

WPLYW RAKIETOWEGO UKŁADU HAMUJĄCEGO NA RUCH ZASOBNIKA LOTNICZEGO*)

JERZY MARYNIAK

Politechnika Warszawska

KAZIMIERZ MICHAŁEWICZ

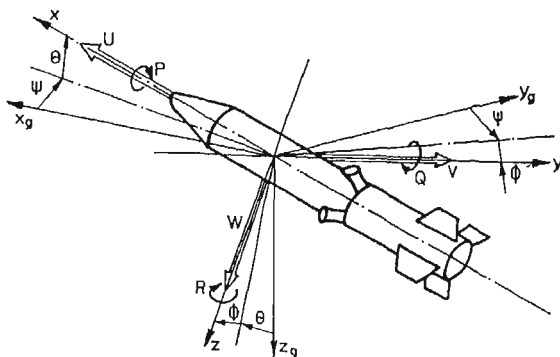
ZYGMUNT WINCZURA

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

1. Wstęp

W pracy zbadano wpływ układów hamująco-przyspieszających na ruch zasobnika zrzuconego z samolotu.

Zasobnik traktowano jako bryłę sztywną o zmiennej masie i sześciu stopniach swobody: przemieszczenie podłużne U , poprzeczne W , boczne V oraz kątowne pochylenie Θ , przechylenie P i odchylenie R [3, 6, 7].



Rys. 1. Przyjęte układy współrzędnych

Przyjęto następujący schemat działania układu: — lot hamowany w wyniku pracy silnika raketowego lub spadochronu, — lot swobodny, — lot przyspieszany pod wpływem pracy silnika przyspieszającego, — lot swobodny do osiągnięcia celu [6, 7].

*) Praca przedstawiona na I Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w lotnictwie” — Warszawa 19.I.1984 r.

Charakterystyki aerodynamiczne uzyskano w wyniku badań aerodynamicznych w ITL i MS PW, a masowe na drodze badań i obliczeń teoretycznych [4, 5, 6, 7].

Wyniki obliczeń do zasobników klasycznych o masach 100 kg i 250 kg oraz zasobnika ze spadochronowym układem hamująco-stabilizującym zostały zweryfikowane w badaniach w locie.

Opracowany model matematyczny ma charakter uniwersalny i można go stosować bezpośrednio do opisu ruchu dowolnych nieodkształcalnych, niekierowanych obiektów swobodnych zrzuconych i odpalanych z nosicieli [6].

2. Przyczynowy model matematyczny ruchu zasobnika

Model matematyczny opisanego wyżej modelu fizycznego wyprowadzono w głównym, centralnym układzie współrzędnych $O x y z$ sztywno związanym z obiektami [1, 2, 6, 7]. Układ ten, wraz z inercjalnym układem współrzędnych $Ox_1 y_1 z_1$ oraz układem $Oxg yg zg$ wyznacza kąty położenia Φ , Θ , Ψ zwane lotniczymi [1, 3].

Równania ruchu zasobnika wyprowadzono stosując podstawowe równania dynamiki brył o zmiennej masie tj. prawo o zmianie pędu i krętu [1, 6].

Sprowadzono je do równań Mieszczerskiego i Eulera otrzymując:

— układ sześciu równań ruchu zasobnika:

$$m(t)(\dot{U} + QW - RV) + \dot{m}(t)U + m(t)g \sin \Theta + \\ - \frac{1}{2} \rho S V_a^2 (-C_x \cos \alpha \cos \gamma + C_y \sin \gamma + C_z \sin \alpha \cos \gamma) - X = 0, \quad (1)$$

$$m(t)(\dot{V} + RU - PW) + \dot{m}(t)V - m(t)g \cos \Theta \sin \Phi + \\ - \frac{1}{2} \rho S V_a^2 (-C_x \cos \alpha \sin \gamma - C_y \cos \gamma + C_z \sin \alpha \sin \gamma) - Y - Y_M = 0, \quad (2)$$

$$m(t)(\dot{W} + PV - QU) + \dot{m}(t)W - m(t)g \cos \Theta \cos \Phi + \\ + \frac{1}{2} \rho S V_a^2 (-C_x \sin \alpha + C_z \cos \alpha) - Z - Z_M = 0, \quad (3)$$

$$J_x(t)\dot{P} + \dot{J}_x(t)P - \frac{1}{2} \rho S V_a^2 l_{ch}(C_l \cos \alpha \cos \gamma - C_m \sin \gamma - C_n \sin \alpha \cos \gamma) - L = 0, \quad (4)$$

