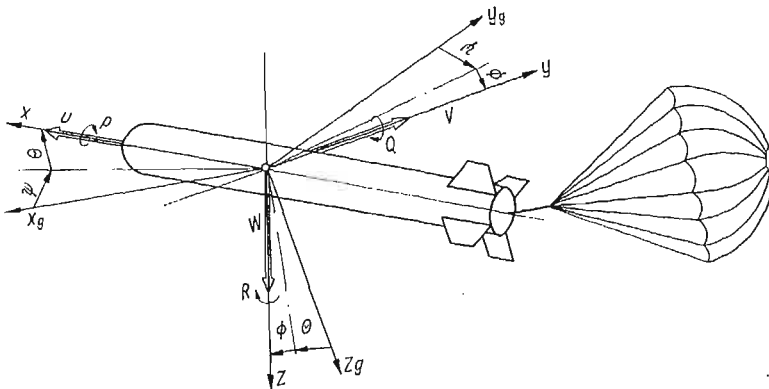


WPLYW SPADOCHRONU NA RUCH ZASOBNIKA OSIOWO SYMETRYCZNEGO ZRZUCANEGO Z SAMOLOTU

JERZY MARYNIAK, KAZIMIERZ MICHALEWICZ, ZYGMUNT WINCZURA
(WARSZAWA)

1. Wstęp

W pracy zbadano wpływ spadochronu hamującego i silnika przyspieszającego na parametry lotu zasobnika zrzuconego z samolotu. Zasobnik traktowano jako układ mechaniczny sztywny, na który działają siły zewnętrzne [2, 16, 18, 22, 26], między innymi siła hamująca spadochronu i ciąg silnika raketowego [23, 25]. Przyjęto założenie, że spadochron ustawiał się równoległe do kierunku wektora prędkości układu, a więc nie uwzględniono kąta natarcia i ślizgu spadochronu.



Rys. 1

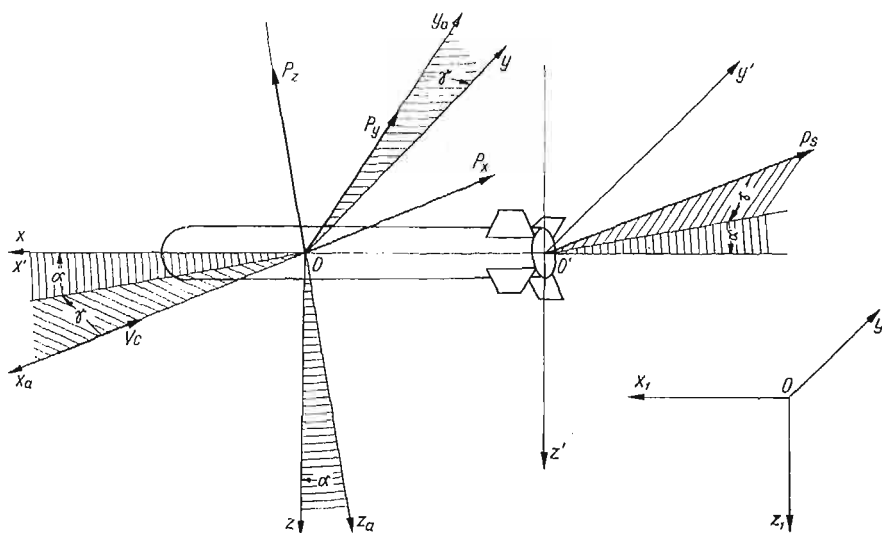
Równania ruchu wyprowadzono stosując podstawowe zasady dynamiki Newtona dla układów mechanicznych o więzach holonomicznych w układzie współrzędnych związanych z zasobnikiem [3, 4, 5, 9]. Uwzględniono pięć stopni zasobnika sztywnego: trzy określające położenie środka masy oraz pochylenie θ i odchylenie ψ .

Przykładowe obliczenia numeryczne wykonano w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych według własnych programów. Wyprowadzone w niniejszej pracy równania ruchu są uniwersalne i można je bezpośrednio zastosować do opisu ruchu dowolnych nieodkształcalnych obiektów swobodnych w przyjętych układach odniesienia (rys. 1).

2. Przyjęte układy współrzędnych

Do opisu dynamiki zasobnika, traktowanego jako obiekt swobodny, niezbędne oraz bardzo wygodne jest przyjęcie następujących układów odniesienia:

- grawitacyjnego związanego z Ziemią $0x_1y_1z_1$,
- prędkościowego związanego z przepływem $0x_ay_az_a$,
- związanego sztywno z obiektem $0xyz$,
- grawitacyjnego $0x_θy_θz_θ$, związanego ze środkiem masy poruszającego się obiektu równoległego do układu nieruchomego $0x_1y_1z_1$.



Rys. 2.

Ruch zasobnika został opisany w centralnym układzie współrzędnych $0xyz$ sztywno związanych z obiektem (rys. 2). Chwilowe położenie zasobnika jako ciała sztywnego wyznaczano przez:

— położenie środka masy $\bar{r}_1(x_1y_1z_1)$ mierzone względem nieruchomego układu współrzędnych $0x_1y_1z_1$,

— quasi-eulerowskimi kątami obrotu zasobnika Φ, θ, Ψ określającego położenie układu związanego z bryłą $0xyz$ względem grawitacyjnego układu związanego ze środkiem masy poruszającego się obiektu $0x_θy_θz_θ$.

