

DYNAMIKA CIAŁA OSIOWOSYMETRYCZNEGO Z ELASTYCZNYM
UKŁADEM HAMUJĄCO STABILIZUJĄCYM ZRZUCANEGO Z NOSICIELA

JERZY MARYNIAK

*Institut Techniki Lotniczej
i Mechaniki Stosowanej PW*

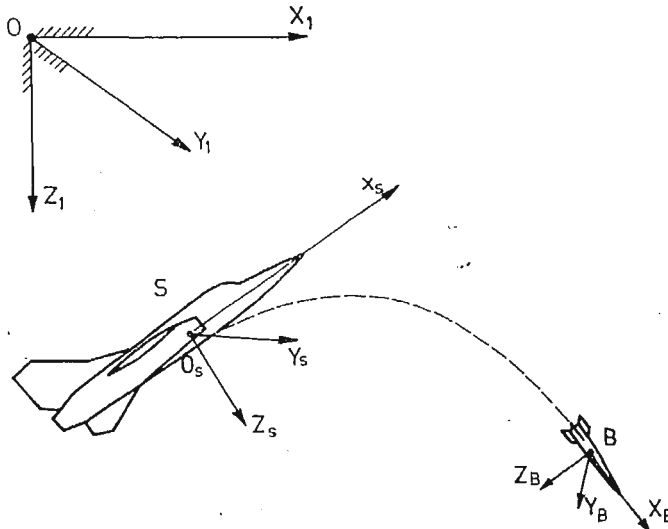
KAZIMIERZ MICHAŁEWICZ
ZYGMUNT WINCZURA

*Institut Techniczny Wojsk
Lotniczych*

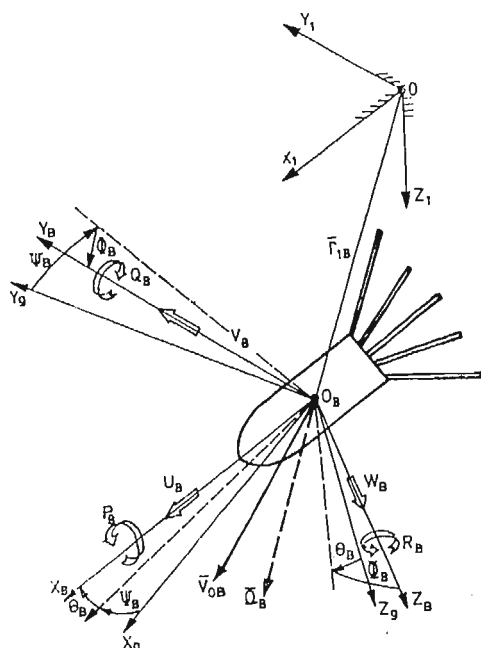
Ciało z elastycznym układem hamująco-stabilizującym traktowano jako układ mechaniczny sztywny o sześciu stopniach swobody. Odkształcenia ubrzechwienia uwzględniono w charakterystykach aerodynamicznych. Nieliniowy model matematyczny opracowano w oparciu o zasady dynamiki ruchu brył.

1. Wstęp

W pracy przedstawiono badanie wpływu elastycznego ubrzechwienia ciała osiowo-symetrycznego na jego parametry ruchu metodą symulacji numerycznej w przyjętych układach współrzędnych jak na rys. 1, 2.



Rys. 1. Przyjęte układy współrzędnych dla opisu zjawiska zrzutu ciała ze statku powietrznego.



Rys. 2. Przyjęte układy współrzędnych dla opisu ruchu ciała.

Analizując dynamikę ciała w procesie projektowania do niego stabilizatorów, wykonano:

- badania aerodynamiczne modelu ciała,
- pomiary charakterystyk geometrycznych,
- badania charakterystyk masowych,
- model fizyczny i matematyczny dynamiki ruchu ciała miotanego ze statku powietrznego (rys. 2 i 3),
- badania symulacyjne opracowanego modelu ruchu ciała.

Sprężysty układ stabilizacji posiada właściwość zmiany kąta wychylenia brzechw w funkcji prędkości lotu, co wpływa na zmianę współczynników aerodynamicznych.