$$J_y(t)Q + \dot{J}_y(t)Q + [J_x(t) - J_z(t)]PR - \frac{1}{2} \rho S V_a^2 l_{ch}(C_l \cos \alpha \sin \gamma + \\ + C_m \cos \gamma - C_n \sin \alpha \sin \gamma) - M - M_M - x_c^2(t)m(t)g \cos \Theta \cos \Phi = 0, \quad (5)$$

$$J_z(t)\dot{R} + \dot{J}_z(t)R + [J_y(t)]PQ - \frac{1}{2} \rho S V_a^2 l_{ch}(C_l \sin \alpha + \\ + C_n \cos \alpha) - N - N_M - x_c^2(t)m(t)g \cos \Theta \sin \Phi = 0, \quad (6)$$

— sześć równań związków kinematycznych:

$$\dot{\Phi} = P + Q \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta + R \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta, \quad (7)$$

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi, \quad (8)$$

$$\dot{\Psi} = Q \sin \Phi \sec \Theta + R \cos \Phi \sec \Theta, \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 = & U \cos \Theta \cos \Psi + V(\sin \Theta \sin \Phi \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + \\ & + W(\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi), \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_1 = & U \cos \Theta \sin \Psi + V(\sin \Theta \sin \Phi \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ & + W(\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi), \end{aligned} \quad (11)$$

$$\dot{z}_1 = -U \sin \Theta + V \sin \Phi \cos \Theta + W \cos \Phi \cos \Theta \quad (12)$$

Kąty natarcia α i ślizgu γ zdefiniowano jako funkcje zmian prędkości opływu:

$$\alpha = \arcsin \frac{W - W_w}{\sqrt{(U - U_w)^2 + (W - W_w)^2}} \quad (13)$$

$$\gamma = \arcsin \frac{V - V_w}{V_a}. \quad (14)$$

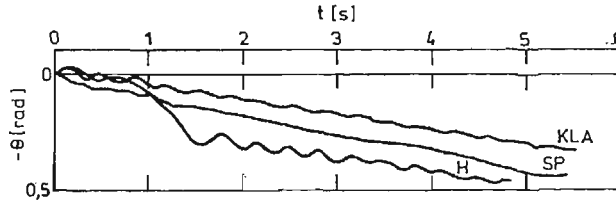
Gęstość powietrza ρ zmienia się wg zależności:

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300} \right)^{4,256} \quad (15)$$

Prędkość opływu V_a jest sumą geometryczną składowych prędkości środka masy zasobnika U , V , W oraz prędkości wiatru U_w , V_w , W_w :

$$V_a^2 = (U - U_w)^2 + (V - V_w)^2 + (W - W_w)^2 \quad (16)$$

Na zasobnik w ruchu działają siły i momenty sił aerodynamicznych, masowych, rakietowych i od spadochronu. W ogólnym przypadku są one funkcjami zmiennymi opisujących ruch i położenie obiektu w przestrzeni U , V , W ; P , Q , R , [1, 3, 4, 5, 6, 7].



Rys. 2. Zmiany kąta pochylenia Θ na torze lotu

Siły i momenty wyraża się zależnościami:

— masowe:

$$mg = Agmg \quad (17)$$

$$mg \Delta x^2 = Agmg \Delta x^2 \quad (18)$$

— raketowe:

$$T = \sum_j T_j \quad (19)$$

$$M_T = \sum \xi \times T_j \quad (20)$$

— od spadochronu:

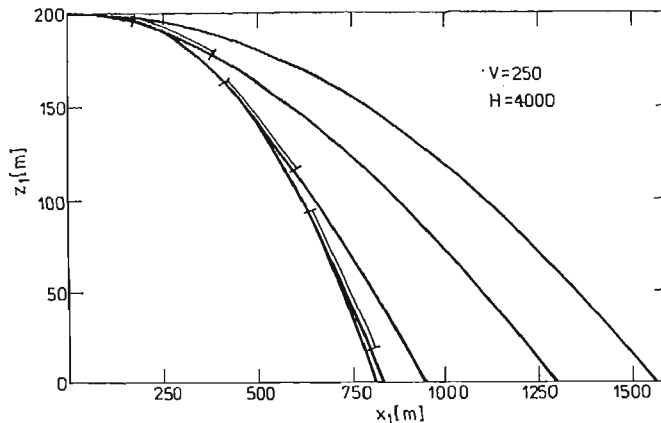
$$P_s = \frac{1}{2} \rho S V_a^2 C_s \quad (21)$$

$$M_s = \frac{1}{2} \rho S V_a^2 C_s l_s \quad (22)$$

gdzie: A_g — macierz transformacji [6, 7]; ΔX — współrzędna ruchu środka masy; ξ — odległość między środkiem masy zasobnika, a dyszą silnika; $S = \frac{\pi d^2}{4}$ — powierzchnia przekroju poprzecznego zasobnika; l_s — odległość od środka masy zasobnika do węzła mocowania spadochronu [6].

