

## DYNAMIKA LOTU POJEMNIKA LOTNICZEGO HAMOWANEGO SPADOCHRONEM ZABUDOWANYM NIESYMETRYCZNIE

KAZIMIERZ MICHAŁEWICZ

*Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa*

### Ważniejsze oznaczenia

$Cx_s$	— bezwymiarowy współczynnik oporu spadochronu,
$d$	— średnica korpusu pojemnika,
$g$	— przyspieszenie ziemskie,
$I_x, I_y, I_z$	— osiowe momenty bezwładności pojemnika,
$L$	— długość korpusu pojemnika,
$l_{sH}$	— odległość SM pojemnika od węzła zamocowania spadochronu,
$L_B, M_B, N_B; L_{sP}, M_{sP}, N_{sP}$	— aerodynamiczne momenty przechylające, pochyłające i odchylające pojemnika oraz pochodzące od spadochronu,
$L_N, M_N, N_N$	— aerodynamiczne momenty pochodzące od niesymetrycznie zabudowanego spadochronu,
$L_P, M_q, N_r$	— pochodne aerodynamiczne momentu przechylającego, pochyłającego i odchylającego względem zmian prędkości kątowych pojemnika,
$P, Q, R$	— prędkości kątowe przechylania, pochylenia i odchylania pojemnika w układzie związanym,
$Ps_x, Ps_y, Ps_z$	— składowe wektora oporu spadochronu,
$S$	— powierzchnia przekroju poprzecznego korpusu pojemnika,
$S_b$	— powierzchnia przekroju podłużnego pojemnika,
$U, V, W$	— prędkości liniowe środka masy pojemnika w układzie związanym $Oxyz$ ,
$X_B, Y_B, Z_B$	— opór, siła boczna, siła nośna pojemnika w układzie związanym $Oxyz$ ,
$X_q, X_r, Y_q, Z_r$	— pochodne aerodynamiczne oporu, siły bocznej i nośnej pojemnika względem zmian prędkości kątowych $Q$ i $R$ ,

$\alpha$	— kąt natarcia pojemnika,
$\alpha_1$	— kąt zabudowy węzła spadochronu,
$\gamma$	— kąt ślizgu pojemnika,
$\gamma_1$	— kąt zabudowy węzła spadochronu,
$\rho$	— gęstość powietrza,
$\Phi, \Theta, \Psi$	— kąty przechylenia, pochylenia i odchylenia pojemnika,
$m_c$	— masa całkowita pojemnika.

## 1. Wstęp

W pracy zbadano wpływ niesymetrycznie zabudowanego spadochronu hamująco-stabilizującego na parametry lotu pojemnika lotniczego zrzuconego z samolotu. Objekt traktowano jako układ mechaniczny sztywny [3, 5, 9, 13, 14], na który działają siły zewnętrzne [1, 2, 15], a między innymi siła hamująca  $P_s$  spadochronem [8, 10, 12].

Analizując dynamikę obiektu podczas projektowania do niego układu spadochronowego wykonano:

- badania aerodynamiczne modelu pojemnika i spadochronu,
- pomiary charakterystyk geometrycznych i masowych,
- analizę dynamiki układu metodą symulacji numerycznej,
- badania w locie pojemnika z symetrycznie zabudowanym spadochronem.

Równania ruchu wyprowadzono stosując podstawowe zasady dynamiki Newtona dla układów mechanicznych o więzach holonomicznych w układzie współrzędnych związanych z pojemnikiem [2, 5, 6, 7, 9]. Uwzględniono sześć stopni swobody pojemnika, składowe prędkości: podłużnej —  $U$ , poprzecznej —  $W$  i bocznej —  $V$  (rys. 1) oraz przemieszczenia kątowe: kąty przechylenia  $\Phi$ , pochylenia  $\Theta$  i odchylenia  $\Psi$ .

