

## WPLYW INTERFERENCJI AERODYNAMICZNEJ NA PARAMETRY RUCHU ZASOBNIKA LOTNICZEGO PO ZRZUCIE Z SAMOLOTU

BOLESŁAW TARKA

*Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa*

JERZY MARYNIAK

*Politechnika Warszawska*

Problematyka związana z badaniami wpływu interferencji aerodynamicznej w zespole: samolot-zasobnik na dynamikę lotu zasobnika w procesie zrzutu, była prezentowana przez autorów w pracach [1,2,3,4].

Po zbudowaniu modelu matematycznego ruchu zasobnika w pobliżu samolotu [1,2] oraz określeniu wpływu płata na współczynniki aerodynamiczne zasobnika na podstawie wyników badań eksperymentalnych [3,4], opracowano program oraz wykonano obliczenia numeryczne.

Przy założeniu, że zrzut obu zasobników następuje w ustalonym poziomym locie prostoliniowym, równania ruchu [1, 2], ulegają znacznemu uproszczeniu. Otrzymany układ równań opisujący stan równowagi zespołu: samolot-dwa zasobniki ma postać następująca:

$$\frac{1}{2}\rho_H V_0^2 S [(-C_{x_a} \cos \alpha + C_{z_a} \sin \alpha) + 2(-C_{x_z} \cos \alpha + C_{z_z} \sin \alpha) \frac{S_{pz}}{S}] + T \cos \varphi_{T_y} - mg \sin \alpha = 0, \quad (1)$$

$$\frac{1}{2}\rho_H V_0^2 S [(-C_{x_a} \sin \alpha - C_{z_a} \cos \alpha) + 2(-C_{x_z} \sin \alpha - C_{z_z} \cos \alpha) \frac{S_{pz}}{S}] - T \sin \varphi_{T_y} + mg \cos \alpha + Z_{\delta_H} \delta_H = 0, \quad (2)$$

— równanie momentów:

$$\frac{1}{2}\rho_H V_0^2 S l_a \{2[(C_{x_z} \sin \alpha + C_{z_z} \cos \alpha)x_z + (-C_{x_z} \cos \alpha +$$

$$\begin{aligned}
 &+ C_{z_x} \sin \alpha] z_x \left\{ \frac{S_{pz}}{S} + C_{m_{y_0}} + 2C_{m_z} \frac{S_{pz} l_z}{S l_a} \right\} + \\
 &+ T(x_T \sin \varphi_{Ty} + z_T \cos \varphi_{Ty}) - 2m_x(x_x \cos \alpha + z_x \sin \alpha) + M_{\delta_H} \delta_H = 0,
 \end{aligned} \quad (3)$$

— związki kinematyczne:

$$\begin{aligned}
 \dot{\theta} &= Q = 0, \\
 \dot{x}_1 &= V_0, \\
 \dot{z}_1 &= 0,
 \end{aligned} \quad (4)$$

przy czym:

$$\begin{aligned}
 \alpha_x &= \alpha + \varphi_{xy}, \\
 \rho_H &= \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300}\right)^{4.256}.
 \end{aligned} \quad (5)$$

Dla założonej wysokości lotu  $h$ , prędkości lotu  $V_0$  oraz kącie zaklinowania zasobnika w pionie  $\varphi_{xy}$ , rozwiązaniem równań (1 ÷ 5) są wartości kąta natarcia  $\alpha$ , kąta wychylenia steru wysokości  $\delta_H$  oraz ciągu silnika  $T$  samolotu z dwoma zasobnikami.

Rozwiązania układu równań równowagi zespołu wyznaczono dla dwóch przypadków:

1) rozwiązanie układu równań równowagi bez uwzględnienia interferencji aerodynamicznej w zespole:

$$\alpha, \delta_H, T = f[h, V_0, \varphi_{xy}; C_{x_x}, C_{z_x}, C_{m_x} = g(\alpha_x)], \quad (6)$$

2) rozwiązanie układu równań równowagi z uwzględnieniem interferencji aerodynamicznej:

$$\alpha^i, \delta_H^i, T^i = F[h, V_0, \varphi_{xy}; C_{x_x}, C_{z_x}, C_{m_x} = G(\alpha_x, \alpha, \bar{x}, \bar{z})]. \quad (7)$$

Wykorzystując istniejący model matematyczny [1,2], po uwzględnieniu uproszczeń wynikających z założenia płaskiego ruchu zasobnika oraz zależności (6) i (7), otrzymano dwa układy równań opisujące dynamikę ruchu zasobnika po jego zrzucie:

1) Równania dynamiki ruchu zasobnika bez uwzględnienia wpływu interferencji aerodynamicznej na charakterystyki aerodynamiczne zasobnika:

— równania sił:

$$\begin{aligned}
 m_x(\ddot{U}_x + Q_x W_x) &= \frac{1}{2} \rho_H V_{ox}^2 S_{pz} [-C_{x_x}(\alpha_x) \cos \alpha_x + \\
 &+ C_{z_x}(\alpha_x) \sin \alpha_x] - m_x g \sin \theta_x + X_Q^x Q_x,
 \end{aligned} \quad (8)$$

$$m_x(\dot{W}_x - Q_x U_x) = \frac{1}{2} \rho_H V_{0x}^2 S_{px} [-C_{x_x}(\alpha_x) \sin \alpha_x + C_{z_x}(\alpha_x) \cos \alpha_x] + m_x g \cos \theta_x + Z_Q^z Q_x, \quad (9)$$

— równanie momentów:

$$I_{y_x} \dot{Q}_x = \frac{1}{2} \rho_H V_{0x}^2 S_{px} l_x C m_x + M_Q^z Q_x, \quad (10)$$

