

WPLYW WARUNKÓW ZRZUTU NA RUCH ZASOBNIKA W POBLIŻU NOSICIELA I PARAMETRY UPADKU

JERZY MARYNIAK
KAZIMIERZ MICHAŁEWICZ
ZYGMUNT WINCZURA
Politechnika Warszawska

1. Wstęp

W celu zbadania osobliwości lotu obiektów zrzuconych z samolotów w zakresie prędkości poddźwiękowych, rozpatrzono dynamikę zasobnika w chwili zrzutu z nosiciela oraz wpływ warunków początkowych na parametry lotu w punkcie upadku.

Obiekt traktowano jako układ mechaniczny sztywny [2, 4, 8] o sześciu stopniach swobody składowe prędkości: podłużna U poprzeczna W i boczna V oraz przemieszczenia kątowe; kąty przechylenia Φ , pochylenia θ i odchylenia Ψ .

Wyprowadzono równania ruchu zasobnika i opracowano programy [7] do obliczeń na EMC, stosując numeryczne całkowanie równań za pomocą metody Mersona. Charakterystyki aerodynamiczne uzyskano w wyniku badań modelowych w aerodynamicznym tunelu poddźwiękowym w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej. Charakterystyki masowe wyznaczono na drodze obliczeń teoretycznych.

2. Dynamiczne równania ruchu obiektu

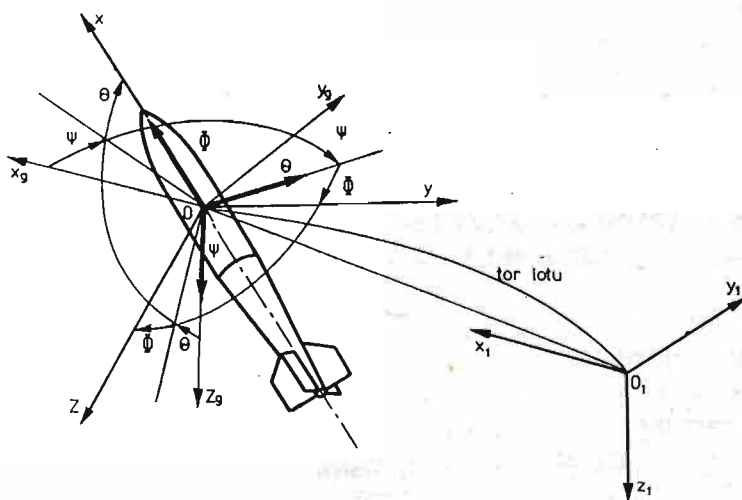
Do opisu ruchu obiektu zrzuconego z nosiciela przyjęto następujące układy odniesienia [4, 5, 8, 9, 10, 11, 13];

- układ sztywno związany z poruszającym się obiektem $Oxyz$ rys. (1 i 2).
- układ prędkościowy związany z kierunkiem przepływu ośrodka $Ox_a y_a z_a$ (rys. 2).
- układ grawitacyjny związany z poruszającym się obiektem $Ox_g y_g z_g$ (rys. 1). równoległy do układu $Ox_1 y_1 z_1$.
- nieruchomy układ grawitacyjny związany z Ziemią $Ox_1 y_1 z_1$ (rys. 1).

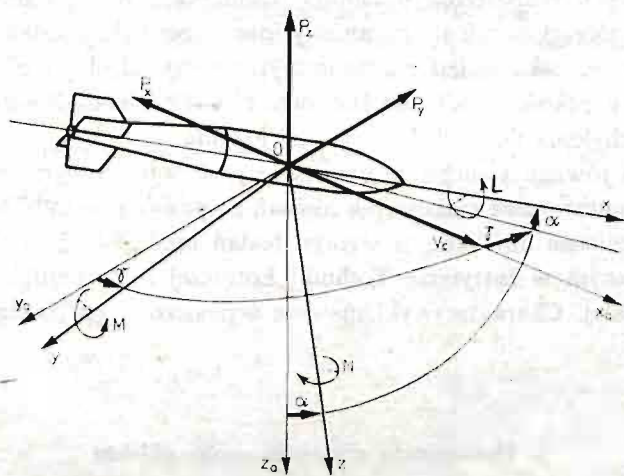
Badając ruch klasycznego zasobnika lotniczego założono, że jest on ciałem sztywnym osiowosymetrycznym, a stałej masie [1, 2, 5, 8, 9, 10, 11, 13].