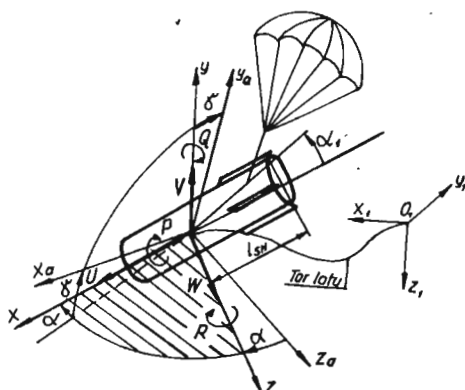
W pracy przyjęto założenie, że spadochron (jako obiekt nieważki) ustawiał się równoległe do kierunku wektora prędkości układu. Uwzględniono proces przejściowy otwierania i napełniania czaszy spadochronu, zakładając liniową zmianę współczynnika oporu  $Cx_s(t)$ . Przyjęty model matematyczny badanego obiektu został zweryfikowany na podstawie przeprowadzonych prób w locie.

## 2. Przyjęte układy współrzędnych

Do opisu dynamiki obiektu swobodnego niezbędne są cztery układy odniesienia (rys. 1):

- układ  $Oxyz$  sztywno związany z poruszającym się zasobnikiem,
- układ prędkościowy  $Ox_a y_a z_a$  związany z kierunkiem przepływu ośrodka,
- układ grawitacyjny  $Ox_g y_g z_g$  związany z  $SM$  poruszającego się obiektu, równoległy do układu  $Ox_1 y_1 z_1$ ,
- nieruchomy układ grawitacyjny  $Ox_1 y_1 z_1$  związany z Ziemią.

Układy odniesienia zostały przyjęte zgodnie z PN-83 L-01010.01. Ruch obiektu został opisany w centralnym układzie współrzędnych  $Oxyz$  sztywno związanym z obiektem.



Rys. 1 — Model fizyczny obiektu i przyjęte układy współrzędnych

Chwilowe położenie pojemnika lotniczego określono przez współrzędne środka masy obiektu  $r_1(x_1, y_1, z_1)$  mierzone względem nieruchomego układu współrzędnych  $Ox_1y_1z_1$  oraz kąty obrotu  $\Phi, \Theta, \Psi$ , [5, 9].

### 3. Model fizyczny

Analizowanym obiektem jest pojemnik lotniczy zrzucany z samolotu, hamowany niesymetrycznie zabudowanym spadochronem. Pojemnik (tj. korpus wraz z układem stabilizacji — rys. 1) traktowano jako układ mechaniczny, sztywny, osiowosymetryczny o stałej masie [1, 2, 11].

Spadochron w tym układzie przeznaczony jest do wyhamowania prędkości lotu pojemnika oraz zapewnienia stabilizacji. Oddziaływanie spadochronu na pojemnik odwzorowano jako działanie siły  $P_s$  przyłożonej niesymetrycznie (na obudowie korpusu) układającej się równoległe do kierunku wektora prędkości  $V_c$  [10]. Model pojemnika i spadochronu poddano stacjonarnym badaniom aerodynamicznym, natomiast na obiekcie rzeczywistym dokonano pomiarów charakterystyk geometrycznych i masowych. Podczas badań aerodynamicznych wykonano dmuchania aero pojemnika, jak również pojemnika ze spadochronem [1, 2].

### 4. Model matematyczny

Równania ruchu obiektu wyprowadzono w oparciu o podstawowe równania dynamiki [3, 5, 9, 14, 16, 17] słuszne dla układów inercjalnych, które dla ciała o stałej masie mają postać:

$$m \left( \frac{\partial V_c}{\partial t} + \Omega \times V_c \right) = \bar{F}. \quad (1)$$

$$\frac{\partial K_c}{\partial t} + \Omega \times K_c = \mathfrak{M}. \quad (2)$$