Składowe wektorów chwilowych prędkości liniowej i kątowej w przyjętym układzie współrzędnych (rys. 1) są następujące:

wektor prędkości liniowej

$$(1) \quad \bar{V}_c = U\bar{i} + V\bar{j} + W\bar{k},$$

gdzie U oznacza prędkość podłużną, V prędkość boczną, W prędkość przemieszczeń pionowych;

wektor prędkości kątowej

$$(2) \quad \bar{\Omega} = P\bar{i} + Q\bar{j} + R\bar{k},$$

przy czym P jest kątową prędkością przechylenia, Q kątową prędkością pochylenia, R kątową prędkością odchylenia.

Prędkości kątowe P, Q, R są liniowymi związkami prędkości uogólnionych Φ', θ', Ψ' o współczynnikach zależnych od współrzędnych uogólnionych Φ, θ, Ψ i posiadają następującą postać:

$$(3) \quad \text{col}[P, Q, R] = \Lambda_{\Omega} \text{col}[\Phi', \theta', \Psi'],$$

gdzie Λ_{Ω} jest macierzą transformacji [9, 10].

Związki kinematyczne między prędkościami liniowymi $\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1$ mierzonymi w układzie nieruchomym $0x_1, y_1, z_1$, a składowymi prędkości U, V, W są następujące:

$$(4) \quad \text{col}[U, V, W] = \Lambda_{\bar{V}}^{-1} \text{col}[\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1],$$

przy czym $\Lambda_{\bar{V}}^{-1}$ jest macierzą transformacji [9, 10].

Związki (3) i (4) wyznaczają zależności kinematyczne, między prędkościami U, V, W, P, Q, R a prędkościami uogólnionymi $\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1, \Phi', \theta', \Psi'$.

3. Dynamiczne równania ruchu obiektu

Składowe wektorów sił zewnętrznych i momentów sił zewnętrznych działających na zasobnik, w przyjętym układzie współrzędnych są następujące (rys. 2):

— wektor sił zewnętrznych

$$(5) \quad \bar{F} = X\bar{i} + Y\bar{j} + Z\bar{k},$$

gdzie X oznacza siłę podłużną, Y siłę boczną, Z siłę pionową;

— wektor momentu głównego

$$(6) \quad \bar{M} = L\bar{i} + M\bar{j} + N\bar{k},$$

przy czym L jest momentem przechylającym, M momentem pochyłającym, N momentem odchyłającym.

Siły i momenty sił zewnętrznych są funkcjami zmiennych opisujących ruch i położenie ciała: $U, V, W, P, Q, R, \Phi, \theta, \Psi$ [3, 4, 9, 17, 19, 20, 21, 24, 27, 28].

Składowe sił i momentów działających na obiekt są składowymi:

— siły grawitacyjnej

$$(7) \quad m\bar{g} = \Lambda_g mg,$$

— sił i momentów aerodynamicznych — wyprowadzono przy uwzględnieniu stacjonarnej aerodynamiki, przy czym linearyzację sił i momentów przeprowadzono wg metody Bryana [3, 4, 9, 27],

— ciągu silnika raketowego T_p ,

— oporu spadochronu hamującego

$$(8) \quad P_s = \frac{1}{2} \rho S V_c^2 C_{xs}.$$

Analizowany w niniejszej pracy obiekt ruchomy traktowano w rozważaniach ogólnych jako nieodkształcalny obiekt swobodny [9]. Mianem takim można nazwać dowolny obiekt rzeczywisty, którego badanie własności dynamicznych nie wymaga uwzględnienia odkształcalności ciała, względnych wychyleń jego elementów jak również więzów.

Badając ruch rzeczywistego obiektu, którym jest rozpatrywany zasobnik wprowadza się następujące założenia:

— układ współrzędnych $Oxyz$ związany jest z poruszającym się obiektem i jego początek pokrywa się ze środkiem masy ciała;

— na poruszający się obiekt działają siły ciężkości, aerodynamiczne i napędu raketowego.

Równania ruchu obiektu wyprowadzono w oparciu o podstawowe równania dynamiki [9] słuszne dla układów inercjalnych, które dla ciała o stałej masie $m = \text{const}$ mają postać

$$(9) \quad m \left(\frac{\delta \bar{V}_c}{\delta t} + \bar{\Omega} \times \bar{V}_c \right) = \bar{F},$$

$$(10) \quad \frac{\delta \bar{K}_c}{\delta t} + \bar{\Omega} \times \bar{K}_c = \bar{M}.$$

Stosując przekształcenia [9, 10, 11, 12, 14] oraz rzutując wektorowe równania ruchu (9), (10) na osie układu współrzędnych, otrzymano dynamiczne równania ruchu postępowego i obrotowego w postaci skalarnej, które dla rozpatrywanego obiektu przy założeniu $P = \Phi = L = 0$ mają następującą postać:

$$(11) \quad \begin{aligned} \frac{dU}{dt} &= RV - QW - g \sin \Theta + \frac{1}{m} (X_0 + X_w W + X_q Q + T_p + P_{sx}), \\ \frac{dV}{dt} &= RU + \frac{1}{m} [Y_v V + (Y_r + Y_{rs})R + Y_0 + P_{sy}], \\ \frac{dW}{dt} &= QU + g \cos \Theta + \frac{1}{m} [Z_0 + Z_w W + (Z_q + Z_{qs})Q + P_{sz}], \\ \frac{dQ}{dt} &= \frac{1}{I_y} [M_0 + M_w W + (M_q + M_{qs})Q], \\ \frac{dR}{dt} &= \frac{1}{I_x} [N_0 + N_v V + (N_r + N_{rs})R], \\ \frac{d\theta}{dt} &= Q, \\ \frac{d\Psi}{dt} &= R \cos^{-1} \Theta, \\ \frac{dx_1}{dt} &= U \cos \Theta \cos \Psi - V \sin \Psi + W \sin \Theta \cos \Psi, \\ \frac{dy_1}{dt} &= U \cos \Theta \sin \Psi + V \cos \Psi + W \sin \Theta \sin \Psi, \\ \frac{dz_1}{dt} &= -U \sin \Theta + W \cos \Theta, \end{aligned}$$