Układ różniczkowych równań ruchu zasobnika lotniczego, uwzględniający nieliniowości geometryczne kinematyczne i aerodynamiczne w zapisie macierzowym ma postać [8, 11, 13]:

$$P\dot{\mathbf{x}}(t) + N(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, t) = \mathbf{0}, \quad (1)$$



Rys. 1. Przyjęte układy odniesienia



Rys. 2. Wzajemne położenie układu prędkościowego $Ox_a y_a z_a$ i układu związanego $Oxyz$

gdzie:

$$\mathbf{x} = \text{col}[U, V, W, P, Q, R, \Phi, \theta, \Psi], \quad (2)$$

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} m(t) & & & & & & & & & \\ & m(t) & & & & & & & & 0 \\ & & m(t) & & & & & & & \\ & & & J_x(t) & & & & & & \\ & & & & J_y(t) & & & & & \\ & & & & & J_z(t) & & & & \\ & & & & & & \cos \theta & & & \\ & & & & & & & 1 & & \\ & & & & & & & & \cos \theta & \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} -m(t)(RV - QW) + m(t)g \sin \theta - X_Q Q - X \\ -m(t)(PW - RU) - m(t)g \cos \theta \sin \Phi - Y_R R - Y \\ -m(t)(QU - PV) - m(t)g \cos \theta \cos \Phi - Z_Q Q - Z \\ -L_p P - L \\ [J_x(t) - J_z(t)] PR - M_Q Q - M \\ [J_y(t) - J_x(t)] PQ - N_R R - N \\ -P \cos \theta - (Q \sin \Phi + R \cos \Phi) \sin \theta \\ -Q \cos \Phi + R \sin \Phi \\ -Q \sin \Phi + R \cos \Phi. \end{bmatrix} \quad (4)$$

W celu uzyskania pełnego układu równań uzupełniano równania (1) następującymi związkami kinematycznymi [4, 8, 11, 13]:

$$\text{col}[\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1] = \Lambda_V^{-1} \text{col}[U, V, W], \quad (5)$$

$$\text{col}[\dot{\Phi}, \dot{\theta}, \dot{\Psi}] = \Lambda_D^{-1} \text{col}[P, Q, R], \quad (6)$$

gdzie Λ_V, Λ_D macierze transformacji [4, 8, 13].

Kąty: natarcia α i ślizgu γ zdefiniowano jako:

$$\alpha = \arcsin \frac{W}{\sqrt{U^2 + W^2}}, \quad (7)$$

$$\gamma = \arcsin \frac{V}{V_c}, \quad (8)$$

gdzie:

$$V_c^2 = U^2 + V^2 + W^2. \quad (9)$$

Pochodne aerodynamiczne X_Q, Y_R, Z_Q, M_Q, N_R występujące w macierzy \mathbf{N} (4) badanego zasobnika przedstawiono w pracach [11, 13].

3. Przykład liczbowy i wnioski

Numeryczne rozwiązanie równań (1) ÷ (9) otrzymano na maszynie cyfrowej Odra, wykorzystując do całkowania metodą Mersona [7]. Analizę numeryczną przeprowadzono w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych.

Obliczenia wykonano dla następujących warunków początkowych:

- prędkości zrzutu $V_p = 175$ [m/s],
- wysokości zrzutu $H = 500$ [m],
- kąta pochylenia toru $\theta_0 = 2^\circ; 1^\circ; 0^\circ; -1^\circ; -2^\circ$,
- kąta natarcia $\alpha_p = 2^\circ; 1^\circ; 0^\circ; -1^\circ; -2^\circ$,
- kąta odchylenia $\Psi_p = 0^\circ; 1^\circ; 2^\circ$,