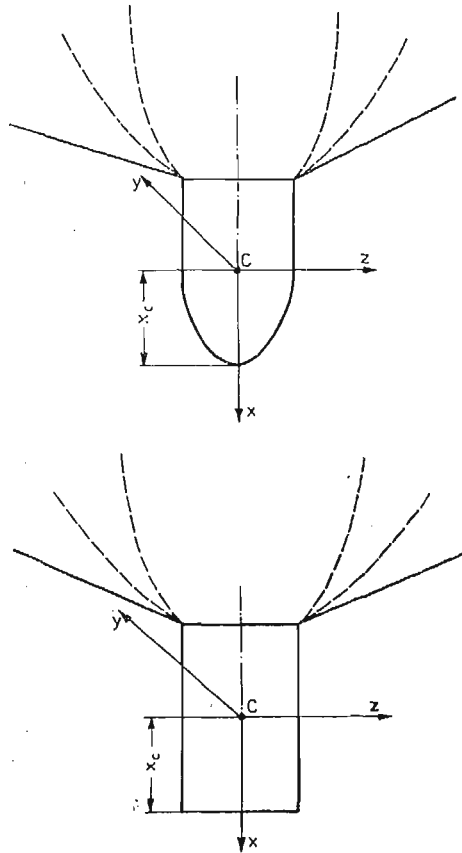
2. Modele fizyczne badanych ciał

W pracy badano dwa modele ciała, oznaczone *G1* i *P1*, różniące się parametrami geometrycznymi, masowymi oraz konstrukcją (rys. 3).

Oba składają się z korpusu oraz elastycznego ubrzechwienia mającego spełnić rolę układu hamująco-stabilizującego.

Korpus posiada w przypadku modelu *G1* kształt walca, a w modelu *P1* walca z opływową częścią przednią i traktowany jest jako ciało idealnie sztywne.

Ubrzechwienie wykonano z pasków blachy o różnej sprężystości, które zostały umocowane zawiasowo do korpusu. Zadaniem tak skonstruowanego stabilizatora jest zapewnić



Rys. 3. Modele fizyczne analizowanych ciał.

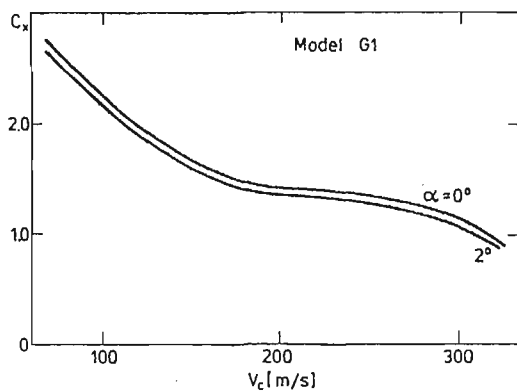
nie stabilizacji lotu w czasie swobodnego ruchu ciała oraz wyhamowanie jego prędkości do określonej wartości.

Charakterystyki masowe modeli określono na drodze badań obiektu rzeczywistego (rys. 3) wyznaczając masę m , położenie środka masy C . Momenty bezwładności wyprobowadzo względem układu osi głównych centralnych związanych sztywno z obiektem (rys. 2).

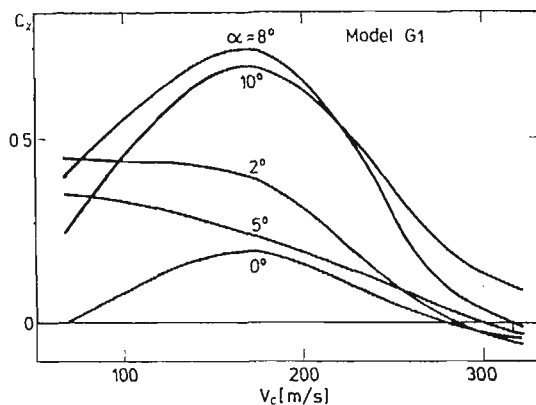
3. Badania aerodynamiczne

Badaniom aerodynamicznym poddano oba modele ciał wykonane w skali 1:1. Przeprowadzono je w tunelu aerodynamicznym dużych prędkości w Instytucie Lotnictwa.