Stosując przekształcenia [9] oraz rzutując wektorowe równania ruchu (1, 2) na osie układu współrzędnych, otrzymano dynamiczne równania ruchu, które dla rozpatrywanego obiektu mają postać:

$$\frac{dU}{dt} = R \cdot V - Q \cdot W - g \sin \Theta + \frac{1}{m_c} (X_B + X_q Q + X_r R + P s_x), \quad (3)$$

$$\frac{dV}{dt} = P \cdot W - R \cdot U + g \cos \Theta \sin \Phi + \frac{1}{m_c} (Y_B + Y_r R + P s_y), \quad (4)$$

$$\frac{dW}{dt} = Q \cdot U - P \cdot V + g \cos \Theta \cos \Phi + \frac{1}{m_c} (Z_B + Z_q Q + P s_z), \quad (5)$$

$$\frac{dP}{dt} = \frac{1}{I_x} (L_B + L_P \cdot P + L s_P + L_N), \quad (6)$$

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{1}{I_y} [-(I_x - I_z) P R + M_B + M_q Q + M s_P + M_N], \quad (7)$$

$$\frac{dR}{dt} = \frac{1}{I_z} [-(I_y - I_x) P Q + N_B + N_r R + N s_P + N_N]. \quad (8)$$

W celu uzyskania pełnego układu równań uzupełniano je związkami kinematycznymi [5, 9, 10, 11].

Do sił i momentów aerodynamicznych przedstawionych w pracach [9, 10, 11] przyjęto dodatkowo:

$$L s_P = \frac{1}{2} \rho S V c^2 L C l_{brz}, \quad (9)$$

$$M s_P = P s_z l s_H, \quad (10)$$

$$N s_P = -P s_y l s_H, \quad (11)$$

$$L_N = P s_y \frac{d}{2} \cos \Phi - P s_z \frac{d}{2} \sin \Phi, \quad (12)$$

$$M_N = \frac{1}{2} \rho S V c^2 \frac{d}{2} C_{x_s} (1 - \sin \alpha - \cos \alpha_1) \cos \gamma \cos \Phi, \quad (13)$$

$$N_N = -\frac{1}{2} \rho S V c^2 \frac{d}{2} C_{x_s} (1 - \sin \gamma - \cos \gamma_1) \cos \alpha \sin \Phi. \quad (14)$$

Pochodne aerodynamiczne zasobnika przyjęto jak w pracach [9, 10, 11].

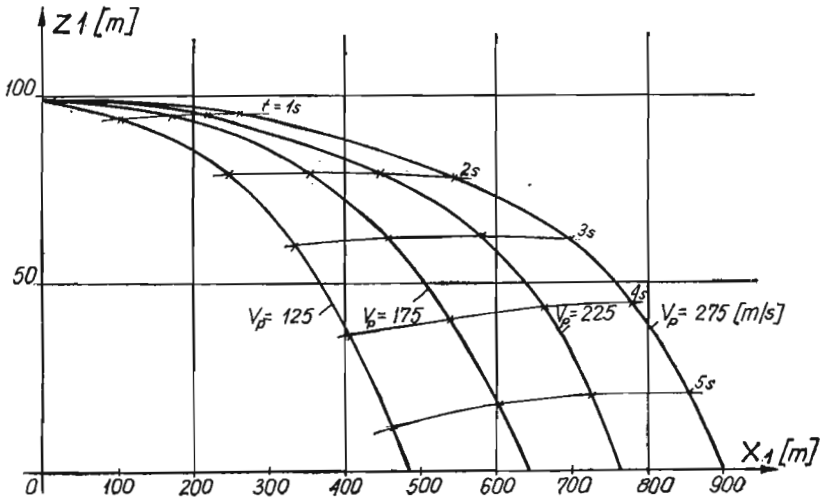
## 5. Wyniki analizy numerycznej

Podczas wykonywania obliczeń torów lotu pojemnika wyróżniono trzy fazy lotu:

- faza pierwsza — lot pojemnika od momentu zrzutu z nosiciela do początku otwarcia spadochronu ( $0 < t \leq 1,6$  s),
- faza druga — rozwijanie i napełnianie spadochronu, założono liniową zmianę współczynnika oporu spadochronu  $C_{x_s}(t)$  ( $1,6 < t \leq 2,1$ ),
- faza trzecia — lot pojemnika hamowanego spadochronem ( $t > 2,1$  s).

