

Seria: MECHANIKA z. 113

Nr kol. 1198

Miroslaw RODZEWICZ

Wydział Inżynierii Materiałowej  
Politechnika Warszawska

## MODELOWANIE ZACHOWAŃ DYNAMICZNYCH LOTNI PODCZAS WYKONYWANIA AKROBACJI

Streszczenie. Praca dotyczy modelowania i symulacji komputerowej zachowania się lotni podczas wykonywania figury akrobacyjnej, tzw. pętli. Analizę ograniczono do ruchu symetrycznego lotni. Rozważono w niej przypadek sytuacji awaryjnej związanej z utratą prędkości podczas wykonywania figury akrobacyjnej.

## MODELLING OF DYNAMIC BEHAVIORS OF A HANG-GLIDER DURING AEROBATICS

Summary. This paper concerns the modelling and computer-simulation of dynamic behavior of hang-glider during looping. Analysis had been limited to the 2-dimension problem. The case of lost the air-speed during looping has been taken into consideration.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕДЕНИИ ДЕЛТАПЛАНА ВО ВРЕМЯ АКРОБАТИКИ

Резюме. Работа посвящена моделированию и компьютерной симуляции динамических поведении дельтаплана во время лоппинга. Анализ ограничен до плоской проблемы. Рассмотрено подробно случай потереии скорости в полете с лоппингом.

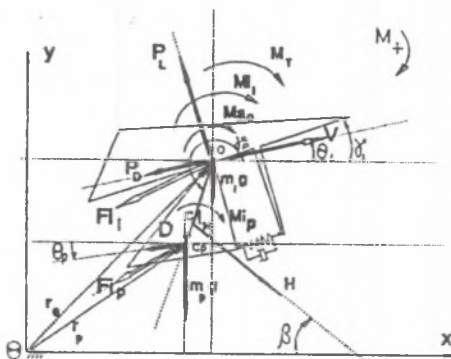
## 1. WSTĘP

W praktyce latania na lotniach zdarzają się sytuacje awaryjne, z których pewna część dotyczy ruchu symetrycznego lotni. W lotach swobodnych najczęściej występujące przypadki tego typu sytuacji mają związek z utratą prędkości lub przekroczeniem krytycznego kąta natarcia lotni, co jest szczególnie prawdopodobne podczas wykonywania akrobacji.

W skrajnym przypadku utrata prędkości może doprowadzić do zjawiska autorotacji podłużnej lotni. Skłonność taką wykazują zwłaszcza lotnie o dużym wydłużeniu i mocno napiętej powłoce, co jest cechą współczesnych lotni wyczynowych. W niniejszej pracy pokazano, w jaki sposób dochodzi do powstania tego zjawiska, natomiast ono samo - czyli stan autorotacji podłużnej - modelowane jest w sposób przybliżony.

## 2. MODEL FIZYCZNY UKŁADU PILOT-LOTNIA

Model fizyczny układu Pilot-Lotnia został przedstawiony na rys.1 jako dwie bryły sztywne połączone przegubowo w węzle podwieszenia. Rozważono tu przypadek, w którym pilot zachowuje się biernie w procesie sterowania podłużnego lotnia. Ramiona pilota zostały przedstawione jako układ sprężysto-tłumiący znajdujący się między sterownicą a korpusem pilota.



Rys.1. Model fizyczny układu Pilot-Lotnia z zaznaczeniem sił i momentów  
Fig.1. Physical model of the system Pilot-Hang Glider with marked forces and torques

## 3. MODEL MATEMATYCZNY UKŁADU PILOT-LOTNIA

Model matematyczny układu Pilot-Lotnia został wyprowadzony metodą d'Alemberta [1].