— związki kinematyczne:

$$\begin{aligned} \dot{\theta}_x &= Q_x, \\ \dot{x}_{1x} &= U_x \cos \theta_x + W_x \sin \theta_x, \\ \dot{z}_{1x} &= -U_x \sin \theta_x + W_x \cos \theta_x, \end{aligned} \quad (11)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} V_{0x}^2 &= U_x^2 + W_x^2, \\ \alpha_x &= \arctg \frac{W_x}{U_x}, \\ h_x &= -z_{1x}. \end{aligned}$$

Pochodne aerodynamiczne  $X_Q^z$ ,  $Z_Q^z$ ,  $M_Q^z$  mają postać [1,2]:

$$\begin{aligned} X_Q^z &= \frac{1}{2} \rho_H \frac{S_{px}}{S_{bx}} \frac{V_{0x}^2}{U_x} \frac{\partial C_{x_x}}{\partial \alpha_x} \left| \int_{x_2}^{x_1} c(x) x dx \right|, \\ Z_Q^z &= \frac{1}{2} \rho_H \frac{S_{pz}}{S_{bz}} \frac{V_{0x}^2}{U_x} \frac{\partial C_{z_x}}{\partial \alpha_x} \left| \int_{x_2}^{x_1} c(x) x dx \right|, \\ M_Q^z &= \frac{1}{2} \rho_H \frac{S_{pz}}{S_{bz}} l_x \frac{V_{0x}^2}{U_x} \frac{\partial C m_x}{\partial \alpha_x} \left| \int_{x_2}^{x_1} c(x) x dx \right|, \end{aligned} \quad (12)$$

— warunki początkowe:

$$\begin{aligned} U_x &= U \cos \varphi_{xy} - W \sin \varphi_{xy}, \\ W_x &= U \sin \varphi_{xy} + W \cos \varphi_{xy}, \\ Q_x &= Q, \\ \theta_x &= \theta + \varphi_{xy}, \\ x_{1x} &= x_1 + x_x \cos \theta + z_x \sin \theta, \\ z_{1x} &= z_1 - x_x \sin \theta + z_x \cos \theta, \end{aligned} \quad (13)$$

gdzie:  $U, W, Q, \theta, x_1, z_1$  — wartości parametrów opisujących płaski ruch zespołu samolot-dwa zasobniki wyznaczone z uwzględnieniem zależności (6).

2) Równania dynamiki ruchu zasobnika z uwzględnieniem wpływu interferencji aerodynamicznej na charakterystyki aerodynamiczne zasobnika:

— równania sił:

$$m_x(\dot{U}_x + Q_x W_x) = \frac{1}{2} \rho_H V_{ox}^2 S_{px} [-C_{x_x}(\alpha_x, \alpha, \bar{x}, \bar{z}) \cos \alpha_x + C_{z_x}(\alpha_x, \alpha, x, z) \sin \alpha_x] - m_x g \sin \theta_x + x_Q^x Q_x, \quad (14)$$

$$m_x(\dot{W}_x - Q_x U_x) = \frac{1}{2} \rho_H V_{ox}^2 S_{px} [-C_{x_x}(\alpha_x, \alpha, \bar{x}, \bar{z}) \sin \alpha_x + C_{z_x}(\alpha_x, \alpha, x, z) \cos \alpha_x] + m_x g \cos \theta_x + z_Q^x Q_x, \quad (15)$$

— równanie momentów:

$$I_{y_z} \dot{Q}_x = \frac{1}{2} \rho_H V_{ox}^2 S_{px} l_x C m_x(\alpha_x, \alpha, \bar{x}, \bar{z}) + M_Q^x Q_x, \quad (16)$$

— związki kinematyczne:

$$\begin{aligned} \dot{\theta}_x &= Q_x, \\ \dot{x}_{1x} &= U_x \cos \theta_x + W_x \sin \theta_x, \\ \dot{z}_{1x} &= -U_x \sin \theta_x + W_x \cos \theta_x, \end{aligned} \quad (17)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} V_{ox}^2 &= U_x^2 + W_x^2, \\ \alpha_x &= \arctg \frac{W_x}{U_x}, \\ h_x &= -z_{1x}, \end{aligned}$$

— warunki początkowe:

$$\begin{aligned} U_x &= U^i \cos \varphi_{xy} - W^i \sin \varphi_{xy}, \\ W_x &= U^i \sin \varphi_{xy} + W^i \cos \varphi_{xy}, \\ Q_x &= Q^i, \\ \theta_x &= \theta^i + \varphi_{xy}, \\ x_{1x} &= x_1^i + x_x \cos \theta^i + z_x \sin \theta^i, \\ z_{1x} &= z_1^i - x_x \sin \theta^i + z_x \cos \theta^i, \end{aligned}$$

gdzie:  $U^i, W^i, Q^i, \theta^i, x_1^i, z_1^i$  — wartości parametrów opisujących płaski ruch zespołu samolot - dwa zasobniki wyznaczone z uwzględnieniem zależności (7). Obliczenia numeryczne wartości parametrów opisujących płaski ruch zasobnika po jego

zrzucie:  $\alpha_x$ ,  $V_{ox}$ ,  $U_x$ ,  $W_x$ ,  $Q_x$ ,  $\Theta_x$ , wykonano na mikrokomputerze IBM PC/AT. Obliczenia wykonano przy następujących założeniach:

- badany jest płaski ruch zasobnika w płaszczyźnie  $Oxz$ ,
- zrzut zasobnika następuje w locie poziomym prostoliniowym.

Geometrię badanego zasobnika lotniczego, oraz jego usytuowanie względem samolotu TS-11 "Iskra" przedstawiono na rys. 1,2,3<sup>1</sup>.

