillation, taking the glider "Jantar-2B" as an example

УПРОЩЕННАЯ МОДЕЛЬ И АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ИЗГИБАЕМОЙ УПРУГОСТИ КРЫЛЬЕВ ПЛАНЕРА НА ПАРАМЕТРИЫ ПОЛЕТА В ВЫРЫВАНИИ

Резюне. В роботе рассматрибаетця динамику полета планера во время кабрирования с влиянием статического прогиба крыла и узгибных колебаний. Рацчет сделано на примере планера "Янтар-25".

1. WSTEP

Szybowce wyczynowe o dużym wydłużeniu skrzydeł wykonane z kompozytów charakteryzują się dużą odkształcalnością skrzydeł. Ugięcie końcowki skrzydeł może dochodzić nawet do 2.5 metra [9] (rys.1).

Drugą szczególną cechą tych szybowców są niskie częstości drgań giętnych skrzydeł. Pierwsza postać rezonansowa [8] drgań giętnych skrzydeł szybowca

Nr kol. 1198

SZD-42-2 JANTAR -2B posiada częstość 1.78 Hz. Zarowno tak duże odkształcenia statyczne [5,6,7], jak i drgania skrzydeł [8] mogą mieć znaczący wpływ na własności dynamiczne [3,4], jak i parametry lotu szybowca [6,7], zwłaszcza przy większych przeciążeniach.

Przedstawiona praca jest dalszym rozwinięciem prac [1,3÷8], łącząc ze sobą w jeden model matymatyczny własności szybowca sztywnego, odkształconego statycznie z uwzględnieniem drgań giętnych skrzydeł I i II postaci.



Rys.1 Fig.1

2. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY

Model fizyczny szybowca, dla którego wyprowadzono model matematyczny i wykonano przykładowe obliczenia, przyjęto przy następujących założeniach:

- a) Założenia ogólne
 - szybowiec posiada stałą masą i stały rozkład mas,
 - szybowiec posiada płaszczyznę symetrii geometrycznej, masowej i aerodynamicznej xOz (rys.2),
 - rozpatruje się lot symetryczny szybowca w płaszczyźnie xOz leżącej w płaszczyźnie grawitacyjnej x 0 z (rys.2),
 - układ odniesienia Oxyz względny, sztywnie związany z szybowcem (rys.2),
 - szybowiec jest sterowany przez pilota wychyleniem steru wysokości δ_µ
 - pogoda jest bezwietrzna,

b) Założenia szczególne

 na szybowiec działają siły i momenty sił: grawitacyjne - X_g, Z_g, M_g aerodynamiczne - X_a, Z_a, M_g; działające na szybowiec sztywny, odkształcony oraz oscylujący z niskimi częstościami postaci rezonan-

228

sowych I i II giętnej,

szybowiec jest traktowany jako: sztywny + odkształcony statycznie + oscylujący.

Przy tak przyjętych założeniach, stosując dyskretyzację układu poprzez wyznaczone postaci rezonansowe [7] (rys.3) i (rys.5), które nałożono na ugięte skrzydło (rys.4) i (rys.6), stosując równania Boltzmanna-Hamela [1] wyprowadzono równania ruchu.



Rys.2 Fig.2

Otrzymano następujące równania ruchu w postaci:

równanie ruchów podłużnych

m
$$(U + QW) + Q E_{o} + (Q \zeta_{j} + Q \zeta_{j}) E_{j} + Q \zeta_{j}(F_{j} + E_{j}) =$$

= $-X_{g} - 0.5 \rho V_{o}^{2} S (C_{xa} \cos \alpha - C_{za} \sin \alpha) + X_{Q}Q + X_{\delta H}\delta_{H} + X_{\zeta_{j}}\zeta_{j}$, (1)