gdzie

$$\begin{aligned}
 X_0 &= \frac{1}{2} \rho S V_c^2 (-C_x \cos \alpha \cos \gamma + C_y \sin \gamma + C_z \sin \alpha \cos \gamma), \\
 Y_0 &= \frac{1}{2} \rho S V_c^2 (-C_x \cos \alpha \sin \gamma - C_y \cos \gamma + C_z \sin \alpha \sin \gamma), \\
 Z_0 &= \frac{1}{2} \rho S V_c^2 (-C_x \sin \alpha - C_z \cos \alpha), \\
 M_0 &= \frac{1}{2} \rho S V_c^2 [L_{ch} (C_m \cos \gamma - C_n \sin \alpha \sin \gamma) - l_{sh} C_{xs} \sin \alpha], \\
 N_0 &= -\frac{1}{2} \rho S V_c^2 [L_{ch} C_n \cos \alpha - l_{sh} C_{xs} \cos \alpha \sin \gamma], \\
 P_{sx} &= -\frac{1}{2} \rho S V_c^2 C_{xs} \cos \alpha \cos \gamma, \\
 P_{sy} &= -\frac{1}{2} \rho S V_c^2 C_{xs} \cos \alpha \sin \gamma, \\
 P_{sz} &= -\frac{1}{2} \rho S V_c^2 C_{xs} \sin \alpha,
 \end{aligned}
 \tag{12}$$

przy czym $\alpha = \arctg W/U$, $\gamma = \arcsin V/V_c$, $V_c^2 = U^2 + V^2 + W^2$ oraz wprowadzono następujące oznaczenia: ρ — gęstość powietrza, S — przekrój poprzeczny korpusu zasobnika, L_{ch} — długość korpusu zasobnika, l_{sh} — odległość od SC zasobnika do węzła zamocowania spadochronu, C_x , C_y , C_z , C_m , C_n — bezwymiarowe współczynniki sił i momentów aerodynamicznych, C_{xs} — bezwymiarowy współczynnik oporu spadochronu.

Współczynniki X_w , N_r określające zmiany sił i momentów aerodynamicznych w funkcji parametrów kinematycznych ruchu noszą nazwę pochodnych aerodynamicznych [1, 4, 5, 7, 9, 10, 11, 12, 13, 15], a współczynniki Y_{rs} , N_{rs} pochodnych silnikowych [4, 12]. Wyznacza się je zgodnie z przyjętą w lotnictwie zasadą przy badaniu stateczności układów latających zakładając, że zmiany symetrycznych parametrów ruchu powodują zmiany symetrycznych sił i momentów, a zmiany antysymetryczne — sił i momentów antysymetrycznych [4, 5, 7, 10, 11, 12].

Pochodne aerodynamiczne są następujące:

$$\begin{aligned}
 X_w &= -\frac{1}{2} \rho S \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_x}{\partial \alpha}, \\
 X_q &= -\frac{1}{2} \rho S \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \\
 Y_v &= -\frac{1}{2} \rho S \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_y}{\partial \gamma}, \\
 Y_r &= \frac{1}{2} \rho S \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_y}{\partial \gamma} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx,
 \end{aligned}
 \tag{13}$$

$$\begin{aligned}
 Z_w &= -\frac{1}{2} \rho S \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}, \\
 Z_q &= -\frac{1}{2} \rho S \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \\
 M_w &= \frac{1}{2} \rho S L_{ch} \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_m}{\partial \alpha}, \\
 M_q &= \frac{1}{2} \rho S L_{ch} \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \\
 N_v &= -\frac{1}{2} \rho S L_{ch} \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_n}{\partial \gamma}, \\
 N_r &= \frac{1}{2} \rho S L_{ch} \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_n}{\partial \gamma} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx,
 \end{aligned}
 \tag{13}$$

a pochodne silnikowe:

$$\begin{aligned}
 Y_{r_s} &= l_s m_s, & Z_{q_s} &= l_s m_s, \\
 M_{q_s} &= -l_s^2 m_s, & N_{r_s} &= -l_s^2 m_s,
 \end{aligned}$$

gdzie S_b oznacza powierzchnię przekroju podłużnego zasobnika, $C(x)$ funkcję zmiany przekroju poprzecznego zasobnika wzdłuż jego długości, l_s odległość od SC zasobnika do dyszy silnika, $Q_p/gt_s = m_s$ wydatek sekundowy gazów prochowych.

4. Własności dynamiczne obiektu w ruchu

Równania (11) opisujące przestrzenny ruch zasobnika zrzuconego z samolotu są równaniami różniczkowymi, silnie nieliniowymi o zmiennych współczynnikach [6]. Scałkowano je numerycznie wykorzystując metodę RUNGE-KUTTA. Analizę numeryczną przeprowadzono w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych. Opracowany program ma na celu zbadanie wpływu [8] parametrów lotu nościela i parametrów konstrukcyjnych obiektu na tor zasobnika $f(x_1, z_1)$ i inne wielkości charakteryzujące ruch obiektu na torze.