Przeprowadzona analiza numeryczna miała na celu zbadanie wpływu parametrów lotu samolotu — nosiciela oraz parametrów konstrukcyjnych obiektu na jego właściwości dynamiczne.

Charakterystyczne wyniki analizy numerycznej badanego obiektu przedstawiono w formie wykresów na rys. 2÷9.



Rys. 2

Rys. 2 — Tory lotu środka masy pojemnika zrzuconego przy równych prędkościach nosiciela

Z analizy uzyskanych wyników obliczeń numerycznych wynika, że profil toru lotu (rys. 2÷9) pojemnika  $z_1 = z_1(x_1)$  w istotny sposób zależy od parametrów lotu nosiciela w momencie zrzutu ( $z_1, V_p, \Theta_p$ ), efektywności hamowania spadochronu ( $Cx_s$ ) oraz wielkością czasu rozwijania i napełniania **czaszy**.

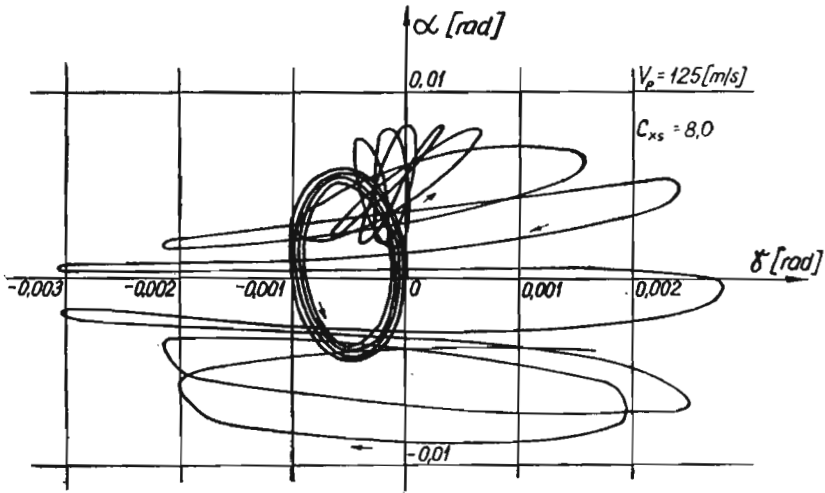
Prędkość całkowita  $V_c$  pojemnika jest uzależniona od prędkości zrzutu i intensywności hamowania czaszy spadochronu [10].

Zmiana kąta pochylenia  $\Theta(t)$  osi podłużnej  $Ox$  pojemnika zależy od prędkości zrzutu i współczynnika oporu spadochronu  $Cx_s$ .

W oscylacji kąta natarcia  $\alpha(t)$  wyróżnia się okres: lotu swobodnego pojemnika do  $t = 1,6$  s, rozwijania czaszy spadochronu do  $t = 2,1$  s i lotu hamowanego  $t > 2,1$  s (rys. 3).

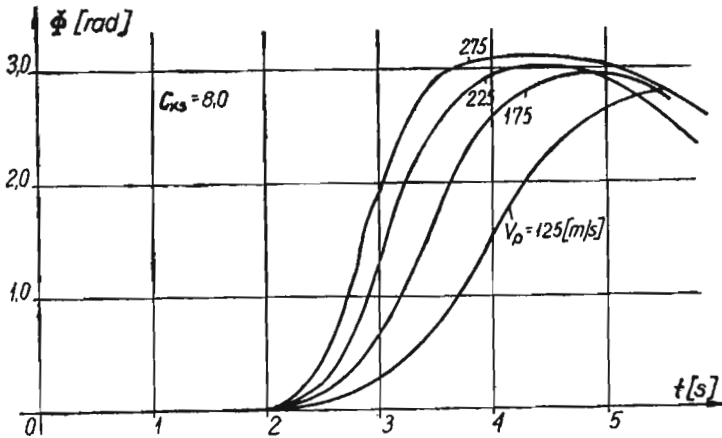
Wahania kąta  $\alpha(t)$  wzrastają wraz ze spadkiem prędkości pojemnika.