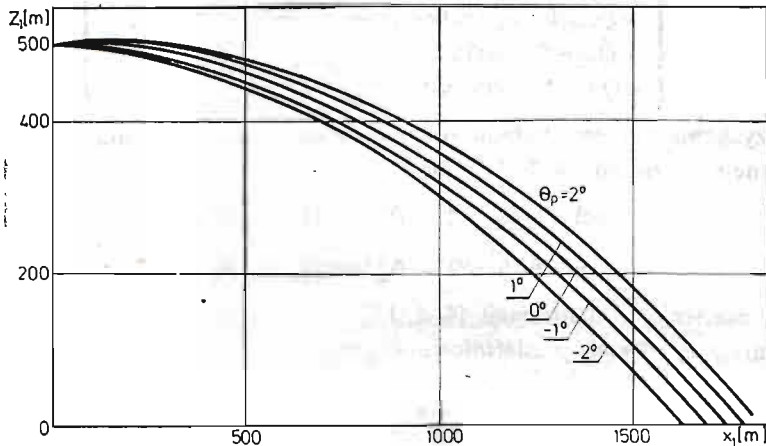
dla zasobników o różnej masie oraz przy zachowaniu stałych charakterystyk geometrycznych i aerodynamicznych.

Charakterystyczne wyniki obliczeń badanego obiektu przedstawiono na wykresach rys. 3 ÷ 14.

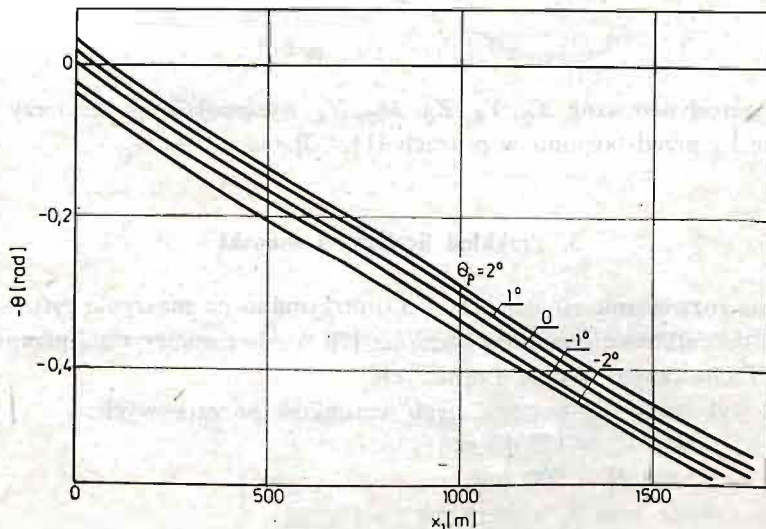
Z analizy uzyskanych rezultatów obliczeń wynika, że profil toru lotu zasobnika $z_1 =$

$= z_1(x_1)$ i $y_1 = y_1(x_1)$ silnie uzależniony jest od parametrów lotu samolotu w chwili oddzielenia (rys. 3, 5, 9, 11, 12), jak również charakterystyk masowych zasobnika (rys. 11, 12).

Początkowy kąt pochylenia zasobnika θ_p ma istotny wpływ na zasięg (rys. 3) oraz na kąt upadku θ_k (rys. 4), przy czym wzrost kąta θ_p powoduje zwiększenie zasięgu i kąta



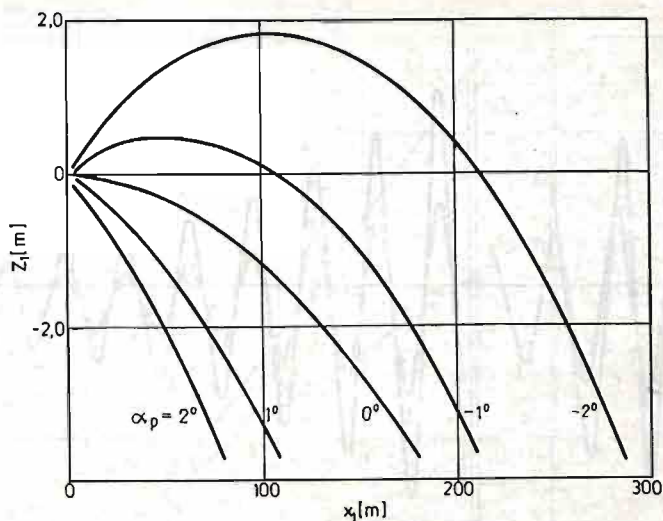
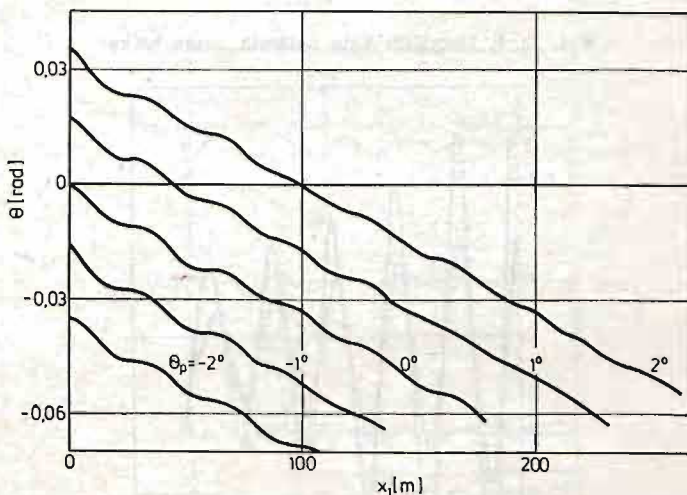
Rys. 3. Torzy lotu zasobnika przy różnych początkowych kątach pochylenia θ_p