Oznaczenia symboli występujących w podrozdziale:

$P_L$  - siła nośna lotni, N;

$P_D$ ,  $D$  - siła oporu aerodynamicznego lotni/pilota, N;

- $H$  - siła oddziaływania holu (jeśli występuje on w układzie), N;  
 $Ma_0$  - moment aerodynamiczny względem punktu podwieszenia, Nm;  
 $Fi_1, Fi_p$  - siła bezwładności (wynikająca z przyśp. środka masy lotni/pilota), N;  
 $Mi_1, Mi_p$  - moment sił bezwładności (wynikający z przyśpieszenia kąтового lotni/pilota), Nm;  
 $Mr$  - moment tłumienia ruchu obrotowego lotni, Nm;  
 $m_1, m_p$  - masa lotni/pilota, kg;  
 $J_1, J_p$  - moment bezwładności lotni/pilota względem własnego środka masy,  $kgm^2$ ;  
 $g$  - przyśpieszenie ziemskie,  $m/s^2$ ;  
 $\theta_1, \theta_p$  - kąt pochylenia wektora prędkości środka masy lotni/pilota, rd;  
 $\gamma_1$  - kąt pochylenia osi podłużnej lotni (związanej z kilem), rd;  
 $\gamma_p$  - kąt pochylenia osi przechodzącej przez punkt podwieszenia oraz środek masy pilota, rd;  
 $\beta$  - kąt pochylenia wektora siły w holu, rd;  
 $V$  - prędkość środka masy lotni, m/s;  
 $cl, cd, cm$  - bezwymiarowy współczynnik siły nośnej, siły oporu i momentu aerodynamicznego lotni  
 $k_p$  - współczynnik oporu aerod. pilota,  $N/(m/s)^2$ ;  
 $k_T$  - współczynnik momentu tłumienia,  $Nm/(rd/s)$ ;  
 $\rho$  - gęstość powietrza,  $kg/m^3$ ;  
 $S, S_p$  - powierzchnia odniesienia (nośna) lotni/pilota  $m^2$ ;  
 $ro(x_0, y_0)$  - promień wektor i współrzędne punktu podwieszenia, m;  
 $rp(x_p, y_p)$  - promień wektor i współrzędne środka masy pilota, m;  
 $l$  - odległość między punktem podwieszenia a środkiem masy pilota m;  
 $la$  - długość średniej cięciwy aerodynamicznej, m;  
 $l_H$  - ramię działania siły holowania względem punktu O;  
 $\Delta$  - kąt spoczynkowego ustawienia lotni względem pilota, rd;  
 $c$  - podatność ramion pilota,  $rd/Nm$ ;  
 $Rc$  - współczynnik tłumienia ramion pilota,  $Nm/(rd/s)$ ;  
 $\alpha_1, \alpha_p$  - kąty opływu lotni/pilota, rd;

Siły i momenty oddziałujące na układ Pilot-Lotnia przedstawiono na rys.1. Układ współrzędnych  $Oxy$  potraktowany został jako układ inercjalny. Założono, że środek masy lotni pokrywa się z punktem podwieszenia pilota (p-t O). Założenie to jest bliskie rzeczywistej cechy większości lotni.

Siłę aerodynamiczną  $D$  wytwarzaną wskutek opływu pilota przyłożono do środka masy pilota ( $p$ -t  $C_p$ ) zaniedbując moment aerodynamiczny opływu tej bryły.

Wychodząc z równań równowagi dynamicznej układu po przekształceniach uzyskano równania ruchu w następującej postaci