Obliczenia wykonano dla następujących danych wyjściowych:

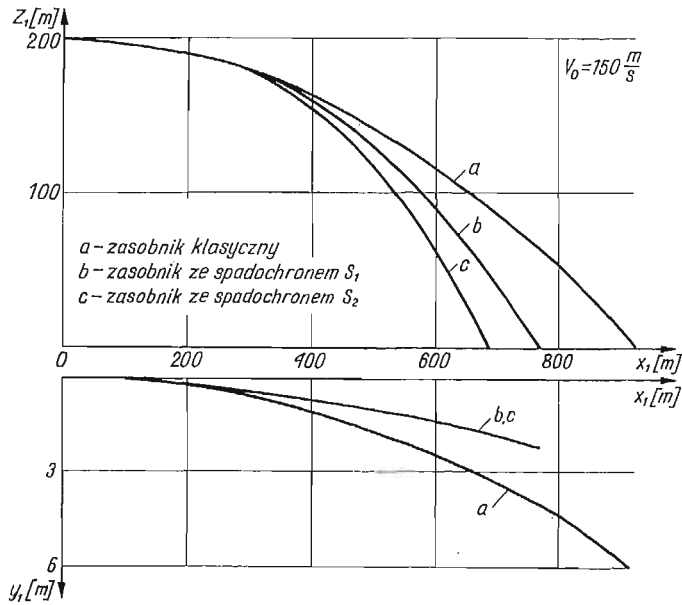
- prędkość zrzutu $V_0 = 150, 250$ [m/s],
- wysokość zrzutu $H = 200$ [m],
- początkowego kąta pochylenia toru $\Theta_0 = 0^\circ$,
- ciągu silnika raketowego $T_p = 1200$ [kG],
- spadochronów o różnej intensywności hamowania,

przy zachowaniu stałych wartości charakterystyk geometrycznych, masowych i aerodynamicznych zasobnika. Charakterystyczne wyniki analizy numerycznej badanego modelu zasobnika przedstawiono w formie wykresów na rys. 3÷12.

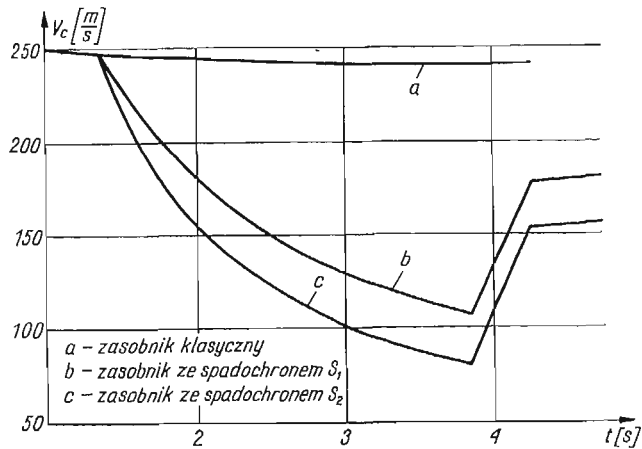
Z analizy uzyskanych rezultatów obliczeń numerycznych wynika, że profil toru lotu zasobnika $Z_1 = Z_1(x_1)$ w istotny sposób zależy od parametrów lotu nościela w momencie

zrzutu, efektywności hamowania spadochronem oraz wielkości ciągu silnika przyspieszającego.

Dla określonych warunków początkowych, danego ciągu silnika raketowego wraz ze wzrostem efektywności hamowania donośność poruszającego się obiektu znacznie maleje (rys. 3). Z wykresu toru lotu w płaszczyźnie $0x_1, y_1$ wynika, że tor obiektu nie leży w płaszczyźnie, przy czym zasobnik swobodnie spadający zbacza bardziej niż zasobnik hamowany i przyspieszany. Zjawisko to spowodowane jest przesunięciem charakterystyk aerodynamicznych wynikających z małej asymetrii geometrycznej, a wielkość zбочenia zależna jest od wartości chwilowych składowych wektora prędkości.

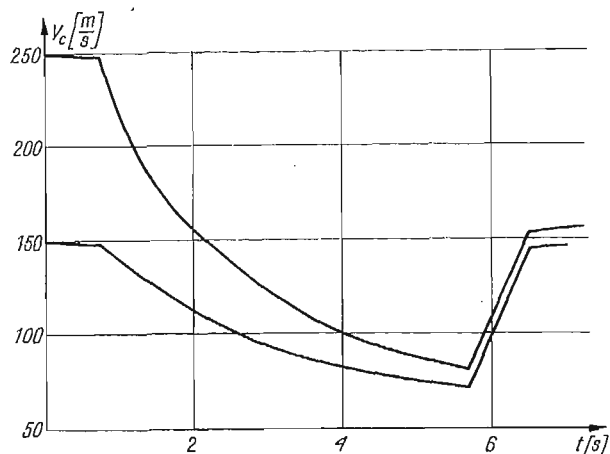


Rys. 3.

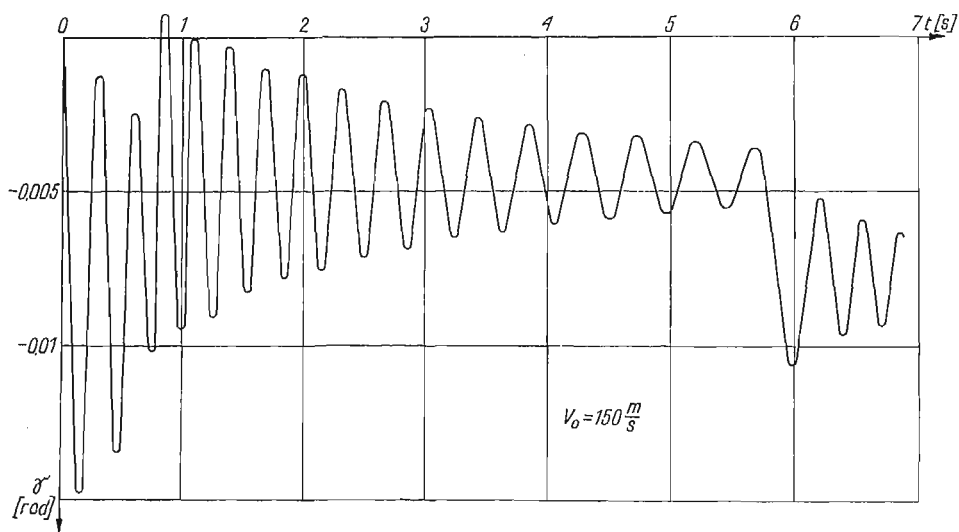


Rys. 4.

