

DYNAMIKA AUTOROTACYJNYCH ZASOBNIKÓW LOTNICZYCH

JERZY MARYNIAK,

JAN DROŹDZIEL

Poli technika Warszawska

1. Wstęp

W pracy przedstawiono modelowanie fizyczne i matematyczne ubrzechwionych obiektów wirujących zrzucanych z nosiciela. Charakterystyki aerodynamiczne wyznaczono na drodze laboratoryjnych badań aerodynamicznych dokonując pomiarów współczynników aerodynamicznych na wirującym obiekcie: oporu, siły nośnej i momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia i prędkości obrotowej.

Przykładowe obliczenia wykonano dla zaprojektowanego modelu o wymiarach i masie mogących spełniać parametry obiektu rzeczywistego.

Zasobnik stanowi osiowo symetryczną bryłę obrotową fot.1 i fot.2¹. Brzechwy stanowią segmenty powierzchni bocznej walca, które rozkładają się na zadane kąty: rozwarcia i natarcia. Tak zbudowane zasobniki, opadając swobodnie są hamowane autorotacyjnie i osiągają małe prędkości opadania oraz bardzo szybko wystramiają tor lotu. Takie zasobniki mogą służyć jako miny rotacyjne zrzucane ze śmigłowców lub samolotów nawet z małych wysokości lotu.

2. Model fizyczny

Przyjęto, że rotacyjny zasobnik lotniczy stanowi sztywną bryłę o nieodkształcalnych brzechwach. Zasobnik w locie swobodnym po zrzucie z nosiciela posiada sześć stopni swobody, trzy stopnie swobody odpowiadające obrotom: Φ — kąt przechylania, Θ — kąt pochylania, Ψ — kąt odchylenia oraz odpowiednio prędkości kątowe: P — kątowa prędkość przechylania, Q — kątowa prędkość pochylania, R — kątowa prędkość odchylenia i trzy przemieszczenia środka masy z

¹Wszystkie fotografie i rysunki zamieszczono na końcu pracy

prędkościami: U — prędkość podłużna, V — prędkość boczna i W — prędkość unoszenia (rys.1) [2,3,4,7,8,9].

3. Model matematyczny

Stosując podstawowe równania dynamiki [4,5,8,9] pochodnej ilości ruchu względem czasu i pochodnej momentu ilości ruchu względem czasu wprowadzono równania ruchu w układach odniesienia przedstawionych na rys.1 przy czym:

$0_1x_1y_1z_1$ — inercjalny układ odniesienia masy związany z ziemią,

$0x_gy_gz_g$ — grawitacyjny układ odniesienia masy zasobnika równoległy do układu $0_1x_1y_1z_1$,

$0xyz$ — układ odniesienia sztywno związany z zasobnikiem, którego początek znajduje się w środku masy zasobnika.

Stosując zasady przedstawione [3,4,5,6,9] po przekształceniach otrzymano równania ruchu zasobnika (rys.2) w postaci:

— dynamiczne równania ruchu [2,3,4,5,6]:

$$\frac{dU}{dt} = RV - QW - g \sin \theta + \frac{1}{m} (X_q Q + X_o), \quad (3.1)$$

$$\frac{dV}{dt} = -RU + PW + \frac{1}{m} (Y_r R + Y_o), \quad (3.2)$$

$$\frac{dW}{dt} = QU - PW + g \cos \theta + \frac{1}{m} (Z_q Q + Z_o), \quad (3.3)$$

$$\frac{dP}{dt} = \frac{1}{J_x} (L_p P + L_o), \quad (3.4)$$

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{1}{J_y} (M_q Q + M_o) + \left(1 - \frac{J_x}{J_y}\right) RP, \quad (3.5)$$

$$\frac{dR}{dt} = \frac{1}{J_z} (N_r R + N_o) + \left(\frac{J_x}{J_z} - 1\right) PQ, \quad (3.6)$$

— związki kinematyczne (rys.1 i rys.3) [2,4,5,6]:

$$\frac{d\Phi}{dt} = P + Q \sin \Phi \operatorname{tg} \theta + R \cos \Phi \operatorname{tg} \theta, \quad (3.7)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi, \quad (3.8)$$

$$\frac{d\Psi}{dt} = Q \sin \Phi \operatorname{sec} \theta - R \cos \Phi \operatorname{sec} \theta, \quad (3.9)$$

$$\frac{dx_1}{dt} = U \cos \theta \cos \Psi + V (\sin \theta \sin \Phi \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) +$$

$$+W(\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi), \quad (3.10)$$

$$\frac{dy_1}{dt} = U \cos \Theta \sin \Psi + V(\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ +W(\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \sin \Phi \sin \Psi), \quad (3.11)$$

$$\frac{dz_1}{dt} = -U \sin \Theta + V \cos \Theta \sin \Phi + W \cos \Phi \cos \Theta, \quad (3.12)$$

— kąt natarcia:

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W}{U}, \quad (3.13)$$

— kąt ślizgu:

$$\gamma = \arcsin \frac{V}{V_0}, \quad (3.14)$$

— prędkość lotu:

$$V_0^2 = U^2 + V^2 + W^2, \quad (3.15)$$

— gęstość powietrza:

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{H}{44300}\right)^{4.256}, \quad (3.16)$$

— wysokość lotu:

$$H = -z_1, \quad (3.17)$$

gdzie:

— siły i momenty sił zewnętrznych (rys.2) [1,2,3,4,5,6]:

$$X_0 = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (-Cx \cos \alpha \cos \gamma - Cy \cos \alpha \sin \gamma + Cz \sin \alpha), \quad (3.18)$$

$$Y_0 = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (-Cx \sin \gamma + Cy \cos \gamma), \quad (3.19)$$

$$Z_0 = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (-Cx \sin \alpha \cos \gamma - Cy \sin \alpha \sin \gamma - Cz \cos \alpha), \quad (3.20)$$

$$L_0 = n V_0^2 \rho c \left(\frac{1}{\cos \beta_n} - \frac{1}{\cos \beta_{sp}} \right) \int_0^b \left(\frac{d}{2} + y' \right) dy', \quad (3.21)$$

$$M_0 = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 l C_m \cos \gamma, \quad (3.22)$$

$$N_0 = -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 l (C_m \sin \alpha \sin \gamma + C_n \cos \alpha), \quad (3.23)$$

$$X_q = -\frac{1}{2} \rho S \frac{V_0^2}{U} \frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \quad (3.24)$$

$$Y_r = \frac{1}{2} \rho S \frac{V_0^2}{U} \frac{\partial C_y}{\partial \gamma} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \quad (3.25)$$

$$Z_q = -\frac{1}{2}\rho S \frac{V_0^2}{U} \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \quad (3.26)$$

$$L_p = \frac{0.036}{U} l \rho (C_{z_b} \cos \beta + -C_{x_b} \sin \beta) \int_0^b \left[\omega^2 (y' + \frac{d}{2})^3 + V_0^2 (y' + \frac{d}{2}) \right] dy', \quad (3.27)$$

$$M_q = \frac{1}{2} \rho S l \frac{V_0^2}{U} \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \quad (3.28)$$

$$N_r = \frac{1}{2} \rho S l \frac{V_0^2}{U} \frac{\partial C_n}{\partial \gamma} \frac{1}{S_b} \int_{x_2}^{x_1} C(x) x dx, \quad (3.29)$$

- gdzie przyjęto w równaniach oznaczenia i wartości [2]:
- $n = 4.4 \text{ kg}$ — masa zasobnika,
 - $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ — przyspieszenie ziemskie,
 - $J_x = 0.0949 \text{ kgm}^2$ — moment bezwładności względem osi $0x$,
 - $J_y = 0.106 \text{ kgm}^3$ — moment bezwładności względem osi $0y$,
 - $J_z = 0.106 \text{ kgm}^2$ — moment bezwładności względem osi $0z$,
 - $S = 0.0131 \text{ m}^2$ — przekrój poprzeczny części walcowej korpusu zasobnika,
 - $l = 0.2 \text{ m}$ — długość części walcowej korpusu pocisku,
 - $d = 0.12 \text{ m}$ — średnica korpusu walcowego zasobnika, średnica wysklepienia łopatki,
 - $S_b = 0.0276 \text{ m}^2$ — pole przekroju podłużnego zasobnika,
 - $c = c(y') = 0.072 \text{ m} = \text{const}$ — cięciwa łopatki,
 - $\varphi = 20^\circ$ — kąt nastawienia łopatki zawarty między cięciwą a płaszczyzną obrotu $0yz$,
 - $\rho_0 = 1.226 \text{ kg/m}^3$ — gęstość powietrza na poziomie morza,
 - $n = 5$ — liczba łopatek zasobnika,
 - $x_{s1} = 0.068 \text{ m}$ —
położenie środka masy zasobnika z rozłożonymi łopatkami mierzone od denka zasobnika,
 - $b = 0.2 \text{ m}$ — długość łopatki zasobnika,
 - $l_k = (0.2 + 0.063) \text{ m}$ — długość całkowita korpusu zasobnika przy stożku o rozwarciu $\varphi_s = 60^\circ$,
 - y' — współrzędna lokalna wzdłuż długości łopatki,
 - $\varphi_s = 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ — kąt rozwarcia stożka korpusu,

- C_x, C_y, C_z — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne zasobnika wirującego: oporu, siły bocznej i siły nośnej,
 C_m, C_n — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne zasobnika wirującego: momentu pochylającego i momentu odchyłającego,
 C_{x_1}, C_{z_1} — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne brzechwy: oporu i siły nośnej.

Współczynniki aerodynamiczne wyznaczono na drodze nadań laboratoryjnych w tunelu aerodynamicznym [2].

4. Tunelowe badania aerodynamiczne modelu zasobnika

Badania aerodynamiczne na wirującym modelu zasobnika przeprowadzono w tunelu wagowym w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej [2].

Sztywny model o masie i momentach bezwładności odpowiadający obiektowi rzeczywistemu umieszczono na łożyskowanym wałku, którego nieruchoma tuleja została zawieszona za pomocą drutów w pierścieniu wagi aerodynamicznej (fot.3). Pod wpływem strumienia powietrza przepływającego w tunelu zasobnik uzyskiwał obroty względem osi podłużnej Ox (rys.4) z prędkością kątową ω proporcjonalną do prędkości przepływu (fot.4 i rys.5). Konstrukcja uniwersalnego uchwytu do zawieszania na wadze obiektów wirujących (fot.3 i fot.4) umożliwiła również unieruchomienie modelu w celu dokonania pomiaru na obiekcie niewirującym.

Model stanowił drewniany walec z powłoką o średnicy $d = 0.120\text{m}$ i długości walca $l = 0.2\text{m}$ zakończony wymiennym stożkiem o kącie rozwarcia $\varphi_s = 45^\circ, 60^\circ$ i 90° . Model posiada 5 stalowych łopatek, których cechą szczególną jest kształt — zostały wycięte z walca wzdłuż jego tworzących. Łopatki złożone na pobocznicy walca przylegają na całym obwodzie, natomiast po rozłożeniu łopatki ustawiają się na zadany kąt rozwarcia i kąt nastawienia łopatek.

Badania modelu wirującego wykonano dla prędkości przepływu $V_p = 5, 8, 10, 17, 25, 35, 40\text{ m/s}$ w zakresie kątów natarcia $-25^\circ \leq \alpha \leq +25^\circ$. Przeprowadzono również pomiar współczynników siły bocznej C_y i współczynnika momentu odchyłającego C_n , modelu wirującego dla 3 stożków i 4 kątów natarcia $\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ i 30° w funkcji kąta ślizgu γ .

Pomiar siły bocznej i momentu odchyłającego dla wirującego zasobnika uwzględniał również efekt Magnusa. Za pomocą lampy stroboskopowej zmierzono również i prędkości obrotowe ω zasobnika dla 3 stożków o kącie rozwarcia φ_s w pełnym zakresie pomiarowym kąta natarcia: $-25^\circ \leq \alpha \leq +25^\circ$, dla prędkości przepływu: $5\text{m/s} \leq V_p \leq 40\text{m/s}$ (rys.5). Dla badanego zakresu prędkości V_p i

kątów natarcia α nie stwierdzono znaczącego wpływu kąta rozwarcia stożka φ , na współczynniki aerodynamiczne [2].