$$\begin{aligned} \ddot{\gamma}_p = & [(\dot{\gamma}_1 - \dot{\gamma}_p)/c - \Delta/c + Rc(\dot{\gamma}_1 - \dot{\gamma}_p)] m/I_s + \\ & -k_p l m \sin(\theta_p - \gamma_p) (\dot{x}_p^2 + \dot{y}_p^2)/I_s - m_p g l m \cos \gamma_p /I_s + \\ & -H l m \sin(\gamma_p + \beta)/I_s - m_p l \cos \gamma_p [0.5 \rho S (\dot{x}_o^2 + \dot{y}_o^2) \cdot \\ & \cdot (c_L \cos \theta_1 - c_D \sin \theta_1) - g m - H \sin \beta - k_p (\dot{x}_p^2 + \dot{y}_p^2) \sin \theta_p] /I_s + \\ & -m_p l \sin \gamma_p \cdot [0.5 \rho S (\dot{x}_o^2 + \dot{y}_o^2) (c_L \sin \theta_1 + c_D \cos \theta_1) + \\ & -H \cos \beta + k_p (\dot{x}_p^2 + \dot{y}_p^2) \cos \theta_p] /I_s ; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \ddot{x}_o = & -0.5 \rho S (\dot{x}_o^2 + \dot{y}_o^2) (c_L \sin \theta_1 + c_D \cos \theta_1) /m + H \cos \beta /m + \\ & -k_p (\dot{x}_p^2 + \dot{y}_p^2) \cos \theta_p /m + l m_p \cos \gamma_p (\dot{\gamma}_p)^2 /m + l m_p \sin \gamma_p \dot{\gamma}_p /m ; \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \ddot{y}_o = & 0.5 \rho S (\dot{x}_o^2 + \dot{y}_o^2) (c_L \cos \theta_1 - c_D \sin \theta_1) /m - H \sin \beta /m - g + \\ & -k_p (\dot{x}_p^2 + \dot{y}_p^2) \sin \theta_p /m + l m_p \sin \gamma_p (\dot{\gamma}_p)^2 /m - l m_p \cos \gamma_p \dot{\gamma}_p /m ; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\ddot{\gamma}_1 = -0.5 \rho S (\dot{x}_o^2 + \dot{y}_o^2) c_m /J_1 - [(\dot{\gamma}_1 - \dot{\gamma}_p)/c - \Delta/c + Rc(\dot{\gamma}_1 - \dot{\gamma}_p)] /J_1 - \dot{\gamma}_1 k_T /J_1 ; \quad (4)$$

gdzie:

$$m = m_1 + m_p ; \quad (5)$$

$$I_s = J_p m + m_1 m_p l^2 ; \quad (6)$$

$$k_p = 0.5 \rho S c_D ; \quad (7)$$

$$l_H = l m_p /m ; \quad (8)$$

Moment tłumienia ruchu obrotowego lotni jest wielkością uwzględniającą m. innymi czas relaksacji odkształceń geometrii skrzydła. We wstępnym uproszczeniu przyjęto, że  $M_T = k_T \dot{\gamma}_1$ ; gdzie  $k_T$  - jest współczynnikiem tłumienia, Nm/(rd/s). Wartość  $\Delta$  jest funkcją spoczynkowego położenia sterownicy

względem pilota. Poprzez zmianę jej wartości w trakcie symulacji numerycznej lotu można modelować proces sterowania podłużnego lotnią.

Moment i siły aerodynamiczne (lub ich bezwymiarowe współczynniki:  $c_m$ ,  $c_l$ ,  $c_D$ ,  $c_{D_p}$ ) występujące w równaniach są wielkościami zmiennymi, zależnymi od kąta i prędkości opływu. W modelu matematycznym współczynniki te zostały aproksymowane na podstawie danych eksperymentalnych jako funkcje  $\alpha_1$  (lub  $\alpha_p$ ) i  $V$ . Przyjęto tutaj, że prędkość opływu w warunkach bezruchu mas powietrza równa jest prędkości środka masy każdego z obiektów.

Kąt opływu lotni lub kąt opływu pilota wyrażają się wzorami

$$\alpha_1 = \gamma_1 - \arctan(\dot{y}_o / \dot{x}_o); \quad (9)$$

$$\alpha_p = \gamma_p - \arctan[\dot{y}_o + l \cos(\gamma_p) \dot{\gamma}_p] / [\dot{x}_o - l \sin(\gamma_p) \dot{\gamma}_p]; \quad (10)$$

Przyjmując wektor zmiennych stanu jako

$$X = [\dot{y}_o, y_o, \dot{x}_o, x_o, \dot{\gamma}_1, \gamma_1, \dot{\gamma}_p, \gamma_p]^T; \quad (11)$$

równania te dają się łatwo uporządkować do postaci dogodnej do symulacji komputerowej. W omawianym przypadku do przeprowadzenia symulacji użyto programu CSSP [6], do którego wprowadzono równania stanu oraz warunki początkowe i wartości paramerów układu.