Interesujący przebieg ma zmiana wektora prędkości całkowitej zasobnika na torze. Dla porównania na jednym wykresie przedstawiono krzywe dla obiektu swobodnie spadającego oraz obiektów hamowanych i przyspieszanych. Z analizy uzyskanych przebiegów wynika, że dla określonych parametrów rzutu i charakterystyk konstrukcyjnych zmiana prędkości całkowitej w istotny sposób zależy od efektywności hamowania spadochronem (rys. 4). Natomiast prędkość końcowa zasobnika o przyjętym rozwiązaniu konstrukcyjnym w niewielkim stopniu zależy od prędkości rzutu, co świadczy o dużej „elastyczności” spadochronu hamującego (rys. 5).



Rys. 5

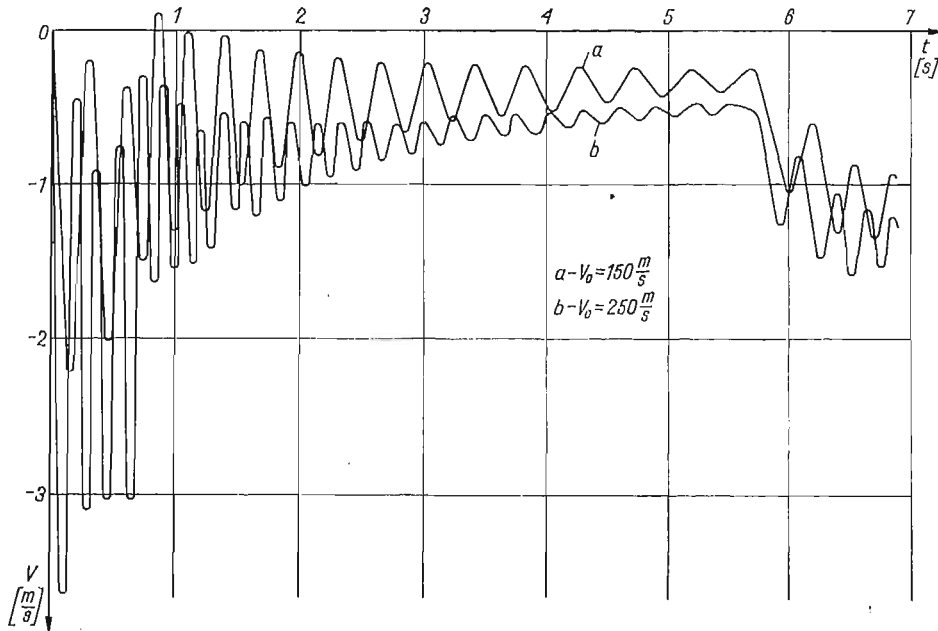


Rys. 6

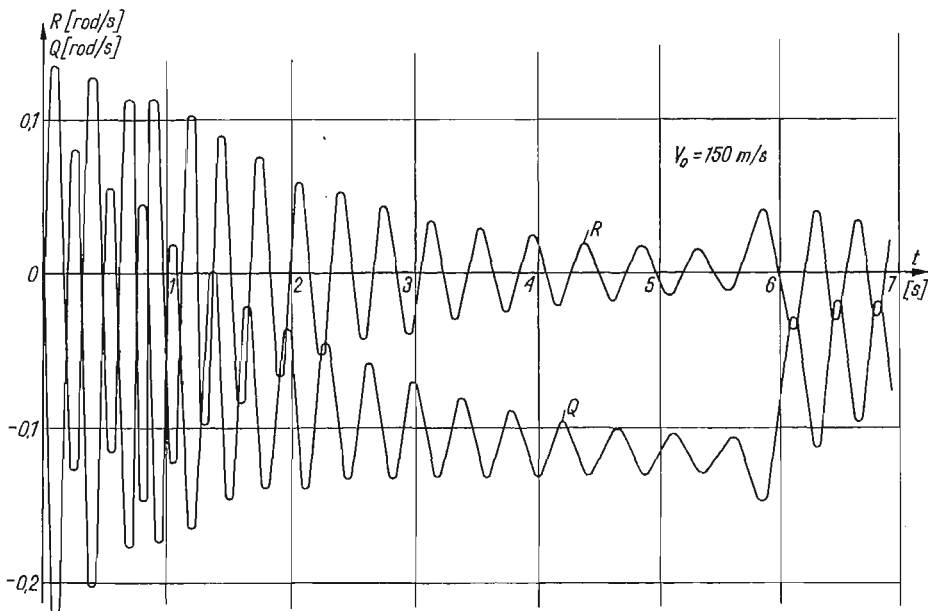
Z wykresu przedstawiającego zmianę kąta ślizgu γ na torze (rys. 6) wynika, że kąt ślizgu zmienia się periodycznie, przy czym amplituda i okres wahań zależą od sił działających na zasobnik. Na wykresie dają się wyodrębnić trzy fazy ruchu obiektu: swobodny spadek do czasu $t = 0,7$ s, hamowanie spadochronem do $t = 5,7$ s, przyspieszenie silni-

kiem raketowym do $t = 6,5$ s. W czasie hamowania, mimo spadku prędkości ruch zasobnika stabilizuje się, amplituda wahań kąta ślizgu znacznie zmniejsza się. Włączenie silnika raketowego powoduje chwilową destabilizację, po czym w trakcie rozprędzania zasobnika amplituda wahań jest silnie tłumiona.