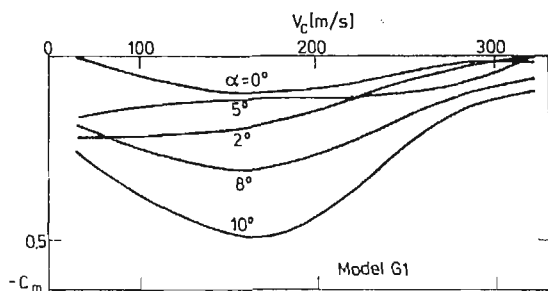
Pomiary charakterystyk aerodynamicznych dokonano przy prędkościach przepływu ośrodka $M = 0,2-0,9$ oraz kątach natarcia korpusu $\alpha = 0-0,17$ rad. Wyniki badań przedstawiono na rys. 4, 5, 6. Badane modele charakteryzują się zmniejszaniem współczynnika oporu C_x ze wzrostem prędkości przepływu ośrodka. Spowodowane jest to uginaniem się brzechw (zmniejszenie kąta rozwarcia), zmniejszeniem lokalnych kątów natarcia oraz zmianą efektywnej powierzchni czołowej.



Rys. 4. Zmiana współczynnika oporu.



Rys. 5. Zmiana współczynnika siły nośnej.



Rys. 6. Zmiana współczynnika momentu pochylającego.

Przeprowadzenie badań na modelu o wymiarach rzeczywistych i w zakresie prędkości eksploatacyjnej zapewniło wierne odwzorowanie aerodynamiczne bez konieczności stosowania kryteriów podobieństwa.

4. Model matematyczny ruchu ciała zrzuconego ze statku powietrznego

Równania ruchu ciała wyprowadzono z podstawowych równań ruchu bryły, zasady zachowania pędu i krętu [1, 2, 3, 8]. Badane obiekty traktowano jako bryły sztywne o sześciu stopniach swobody: trzy współrzędne liniowe x_1, y_1, z_1 , oraz trzy kąty położenia Φ, Θ, Ψ . Odształcenia ubrzechwienia uwzględniono w charakterystykach aerodynamicznych.

Ruch obiektu opisano w centralnym układzie współrzędnych $Oxyz$ sztywno z nim związanym (rys. 1, 2). [3, 4, 5, 6, 8].

Otrzymano układ sześciu równań ruchu:

— równania sił,

$$\dot{U} = RV - QW - g \sin \Theta + \frac{1}{m} (X_a + X_1), \quad (1)$$

$$\dot{V} = PW - RU + g \cos \Theta \sin \Phi + \frac{1}{m} (Y_a + Y_1), \quad (2)$$

$$\dot{W} = QU - PV + g \cos \Theta \cos \Phi + \frac{1}{m} (Z_a + Z_1), \quad (3)$$

— równania momentów,

$$\dot{P} = \frac{1}{J_x} (L_a + L_1), \quad (4)$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{J_y} [-(J_x - J_z)PR + M_a + M_1], \quad (5)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{J_z} [-(J_y - J_x)PQ + N_a + N_1]. \quad (6)$$

oraz sześciu równań związków kinematycznych:

— prędkości kątowych,

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

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

$$\dot{\Psi} = Q \sin \Phi \cos^{-1} \Theta + R \cos^{-1} \Theta \cos \Phi, \quad (9)$$

— prędkości liniowych,

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

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

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

Kąty natarcia i ślizgu są funkcjami zmian składowych prędkości opływu i mają postać:

— kąt natarcia,

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

— kąt ślizgu,

$$\gamma = \arcsin \frac{V}{V_c}, \quad (14)$$

— prędkość całkowita,

$$V_c^2 = U^2 + V^2 + W^2.$$

Siły i momenty aerodynamiczne działające na obiekt ruchomy wyprowadzono przy uwzględnieniu aerodynamiki stacjonarnej. Linearyzację sił i momentów aerodynamicznych przeprowadzono wg metody Bryana, która oparta jest na założeniu, że są one funkcjami chwilowego stanu dynamicznego obiektu,

$$R = f[U_1(t), V_1(t), W_1(t), P_1(t), Q_1(t), R_1(t)]. \quad (15)$$

Przyjęto, że przy badaniu dynamiki obiektu zmiany symetryczne ruchu powodują zmiany symetrycznych sił i momentów, a zmiany antysymetryczne, antysymetrycznych.