#### 4. PARAMETRY AERODYNAMICZNE I MASOWE MODELU

Dane aerodynamiczne lotni zaczerpnięte zostały z raportów Deutscher Hänggleiterverband - instytucji prowadzącej badania certyfikacyjne lotni w Niemczech [5]. Dotyczą one lotni wyczynowej Foil 152 - Combat.

Moment bezwładności względem środka masy lotni został obliczony na podstawie dokumentacji konstrukcyjnej lotni o podobnej budowie. Zależność współczynnika oporu aerodynamicznego pilota od kąta opływu określono na podstawie wyników badań empirycznych [2], [3], [4].

Moment bezwładności korpusu pilota, z uwzględnieniem masy uprzęży, obliczono na podstawie rozkładu masy jednostkowej ciała ludzkiego wzdłuż jego długości [7]. Kończyny dolne potraktowano jako sztywno związane z korpusem. Wynika to z konstrukcji uprzęży lotniowej. Z uwagi na to, że podczas lotu

pilot trzyma ręce na sterownicy będącej częścią konstrukcji lotni, w obliczeniach momentu bezwładności uwzględniono jedynie masę przedramion.

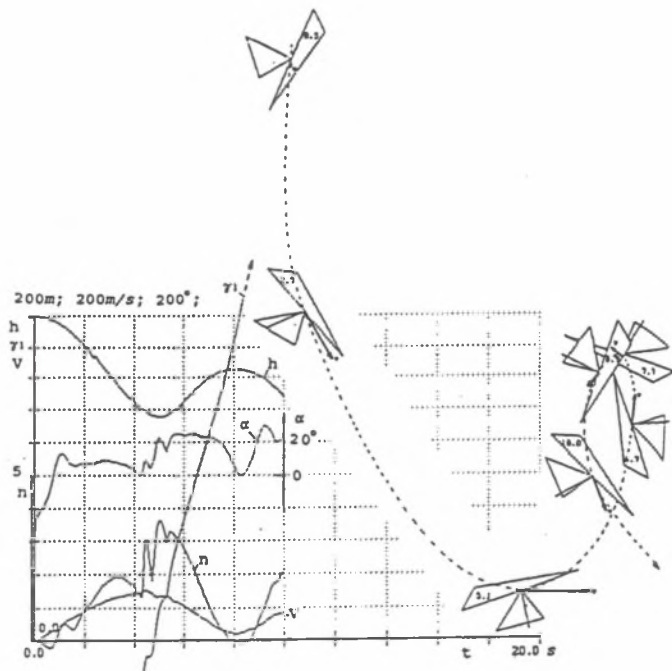
##### 5. SYMULACJA NUMERYCZNA UTRATY PRĘDKOŚCI PODCZAS WYKONYWANIA PĘTLI

Figurę akrobatyczną zwaną pętlą można wykonać jedynie na lotniach, które oprócz odpowiedniej wytrzymałości i doskonałości aerodynamicznej umożliwiają w sposób kontrolowany rozpędzenie do prędkości ok. 30 m/s. Mimo istnienia wielkiej różnorodności rodzajów lotni - akrobację taką wykonuje na świecie zaledwie kilka typów tych urządzeń. Podstawowe niebezpieczeństwo związane z tą figurą to utrata prędkości, która może nastąpić albo wskutek niedostatecznego rozpędzenia, albo wskutek błędów w sterowaniu podczas wykonywania pętli. Zazwyczaj sytuacja ta kończy się przejściem w stan autorotacji podłużnej, której konsekwencją jest konieczność użycia spadochronu.

Na rys.2 przedstawiono przypadek krańcowy, w którym prędkość lotni w górnym punkcie pętli stała się na tyle mała, że gdy lotnia osiągnęła położenie odwrócone, dodatnia dotąd wartość kąta natarcia zbliżyła się do zera. W konsekwencji współczynnik obciążeń (który w poprawnie wykonanej figurze ma zawsze wartość dodatnią), w chwili przelotu przez górny punkt pętli osiągnął wartość nieco poniżej zera. Ponieważ stan ten trwał jednakże bardzo krótko, lotnia nie zdażyła wytracić prędkości katowej, "przewaliła się" przez krytyczne położenie i przeszła ponownie na pozytywne kąty natarcia. Wykonanie tej figury zakończyło się więc bezpiecznie.

