

Jerzy MARYNIAK, Asghar Farshbaf SISI  
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej  
Politechnika Warszawska

### MODELOWANIE I SYMULACJA NUMERYCZNA WEJŚCIA ODKSZTAŁCALNEGO SZYBOWCA W ZMIENNY PODMUCH

Streszczenie. Szybowiec traktowano jako obiekt latający z odkształcalnymi sprężystość skrzydłami, kadłubem i usterzeniem. Dyskretyzację systemu przeprowadzono na podstawie uzyskanych wcześniej w wyniku badań rezonansowych częstości i postaci drgań własnych szybowca. Metodą symulacji numerycznej przeprowadzono badania wpływu odkształcalności sprężystej na zachowanie się szybowca po wejściu w zmienny podmuch.

### MODELLING AND NUMERICAL SIMULATION OF DEFORMABLE GLIDER ENTERING A VARIABLE AIR BLAST

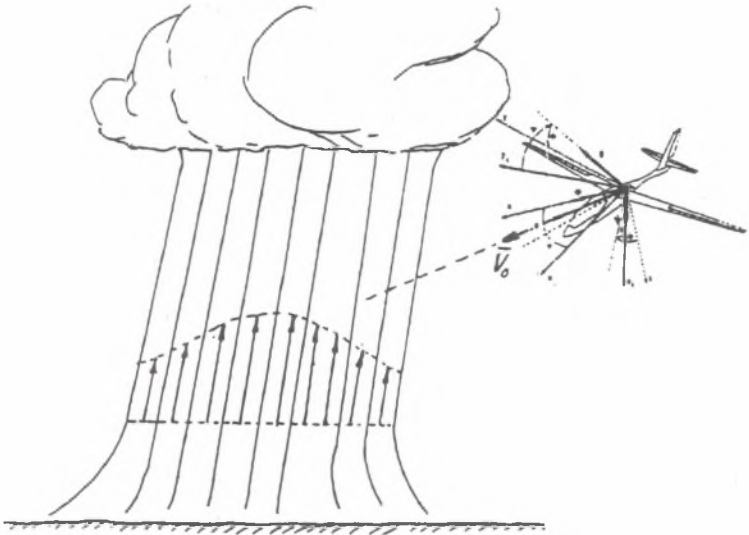
Summary. The glider has been assumed in the form of flying object with elastic deformable wings, fuselage and control surface, respectively. The system has been digitized in terms of the eigenfrequencies and eigenforms of the glider, known from the previous resonance experiments. The influence of elastic deformations on the glider performance when entering a variable air blast has been investigated by means of numerical simulation.

### МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЧИСЛЕННАЯ СИМУЛЯЦИЯ ВХОДА ДЕФОРМИРУЕМОГО ПЛАНЕРА В ПЕРЕМЕННЫЕ ДУНАВЕНИЕ

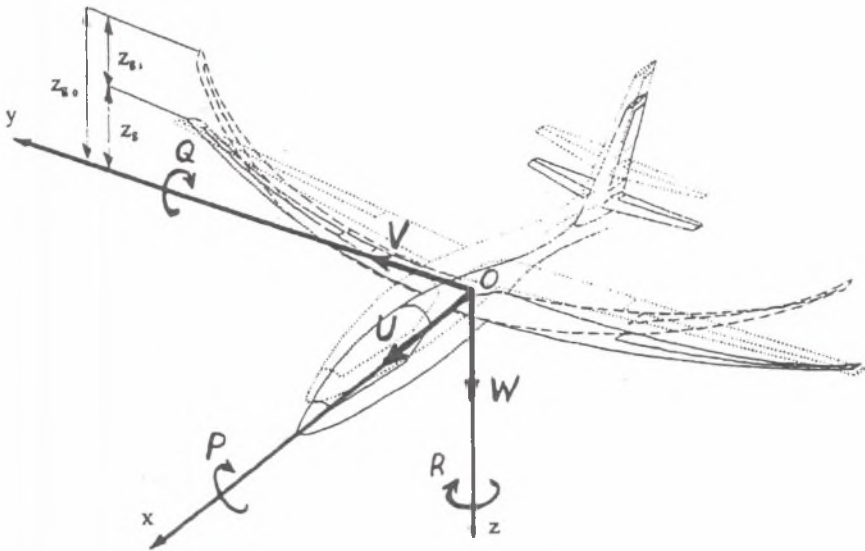
Резюме. Планер принято как летающий объект с упруго деформируемыми крыльями и корпусом. На основе численной симуляции сделано исследования влияния упругой деформации на поведение планера при входе в дунавение.