Można więc zapisać:

$$\begin{aligned} X &= X_a + X_1 = X_a + X_u \cdot U + X_w \cdot W + X_Q \cdot Q, \\ Y &= Y_a + Y_1 = Y_a + Y_v \cdot V + Y_p \cdot P + Y_R \cdot R, \\ Z &= Z_a + Z_1 = Z_a + Z_u \cdot U + Z_w \cdot W + Z_Q \cdot Q, \\ L &= L_a + L_1 = L_a + L_p \cdot V + L_R \cdot P + L_R \cdot R, \\ M &= M_a + M_1 = M_a + M_u \cdot U + M_w \cdot W + M_Q \cdot Q, \\ N &= N_a + N_1 = N_a + N_v \cdot V + N_p \cdot P + N_R \cdot R. \end{aligned} \quad (16)$$

Siły i momenty aerodynamiczne pomierzone w układzie prędkościowym, wyrażą się w układzie związanym z ciałem $Oxyz$ następującymi zależnościami:

$$\begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho S V_c^2 A_a \begin{bmatrix} C_x(\alpha) \\ C_y(\alpha) \\ C_z(\alpha) \end{bmatrix}, \quad (17)$$

$$\begin{bmatrix} L_a \\ M_a \\ N_a \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho S L V_c^2 A_a \begin{bmatrix} C_l(\gamma) \\ C_m(\alpha) \\ C_n(\gamma) \end{bmatrix}, \quad (18)$$

gdzie macierz transformacji ma postać:

$$A_a = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \cos \gamma & -\sin \gamma \cos \alpha & \sin \alpha \\ -\sin \gamma & \cos \gamma & 0 \\ -\cos \gamma \sin \alpha & -\sin \gamma \sin \alpha & -\cos \alpha \end{bmatrix}.$$

Współczynniki $X_u, X_w, \dots, N_p, N_r$ określające zmiany sił i momentów aerodynamicznych w funkcji parametrów kinematycznych zgodnie z przyjętymi normami nazwano pochodnymi aerodynamicznymi. Wyrażają się one przykładowo następującymi zależnościami:

$$X_w = \frac{\partial X}{\partial W} = -\frac{1}{2} \rho S \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \quad (19)$$

$$Y_r = \frac{\partial Y}{\partial R} = \frac{1}{2} \rho S \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_y}{\partial \gamma} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \quad (20)$$

$$M_q = \frac{\partial M}{\partial Q} = \frac{1}{2} \rho S L_{ch} \frac{V_c^2}{U} \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \quad (21)$$

gdzie:

S_b — powierzchnia przekroju podłużnego ciała,

$C(x)$ — funkcja zmiany przekroju poprzecznego ciała wzdłuż jego długości,

S — powierzchnia przekroju poprzecznego,

L — długość ciała.

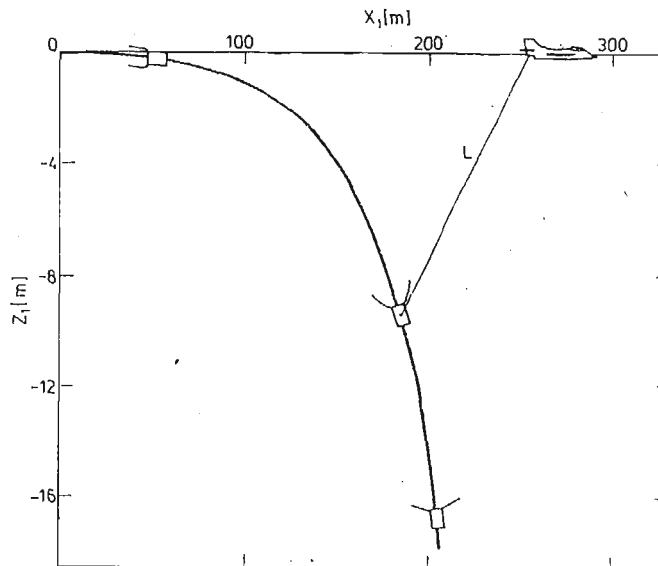
Gęstość ρ zmienia się wraz z wysokością lotu i wyraża się zależnością

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300} \right)^{4.256} \quad (22)$$