Dla izolowanej łopatki wyznaczono zmiany współczynników oporu aerodynamicznego Cx , i Cz , w funkcji kąta natarcia α (rys.6).

Bezwymiarowe współczynniki oporu aerodynamicznego Cx w funkcji kąta natarcia α (rys.7 i rys.4), wykazują przebieg paraboliczny z wierzchołkiem przesuniętym w kierunku dodatnich kątów natarcia.

To, że maksimum nie przypada na zerowy kąt natarcia wynika z efektywnego kąta natarcia łopatek względem kierunku przepływu:

$$\alpha_e = \alpha + \beta - \arctg \frac{(y' + \frac{1}{2}d)\omega}{V_p}, \quad (4.1)$$

Cx maleje wraz z wzrostem liczby Reynoldsa i prędkości kątowej obrotu własnego ω wywołanej zmianą prędkości przepływu V_p .

Współczynnik siły nośnej Cz (rys.8 i rys.4) jest ujemny dla dodatnich kątów natarcia α a dodatni dla ujemnych, odwrotnie niż dla profili lotniczych – efekt wentylatorowy.

Na rys.9 przedstawiono zmianę bezwymiarowego współczynnika aerodynamicznej siły bocznej Cy w funkcji kąta natarcia α oraz na rys.10 bezwymiarowy współczynnik momentu odchylającego Cn . Zmianę bezwymiarowego współczynnika momentu pochyłającego Cm w funkcji kąta natarcia α przedstawiono na rys.11.

Wszystkie współczynniki aerodynamiczne po raz pierwszy zostały wyznaczone z uwzględnieniem autorotacji zasobnika z prędkością kątową ω zależną od prędkości przepływu V_p , a tym samym uwzględniono efekt Magnusa, w wyniku którego występują siły i momenty sił aerodynamicznych powodujących odchylenie od pionowej płaszczyzny zrzutu.

5. Swobodny zrzut zasobnika - własności dynamiczne

Przykładowe obliczenia numeryczne wykonano dla lotniczego zasobnika autorotacyjnego o parametrach przedstawionych w rozdz.4.

Całkując numerycznie dynamiczne równania ruchu (3.1) – (3.6) ze związkami kinematycznymi (3.7) – (3.12) i uwzględniając zależności (3.13) – (3.29) obliczenia wykonano dla następujących warunków początkowych:

$$\begin{aligned} V_0 &= U_{t=0} = 25, 35, 50 \text{ m/s,} \\ V_{t=0} &= 0 \text{ m/s,} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 W_{t=0} &= 0 \text{ m/s,} \\
 x_{1t=0} &= 0 \text{ m,} \\
 y_{1t=0} &= 0 \text{ m,} \\
 z_{1t=0} &= -200 \text{ m,} \\
 \Phi_{t=0} &= \Theta_{t=0} = \Psi_{t=0} = 0, \\
 \dot{\Phi}_{t=0} &= \dot{\Theta}_{t=0} = \dot{\Psi}_{t=0} = 0.
 \end{aligned}$$

Charakterystyki geometryczne i masowe przyjęto zgodnie z danymi w rozdz.4, natomiast charakterystyki aerodynamiczne zgodnie z badaniami laboratoryjnymi (rys.5 - 11).

Z analizy wyników obliczeń numerycznych wynika, że profil toru lotu $z_1 = f(x_1)$ (rys.12) i $z_1 = f(y_1)$ (rys.13) w sposób zasadniczy zależy od parametrów zrzutu z nosiciela tzn: od prędkości początkowej zrzutu V_0 . Z rys.12 widoczne jest, że od prędkości początkowej V_0 zależy w sposób istotny zasięg wyrażający się wielkością współrzędnej x_1 , chociaż ma on małą wartość bezwzględną, której powodem są bardzo duże opory aerodynamiczne wirującego zasobnika. Bez względu na początkową prędkość zrzutu następuje bardzo szybkie przechodzenie do pionowego toru już po przebyciu wysokości $H = 50-80$ m (rys.12 i rys.13). Biorąc powyższe pod uwagę wysokość zrzutu można zmniejszyć do $H = 50$ m. Wskutek autorotacyjnego hamowania występuje odchylenie od pionowej płaszczyzny zrzutu - efekt Magnusa (rys.13). Odchylenie mało zależy od prędkości początkowej V_0 zrzutu.

Z analizy wyników (rys.14) widzimy, że bez względu na początkową prędkość zrzutu zasobnik uzyskuje w stosunkowo krótkim czasie ustaloną prędkość graniczną V_{gr} . Widzimy, że zasobnik posiada bardzo dobre własności autorotacyjnego hamowania w przeciagu $\sim 1.5s$ uzyskuje ustaloną prędkość graniczną $V_{gr} < 25$ m/s (rys.14).

Charakter zmian prędkości bocznej V w funkcji czasu t przedstawiono na rys.15. Jak wskazują wyniki obliczeń wirujący zasobnik w chwili początkowej po zrzucie odchyła się od pionu (rys.13 i rys.15), ale po wystromieniu toru (rys.12 i rys.13) zmiany prędkości znoszenia V (rys.15) dążą do zera.

Zmiana kąta pochylenia Θ zasobnika (rys.1, rys.3 i rys.16) ma charakter oscylacyjny o malejącej amplitudzie, szybko wystramiając tor (rys.12) dąży do kąta $\Theta = 90^\circ$. Podobny charakter posiada zmiana prędkości kątowej pochylenia (rys.19), przy czym Q dąży oscylacyjnie do 0 - ruch stateczny.

Zasobnik lotniczy hamowany autorotacyjnie w spadku swobodnym odchyła się od pionu o kąt ψ (rys.17), który zależy od początkowej prędkości zrzutu V_0 - efekt Magnusa. Podobny charakter zmian posiada prędkość kątowa odchylenia R w funkcji czasu t (rys.18).