Rys. 4. Zmiany kąta pochylenia zasobnika θ

upadku. Istotny wpływ na profil toru zasobnika w pobliżu nosiciela ma początkowy kąt natarcia α_p .

Z rys. 5 wynika, że przy małej masie zasobnika $m = 50$ kg i ujemnym kącie natarcia $\alpha_p = -2^\circ$ następuje przewyższenie toru nosiciela o ok. 1,75 m, co może spowodować kolizję z samolotem.

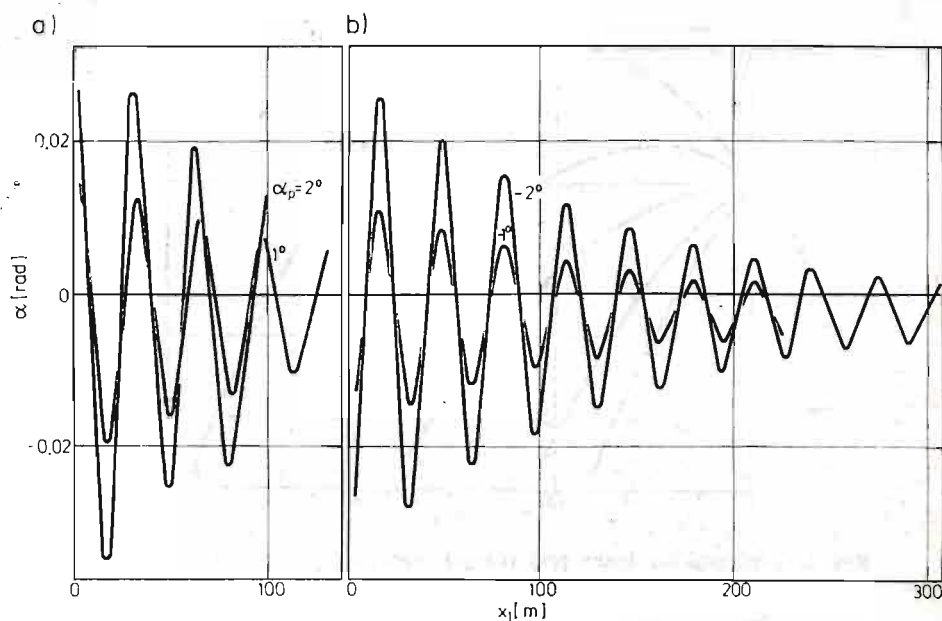
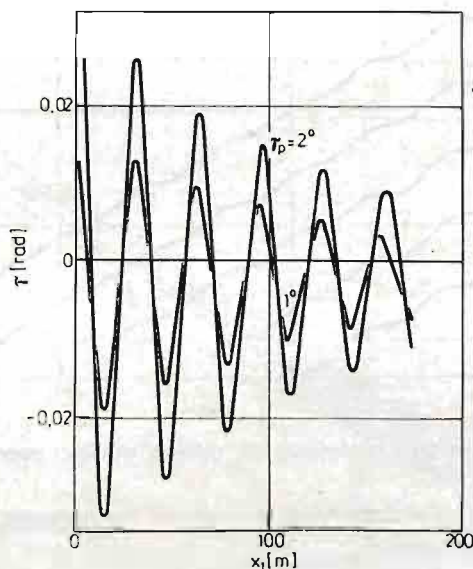
Rys. 5. Torzy lotu zasobnika przy różnych początkowych kątach natarcia α_p Rys. 6. Zmiany kąta pochylenia dla różnych wartości początkowych θ_p

Na rys. 6 przedstawiono zmianę kąta pochylenia θ zasobnika w pobliżu nosiciela dla różnych wartości początkowych θ_p .