Oscylacje kąta ślizgu  $\gamma(t)$  podczas lotu pojemnika (rys. 3) na spadochronie uzależnione są od prędkości lotu. Niesymetryczne zabudowanie spadochronu do korpusu pojemnika (rys. 1) i niesymetryczność samego obiektu w płaszczyznach  $Oxy$  i  $Oxz$  prowadzi do powstania sprzężeń ruchów symetrycznych i asymetrycznych, które powodują powstanie obrotu wzdłuż osi  $Ox$  (rys. 4 i 5).



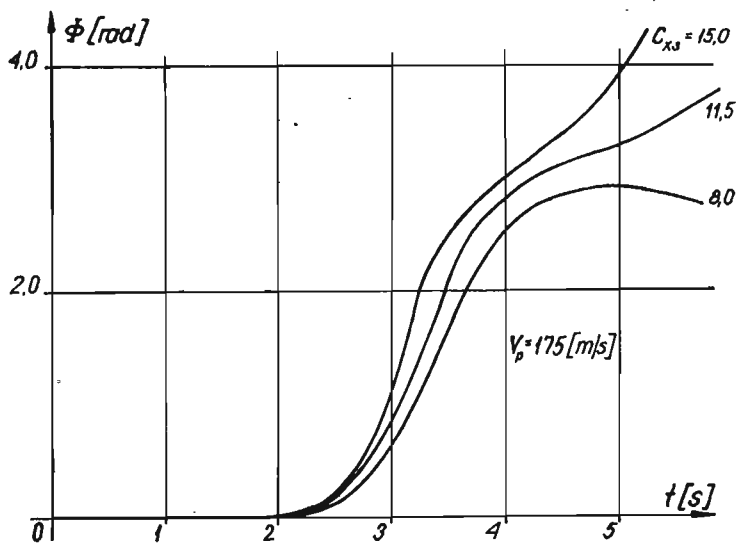
Rys. 3

Rys. 3 — Zmiany kąta natarcia  $\alpha$  w funkcji zmian kąta ślizgu  $\gamma$  pojemnika

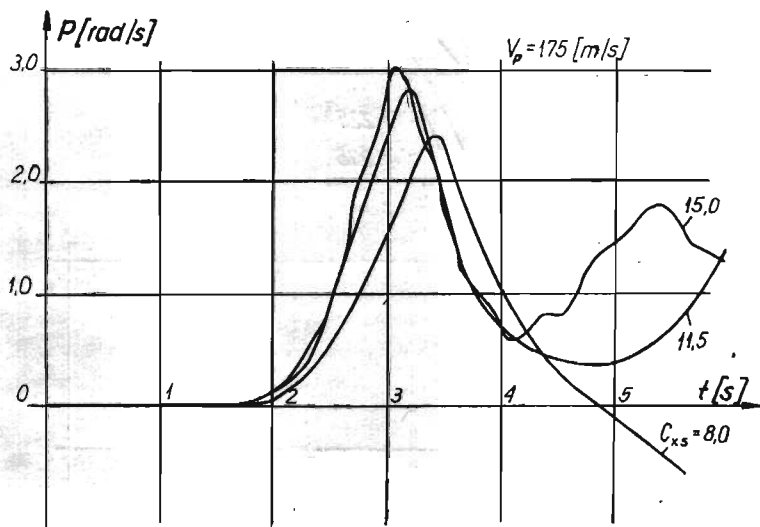


Rys. 4 — Przebiegi kąta przechylenia  $\Phi(t)$  pojemnika dla  $V_p = 125; 175; 225$  i  $275$  m/s i  $C_{x_s} = 8$ .