Charakter zmian prędkości bocznej V na torze (rys. 7) jest bardzo podobny do zmian



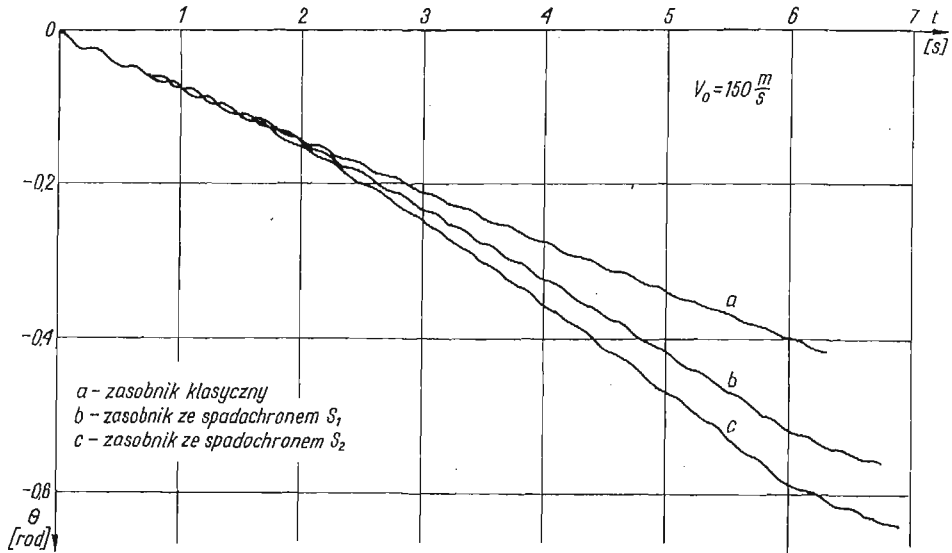
Rys. 7



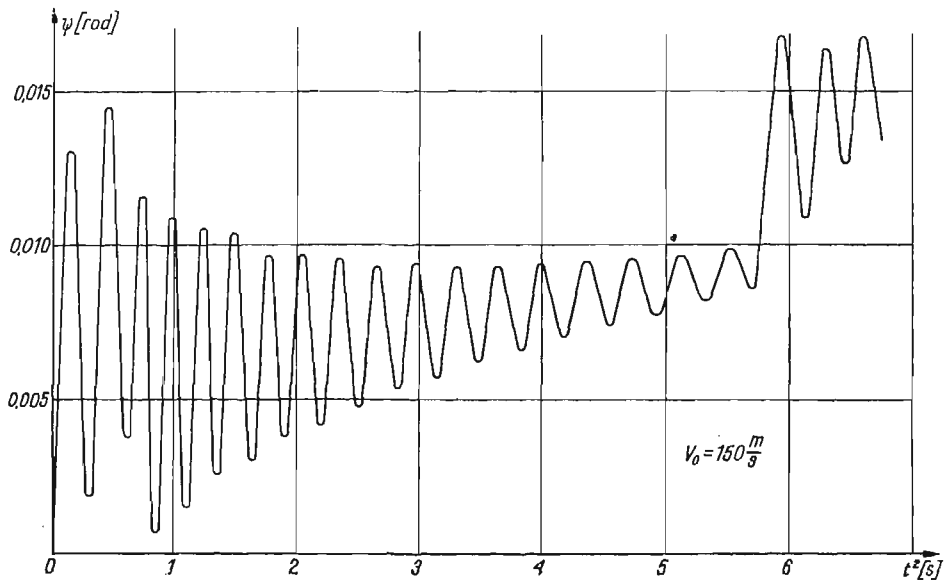
Rys. 8

kąta ślizgu, ponieważ te wielkości są ściśle zależne od siebie. Na kolejnym rysunku przedstawiono zmianę prędkości kątowej pochylania Q i odchylenia R w czasie lotu zasobnika (rys. 8). Widoczne jest przesunięcie krzywej $Q = Q(t)$ w stosunku do krzywej $R = R(t)$ spowodowane działaniem w płaszczyźnie rzutu $0x_1 z_1$ siły ciężkości, a konkretnie przyspieszenia grawitacyjnego.

Zmiana kąta pochylenia zasobnika na torze Θ ma charakter oscylacyjny (rys. 9). Zasadniczy wpływ na wielkość kąta upadku Θ_k ma efektywność hamowania spadochronem, przy czym wzrost efektywności powoduje wzrost kąta upadku i jednocześnie zmniejszenie