Zależności wartości parametrów charakteryzujących stan równowagi zespołu samolot - dwa zasobniki, kąta natarcia samolotu  $\alpha$ , kąta wychylenia steru wysokości  $\delta_H$  oraz ciągu silnika  $T$  od prędkości lotu  $V_0$  i kąta zaklinowania zasobnika  $\varphi_{xy}$  bez uwzględnienia i z uwzględnieniem wpływu interferencji aerodynamicznej ilustrują rys. 4, 5.

Obliczenia wykonano dla różnych wartości prędkości lotu w chwili zrzutu  $V_0 = (100 \div 200) \text{ m/s}$ , różnych kątów zaklinowania zasobnika  $\varphi_{xy} = +2^\circ \div (-10^\circ)$ , wysokości lotu  $h = 500 \text{ m}$ , z uwzględnieniem i bez uwzględnienia interferencji aerodynamicznej.

Wyniki obliczeń numerycznych przedstawiono na rys. 6  $\div$  10.

Badano także dynamikę lotu zasobnika lotniczego do momentu zderzenia z ziemią. Określono wpływ prędkości lotu  $V_0$ , kąta zaklinowania  $\varphi_{xy}$  oraz interferencji aerodynamicznej na parametry ruchu  $\alpha_x$ ,  $V_{ox}$ ,  $\Theta_x$ , kąta upadku  $\Theta$  oraz zasięgu lotu zasobnika  $L$  (rys. 11  $\div$  18).

## Wnioski

1. We wszystkich analizowanych przypadkach, badany zasobnik lotniczy opuszczał strefę oddziaływania samolotu po upływie czasu  $\tau \geq 0.6 \text{ s}$ , co odpowiada  $z_x \geq 8D$  ( $d = 0.22 \text{ m}$  - średnica zasobnika) (rys. 6,7).

2. Po upływie czasu  $\tau \geq 0.6 \text{ s}$ , kiedy zasobnik lotniczy znajduje się poza strefą oddziaływania samolotu, poziome przemieszczenie jego środka masy wynosi  $0.4 \text{ m}$  (rys. 8).

3. W badanym przedziale prędkości lotu  $V_0$  i kątów zaklinowania  $\varphi_{xy}$  nie stwierdzono tendencji do nieprawidłowego odchodzenia zasobnika od samolotu (rys. 6,7).

4. Wpływ interferencji aerodynamicznej na amplitudę wahań kąta natarcia  $\alpha_x$  zasobnika maleje przy zwiększaniu się prędkości lotu  $V_0$  w momencie zrzutu (rys. 9,10).

5. Obecność samolotu powoduje wzrost amplitudy wahań kąta natarcia  $\alpha_x$  zasobnika przy zmniejszeniu się kąta zaklinowania  $\varphi_{xy}$  oraz prędkości lotu  $V_0$  (rys.

<sup>1</sup> Wszystkie rysunki na końcu pracy

11,12,13,14)

$$\begin{aligned}
 \text{a) } V_0 = 200\text{m/s} & \begin{cases} \varphi_{xy} = +2^\circ \frac{A_{\alpha z \text{ int.}}}{A_{\alpha b \text{ int.}}} = 0.83 \\ \varphi_{xy} = -10^\circ \frac{A_{\alpha z \text{ int.}}}{A_{\alpha b \text{ int.}}} = 1.12 \end{cases} \\
 \text{b) } V_0 = 100\text{m/s} & \begin{cases} \varphi_{xy} = +2^\circ \frac{A_{\alpha z \text{ int.}}}{A_{\alpha b \text{ int.}}} = 0.94 \\ \varphi_{xy} = -10^\circ \frac{A_{\alpha z \text{ int.}}}{A_{\alpha b \text{ int.}}} = 1.77. \end{cases}
 \end{aligned}$$

6. Okres wahań kąta natarcia  $\alpha_x$  zasobnika lotniczego maleje przy wzroście prędkości lotu  $V_0$  i nie zależy od wpływu interferencji aerodynamicznej (rys. 12, 13).

$$\begin{aligned}
 V_0 = 100\text{m/s}, & \quad T_{\alpha_x} = 1.25\text{s}, \\
 V_0 = 200\text{m/s}, & \quad T_{\alpha_x} = 0.75\text{s}.
 \end{aligned}$$

7. Przy małej prędkości lotu w momencie zrzutu ( $V_0 = 100\text{m/s}$ ), wypadkowa prędkości lotu  $V_{ox}$  nie zależy praktycznie od kąta zaklinowania  $\varphi_{xy}$  i wpływu interferencji aerodynamicznej (rys. 15).

8. Interferencja aerodynamiczna powoduje wzrost amplitudy wahań kąta pochylenia podłużnej osi zasobnika  $\theta_x$  (rys. 16).

9. Wzrost prędkości lotu  $V_0$  powoduje zmniejszanie się wartości kąta pochylenia  $\theta_{xup}$  w momencie upadku zasobnika na ziemię (rys. 17).

10. Zasięg lotu zasobnika lotniczego  $L$  w niewielkim stopniu zależy od wpływu interferencji aerodynamicznej, gdyż czas, w którym zasobnik znajduje się w strefie oddziaływania samolotu jest bardzo krótki (rys. 18).