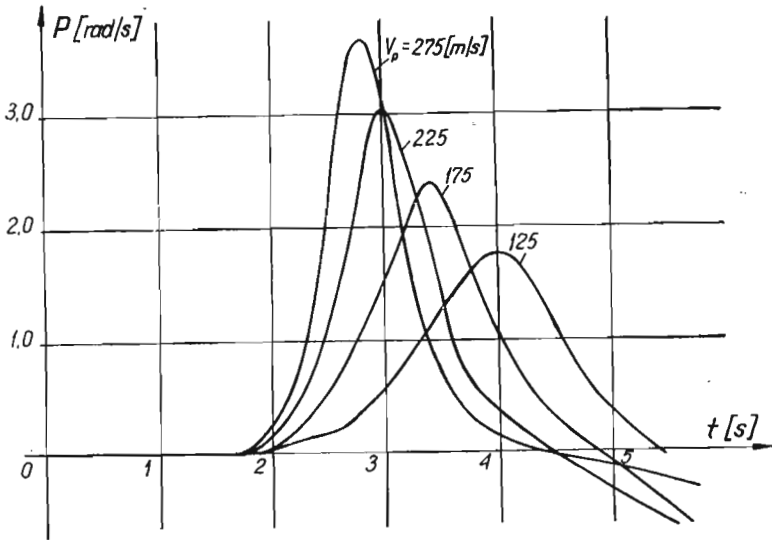
Wielkość tego obrotu (kąt przechylenia  $\Phi$ ) uzależniona jest od prędkości zrzutu  $V_p$  (rys. 4) oraz intensywności hamowania spadochronu (rys. 5). Wahania kąta ślizgu  $\gamma$  oraz wzrost kąta przechylenia  $\Phi$  (rys. 4 i 5) do około trzech radianów, powoduje zmianę znaku kąta odchylenia  $\Psi$  w czwartej sekundzie lotu. Czas po jakim układ osiąga maksymalną wartość prędkości kątowej przechylenia  $P$  uzależniony jest od współczynnika  $C_{x_s}$  (rys. 6) oraz prędkości zrzutu  $V_p$  (rys. 7). Maksymalna wartość siły w węzle spadochronu występuje po pełnym rozwinięciu czaszy i jest również uzależniona od  $C_{x_s}$  i  $V_p$ .



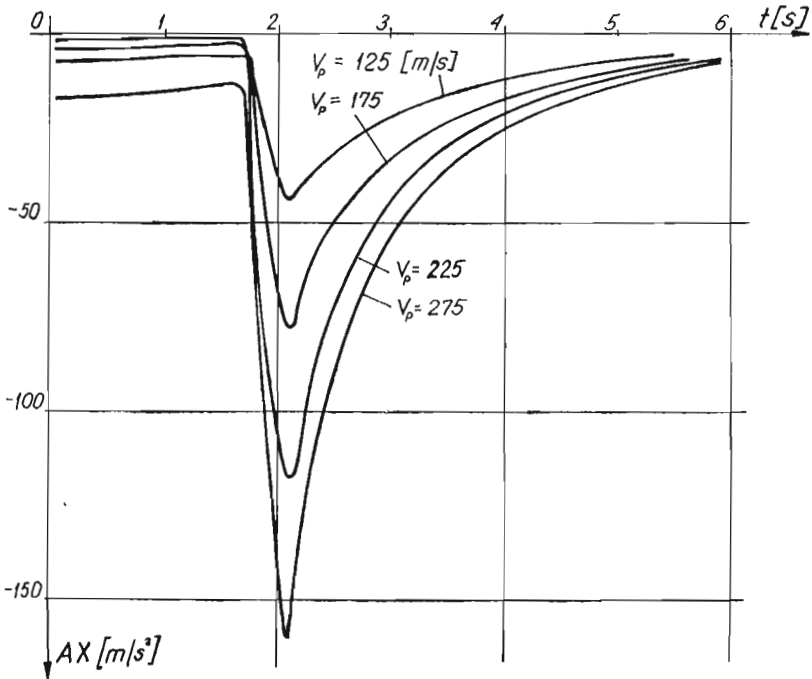
Rys. 5 — Przebiegi kąta przechylenia  $\phi(t)$  pojemnika dla  $V_p = 175$  m/s i  $C_{x_s} = 8, 11,5$  i  $15$ .