## 1. ZAŁOŻENIA I PRZYJĘTY MODEL FIZYCZNY

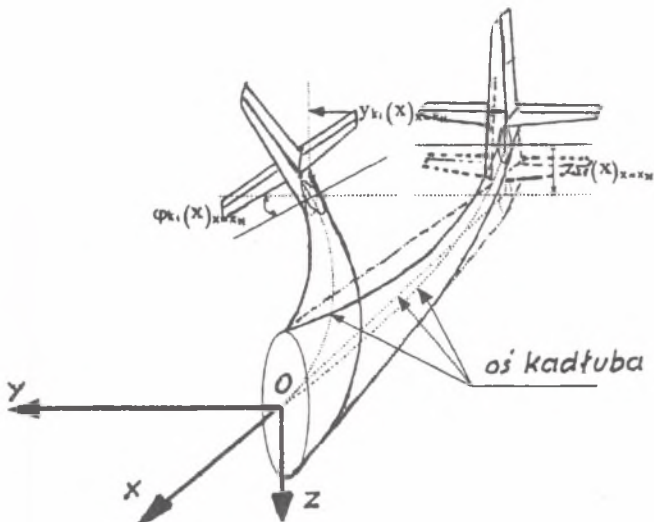
Szybowiec rozważano jako odkształcalny obiekt latający [1-7], który w ustalonym locie ślizgowym  $v$  latuje w podmuch powietrza zmienny w czasie i przestrzeni. Uwzględniono sprężyste odkształcenia gięte skrzydeł (rys. 2) o postaciach symetrycznych [1, 2, 3, 5, 7] i antysymetrycznych [3, 6, 7] oraz odkształcenia skrętne i gięte kadłuba (rys. 3) [6, 7]. Zastosowano dyskretyzację poprzez postacie własne [1, 2, 3, 5, 7] uzyskane w wyniku badań rezonansowych [6]. Przykładową symulację numeryczną [7] wykonano dla szybowca SZD-42-2 "JANTAR 2-B" korzystając z wyników badań rezonansowych wykonanych w Instytucie Lotnictwa w Warszawie [6]. Na rys. 4. przykładowo podano trzy pierwsze postaci drgań giętych skrzydeł szybowca JANTAR 2-B przyjęte do symulacji [1, 6, 7]. Uwzględniono sześć stopni swobody jako przemieszczającej się przestrzennie w powietrzu bryły oraz przyjęto, że szybowiec odkształca się. Uwzględniono w ten sposób dodatkowo stopnie swobody wynikające z odkształceń sprężystych.