### Literatura

1. J. MARYNIAK, B. TARKA, *Modelowanie matematyczne ruchu zasobnika w pobliżu nosiciela*, ITWL, Materiały Konf. Naukowo-technicznej, Warszawa 1978
2. J. MARYNIAK, B. TARKA, *Dynamika ruchu podwieszenia w fazie odjścia od samolotu*, WAT, Materiały Konf. Naukowo-Technicznej, Warszawa 1979
3. J. MARYNIAK, B. TARKA, *Eksperymentalne badania wpływu interferencji aerodynamicznej na charakterystyki aerodynamiczne zasobnika w pobliżu nosiciela*, ITWL, Materiały Konf. Naukowo-Technicznej, Warszawa 1983
4. J. MARYNIAK, B. TARKA, *Wpływ położenia płata na współczynniki aerodynamiczne zasobnika lotniczego*, MTiS t.25, z.1-2, PWN Warszawa 1987

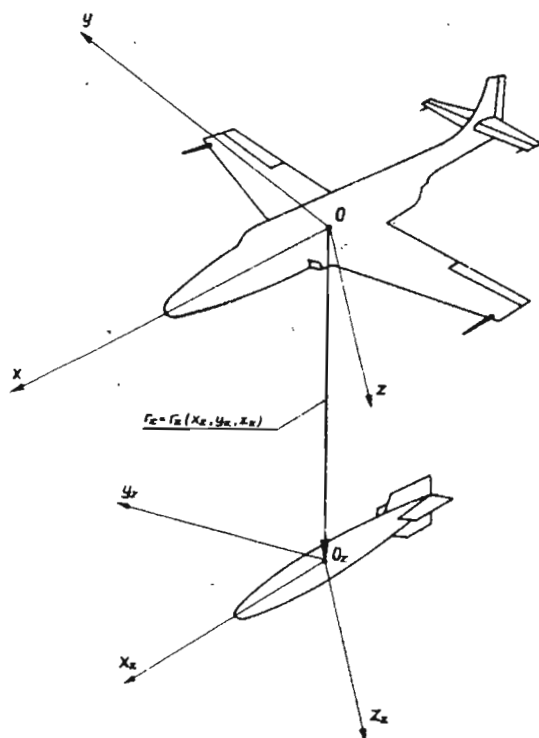
### Summary

The paper presents a mathematical model and the results of numerical calculations of a store motion parameters in the airdrop process. Experimental wind-tunnel test results illustrate the influence of aerodynamic interference on the store aerodynamic characteristics and then on the flight dynamics of the store in the process of airdropping.

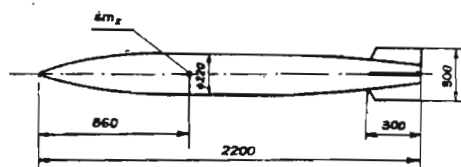
### Резюме

В работе представлена математическая модель, а также результаты численного расчета параметров движения авиационного контейнера в фазе отделения от самолёта. Используя результаты опытных исследований в аэродинамической интерференции на характеристики контейнера, а потом на динамику полёта контейнера в процессе сброса с самолёта.