Kolejne wykresy przedstawiają oscylację kąta natarcia α zasobnika (rys. 7a, b) oraz kąta ślizgu γ (rys. 8) przy różnych wartościach początkowych tych parametrów. Wynika z nich, że ruch zasobnika na torze ma charakter oscylacji tłumionych, a amplituda oscylacji zależy od wartości początkowych kątów α_p i γ_p .

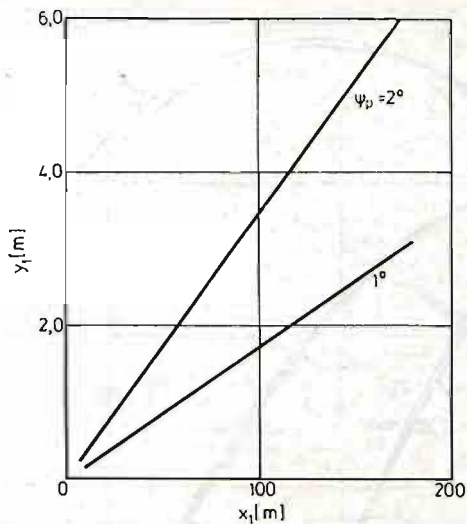
Z wykresu toru lotu zasobnika w płaszczyźnie Ox_1y_1 (rys. 9) wynika, że odchyła się on od płaszczyzny rzutu, przy czym zboczenie to jest uzależnione od początkowego kąta odchylenia Ψ_p . Większy początkowy kąt odchylenia powoduje większe znoszenie boczne.

Na rys. 10 przedstawiono oscylacje kąta odchylenia Ψ zasobnika przy różnych jego

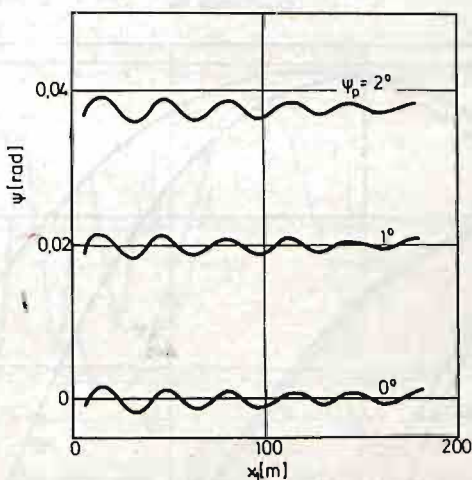
Rys. 7a, b. Oscylacje kąta natarcia α zasobnikaRys. 8. Oscylacje kąta ślizgu γ zasobnika

wartościach początkowych $\psi_p = 0^\circ, 1^\circ$ i 2° . Wykonuje on jedynie słabe oscylacje odchylenia wokół ustalonej wartości początkowej kąta ψ_p , bez zmiany jego średniej wartości.

Kolejne wykresy przedstawiają profil toru lotu zasobników o różnej masie dla różnych wartości początkowych kątów pochylenia (rys. 11). Profil ten zależy zarówno od warunków zrzutu, jak również od charakterystyk masowych zasobników przy niezmiennych charakterystykach geometrycznych. Zasobnik o większej masie charakteryzuje się większą