Rys. 6 — Przebiegi prędkości kątowej przechylenia  $P(t)$  pojemnika dla  $V_p = 175$  m/s i  $C_{x_s} = 8, 11,5$  i  $15$



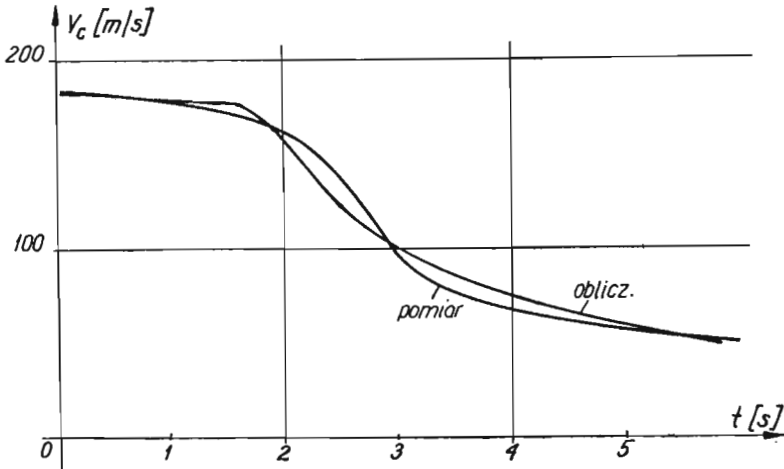
Rys. 7 — Zmiany prędkości kątowej przechylenia  $P(t)$  pojemnika dla  $V_p = 125; 175; 225$  i  $275$  m/s



Rys. 8 — Zmiany przyspieszenia  $AX(t)$  pojemnika wzdłuż osi  $Ox$ , dla  $V_p = 125; 175; 225$  i  $275$  m/s



Prędkość rozwijania i napełniania czaszy spadochronu ma zasadniczy wpływ na wielkość przyspieszenia  $A_x$ . Uzależnione ono jest od prędkości zrzutu (rys. 8) i intensywności hamowania czaszy. Przeciżenia występujące wzdłuż osi podłużnej  $Ox$  pojemnika  $N_x$  przebiegiem zbliżone są do oporu spadochronu  $P_{s_x}$  ze względu na największą jego wartość w siłach zewnętrznych działających na pojemnik. Wartości przeciżeń  $N_y$  i  $N_z$  działających wzdłuż osi  $Oy$  i  $Oz$  uzależnione są od oscylacji kąta natarcia  $\alpha$  i kąta ślizgu  $\gamma$ . W celu weryfikacji przyjętego modelu matematycznego i założeń, przy których otrzymano rozwiązanie, dokonano prób eksperymentalnych na pojemniku z symetrycznie i niesymetrycznie



Rys. 9 — Zmiana prędkości  $V_c$  środka masy pojemnika ze spadochronem zabudowanym symetrycznie

trycznie zabudowanym spadochronem. Zmiany prędkości całkowitej podczas przeprowadzonych badań w locie, przedstawiono na wykresie nr 9. Ogólna zgodność wyników uzyskanych z obliczeń i badań modeli rzeczywistych weryfikuje opracowany model badanego zjawiska.

## 6. Wnioski ogólne

Wyniki analizy numerycznej dynamiki lotu pojemnika z zabudowanym niesymetrycznie spadochronem, przedstawione w niniejszej pracy wskazują, że istniejące sprzężenie między parametrami ruchów symetrycznych i antysymetrycznych ma istotny wpływ na dynamikę układu.

Powyższa analiza pozwoliła ustalić podstawowe charakterystyki i zależności w przypadku zrzutu takich układów z samolotu. Najistotniejszą fazą ruchu takiego układu jest lot podczas otwierania czaszy spadochronu oraz po jej otwarciu co ma zasadniczy wpływ na parametry ruchu pojemnika.

Celem dokładnego zasymulowania całego toru lotu obiektu należy założyć nieliniowy przebieg procesu otwarcia czaszy spadochronu wykonując dokładne badania aerodynamiczne.

Wyniki uzyskane z analizy numerycznej i badań w locie mogą być przydatne przy projektowaniu spadochronowych układów hamująco-stabilizujących przeznaczonych do zrzutu pojemników lotniczych.