*Praca wpłynęła do Redakcji dnia 12 października 1988 roku*

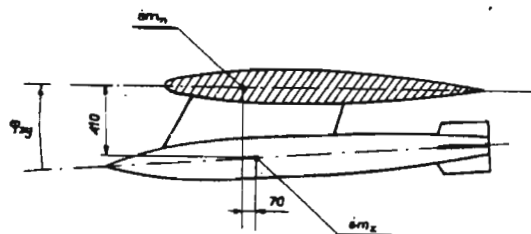


Rys. 1. Przestrzenne położenie zasobnika względem samolotu

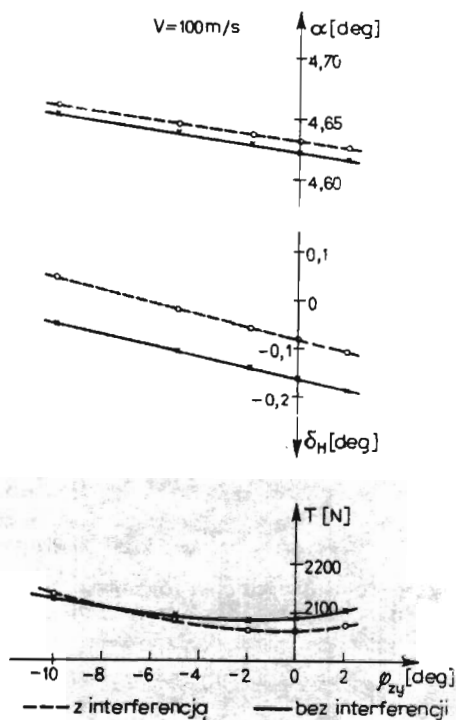


Rys. 2. Geometria badanego zasobnika lotniczego

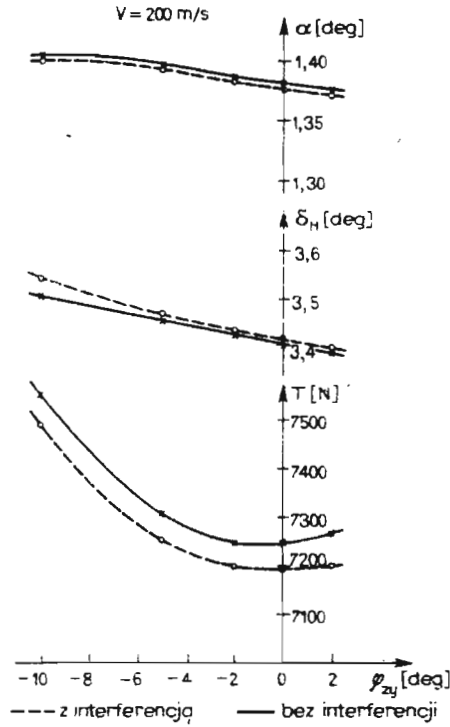




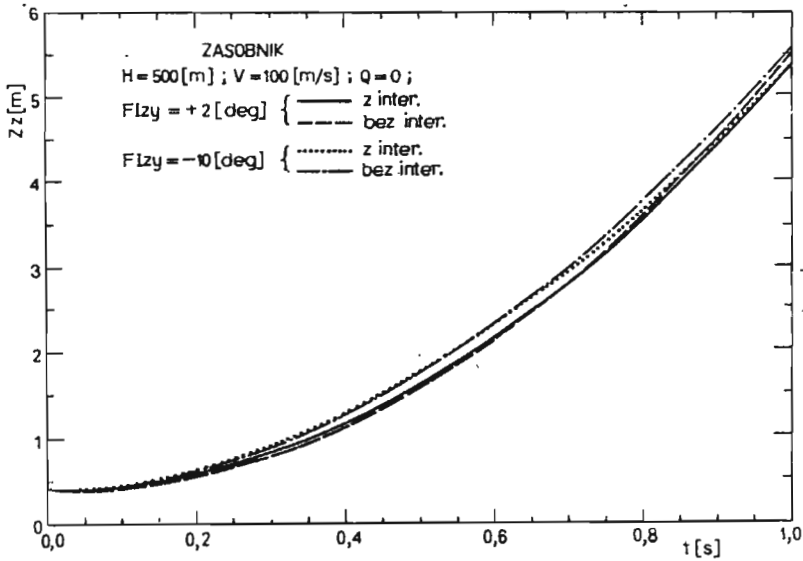
Rys. 3. Usytuowanie zasobnika względem samolotu TS-11 "Iskra"



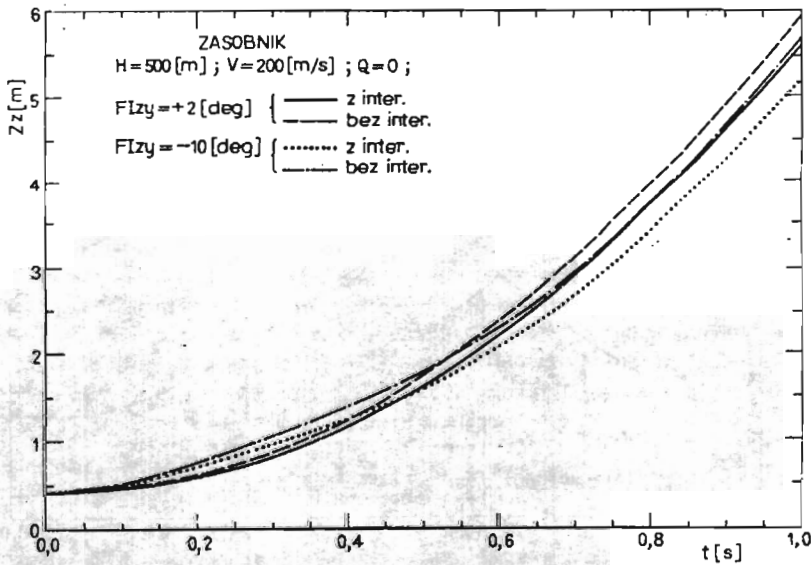
Rys. 4. Zależność parametrów opisujących stan równowagi zespołu od kąta zaklinowania zasobnika  $\varphi_{zy}$  dla  $V_0 = 100 \text{ m/s}$



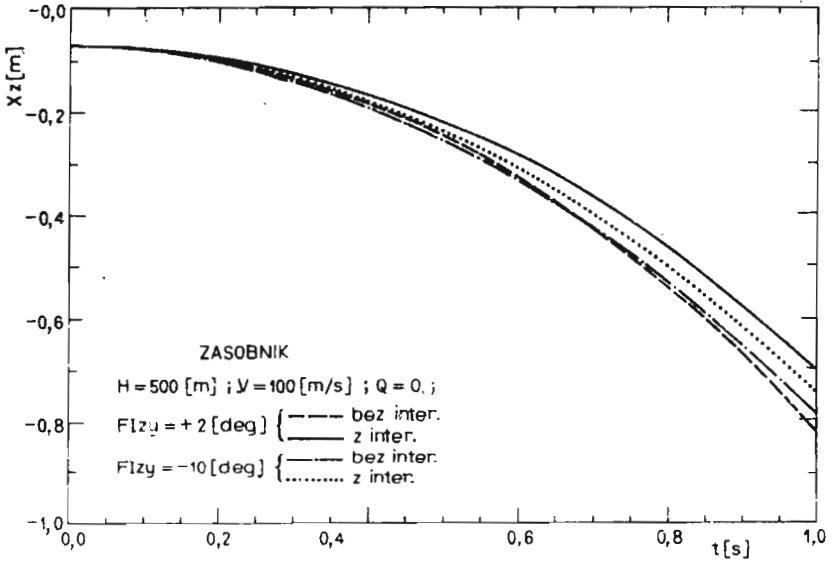
Rys. 5. Zależność parametrów opisujących stan równowagi zespołu od kąta zaklinowania zasobnika  $\varphi_{2y}$  dla  $V_0 = 200 \text{ m/s}$



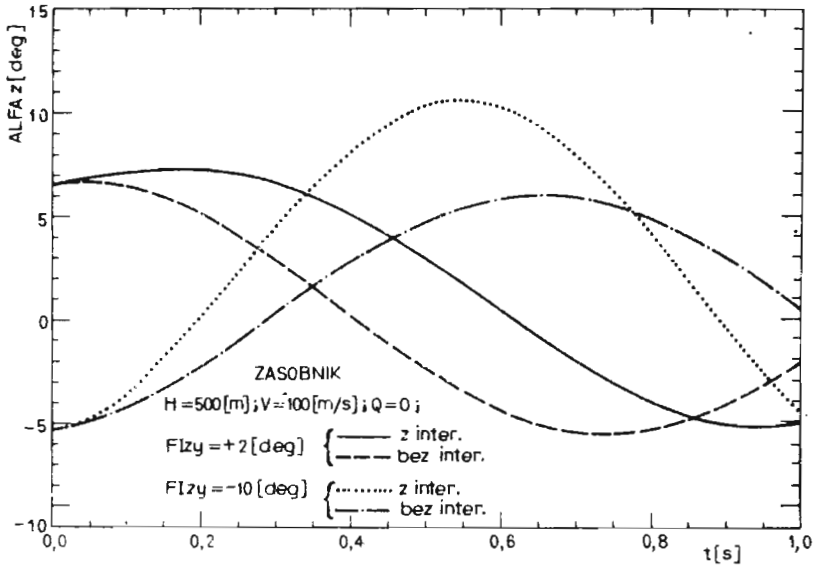
Rys. 6. Zmiana odległości  $z_z$  środka masy zasobnika od środka masy samolotu w trakcie zrzutu przy  $V_0 = 100$  m/s