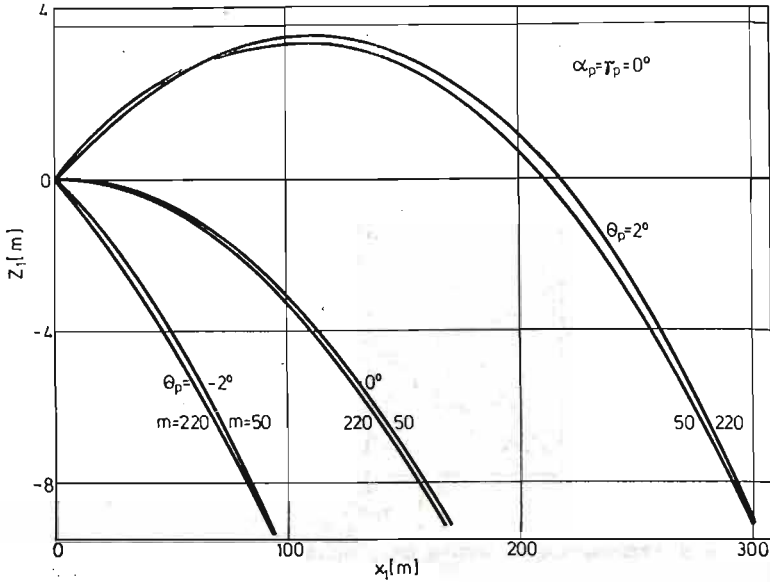
Rys. 9. Przesunięcie środka masy obiektu w płaszczyźnie bocznej

Rys. 10. Zmiany kąta odchylenia ψ'

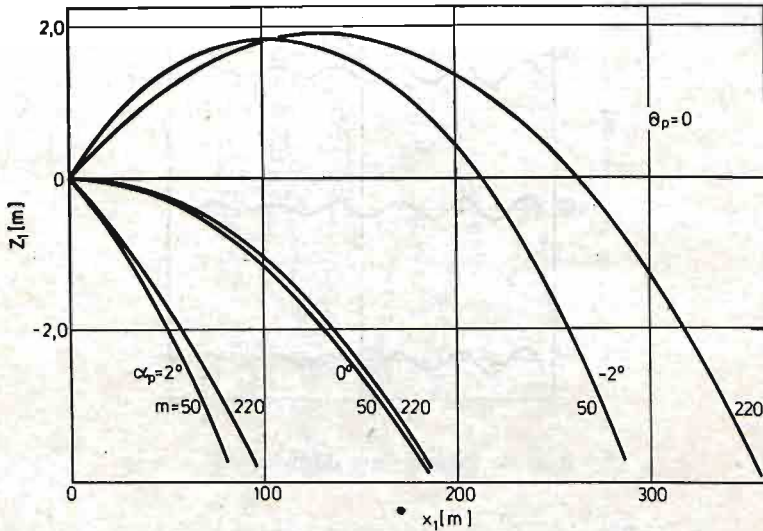
donośnością, co uzależnione jest od stosunku działających sił aerodynamicznych do sił masowych.

Charakter zmian kąta pochylenia zasobników o różnych masach, dla różnych wartości początkowych θ_p , przedstawia rys. 13. Ruch zasobnika o mniejszej masie $m = 50$ kg charakteryzuje się oscylacjami o większej częstotliwości i mniejszej amplitudzie niż zasobnika o masie dużej.

Przebieg zmian kąta natarcia na torze lotu (rys. 14) wyraźnie wskazuje na oscylacyjny charakter ruchu zasobnika. Ruch zasobnika o masie $m = 50$ kg jest silnie tłumiony, co wynika z dużego stosunku sił aerodynamicznych do sił masowych.