#### Literatura

1. R. M. AYRES, *The aerodynamic behaviour of fully inflated parachutes*, Aeronautical Journal, January 1978.
2. Z. DŻYGADŁO, A. KRZYŻANOWSKI, E. PIOTROWSKI, *Dynamika lotu osiowosymetrycznego ciała z wiotkim urządzeniem hamującym*, Biuletyn WAT, 1/257, 23 (1974).
3. R. H. CANON jr, *Dynamika układów fizycznych*, WNT, Warszawa 1973.
4. S. DUBIEL, *Konstrukcja rakiet, Cz. I, przeciążenia WAT*, Warszawa 1980.
5. B. ETKIN, *Dynamics of Atmospheric Flight*, New York 1972.
6. W. FISZDON, *Mechanika lotu, Cz. I i II*, Łódź—Warszawa 1961.
7. R. GUTOWSKI, *Mechanika analityczna*, Warszawa 1971.
8. S. F. HOERNER, *Aerodynamics Drag*, Ohio 1951.
9. J. MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace naukowe Politechniki Warszawskiej, Mechanika nr 32, Warszawa 1975.
10. J. MARYNIAK, K. MICHALEWICZ, Z. WINCZURA, *Wpływ spadochronu na ruch zasobnika osiowosymetrycznego zrzucanego z samolotu*. Mechanika Teoretyczna i Stosowana, Zeszyt 1, Warszawa 1978.
11. K. MICHALEWICZ, *Dynamika lotu pojemnika lotniczego hamowanego spadochronem zabudowanym niesymetrycznie*. Opracowanie ITWL BT nr 8610/I, Warszawa 1987.
12. J. N. NELSEN, *Missile Aerodynamic*, New York, Toronto, London 1960.
13. S. ZIEMBA, *Analiza drgań*, Tom I i II, PWN, Warszawa 1957.
14. К. А. АБГАРЯН, И. М. РАПОПОРТ, *Динамика ракет*, Москва 1969.
15. Н. А. ЛОБАНОВ, *Основы расчёта и конструирования парашютов*, Машиностроение, Москва 1965.
16. А. МИЕЛЬ, *Механика полёта, т. I, Теория траекторий полёта*, Москва 1965.
17. И. В. ОСТОСЛАВСКИЙ, И. В. СТРАЖЕВА, *Динамика полёта, Траектории летательных аппаратов*, Москва 1963.

#### Резюме

### ДИНАМИКА ПОЛЁТА АВИАЦИОННОГО КОНТЕЙНЕРА ТОРМОЗИМОГО ПАРАШЮТОМ, ВМОНТИРОВАННЫМ НЕСИММЕТРИЧНО

В настоящей работе представлена проблема влияния несимметрично вмонтированного парашюта на параметры полёта контейнера, выбрасываемого из самолёта. Уравнение движения определено, используя основные принципы динамики Ньютона, для механических систем с голономическими связями в системе координат, связанных с контейнером.

Используя численное моделирование, была исследована проблема влияния условий выброса, а также выбранных конструктивных параметров на динамические свойства объекта в воздушном полёте.

Из проведённого анализа (численного) динамики полёта контейнера следует, что существующая связь между параметрами симметрических и антисимметрических движений имеет существенное влияние на перемещение системы.

## S u m m a r y

DYNAMICS OF AIR CONTAINER FLIGHT HAMPERED BY PARACHUTE BUILT IN  
ASYMMETRICALLY

The paper presents the influence of an unsymmetrically built-in parachute on flight parameters of a container dropped from an aircraft. Equations of motion have been derived using basic Newton's law for material systems with holonomical constraints in a coordinate system related to the container. The influence of drop conditions and selected structural parameters on dynamic properties of the object in three-dimensional flight has been studied using digital simulation. From the numerical analysis of container flight dynamics it has appeared that the existing interaction between parameters of the symmetrical and antisymmetrical motions has an essential influence on the system displacements.

*Praca wpłynęła do Redakcji dnia 29 października 1987 roku.*

---