Podobnie jak wypadkowa prędkość opadania zasobnika V_0 dąży do prędkości granicznej V_{gr} (rys.14), tak i kątowa prędkość obrotu własnego P (rys.20) dąży do

P_{gr} , to jest do ustalonych obrotów niezależnie od prędkości początkowej zrzutu.

6. Wnioski

Przedstawiony autorotacyjny zasobnik lotniczy posiada bardzo dobre własności dynamiczne. Bardzo szybko po zrzucie z lotu poziomego wystramia tor: $\Theta = 90^\circ$ (rys.12), przy ustalonych obrotach własnych P_{gr} (rys.20) dochodzi do prędkości granicznej V_{gr} (rys.14).

Z obliczeń i tunelowych badań laboratoryjnych wynika, że zasobniki autorotacyjne przedstawianej konstrukcji mogą być zrzucane z małych wysokości $H = 50 \div 80$ m z samolotów i śmigłowców, mogą posiadać rozliczne zastosowanie w zależności od przeznaczenia.

Literatura

1. E.Z.BRUNO, *Ventilatoren*, Berlin 1967
2. J.DROŹDZIEL, *Badanie własności dynamicznych ubrzechwionych obiektów wirujących zrzucanych z nosiciela*, Praca dyplomowa PW 1978
3. J.GACEK, J.MARYNIAK, *Modelowanie własności dynamicznych brył obrotowych miotanych z ruchomych obiektów*, Biuletyn WAT, Rok XXXVI, Nr 10 (422), Warszawa 1987
4. J.MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace naukowe PW - Mechanika nr 32, Warszawa 1975
5. J.MARYNIAK, *System symulacji trenażera lotu, naprowadzania, walki i dowodzenia*, MTiS T.25, Z.1-2, PWN Warszawa 1987
6. J.MARYNIAK, K.MICHALEWICZ, Z.WINCZURA, *Wpływ warunków zrzutu na ruch zasobnika w pobliżu nosiciela i parametry upadku*, MTiS T.22, Z.3-4, PWN Warszawa 1984
7. J.MARYNIAK, *Ogólne modelowanie fizyczne i matematyczne obiektów latających jako elementów systemu symulatora - matematyczny model sterowania samolotu*, sprawozdanie nr 141/85 ZNB Dynamiki Obiektów Ruchomych, ITLiMS PW Warszawa 1985 (nie publikowana)
8. J.MARYNIAK, *Modelowanie fizyczne i matematyczne w dynamice obiektów ruchomych*, zbiór referatów XXVI Sympozjon "Modelowanie w Mechanice", Gliwice-Kudowa 1987
9. J.MARYNIAK, *Modelowanie w dynamice obiektów latających*, zbiór referatów XIII Sympozjum "Drgania w Układach Fizycznych", Poznań-Błażejewko 1988

Summary

The mathematical and physical modelling have been presented of rotating objects with fins dropped from a carrier.

Aerodynamic characteristics were obtained from wind tunnel tests as a function of the incidence angle and the rotational speed. Measurements were made on a rotating model.

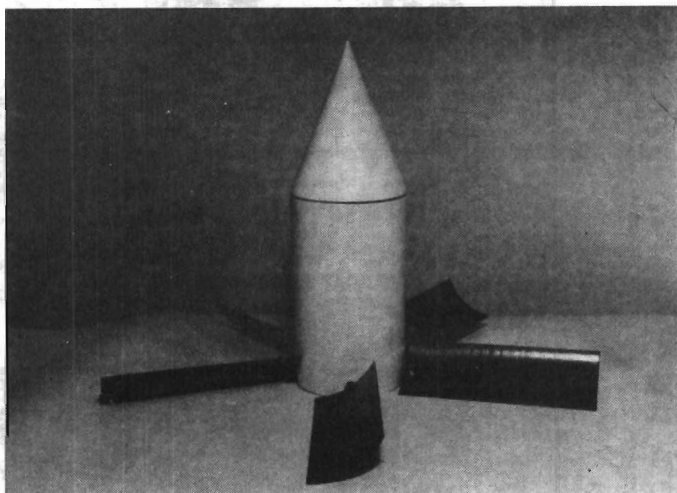
Exemplary calculations were made for a model of dimensions and weight which could fulfil the parameters of a real object.

Резюме

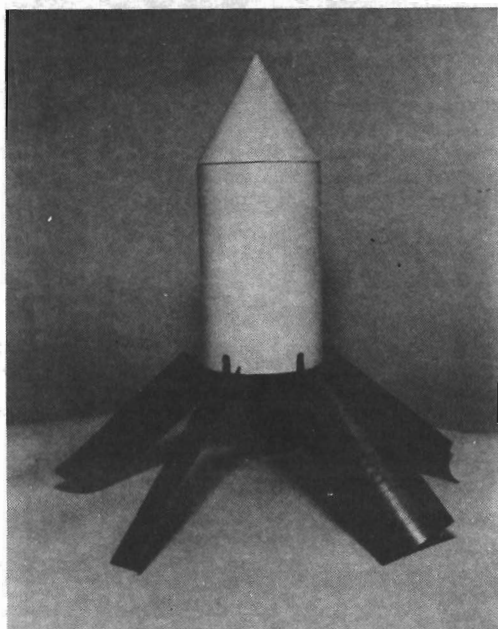
В статье представлено физические и математические моделирование опереных вращающихся объектов сбрасываемых из самолёта. Аэродинамические характеристики определено путем эксперимента – в аэродинамической трубе, проделаны измерения на вращающемся объекте.

В примере вычислено динамические свойства вращающегося контейнера после свободного сброса из самолёта.