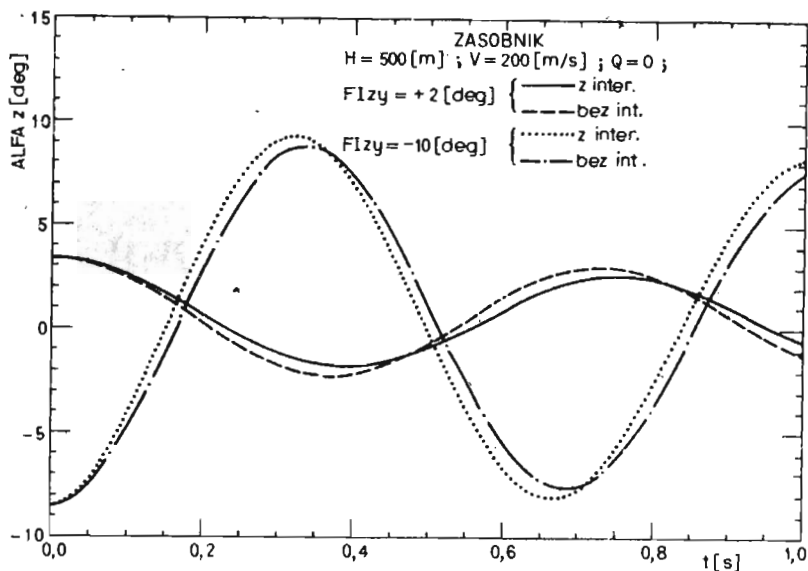
Rys. 7. Zmiana odległości  $z_z$  środka masy zasobnika od środka masy samolotu w trakcie zrzutu przy  $V_0 = 200$  m/s



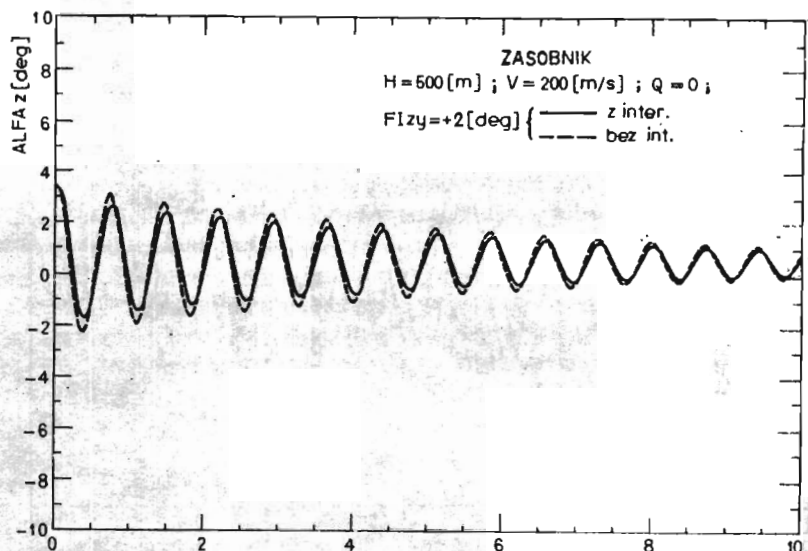
Rys. 8. Zmiana przemieszczenia  $x_z$  środka masy zasobnika względem środka masy samolotu w trakcie zrzutu przy  $V_0 = 100$  m/s



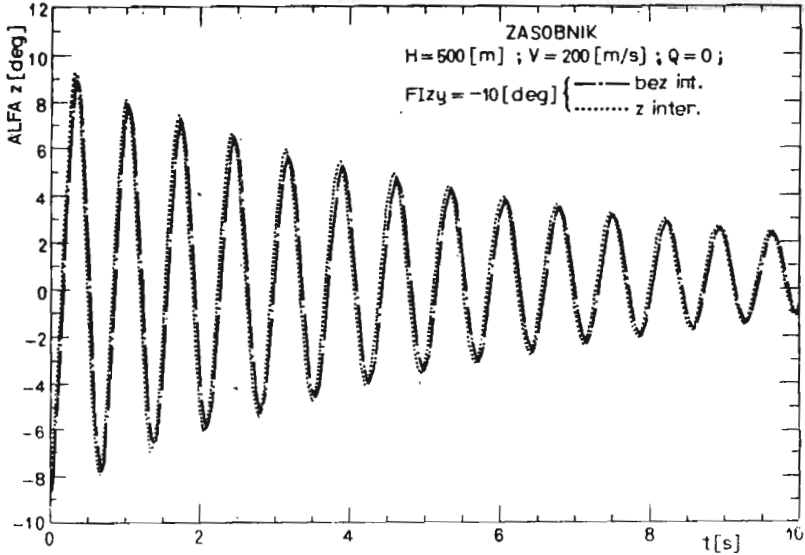
Rys. 9. Zależność kąta natarcia zasobnika  $\alpha_z$  od kąta zaklinowania zasobnika  $\varphi_{1zy}$  przy zrzucie z  $V_0 = 100$  m/s