Rys. 9

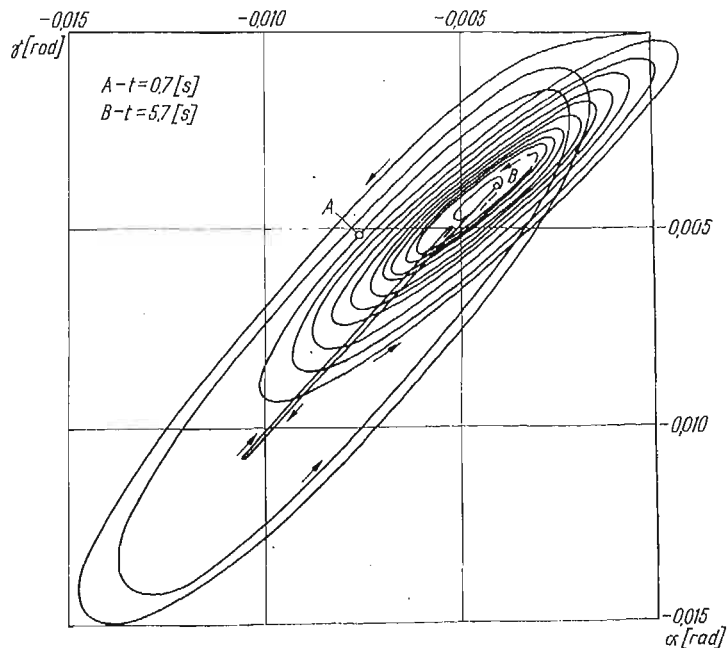


Rys. 10

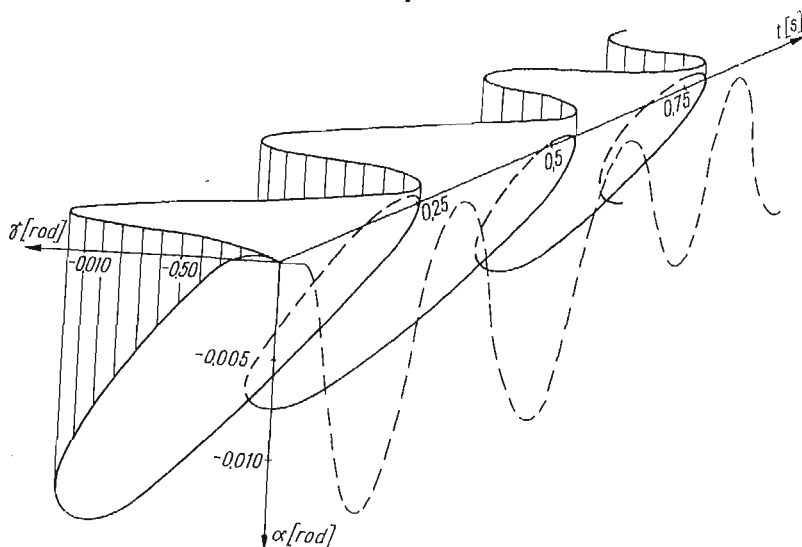
szenie częstości oscylacji. Kąt odchylenia Ψ zmienia się podobnie jak prędkość odchylenia R ze względu na zależność tych wielkości od siebie (rys. 10).

Ruch nutacyjny zasobnika $\alpha = \alpha(\gamma)$ przedstawiono na rys. 11. Wyraźnie dają się wyróżnić trzy fazy ruchu: swobodny spadek, hamowanie i przyspieszenie. Charakteryzują się one różną długością większej osi zataczanej elipsy oraz różnym nachyleniem tej osi, a w fazie przyspieszenia kierunek obrotu zmienia się na przeciwny.

Rysunek 12 przedstawia ruch nutacyjny zasobnika przedstawiony przestrzennie.



Rys. 11



Rys. 12

5. Wnioski ogólne

Przedstawiona metoda badania własności dynamicznych obiektu umożliwia analizę ruchu układu o dowolnym schemacie konstrukcyjnym, dając przy tym ciągłą informację o zmianie parametrów lotu na torze. Stosowane aktualnie metody balistyki zewnętrznej mają ograniczone zastosowanie do analizy obiektów charakteryzujących się tzw. czasem charakterystycznym $\Theta \leq 30$ s, co odpowiada obiektom poruszającym się lotem swobodnym.

Analizowany w niniejszej pracy zasobnik z układem hamująco-przyspieszającym ma zastosowanie do zrzutów z małych wysokości. Najistotniejszą fazą ruchu takiego układu jest lot hamowany, gdyż zmniejszenie prędkości o określoną wartość powoduje zakrzywienie toru lotu obiektu, co w konsekwencji ma zasadniczy wpływ na parametry ruchu zasobnika w punkcie upadku.

Spadochron wykorzystany do wyhamowania prędkości ruchu charakteryzuje się pewnymi cechami, które szczególnie predestynują go do zastosowania w proponowanym układzie konstrukcyjnym, mianowicie:

— prędkość końcowa w fazie hamowania w małym stopniu zależy od prędkości zrzutu, co świadczy o tzw. elastyczności układu ze względu na warunki zrzutu,

— spadochron w dużym stopniu tłumi wahania zasobnika powodując «uszywnienie aerodynamiczne» układu,

— zwiększenie efektywności hamowania spadochronu powoduje: większy spadek prędkości, większe wystromienie toru oraz zmniejszenie częstości oscylacji parametrów ruchu.

Wynika stąd, że dla osiągnięcia założonego punktu upadku ciała zrzuconego z pewnej wysokości z daną prędkością początkową, należy odpowiednio ukształtować charakterystyki aerodynamiczne całego układu, co sprowadza się do dobrania dla zasobnika właściwego spadochronu zapewniającego wymagane wyhamowanie i stateczność ruchu układu.