3. Przykład liczbowy i wnioski

Równania ruchu opisujące przestrzenny ruch zasobnika zrzuconego z samolotu są równaniami silnie nieliniowymi o zmiennych współczynnikach. Scałkowano je numerycznie, wykorzystując metodę MERSONA, w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych [4, 5, 6, 7].

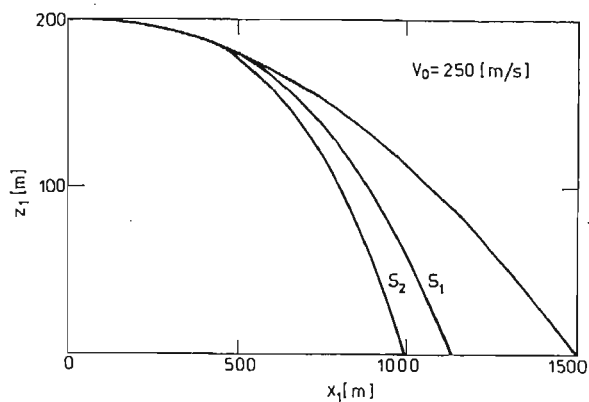


Rys. 3. Profil toru lotu zasobnika z raketowym UHP

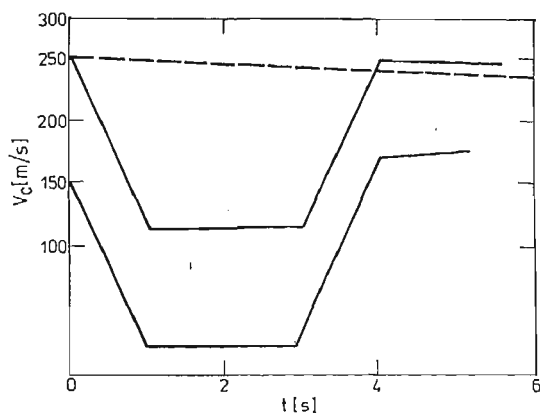
Wyniki obliczeń przedstawiono na wykresach, porównując odpowiednie charakterystyki dla zasobnika z raketowym oraz spadochronowo-raketowym układem hamująco-przyspieszającym.

Z analizy uzyskanych wyników widać, że profil toru lotu zasobników rys. 3 i 4 w istotny sposób zależy od parametrów konstrukcyjnych układów przy zadanych warunkach początkowych lotu. Donośność zasobników szczególnie zależy od wielkości przerwy czasowej między okresami pracy silników raketowych oraz wielkości spadochronów przy ustalonych pozostałych parametrach.

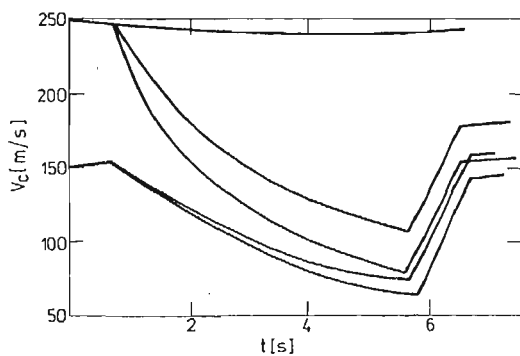
Zmiana kąta pochylenia θ na torze ma charakter oscylacyjny rys. 2. Zasadniczy wpływ



Rys. 4. Profil toru lotu zasobnika ze spadochronowo-rakietowym UHP



Rys. 5. Charakter zmian wektora prędkości całkowitej V_c na torze zasobnika z rakietowym UHP

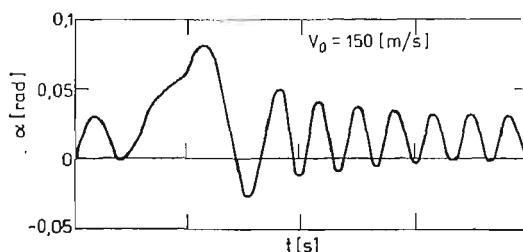


Rys. 6. Charakter zmian wektora prędkości całkowitej V_c na torze zasobnika ze spadochronowo-rakietowym UHP

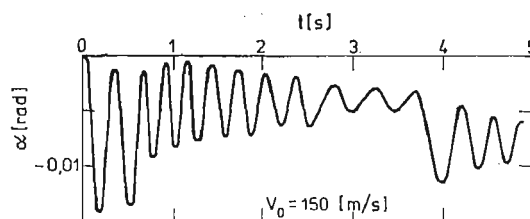
na wielkość kąta upadku ma czas włączenia silnika przyspieszającego, efektywność hamowania przy ustalonych pozostałych parametrach konstrukcyjnych.