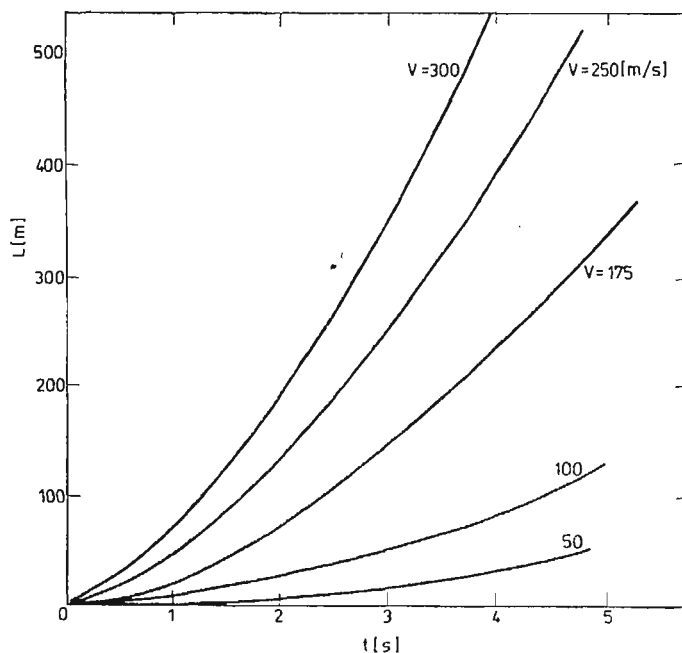
Siły i momenty aerodynamiczne oraz masowe działające na ciało w ruchu są funkcjami zmiennych opisujących ruch i położenie ciała w przestrzeni $U, V, W, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi$ [3].

5. Wyniki badania modelu symulującego ruchu ciała i wnioski

Na rys. 7 przedstawiono profil toru lotu ciała w pobliżu statku powietrznego. Odległość względna L jest istotnym parametrem, rzutującym często na bezpieczeństwo statku powietrznego. Przyjęto do analizy, że statek powietrzny w tym okresie porusza się ruchem ustalonym. Zależność odległości względnej L w funkcji prędkości zrzutu V_0 dla początko-



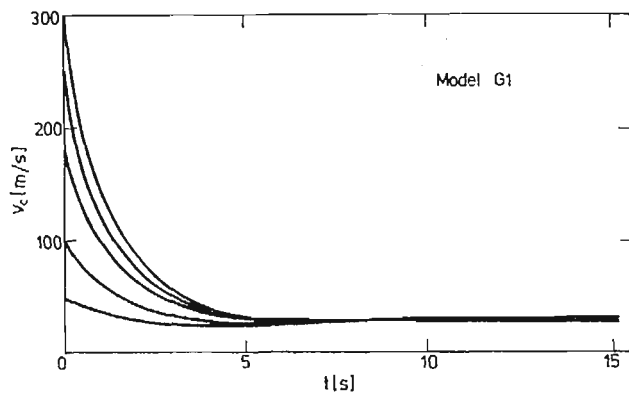
Rys. 7. Tor lotu ciała.



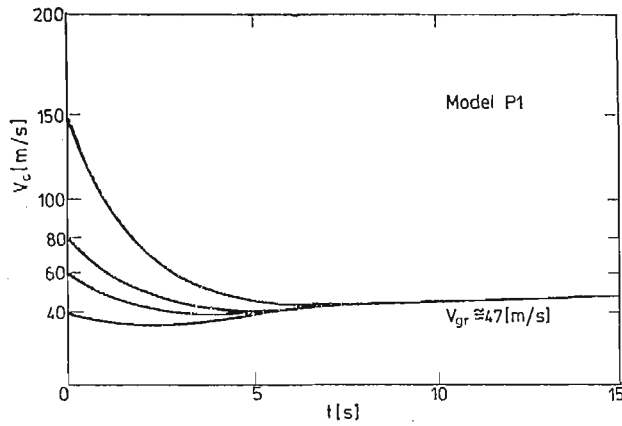
Rys. 8. Zmiana odległości względnej L ciała od nosiciela w funkcji prędkości zrzutu.

wego odcinka toru lotu pokazano na rys. 8. Z rysunku wynika, że odległość L silnie wzrasta ze wzrostem prędkości zrzutu.

Zmianę wektora prędkości całkowitej v_c dla różnych prędkości początkowych przedstawiono na rys. 9, 10. Z przedstawionych przebiegów wynika, że wartość prędkości granicznej jak i czas jej osiągnięcia zależą od parametrów konstrukcyjnych układu przy czym dla modelu G1 osiągają one wartości około 30 m/s i 6 s oraz dla modelu P1 — 66 m/s i 7 s.