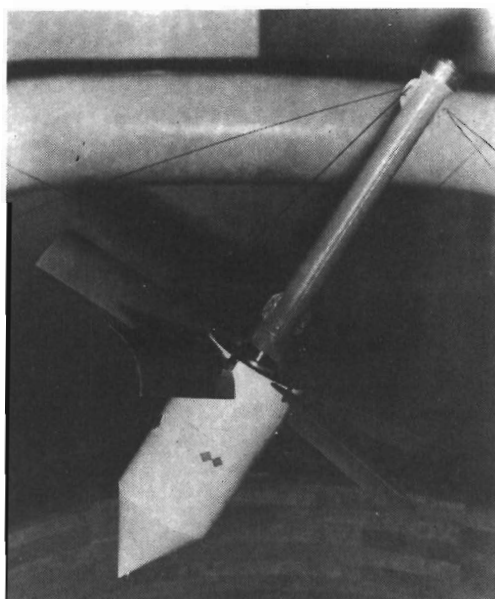
Praca wpłynęła do Redakcji dnia 3 marca 1989 roku



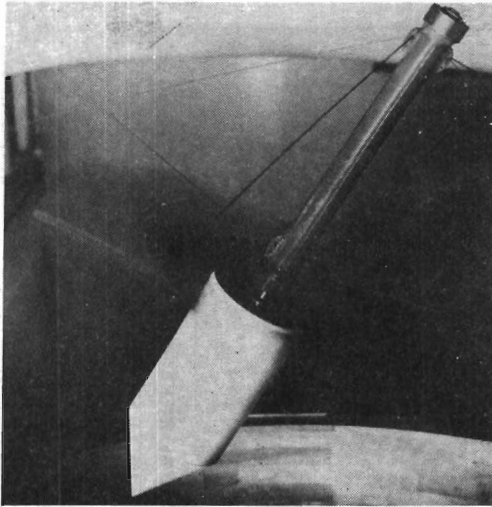
Fot. 1. Model zasobnika autorotacyjnego z rozłożonymi łopatkami-brzechwami



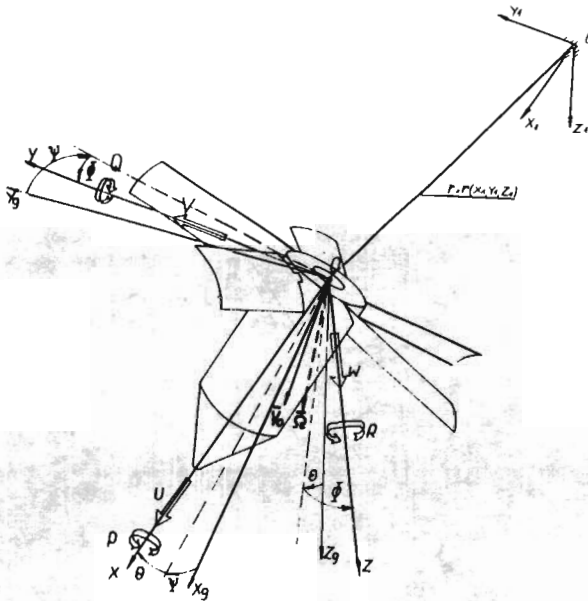
Fot. 2. Model zasobnika autorotacyjnego z częściowo rozłożonymi łopatkami



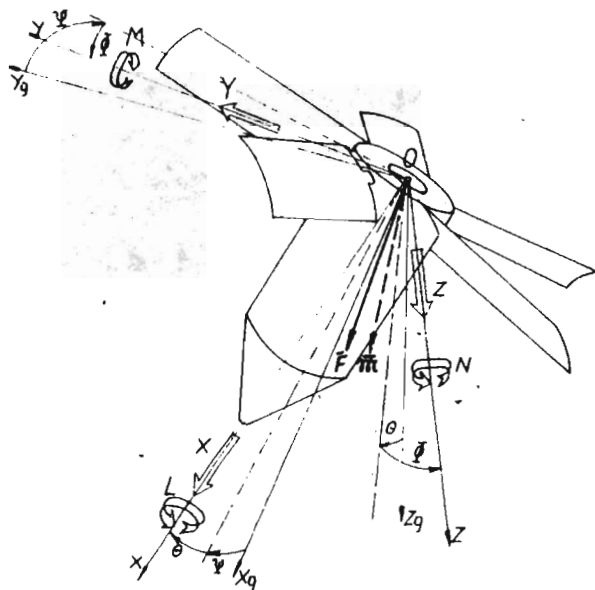
Fot. 3. Model zasobnika autorotacyjnego zawieszony na wadze aerodynamicznej w tunelu - bez przepływu powietrza



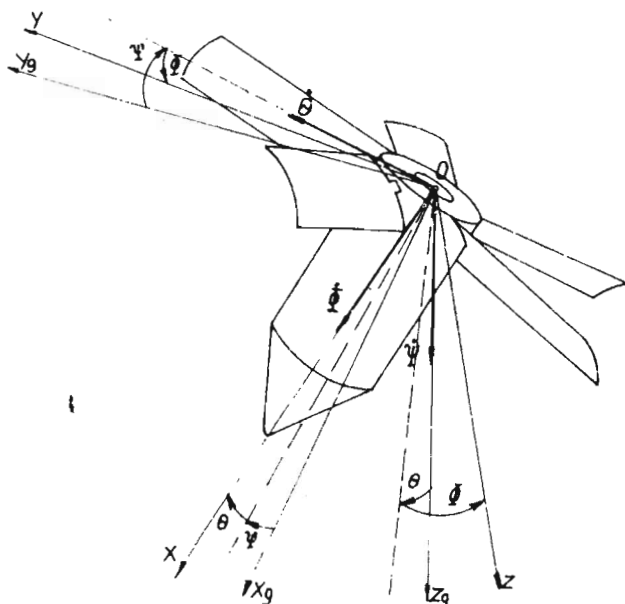
Fot. 4. Model zasobnika autorotacyjnego na wadze aerodynamicznej w czasie pomiaru – zasobnik wiruje pod wpływem przepływu