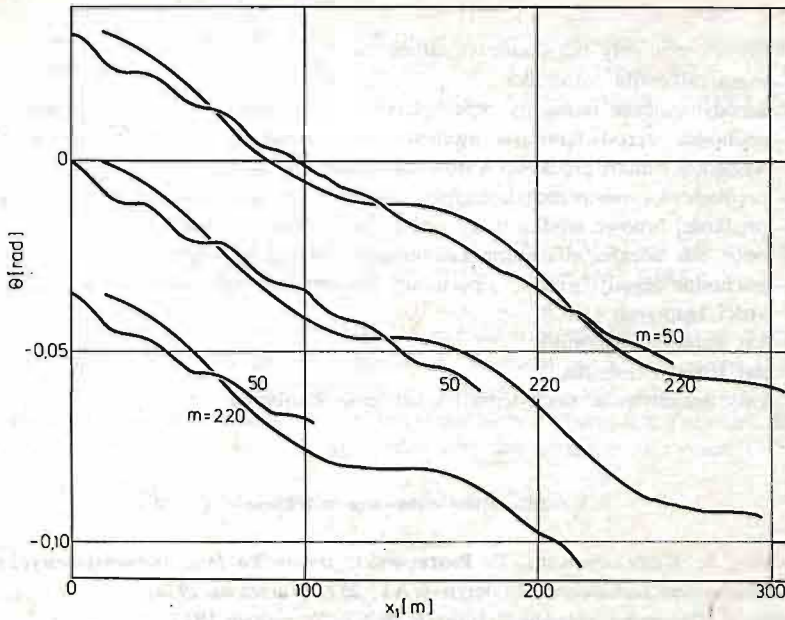
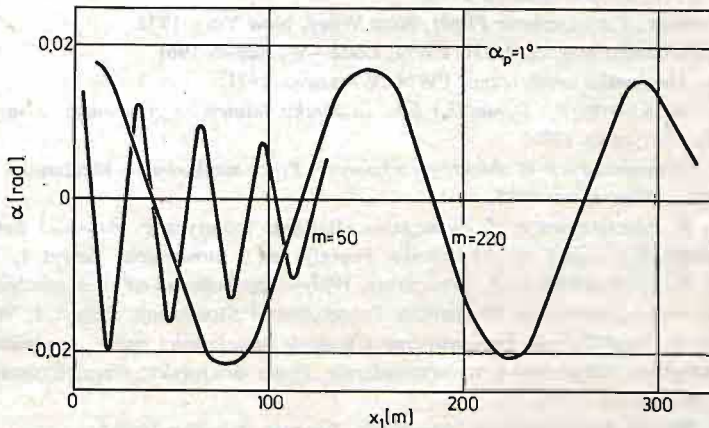
Rys. 11. Początkowe odcinki torów lotu zasobników o różnych masach dla różnych początkowych kątów pochylenia θ_p



Rys. 12. Początkowe odcinki torów lotu zasobników o różnych masach dla różnych początkowych kątów natarcia α_p

4. Wnioski ogólne

Wyniki analizy własności dynamicznych zasobnika lotniczego w chwili oddzielenia od nosiciela wskazują, że małe odchyłki od założonych parametrów rzutu dają duże błędy w punkcie upadku (x_1, z_1, θ_k), jak również w przebiegu lotu swobodnego. Wynika stąd konieczność stosowania na samolotach czujników mierzących kąt położenia oraz prędkości kątowne, kąty natarcia i ślizgu oraz wprowadzania tych danych do układów celowniczych.

Rys. 13. Oscylacje kąta pochylenia θ zasobników o różnych masachRys. 14. Oscylacje kąta natarcia α zasobników o różnych masach

Innym problemem wynikającym z przedstawionej analizy jest zagadnienie zrzutu oraz pierwszej fazy lotu zasobników o małej masie, a dużych siłach i momentach aerodynamicznych. Obliczenia, jak również praktyka wykazały, że zasobnik o małej masie po zrzucie z samolotu przy kątach natarcia $\alpha_p \neq 0$ może zderzyć się z nosicielem. Powstaje więc kwestia stosowania wymuszonego oddzielenia zasobników od nosiciela, bądź rozwiązań technicznych eliminujących możliwości kolizji.

Przedstawiona metoda badania własności dynamicznych zasobników lotniczych umożliwia analizę zachowania się zasobników lotniczych o dowolnym schemacie konstrukcyjnym na całym torze lotu swobodnego, począwszy od zrzutu, przez fazę odejścia od nosiciela do punktu upadku.

Ważniejsze oznaczenia

- J_x, J_y, J_z — osiowe momenty bezwładności zasobnika,
 m — masa całkowita zasobnika,
 L, M, N — aerodynamiczne momenty przechylające, pochyłające i odchylające zasobnika,
 L_p, M_Q, N_R — pochodne aerodynamiczne momentu przechylającego, pochyłającego i odchylającego względem zmian prędkości kątowych zasobnika,
 P, Q, R — prędkości kątowe przechylenia, pochylenia i odchylenia zasobnika, w układzie związanym.
 U, V, W — prędkości liniowe środka masy zasobnika w układzie związanym,
 X, Y, Z — opór, siła boczna, siła nośna zasobników w układzie związanym,
 X_0, Y_R, Z_0 — pochodne aerodynamiczne oporu, siły bocznej i nośnej zasobnika względem zmian prędkości kątowych Q i R .
 α — kąt natarcia zasobnika,
 γ — kąt ślizgu zasobnika,
 Φ, θ, Ψ — kąty przechylenia, pochylenia i odchylenia zasobnika.