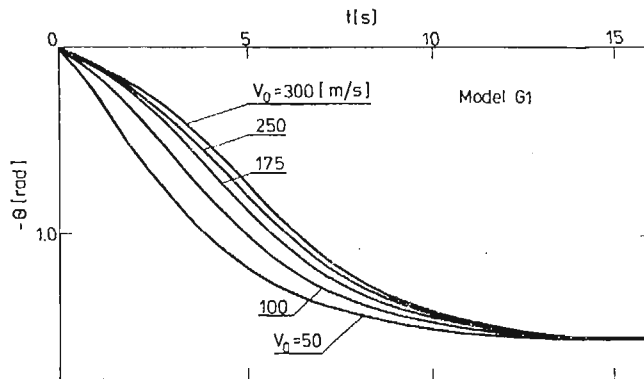
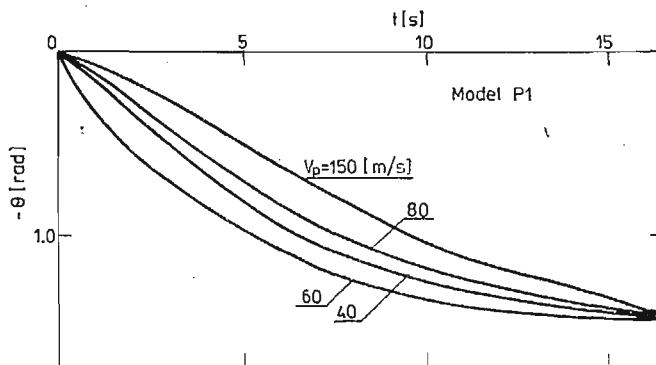


Rys. 9. Zmiany prędkości całkowitej v_c na torze dla modelu G1.

Rys. 10. Zmiany prędkości całkowitej V_c na torze dla modelu P1.

Przebiegi kąta pochylenia θ dla różnych prędkości zrzutu przedstawiają rys. 11, 12. Dla mniejszych prędkości zrzutu następuje większy przyrost kąta nachylenia w początkowej fazie lotu. Graniczną wartością kąta pochylenia jest $\frac{\pi}{2}$.

Wyniki analizy numerycznej zostały potwierdzone podczas badań modeli rzeczywistych

Rys. 11. Zmiana kąta pochylenia θ na torze dla modelu G1.Rys. 12. Zmiana kąta pochylenia θ na torze dla modelu P1.

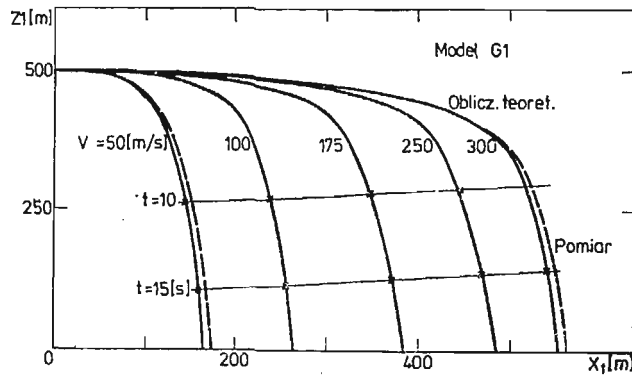
stych w locie. Analiza materiału filmowego z prób pozwoliła oszacować niektóre parametry opisujące ruch obiektu opadającego swobodnie.

Zgodność wyników uzyskanych na drodze obliczeń teoretycznych i eksperymentu weryfikuje opracowany model badanego zjawiska oraz potwierdza przyjętą metodykę badania.

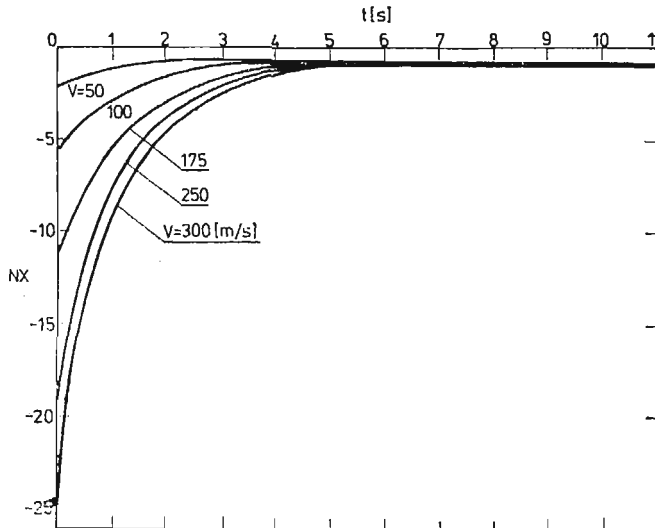
Istotnymi z punktu widzenia użytkowego parametrami ruchu są prędkość graniczna oraz czas jej osiągnięcia i kąt upadku Θ_u , przy założeniu poprawnej stabilizacji lotu ciała.