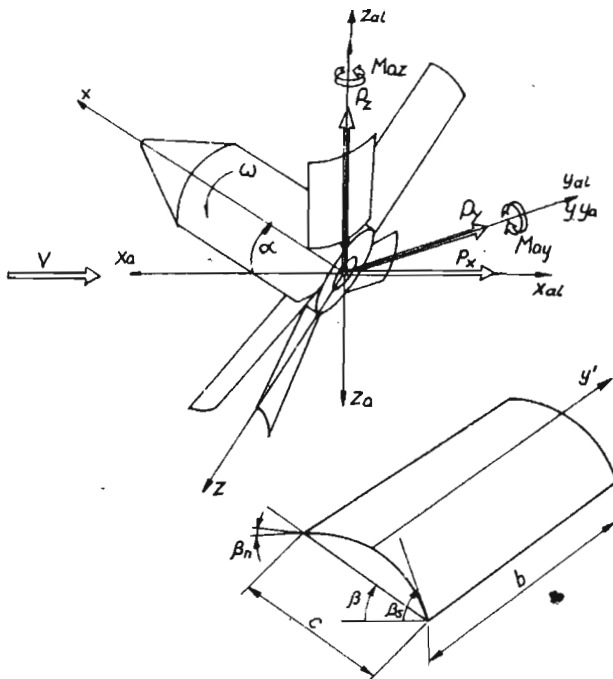
Rys. 1. Przyjęte układy odniesienia, kąty samolotowe, prędkości liniowe i kątowe



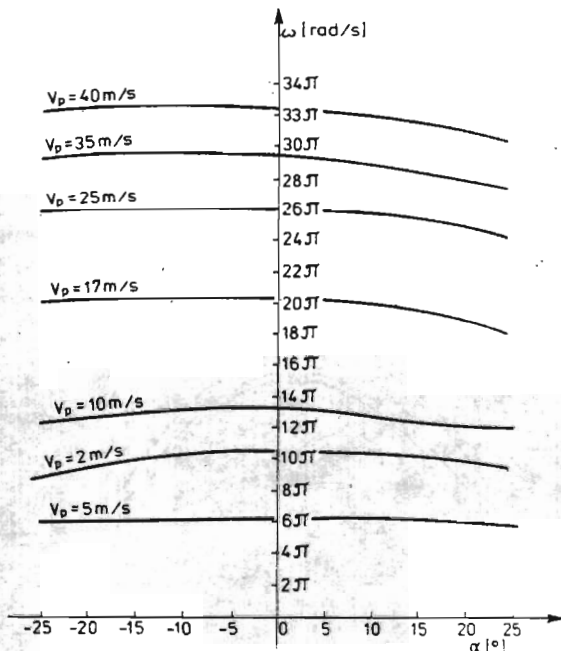
Rys. 2. Składowe sił i momentów sił aerodynamicznych działających na zasobnik autorotacyjny



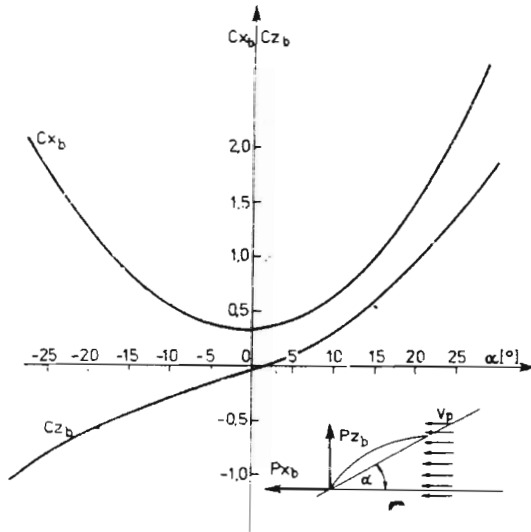
Rys. 3. Orientacja przestrzenna zasobnika względem grawitacyjnego układu odniesienia $Ox_g y_g z_g$



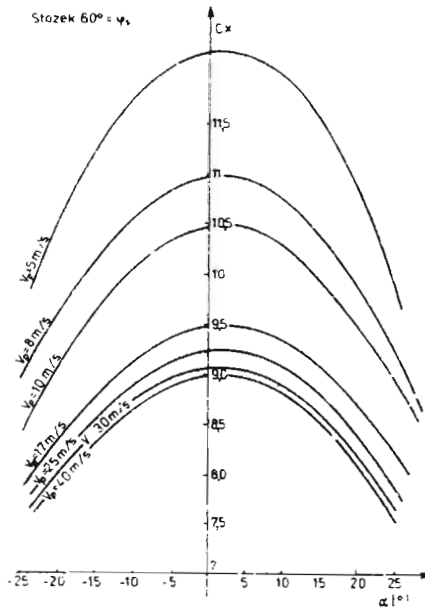
Rys. 4. Siły aerodynamiczne i momenty sił mierzone na wadze w tunelu oraz przyjęte układy odniesienia związane z przepływem



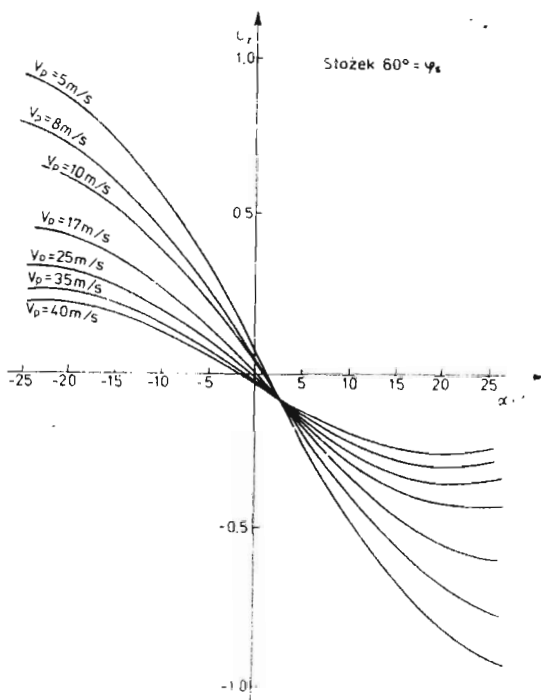
Rys. 5. Zależność prędkości kątowej ω obrotu własnego zasobnika od kąta natarcia α i prędkości przepływu V_p