Literatura cytowana w tekście

1. Z. DŻYGADŁO, A. KRZYŻANOWSKI, E. PIOTROWSKI, *Dynamika lotu osiowo-symetrycznego ciała ze sztywnym urządzeniem hamującym*, Biuletyn WAT, 257, Warszawa 1974.
2. R. H. CANON jr, *Dynamika układów fizycznych*, WNT, Warszawa 1973.
3. S. DUBIEL, *Więzy uogólnione i ich zastosowanie do badania sterowalności obiektów latających*. Dodatek do Biuletynu WAT, 256, Warszawa 1973.
4. B. ETKIN, *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley, New York 1972.
5. W. FISZDON, *Mechanika lotu*, cz. I i II, PWN, Łódź—Warszawa 1961.
6. R. GUTOWSKI, *Mechanika analityczna*, PWN, Warszawa 1971.
7. A. KRUTKOW, A. KRUTKOW *Dynamika lotu zasobnika lotniczego zrzucanego z samolotu*, Program KAMI, ITWL, Warszawa 1978.
8. J. MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace naukowe — Mechanika Nr 32, Politechnika Warszawska, Warszawa 1975.
9. J. MARYNIAK, K. MICHAŁEWICZ, Z. WINCZURA, *Badanie teoretyczne własności dynamicznych lotu obiektów zrzucanych z samolotu*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, Zeszyt 1, Warszawa 1977.
10. J. MARYNIAK, K. MICHAŁEWICZ, Z. WINCZURA, *Wpływ spadochronu na ruch zasobnika osiowo-symetrycznego zrzucanego z samolotu*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, Zeszyt 1, Warszawa 1978.
11. K. MICHAŁEWICZ, *Modelowanie matematyczne i badanie stateczności ruchu przyspieszanych obiektów zrzucanych z samolotu hamowanych aerodynamicznie*, Praca doktorska, niepublikowana, Politechnika Warszawska, Warszawa 1978.
12. I. N. NIELSEN, *Missile Aerodynamics*, New York, Toronto, London 1960.
13. Z. WINCZURA, *Badanie teoretyczne własności dynamicznych obiektów osiowo-symetrycznych z rakietywym układem hamującym przyspieszającym zrzucanych z samolotu*, Praca doktorska, niepublikowana, Politechnika Warszawska, Warszawa 1978.
14. T. ZAWADZKI, *Balistyka zewnętrzna raket*, cz. II, WAT, Warszawa 1976.
15. S. ZIEMBA, *Analiza drgań*, tom I i II, PWN, Warszawa 1957.

Резюме

ВЛИЯНИЕ УСЛОВИЙ СБРОСА НА ДВИЖЕНИЕ АВИАЦИОННОГО КОНТЕЙНЕРА БЛИЗКО НОСИТЕЛЯ И ПАРАМЕТРЫ ЕГО ПАДАНИЯ

Испытано особенности полёта объектов, сбрасываемых из самолетов при дозвуковых скоростях. Рассмотрено, динамические свойства авиационного контейнера в момент сброса из носи-

теля, а также влияние начальных условий на динамику контейнера в точке падения. Авиационный контейнер принято как механическую систему о шести степенях свободы. Выведено уравнения движения и примерно сделано вычисления. Из численных результатов видно, что малые отклонения принятых параметров сброса дают крупные ошибки в точке падения и влияют на траекторию свободного полёта контейнера.

Summary

INFLUENCE OF THE DROPPING CONDITIONS ON THE CONTAINER MOTION NEAR CARRIER AND ON THE IMPACT PARAMETERS

Peculiar feature of the container flight, dropped from the subsonic aircraft were studied. Container dynamics at the dropping point as well as influence of the initial conditions on the flight parameters near the impact point were evaluated. Container was considered as a rigid object having six degrees of freedom. Exemplary numerical calculations were performed. It was found that the small divergence from the assumed dropping conditions lead to the significant deviation of the impact point.

Praca została złożona w Redakcji 2 lutego 1983 roku