Interesujący przebieg ma zmiana wektora prędkości całkowitej V_c rys. 5, 6. Zwiększenie przyłożonej siły hamującej oraz efektywności hamowania spadochronu powoduje większy spadek prędkości całkowitej i analogicznie zwiększenie siły przyspieszającej — wzrost prędkości całkowitej. Na prędkość końcową obiektu ma wpływ czas włączenia silnika przyspieszającego, wielkość siły rakietowej oraz warunki początkowe.

Z wykresów przedstawiających zmianę kąta natarcia na torze rys. 7, 8 wynika, że zasobnik w czasie lotu wykonuje ruch periodyczny, przy czym amplituda i częstość wahań zależą od wielkości i czasu przyłożenia sił. W czasie ruchu na torze zasobnik ustaje się. Włączenie silnika przyspieszającego powoduje chwilowe uniestatecznienie a następnie silne tłumienie oscylacji.



Rys. 7. Zmiana kąta natarcia α na torze lotu zasobnika z rakietowym UHP



Rys. 8. Zmiana kąta natarcia α na torze lotu zasobnika ze spadochronowo-rakietowym UHP

Analizowane w niniejszej pracy zasobniki mają zastosowanie do zrzutów z małych wysokości. Najważniejszą fazą ruchu takiego zasobnika jest lot hamowany, gdyż powstają warunki do uzyskania wymaganego kąta zakrzywienia Θ i prędkości V_a . Zarówno układ rakietowy jak i spadochronowy spełniają stawiane wymagania przy czym:

- pierwszy gwarantuje duże i szybkie zakrzywienie toru, jednakże wymaga zachowanie obliczeniowych warunków zrzutu,
- układ spadochronowy powoduje większe tłumienie wahań podczas lotu, łagodniejsze zakrzywienie toru i nie narzuca ostrych wymagań na warunki zrzutu.

Literatura

1. ETKIN B., *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley, New York 1972.
2. DŻYGADŁO Z., KRZYŻANOWSKI A., PIOTROWSKI E., *Dynamika lotu osiowosymetrycznego ciała z wiotkim urządzeniem hamującym*, Biuletyn WAT nr 1/257, Warszawa 1974.

3. MARYNIAK J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace naukowe PW, Mechanika nr 32, WPW Warszawa 1975.
4. MARYNIAK J., MICHAŁEWICZ K., WINCZURA Z., *Badanie teoretyczne własności dynamicznych obiektów zrzuconych z samolotu*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana 1/15, Warszawa 1977.
5. MARYNIAK J., MICHAŁEWICZ K., WINCZURA Z., *Теоретические испытания динамических свойств падающего объекта с тормозным парашютом*, VIII International Conference on Nonlinear oscillations, Prague 1978.
6. MICHAŁEWICZ K., *Modelowanie matematyczne i badanie stateczności ruchu przyspieszanych obiektów zrzuconych z samolotu i hamowanych aerodynamicznie*, Praca doktorska PW 1978 (niepublikowana).
7. WINCZURA Z., *Badanie teoretyczne własności dynamicznych obiektów osłowo-symetrycznych z rakiетowym układem hamująco-przyspieszającym, zrzuconych z nosiciela*. Praca doktorska, PW 1978 (niepublikowana).

Резюме

ВЛИЯНИЕ РАКЕТНОЙ СИСТЕМЫ ТОРМОЖЕНИЯ НА ДВИЖЕНИЕ
АВИАЦИОННОГО КОНТЕНЕРА.

Авиационный контейнер сбрасываемый из самолёта носителя принято как механическую систему о шести степенях свободы. Контейнер имеет ракетный двигатель для торможения и ускорения. Для принятой физической модели выведено динамические уравнения движения. Примерно, вычислено траекторию движения, скорость, равновесие и устойчивость движения.

Summary

AN INFLUENCE OF THE ROCKET BRAKING SYSTEM ON THE MOTION OF AN AIR
CONTAINER

An Air Container dropped by a carrier is treated as the mechanical system of the six degrees of freedom. Air container is equipped with the rocket braking system, acting as an accelerator. Dynamic equations of the motion were derived. As an example the trajectory of a motion and its stability were computed and analysed in detail.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 12 lutego 1985 roku