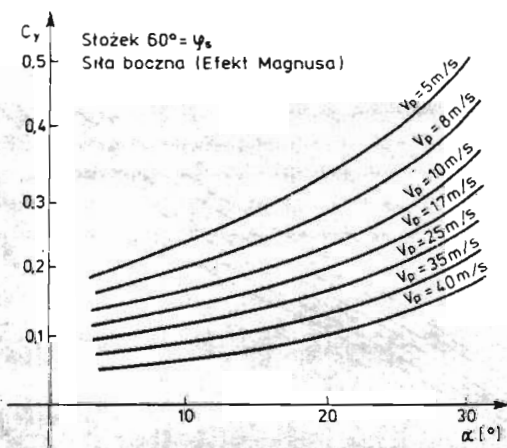
Rys. 6. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne izolowanej łopatkii: oporu C_{x_b} i siły nośnej C_{z_b} w funkcji kąta natarcia α



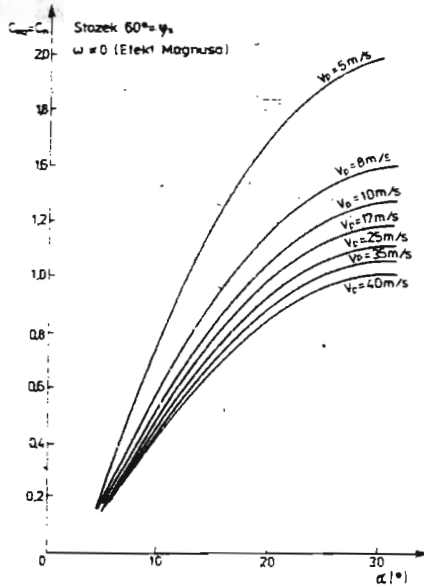
Rys. 7. Bezwymiarowy współczynnik oporu aerodynamicznego C_x w funkcji kąta natarcia α dla wirującego zasobnika przy kącie rozwarcia stożka zasobnika $\varphi_s = 60^\circ$



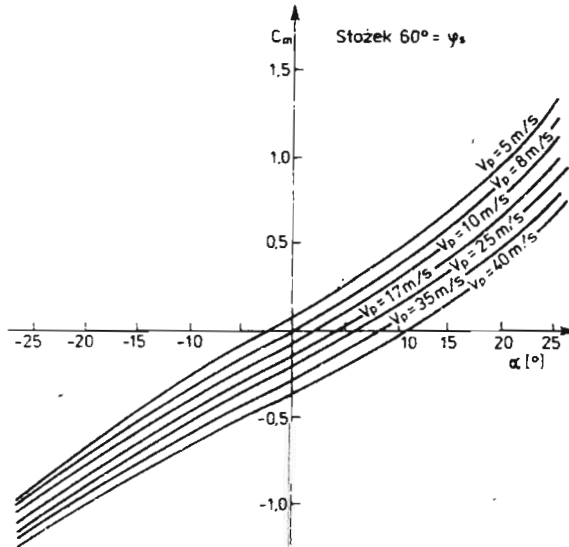
Rys. 8. Bezwymiarowy współczynnik siły nośnej C_z w funkcji kąta natarcia α dla wirującego zasobnika przy kącie rozwarcia stożka zasobnika $\varphi_s = 60^\circ$



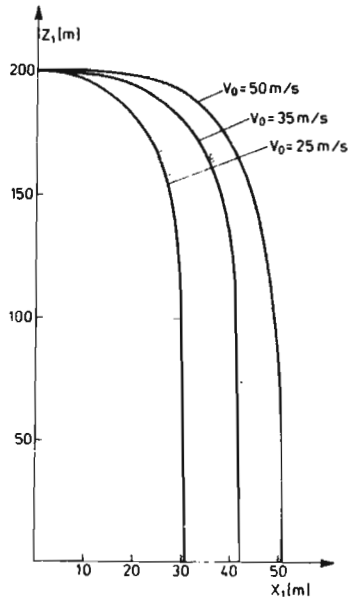
Rys. 9. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamicznej siły bocznej C_y w funkcji kąta natarcia α dla wirującego zasobnika przy kącie rozwarcia stożka zasobnika $\varphi_s = 60^\circ$



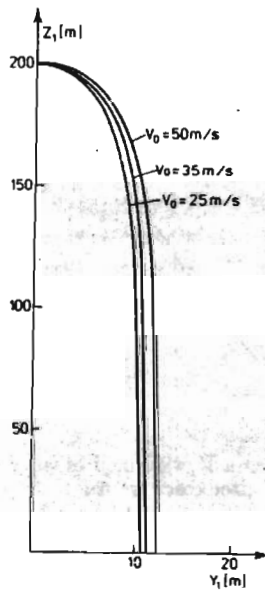
Rys. 10. Bezwymiarowy współczynnik aerodynamicznego momentu odchyłającego C_m w funkcji kąta natarcia α dla wirującego zasobnika przy kącie rozwarcia stożka zasobnika $\varphi_s = 60^\circ$



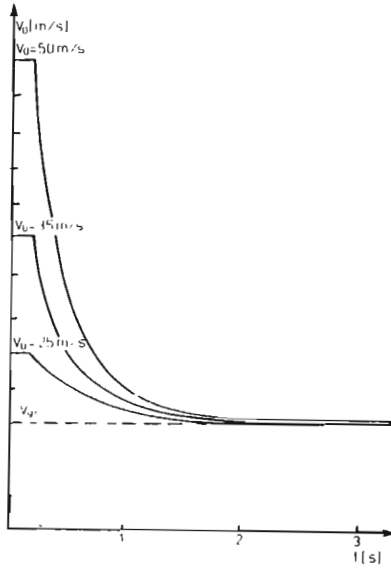
Rys. 11. Bezwymiarowy współczynnik aerodynamicznego momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia α dla wirującego zasobnika przy kącie rozwarcia stożka zasobnika $\varphi_s = 60^\circ$