Symulacja numeryczna tego zdarzenia odbyła się przy skokowych zmianach położenia sterownicy według następującej sekwencji: ściągnięcie  $-0.7\text{m}$  w fazie rozpędzania - wypchnięcie  $+0.2\text{m}$  w fazie wyrwania - wypchnięcie  $+0.7\text{m}$  w fazie pionowego wznoszenia; (wartości położenia sterownicy podano w stosunku do położenia neutralnego). W chwili  $t=0$  lotnia została zrzucona w pionowym położeniu bez prędkości początkowej.

Inny przebieg próby wykonania pętli przedstawiono na rys.3. Sekwencja położenia sterownicy była tu następująca:  $-0.5\text{m}$  w fazie rozpędzania i  $+0.5\text{m}$  w pozostałych fazach figury. W przypadku tym lotnia również zdołała osiągnąć położenie odwrócone, ale nastąpiła przy tym nadmierna utrata prędkości. W konsekwencji kąt natarcia w górnej części figury stał się negatywny i osiągnął wartość krytyczną dla opływu w locie plecowym.



Rys.2. Krańcowy przypadek wykonania poprawnej pętli na lotni: h - wysokość lotu, V-prędkość lotu,  $\alpha$ -kąt natarcia,  $\gamma_1$ -kąt pochylenia lotni, n - współczynnik obciążeń

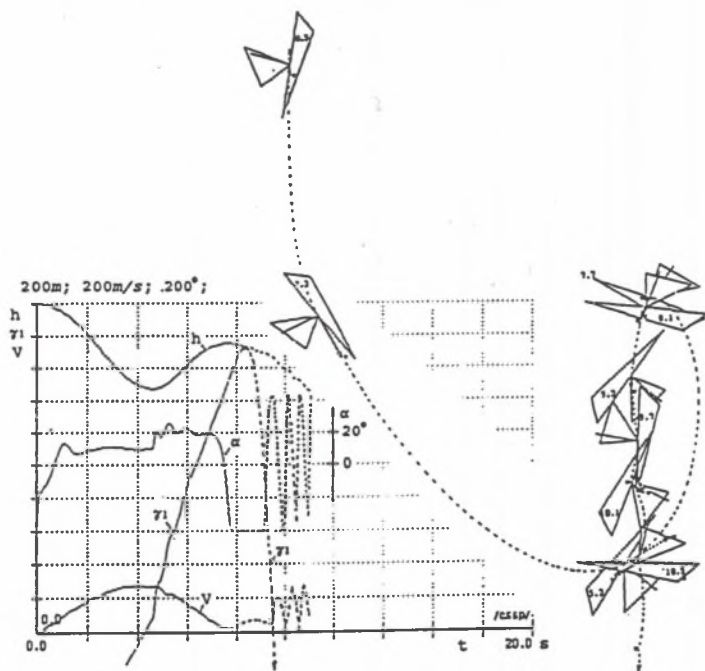
/Cyfry przy sylwetkach lotni oznaczają czas od momentu zrzucenia lotni mierzony w sek.; Symbol V oznacza wektor prędkości punktu podwieszenia pilota/

Fig.2. The critical case of the right loop made by hang-glider: h -high of the flight, V-air-speed,  $\alpha$ -angle of attack,  $\gamma_1$ -angle of inclination of the HG, n - load factor;

(Numbers on the drawings mark the time since dropping of the HG /sec/; V is an air-speed vector of the point of hooking the pilot-harness)

Od momentu przejścia do lotu plecowego symulacja numeryczna tego zdarzenia miała charakter przybliżony. W rzeczywistym układzie pilot jest zawieszony na taśmach uprząży i w momencie powstania ujemnych obciążeń opada on na pokrycie lotni. Lotnia wykonuje ślizg na ogon z jednoczesnym obrotem względem osi poprzecznej w kierunku przeciwnym do wykonywanej pętli. Jest to początek autorotacji podłużnej. Nieustalony opływ skrzydła, częściowe rozprzęgnięcie

ruchu mas pilota i lotni uniemożliwiający przemieszczenie środka masy układu do przodu, małe tłumienie ruchu obrotowego i małe momenty bezwładności smukłego skrzydła lotni - przyczyniają się do podtrzymywania autorotacji. Z reguły konstrukcja lotni ulega przy tym destrukcji.