- równanie ruchów wznoszących

$$m (W - QU) - Q^{2} E_{0} + \zeta_{j} (E_{j} + F_{j}) - Q^{2} \zeta_{j} E_{j} =$$

$$Z_{g} - \rho V_{0}^{2} S \int_{0}^{b/2} [C_{xa} \sin\alpha(y) + C_{xa} \cos\alpha(y)] \cos\nu_{zs}(y) dy +$$

$$+ Z_{Q} Q + Z_{\delta H} \delta_{H} + Z_{\zeta_{j}} \zeta_{j}, \qquad (2)$$

- równanie ruchów pochylających

$$\begin{array}{c} Q J_{y} + (WQ + U) E_{0} + Q E_{0}^{4} + (WQ \zeta_{j} + U \zeta_{j} + U \zeta_{j}) E_{j} - \zeta E_{j}^{4} + \\ + 2(Q \zeta_{j} + Q \zeta_{j}) E_{0,j} + (2Q \zeta_{j} + Q \zeta^{2}) E_{0}^{4} - U \zeta_{j} (F + E) = \\ & b/2 \end{array}$$

$$= 0.5 \rho V_{0}^{2} S \left[- z_{a} (C_{xa} \cos \alpha - C_{za} \sin \alpha) + x_{a} \int [C_{xa} \sin \alpha(y) + \\ & -b/2 \end{array} \right]$$
(3)
$$+ C_{za} \cos \alpha(y) \cos v_{zs}(y) dy + c_{a} C_{my} + M_{Q} + M_{w} \cdot W + M_{\zeta_{j}} \zeta_{j} + M_{\delta H}^{\delta} + ,$$

 równania oscylacji szybowca na sprężystych skrzydłach odpowiadające j-tej postaci drgań:

$$\zeta_{j}(E_{j}^{4}+F_{j}^{4}) + W(E_{j}+F_{j}) - Q(E_{j}^{5}) - Q(UE_{j}+QE_{0,j}+Q\zeta_{j}E_{j}^{4}) + \zeta_{j}\omega_{j}^{2}D_{j} = = \rho U \frac{\partial C}{\partial \alpha} \zeta_{j} \zeta_{j} \zeta_{j} \zeta_{j} (y) dy, \qquad (4)$$

- związki kinematyczne

$$\Theta = Q , \qquad (5) \qquad \qquad x_1 = U \cos\Theta + W \sin\Theta , \qquad (7)$$
$$V_0^2 = U^2 + W^2 , \qquad (6) \qquad \qquad z_1 = -U \sin\Theta + W \cos\Theta , \qquad (8)$$

- kat natarcia

$$\alpha = \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{W}{U} , \qquad (9)$$

- współczynnik obciążenia szybowca

$$n_{z} = \frac{P_{z}}{mg} , \qquad (10)$$

- gęstość powietrza

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300}\right)^{4.256} , \qquad (11)$$

- wysokość lotu

$$h = -z_{1}$$
, (12)

Pochodne aerodynamiczne sił i momentów sił: X_Q , Z_Q , M_Q , M_W . oraz od sterowania $X_{\delta H}$, $Z_{\delta H}$, $M_{\delta H}$ są zgodne z pracami [1,2,5,7].

Pochodne aerodynamiczne sił i momentów sił pochodzące od drgań giętnych skrzydeł (rys.3 ÷ rys.6) o postaci

$$z_{gj} = f_j(y) \zeta_j(t) , \qquad (13)$$

wyrażają się zależnościami:

$$Z_{\zeta_{j}} = -\rho U \frac{\partial C_{za}}{\partial \alpha} \int_{0}^{b/2} c(y) f_{j}(y) dy , \qquad (14)$$

$$X_{\zeta_j} = -\rho U \frac{\partial C}{\partial \alpha} \int_{0}^{b/2} c(y) f_j(y) dy , \qquad (15)$$

$$M_{\zeta_j} = \rho U \frac{\partial C_{my}}{\partial \alpha} \int_{0}^{b/2} c^2(y) f_j(y) dy , \qquad (16)$$



Rys.3 Fig.3

Rys.4 Fig.4



W lewych stronach równań (1)+(4) wstępujące wspołczynniki dla j-tej postaci drgań są następujące:

 $F_{j} = \int_{m_{k}} f_{j}^{2}(0) dm_{k} = f_{j}^{2}(0) m_{k}^{2}, \qquad E_{j}^{4} = \int_{-b/2}^{b/2} f_{j}^{2}(y) m(y) dy^{2}, \\F_{j}^{4} = \int_{m_{k}}^{f} f_{j}^{2}(0) dm_{k} = f_{j}^{2}(0) m_{k}^{2}, \qquad E_{0, j-b/2}^{b/2} g_{0}^{2}(y) f_{j}^{2}(y) m(y) dy^{2}, \\D_{j} = \int_{-b/2}^{b/2} m(y) f_{j}^{2}(y) dy + f_{j}^{2}(0) m_{k}^{2}, \qquad E_{0, j-b/2}^{5} \int_{-b/2}^{b/2} x(y) f_{j}^{2}(y) m(y) dy^{2}, \\E_{j} = \int_{-b/2}^{b/2} f_{j}^{2}(y) m(y) dy^{2}, \qquad E_{0, j-b/2}^{4} g_{0}^{2}(y) m(y) dy^{2}, \\E_{0} = \int_{-b/2}^{b/2} g_{0}^{2}(y) m(y) dy^{2}, \qquad E_{0, j-b/2}^{4} g_{0}^{$

gdzie: ω - częstość drgań j-tej postaci rezonansowej,

z_{g0}(y)- funkcja statycznego ugięcia skrzydeł, f_j(y)- j-ta postać drgań własnych skrzydeł, m(y)- rozkład masy wzdłuż rozpiętości skrzydła, m_k - masa kadłuba wraz z usterzeniem, c(y)- funkcja zmiany cięciwy skrzydła wzdłuż rozpiętości, v_{zs}(y)- funkcja zmiany wzniosu skrzydła ugiętego wzdłuż rozpiętości, c_{xa}, c_{za}, c - bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne: oporu, siły nośnej i momentu pochylającego.

Pozostałe oznaczenia są zgodne z wyprowadzonymi zależnościami w pracach [1.2,3].

PRZYKŁADOWE OBLICZENIA I WNIOSKI

Przykładowe obliczenia przeprowadzono dla szybowca wyczynowego SZD-42-2 "JANTAR-2B" [6,9]. Szybowiec wykonuje symetryczne wyrwanie z ustalonego lotu ślizgowego [5,7] z prędkością blisko V_{dop}. Lot ustalony odbywa się od chwili t=0 z początkowej wysokości h=960 [m], z prędkością V₀= 237.9 [km/h] na kącie toru γ = -7.86 [deg], kąt natarcia α =-3.6 [deg], kącie wychylenia steru $\delta_{\rm H}$ =+7.67 [deg] i współczynniku obciążenia n_z= 0.75. Na wysokości h=950 [m] pilot ściąga drążek sterowy tak, aby przy uzyskanym kącie wychylenia steru wysokości $\delta_{\rm H}$ = - 2.0 [deg] otrzymać wartość współczynnika obciążenia bliską maksymalnej n_z= 5.3. Manewr wykonano aż do przekroczenia wysokości h =1000 [m]. Wyniki symulacji numerycznej przedstawiono graficznie



Rys.8 Fig.8

na (rys.7) + (rys.10). Uproszczając model matematyczny przedstawiony równaniami ruchu (1)+(4), obliczenia przeprowadzono dla czterech wersji:

szybowiec stanowi nieodkształcalną bryłę sztywną,

 szybowiec posiada skrzydła elastyczne odpowiadające obiektowi rzeczywistemu, które pod wpływem obciążenia odkształcają się statycznie wg funkcji z_q(y,n_z),

- szybowiec z odkształconymi skrzydłami $z_{g0}(y,n_z)$ wykonującymi symetryczne drgania giętne odpowiadające I postaci rezonansowej (rys.3) i (rys.4) $z_{g1} = f_1(y) \zeta_1(t)$ z częstością $v_1 = 1.78$ Hz,
 - szybowiec z odkształconymi skrzydłami $z_{g0}(y,n_z)$ wykonującymi symetryczne drgania giętne odpowiadające II postaci rezonansowej (rys.5) i (rys.6) z_{g2} = $f_2(y) \zeta_2(t) z$ częstością v_2 = 5.85 Hz.