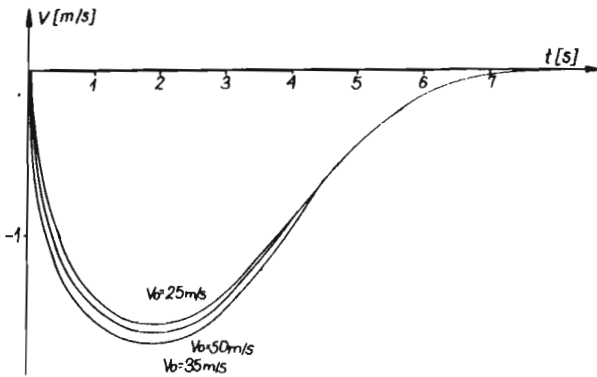
Rys. 12. Tor swobodnego spadku lotniczego zasobnika autorotacyjnego w płaszczyźnie pionowej w zależności od początkowej prędkości zrzutu



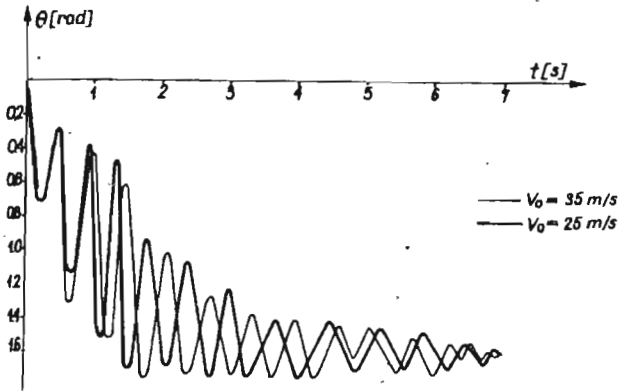
Rys. 13. Tor znoszenia boczne od płaszczyzny pionowej (efekt Magnusa) autorotacyjnego zasobnika lotniczego



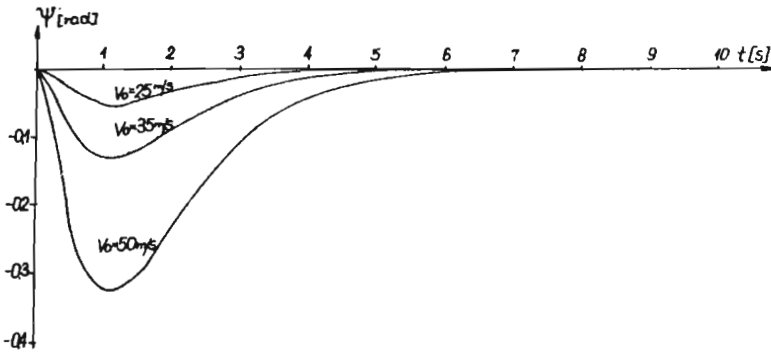
Rys. 14. Zmiany prędkości swobodnego lotu autorotacyjnego zasobnika lotniczego w zależności od początkowej prędkości zrzutu V_0 , asymptotyczne osiągnięcie prędkości granicznej V_{gr}



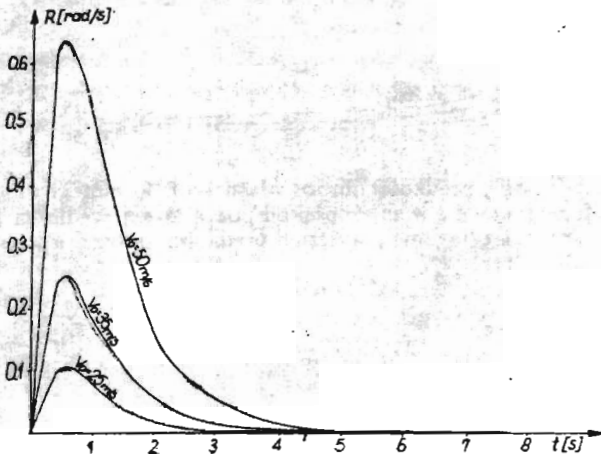
Rys. 15. Zmiany prędkości znoszenia V w funkcji czasu w zależności od początkowej prędkości zrzutu



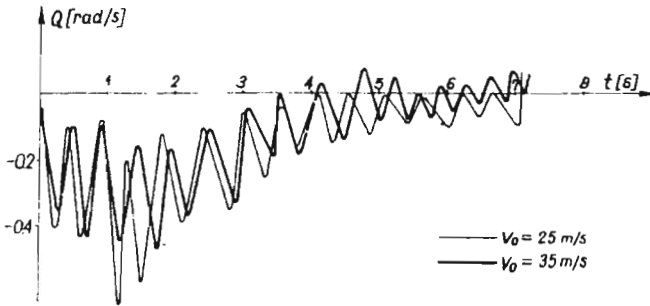
Rys. 16. Zmiany kąta pochylenia θ w funkcji czasu t po poziomym zrzucie autorotacyjnego zasobnika lotniczego



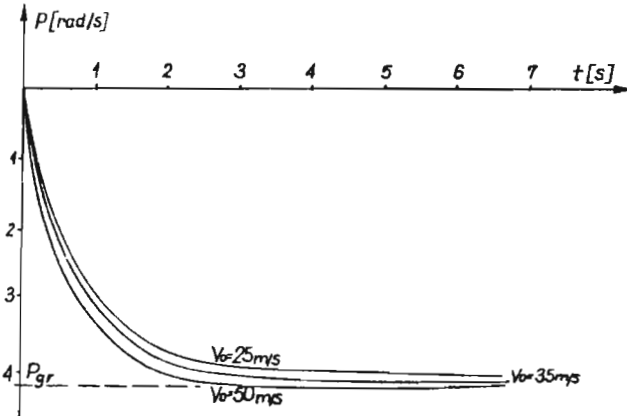
Rys. 17. Zmiana kąta odchylenia ψ w funkcji czasu t po poziomym zrzucie autorotacyjnego zasobnika lotniczego



Rys. 18. Zmiana katowej prędkości odchylenia R w funkcji czasu t po poziomym zrzucie autorotacyjnego zasobnika lotniczego



Rys. 19. Zmiana kątovej prędkości pochylenia θ w funkcji czasu t po poziomym zrzucie autorotacyjnego zasobnika lotniczego



Rys. 20. Zmiana kątovej prędkości obrotu własnego P lotniczego zasobnika autorotacyjnego w funkcji czasu t w zależności od początkowej prędkości zrzutu V_p , asymptotyczne osiągnięcie granicznej prędkości kątovej P_{gr}