Rys.3. Przypadek utraty prędkości podczas wykonywania pętli na lotni: h-wysokość lotu, V-prędkość lotu,  $\alpha$ -kąt natarcia,  $\gamma_1$  kąt pochylecia lotni

/Cyfry przy sylwetkach lotni oznaczają czas od momentu zrzucenia lotni mierzony w sek.; Symbol V oznacza wektor prędkości punktu podwieszenia pilota/

Fig.3. The case of loosing the air-speed during looping: h-height of the flight, V-air-speed,  $\alpha$ -angle of attack,  $\gamma_1$ -angle of inclination of the HG, n-load factor;

(Numbers on the drawings mark the time since dropping of the HG /sec/; V is an air-speed vector of the point of hooking the pilot-harness)

W rozważanym modelu pilot wraz z uprzężą tworzy bryłę zamocowaną w punkcie podwieszenia. Autorotacja układu wynika z tylnego wyważenia i roz-



przebiegów kąta natarcia oraz kąta pochylenia lotni osiągniętego poprzez wprowadzenie do programu symulacyjnego instrukcji warunkowej, która dla współczynników aerodynamicznych w obszarze nadkrytycznych kątów natarcia przypisywała wartości stałe.

## 6. WNIOSKI

Przytoczone wyniki symulacji numerycznych są przykładem zastosowania tej metody badawczej do analizy takich przypadków, w których wykonanie eksperymentu wiązałoby się z poważnym zagrożeniem bezpieczeństwa człowieka. W rozważanym przypadku akrobacji lotniowej symulacje numeryczne pozwalają na określenie bezpiecznej prędkości początkowej figury akrobacyjnej oraz znalezienie optymalnego sposobu sterowania podłużnego podczas wykonywania figury.

## LITERATURA

- [1] R. H. Cannon: Dynamika układów fizycznych. WNT, Warszawa 1973;
- [2] Kilkenny, E. A.: Full scale Windtunnel Test on Hang Glider Pilots. Cranfield CoA, No. 8416, April 1984.
- [3] E. Kilkenny: Drachenflieger Magazine, nr. 7/85;
- [4] Oprecht U.; Kuster W.; Tschabold R.; Weber R.; Wildi J.: Windkanalmessung mit Hängegleiterpiloten, Institut für Aerodynamik ETH, Zürich 1979.
- [5] B. Schmidtler: Auswertung Foil 152 Combat; Flugmechanik messung Nr. 821026 & 821113; Deutscher Hängegleiterverband e. V. im DAeC; Gmund am Tegernsee 1989;
- [6] I. Siwicki: Program symulacyjny CSSP. OK1PUW, Warszawa, Turnowska 12/123.
- [7] W. Taylor Dempster: WADC Technical Report 55-159, University of Michigan July 1955.

Recenzent: Prof. Ryszard Gryboś.

Wpłynęło do redakcji dnia 4. 10. 1992.

## Abstract

The loop is one of the most dangerous aerobatic figures performed by hangglider pilots. An air-speed lost during looping causes usually the longitudinal auto-rotation and needs the use of the parachute. For analyze of this problem the physical model of the system Pilot- Hang-Glider has been

built consisting of two solid bodies connected in the joint on the keel and the points on the steer-bar of HG. The mathematical model was built with use of d'Alembert method. The aerodynamic coefficients for this model comes from the testing of a real hang-glider. Results of computer simulation allow us to know the critical speed for safe loop and give some hints how to control HG during looping. Conditions for the beginning of auto-rotation process might also be found from the simulation.