Literatura cytowana w tekście

1. W. ALBRING, *Augewandte Stromungslehre*, Dresden und Leipzig 1961.
2. Z. DŻYGADŁO, A. KRZYŻANOWSKI, E. PIOTROWSKI, *Dynamika lotu osiowo-symetrycznego ciała z wiatkiem urządzeniem hamującym*, Biuletyn WAT, 1/257, 23 (1974).
3. B. ETKIN, *Dynamics of Atmospheric Flight*, New York 1972.
4. W. FISZDON, *Mechanika lotu*, cz. I i II, Łódź—Warszawa 1961.
5. R. GUTOWSKI, *Mechanika analityczna*, Warszawa 1971.
6. R. GUTOWSKI, *Równania różniczkowe zwyczajne*, Warszawa 1971.
7. S. F. HOERNER, *Aerodynamics Drag*, Ohio 1951.
8. S. MARUSZKIEWICZ, *Obliczenia parametrów ruchu obiektu w swobodnym spadku*, Program TOR 1 - 5, ITWL 1976.
9. J. MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace naukowe Politechniki Warszawskiej, Mechanika nr 32, 1975.
10. J. MARYNIAK, K. MICHAŁEWICZ, F. MISIAK, Z. WINCZURA, *Obliczenia teoretyczne własności dynamicznych bomb lotniczych*, Informator ITWL nr 49, Warszawa 1975.
11. J. MARYNIAK, K. MICHAŁEWICZ, F. MISIAK, Z. WINCZURA, *Wpływ wychylenia steru wysokości na własności dynamiczne bomb lotniczych*, Informator ITWL nr 50, Warszawa 1976.

12. J. MARYNIAK, K. MICHAŁEWICZ, Z. WINCZURA, *Wplyw silników hamująco-przyspieszających na własności obiektu osiowosymetrycznego w ruchu płaskim*, Informator ITWL nr 51, Warszawa 1976.
13. J. MARYNIAK, K. MICHAŁEWICZ, J. OSTROWSKI, Z. WINCZURA, *Zagadnienia aerodynamiki bomb lotniczych w zakresie prędkości poddźwiękowych*, Informator ITWL nr 52, Warszawa 1976.
14. J. MARYNIAK, K. MICHAŁEWICZ, Z. WINCZURA, *Dynamika lotu obiektów zrzucanych z samolotu*, Materiały IV konferencji instytutów Wydziału Elektromechanicznego WAT, poz. 12, Warszawa 1976.
15. J. N. NIELSEN, *Missile Aerodynamic*, New York, Toronto, London 1960.
16. F. J. REGAN, J. SMITH, *The Aeroballistics of a Terminally Corrected Spinning Projectile (TCSP) AIAA*, Paper No. 74 - 796, August 1975.
17. Y. ROCARD, *Dynamics Instability — Automobiles, Aircraft, Suspension Bridges*, London 1957.
18. H. SCHLICHTING, E. TRUCKENBRODT, *Aerodynamik des Flugzeuges*, Berlin—Göttingen—Heidelberg, Teil I — 1959, Teil II — 1960.
19. К. А. АБГАРЯН, И. М. РАПОПОРТ, *Динамика ракет*, Москва 1969.
20. Р. Б. ДОУ, *Основы теории современных снарядов*, Москва 1964.
21. А. А. ЛЕБЕДЕВ, И. С. ЧЕРНОБРОВКИН, *Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов*, Москва 1973.
22. И. Ф. КРАСНОВ, В. Н. КОШЕВОЙ, А. Н. ДАНИЛОВ, В. Ф. ЗАХАРЧЕНКО, *Аэродинамика ракет*, Москва 1968.
23. В. Д. КУРОВ, Ю. М. ДОЛЖАНСКИЙ, *Основы проектирования пороховых ракетных снарядов*, Москва 1961.
24. А. МНЕЛЕ, *Механика полёта*, т. I, *Теория траекторий полёта*, Москва 1965.
25. Г. М. МОСКАЛЕНКО, *Инженерные методы проектирования в ракетодинамике*, Москва 1974.
26. И. В. ОСТОСЛАВСКИЙ, *Аэродинамика самолёта*, Москва 1957.
27. И. В. ОСТОСЛАВСКИЙ, И. В. СТРАЖЕВА, *Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов*, Москва 1963.
28. В. К. СВЯТОДУХ, *Динамика пространственного движения управляемых ракет*, Москва 1969.

Р е з ю м е

ВЛИЯНИЕ ПАРАШЮТА НА ДВИЖЕНИЕ ОСЕВО-СИМЕТРИЧЕСКОГО
ОБЪЕКТА СБРАСЫВАЕМОГО С САМОЛЁТА

В работе рассматриваются динамические свойства свободно падающего объекта с тормозным парашютом и ускорительным ракетным двигателем. Объект считается жестким телом с пятью степенями свободы. Движение его описано системой нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка. Уравнения интегрированы численным методом с учётом принятых начальных условий. Для разных параметров сброса вычислены траектории полёта, измененис угла тангажа, рыскания, угла атаки, скольжения, скорости центра масс объекта и её составляющие. Аэродинамические характеристики получены экспериментально, путем испытания моделей в аэродинамических трубах.

S u m m a r y

THE INFLUENCE OF A PARACHUTE ON THE MOTION OF AN AXIALLY SYMMETRIC
AIRDROPPED OBJECT

The paper presents an analysis of dynamic properties of a freely moving object equipped with a braking parachute and an accelerating rocket engine. The object is treated as a rigid body with five degrees of freedom. The movement of the object is described by a system of second-order non-linear differential equations.

The equations were integrated numerically for the assumed initial conditions. Flight paths, variations of angles of elevation azimuth attack and sideslip, variations of velocity of the centre of mass and its components were calculated for different airdrop parameters. Aerodynamic characteristics were obtained empirically from model testing in a wind tunnel.

POLITECHNIKA WARSZAWSKA
WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA

Praca została złożona w Redakcji dnia 18 kwietnia 1977 r.