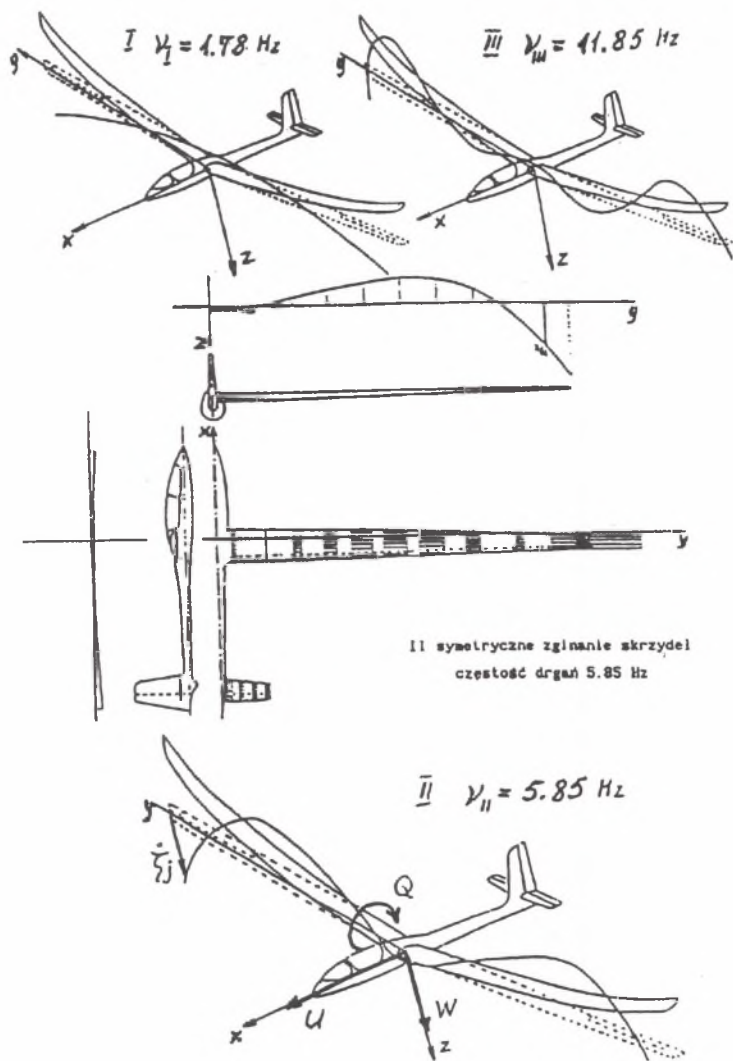
Rys.1. Przyjęte układy odniesienia na szybowcu wlatującym w zmienny podmuch  
Fig.1. Assumed reference systems in a glider flying into changing blast of wind



Rys.2. Odkształcalny szybowiec, przyjęte układy odniesienia i składowe prędkości  
 Fig.2. Deformable glider, assumed reference systems and components of speed



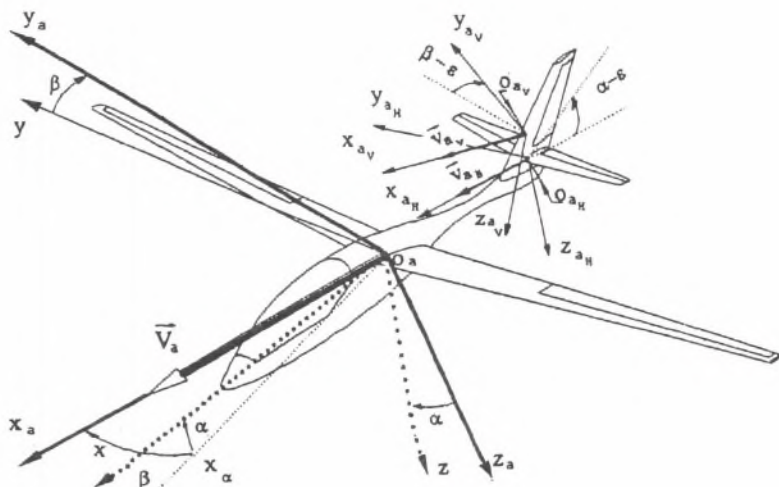
Rys.3. Odkształcalność giętno-skrętna tylnej części kadłuba  
 Fig.3. Bending and torsional deformation ability of the rear part of fuselage



Rys.4. Przykładowe rezonansowe postacie drgań giętych skrzydeł szybowca  
Fig.4. Examples of resonance forms of transverse vibrations of wings of glider

Uwzględniono:

- całkowite ugięcie skrzydeł, ugięcie statyczne jako efekt obciążenia siłami masowymi i aerodynamicznymi oraz ugięcie dynamiczne pochodzące od sprężystości konstrukcji rys. 2. i rys. 4;
- zginanie symetryczne kadłuba powodujące zmianę kąta zaklinowania usterzenia poziomego względem średniej cięciwy aerodynamicznej (rys. 3);



Rys.3a. Układ  $(0, x_a, y_a, z_a)$  - prędkościowy związany z kierunkiem przepływu ośrodka  
 Fig.3a. Velocity system  $(0, x_a, y_a, z_a)$  - related to the direction of medium flow

## 2. MODEL MATEMATYCZNY I SYMLACJA NUMERYCZNA

Równanie ruchu wyprowadzono korzystając z równań Boltzmana-Hamela dla układów homologicznych [1, 3, 4, 7].