Z wykresu toru lotu rys. 13 oraz przebiegu kąta pochylenia na torze widać, że dla założonego kąta upadku Θ_u oraz prędkości granicznej V_{gr} można dobrać parametry zrzutu ciała wynikające z wymagań taktycznych.

Interesującymi z punktu widzenia technicznego parametrami ruchu ciała są przeciążenia (rys. 14) działające na obiekt. Z przeprowadzonych obliczeń wynika, że największe wartości osiągają one w czasie otwierania układu hamująco-stabilizującego.



Rys. 13. Tor lotu modelu G1 dla różnych prędkości zrzutu (obliczeniowe i pomiarowe).



Rys. 14. Przebieg przeciążeń poosiowych N_x na torze dla modelu G1

Literatura

1. Z. DŻYGADŁO, A. KRZYŻANOWSKI, E. PIOTROWSKI, *Dynamika lotu osiowosymetrycznego ciała ze sztywnym urządzeniem hamującym*, Biuletyn WAT, 257, Warszawa 1974.
2. S. DUBIEL, *Więzy uogólnione i ich zastosowanie do badania sterowności obiektów latających*, Dodatek do Biuletynu WAT, 256, Warszawa 1973.
3. B. ETKIN, *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley, New York 1972.
4. W. FISZDON, *Mechanika lotu, cz. I i II*, PWN, Łódź-Warszawa 1961.
5. R. GUTOWSKI, *Mechanika analityczna*, PWN, Warszawa 1971.
6. J. MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace naukowe PW, Mechanika nr 32, WPW Warszawa 1975.
7. J. MARYNIAK, MICHAŁEWICZ K., Z. WINCZURA, *Modelowanie matematyczne ruchu zasobników lotniczych zrzuconych z samolotu*, XXII Sympozjum „Modelowanie w mechanice” Gliwice-Wisła 1983.
8. K. MICHAŁEWICZ, *Modelowanie matematyczne i badania stateczności ruchu przyspieszanych obiektów zrzuconych z nosiciela, hamowanych aerodynamicznie*, Praca doktorska PW, Warszawa 1978, niepublikowana.
9. J. N. NIELSEN, *Missile Aerodynamics*, New York, Toronto, London 1960.
10. W. PROSNAK, *Mechanika płynów, T1. Statyka płynów i dynamika cieczy*, PWN, Warszawa 1970.
11. Z. WINCZURA, *Badania teoretyczne własności dynamicznych obiektów osiowosymetrycznych z raketowym układem hamująco-przyspieszającym, zrzuconych z nosiciela*, Praca doktorska PW, Warszawa 1978, niepublikowana.
12. T. ZAWADZKI, *Balistyka zewnętrzna raket, cz. III*, WAT, Warszawa 1976.
13. S. ЗИЕМВА, *Анализ дугаи, том I i II*, PWN, Warszawa 1957.

Резюме

ДИНАМИКА ОСЕВО-СИМЕТРИЧЕСКОГО ТЕЛА С ЭЛАСТИЧНОЙ СИСТЕМОЙ ТОРМОЖЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ БРОСАННОГО ИЗ НОСИТЕЛЯ

В статье представлено влияние эластичного оперения на динамические свойства осево-симметрических тел. Тело принято как механическую систему с шестью степенями свободы. Разработано влияние деформаций оперения на изменение аэродинамических коэффициентов. Выведено уравнения движения и на основе численной имитации испытано влияние конструктивных параметров и режимов сброса на траекторию и динамические свойства контейнера.

Summary

DYNAMICS OF AN AXIALLY-SYMMETRIC BODY DROPPED FROM MISSILE CARRIER EQUIPPED WITH ELASTIC BRAKING AND STABILIZING SYSTEM

In the paper the influence of an elastic guidance vane of body on its dynamic properties has been described. The body is treated as rigid body with six degrees of freedom. Deformations of the vane were taken into account in order to improve the estimation of the aerodynamic characteristics of the body. The equations of motion of the body have been derived. By numerical simulation method the influence of the design parameters have been tested as well as the initial conditions of the dropping on the characteristics of the under-wing pack motion.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 6 lutego 1986 roku.