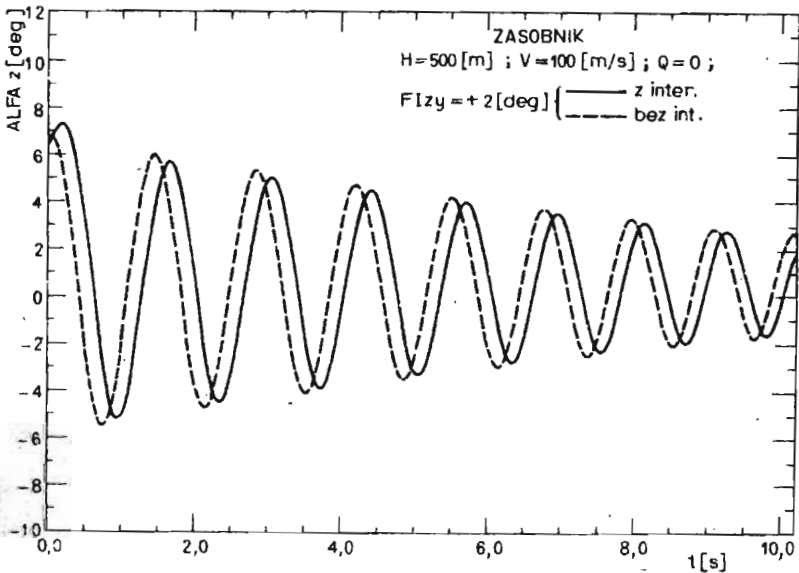
Rys. 10. Zależność kąta natarcia  $\alpha_z$  zasobnika od kąta zaklinowania zasobnika  $\varphi_{xy}$  przy rzucie z  $V_0 = 200$  m/s



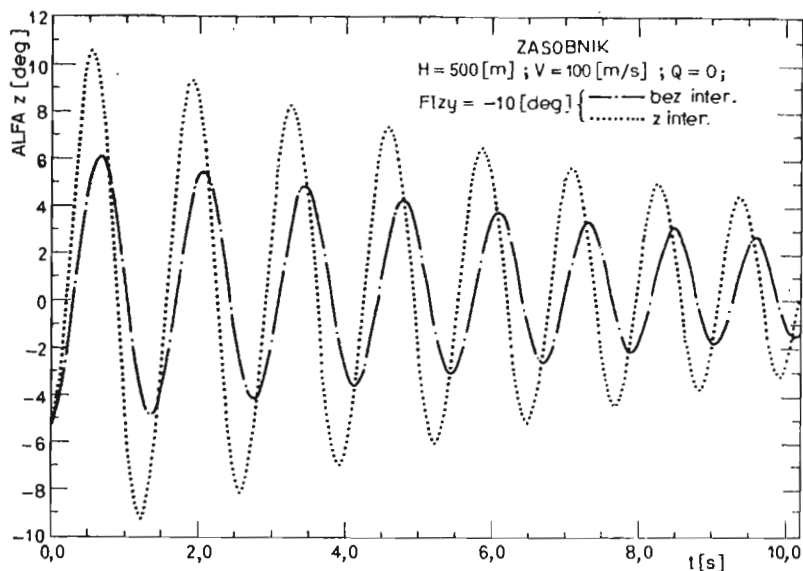
Rys. 11. Wahania kąta natarcia  $\alpha_z$  zasobnika na torze lotu do momentu zderzenia z ziemią przy rzucie z  $V_0 = 200$  m/s i  $\varphi_{xy} = +2^\circ$



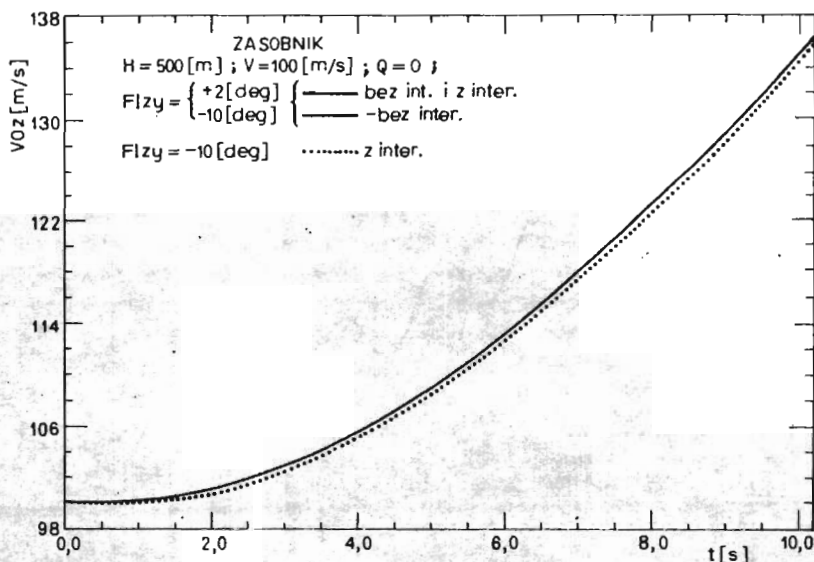
Rys. 12. Wahania kąta natarcia  $\alpha_z$  zasobnika na torze lotu do momentu zderzenia z ziemią przy zrzucie z  $V_0 = 200$  m/s i  $\varphi_{xy} = -10^\circ$