W ogólnej postaci, w zapisie macierzowym, równania posiadają następującą postać:

$$\frac{d}{dt} (S) + SS = Q_u \quad (1)$$

$$S = \begin{pmatrix} \frac{\partial T^*}{\partial u} \\ \frac{\partial T^*}{\partial v} \\ \frac{\partial T^*}{\partial w} \\ \frac{\partial T^*}{\partial P} \\ \frac{\partial T^*}{\partial Q} \\ \frac{\partial T^*}{\partial R} \\ S \end{pmatrix}, S = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial T^*}{\partial w} & -\frac{\partial T^*}{\partial v} & 0 & \frac{\partial T^*}{\partial R} & -\frac{\partial T^*}{\partial Q} & 0 \\ \frac{\partial T^*}{\partial w} & 0 & \frac{\partial T^*}{\partial u} & -\frac{\partial T^*}{\partial R} & 0 & \frac{\partial T^*}{\partial P} & -\frac{\partial T^*}{\partial Q} \\ \frac{\partial T^*}{\partial v} & -\frac{\partial T^*}{\partial u} & 0 & \frac{\partial T^*}{\partial Q} & -\frac{\partial T^*}{\partial P} & 0 & -\frac{\partial T^*}{\partial R} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\Pi \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$S_1 = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \\ P \\ Q \\ R \\ I \end{pmatrix}, Q_u = \begin{pmatrix} Q_w \\ Q_v \\ Q_w \\ Q_p \\ Q_Q \\ Q_R \\ Q_{\cdot} \end{pmatrix}, Q_d = \begin{pmatrix} Q_{\zeta_1} - \frac{\partial U^*}{\partial \zeta_1} \\ \dots \\ Q_{\zeta_n} - \frac{\partial U^*}{\partial \zeta_n} \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\Pi_d = \begin{pmatrix} \frac{\partial T^*}{\partial \zeta_1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial T^*}{\partial \zeta_n} \\ 0 & 0 & \frac{\partial T^*}{\partial \zeta_n} \end{pmatrix}, S_{\zeta_i} = \begin{pmatrix} \frac{\partial T^*}{\partial \zeta_1} \\ \dots \\ \frac{\partial T^*}{\partial \zeta_n} \end{pmatrix}, \quad (4)$$

przy czym:

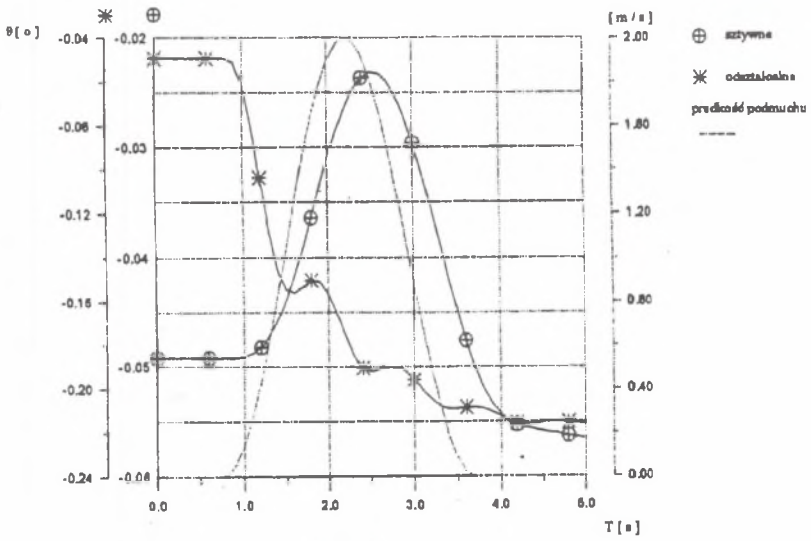
$T^*$  - energia kinetyczna wyrażona w quasi-prędkościach

$U^*$  - energia potencjalna wyrażona w quasi-współrzędnych.

Pełne równania w postaci jawnej wraz z siłami i momentami sił masowych i aerodynamicznych przedstawiono w pracy [7].