Na (rys.7) przedstawiono trajektorię lotu h = $f(x_1)$ dla poszczególnych modeli fizycznych, to znaczy zmiany wysokości h i przelecianej odległości x_1 w nieruchomym układzie odniesienia $0x_1z_1$.

Na (rys.8) pokazano wpływ odkształcalności na zmiany wspołczynnika obciążenia n = n Widoczny jest szczególnie silny wpływ podstawowej postaci drgań giętnych na złagodzenie i zmniejszenie przeciążeń działających na szybowiec w wyrwaniu.

Również (rys.9), uwidocznia silny wpływ podstawowych drgań giętnych skrzydła na zmiany kąta natarcia α , natomiast mniejszy wpływ mają drgania skrzydeł na zmiany prędkości lotu V = V_o (rys.10).

Na podstawie przeprowadzonej analizy można stwierdzić:

- ugięcie statyczne skrzydeł ma niewielki wpływ na rozpatrywane parametry lotu,
- decydujący wpływ ma zmiany obciążeń mają niskie częstości drgań odpowiadające podstawowym postaciom rezonansowym (I-giętna skrzydeł),
- elastyczne skrzydła o niskiej częstości drgań rezonansowych działają
 w locie jak resory łagodząc obciążenia i zmianę kąta natarcia.

LITERATURA

- Maryniak J.: Dynamika teorii obiektów ruchomych. Praca naukowa Pol. Warsz., Mechanika 32 WPN, Warszawa 1975. Maryniak J., Osowski T.: Modelowania fizyczne i matematyczne startu szybowca za pomocą lin gumowych. ZN Pol. Śl., MECHNIKA z.107. Gliwice 1992.
- [3] Maryniak J. Lostan M.: Wpływ odkształcalności giętnej skrzydeł na stateczność podłużną szybowca. MTiS T VIII z.2. PWN, Warszawa 1970.
- [4] Michalak A.: Analiza wpływu odkształcalności giętnej skrzydeł na stateczność dynamiczną szybowca. Dyplomowa praca magisterska (promotor J.Maryniak). Wydz. MEiL, Pol. Warsz., Warszawa 1986 (nie publikowano).
- [5] Skalik G.: Wpływ odkształcalności giętnej skrzydeł szybowca SZD-42-2 Jantar-2B na parametry lotu -I postać giętna. Dyplomowa praca magisterska (promotor J.Maryniak). Wydz. MEiL, Pol. Warsz., Warszawa 1991 (nie publikowano).
- [6] Toczek K.: Wpływ statycznego ugięcia skrzydeł na własności lotu szybowca na przykładzie szybowca SZD-42-2 Jantar-2B. Dyplomowa praca magisterska (promotor J.Maryniak). Wydz. MEiL Pol. Warsz., Warszawa 1985 (nie publikowano).
- [7] Tomszys P.: Wpływ odkształcalności giętnej skrzydeł szybowca SZD-42-2 Jantar -2B na parametry lotu. -II postać giętna. Dyplomowa praca magisterska (promotor J.Maryniak). Wydz. MEiL Pol. Warsz., Warszawa 1991 (nie publikowano).

- [8] Proby rezonansowe szybowca Jantar-2B. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1986 (nie publikowano).
- Stafiej W.: Wpływ górnopłytowego hamulca aerodynamicznego na obciążenia skrzydła szybowca. Technika Lotnicza i Astronautyczna 4/1978.

Recenzent: Prof. Eugeniusz Świtoński

Wpłynęło do Redakcji dnia 25.11.1992

Abstract

In the paper is presented the Flight dynamics of a glider in the extraction phase by taking into consider the static deflection of the wing (Fig.1) and flexural oscillation (Fig.4) (Fig.5), taking into account symmetrical oscillation of the wing for the first and the second resonans forms. The forms and frequency are determined experimentally [8], (Fig.3) (Fig.5).

The calculations are made taking a composite constraction high performance glider SZD-42-4 "Jantar-2B" as an example by the mathematical model (1)+(16).

The results which are obtained by numerical simulation 'presented in graphical form (Fig.7)+(Fig.10) show the flight parameters where the glider is treated as a rigid body, with a static deflected wing and simultaneously statically deflected and flexural oscillated wing for the first and the second resonans forms.