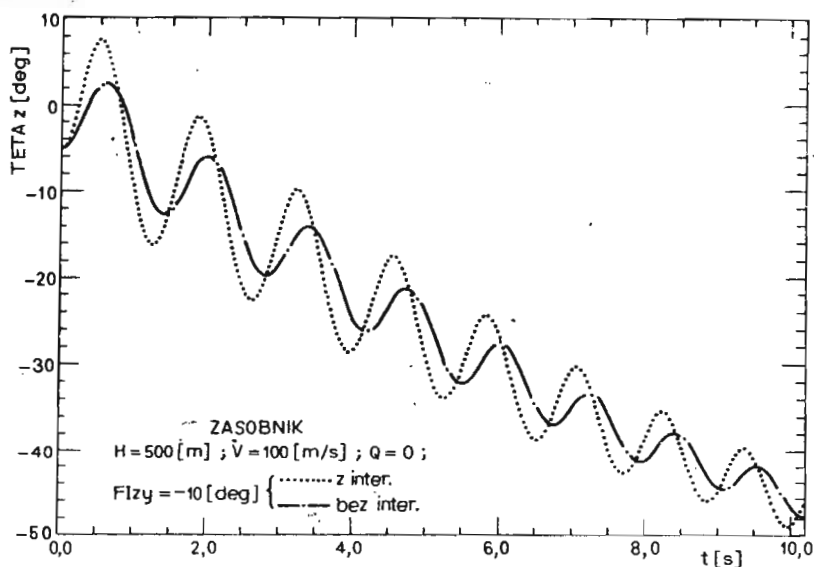
Rys. 13. Wahania kąta natarcia  $\alpha_z$  zasobnika na torze lotu do momentu zderzenia z ziemią przy zrzucie z  $V_0 = 100$  m/s i  $\varphi_{xy} = +2^\circ$



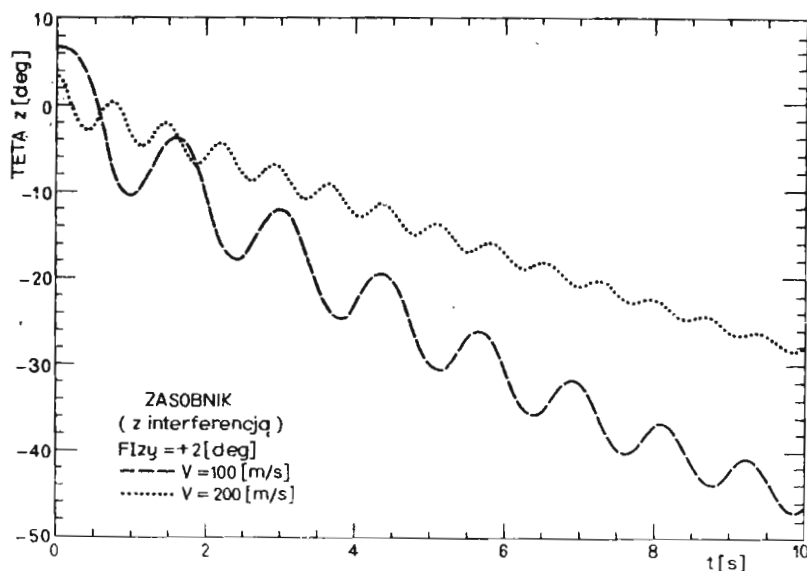
Rys. 14. Wahania kąta natarcia  $\alpha_z$  zasobnika na torze lotu do momentu zderzenia z ziemią przy zrzucie z  $V_0 = 100 \text{ m/s}$  i  $\varphi_{xy} = -10^\circ$



Rys. 15. Zależność wypadkowej prędkości lotu zasobnika  $V_{0z}$  od kąta zaklinowania  $\varphi_{xy}$  przy zrzucie z  $V_0 = 100 \text{ m/s}$

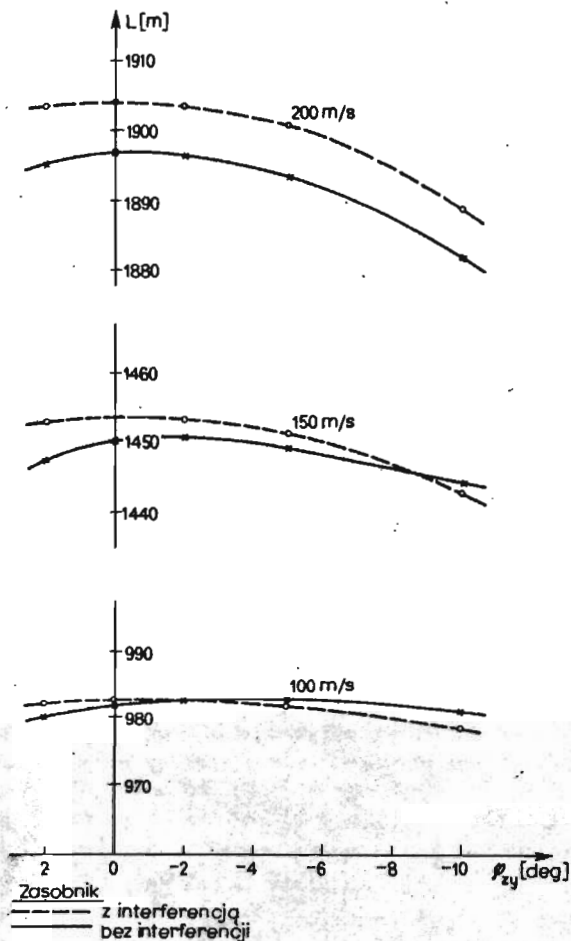


Rys. 16. Wahania kąta pochylenia podłużnej osi zasobnika  $\Theta_x$  na torze lotu do momentu zderzenia z ziemią przy zrzucie z  $V_0 = 100 \text{ m/s}$  i  $\varphi_{zy} = -10^\circ$



Rys. 17. Zależność kąta pochylenia podłużnej osi zasobnika  $\Theta_x$  od prędkości lotu w momencie zrzutu  $V_0$  dla kąta zaklinowania  $\varphi_{zy} = +2^\circ$





Rys. 18. Zależność zasięgu lotu zasobnika  $L$  od prędkości lotu  $V_0$  w momencie zrzutu oraz wpływu interferencji aerodynamicznej