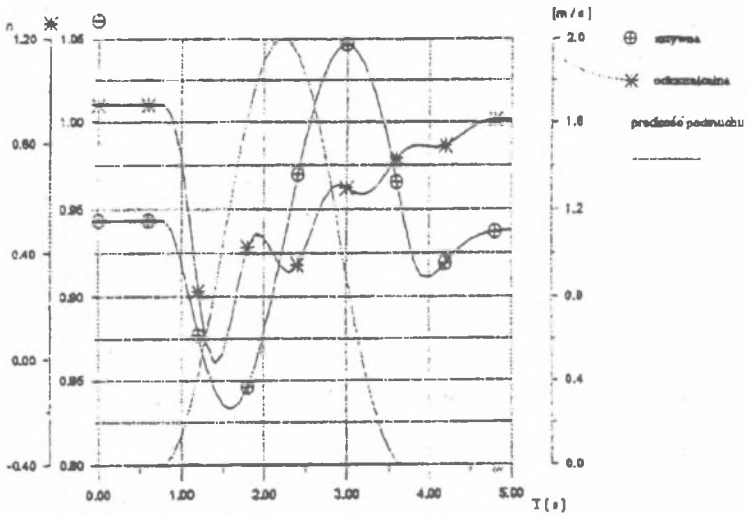
Symulację numeryczną przeprowadzono dla szybowca JANTAR ZB [7]. Szybowiec lecący ustalonym lotem ślizgowym wpada w obszar poddmuchu zmiennego w czasie i przestrzeni. Wybrane wyniki symulacji pokazano na rys. 5. i rys. 6.

Na rys. 5. przedstawiono zmiany kąta pochylenia szybowca  $\Theta$  dla szybowca sztywnego i odkształcalnego na tle przebiegu zmiennego poddmuchu. Widoczne są wyraźne zmiany, szybowiec na skrzydłach elastycznych jest "amortyzowany" w podmuch, wykonując pionowe wahania zmienne w czasie.



Rys.5.  
Fig.5.

Podobnie oscylacyjny przebieg ma zmiana współczynnika obciążenia (ys. 6), którego okres zmian odpowiada okresowi zmian kąta pochylenia  $\theta$  (rys. 5) jak również kąta natarcia  $\alpha$ .



Rys.6. Zmiana współczynnika obciążenia  $n$  w czasie  
Fig.6. Changing of a load factor  $n$  in time



Uzyskany model matematyczny odkształcalnego obiektu latającego wraz z wyprowadzonym modelem matematycznym zmiennych podmuchów [7] umożliwia pełną analizę własności dynamicznych szybowca po wejściu w podmuch.

#### LITERATURA

- [1] Maryniak J., Bardakji S.: Uproszczony model i analiza wływu sprężystości giętej skrzydeł szybowca na parametry lotu w wyrwaniu. Zeszyty Naukowe Politechniki Śląskiej, s. Mechanika z. 113, Gliwice 1993
- [2] Maryniak J., LOSTAN M.: Wpływ odkształcalności giętej skrzydeł na stateczność szybowca. MTiS t. VIII, z. 2, PWN, Warszawa 1970
- [3] Maryniak J.: Dynamiczna teoria obiektów ruchomych. Wydawnictwa Naukowe Politechniki Warszawskiej. Mechanika nr 32, Warszawa 1975
- [4] Maryniak J.: Ogólny model matematycznych sterowania samolotem. Mechanika Teoretyczna i Stosowana. "Mechanika w Lotnictwie". Warszawa 1992
- [5] Maryniak J., Walczak Z.: Dynamika systemu - wyciągarka bębnowa i sprężysty szybowiec startujący na nawijanej linii. Symulacja Procesów Dynamicznych - SPD8. Zakopane 1994
- [6] Próby rezonansowe szybowca JANTAR 2-B. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa. Warszawa 1986 (nie publikowane)
- [7] Sisi A.F.: Modelowanie i symulacja numeryczna wejścia szybowca odkształcalnego sprężyste w zmienny podmuch. Rozprawa doktorska (promotor J. Maryniak). ITLiMS Politechnika Warszawska, 1994 (nie publikowana)

Recenzent: prof. dr hab, inż. E. Świtoński

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1994 r.