

WPLYW ZJAWISKA ODWIJANIA PRZEWODU KIEROWANIA I NIEKTÓRYCH PARAMETRÓW GEOMETRYCZNYCH RAKIETY NA JEJ STATECZNOŚĆ DYNAMICZNĄ

TADEUSZ KUŹMICEWICZ, JERZY MARYNIAK (WARSZAWA)

1. Wstęp

W większości przeciwpancernych rakiet kierowanych sygnały sterujące są przekazywane ze stanowiska naprowadzania na rakiety za pośrednictwem tzw. przewodów kierowania. Przewód kierowania umieszczany jest w rakięcie na szpuli. Szpula jest umieszczona w rakięcie tak, że jej oś podłużna pokrywa się z osią podłużną rakiety. Z chwilą startu rakiety jeden koniec przewodu pozostaje na stanowisku kierowania i przewód zaczyna odwijać się ze szpuli. W czasie odwijania przewód wykonuje ruch obiegowy wokół osi podłużnej rakiety. Zakres prędkości tych rakiet kierowanych przewodowo zawiera się w przedziale od 85 m/s w zestawach I generacji (Cobra), do 280 m/s w zestawach II generacji (HOT). Jak wykazały badania [8] przewód kierowania rozwijany z takimi prędkościami jest obciążony znacznymi siłami dynamicznymi i aerodynamicznymi.

W pracach dotyczących stateczności samolotów i szybowców holujących bądź też holowanych za pośrednictwem liny [11, 12, 13, 19] uwzględniano wpływ liny wprowadzając dodatkowe siły lub siły i momenty w punkcie zamocowania liny.

W rozważanych przypadkach holowania lina nie wykonywała gwałtownych ruchów w miejscu jej zamocowania ani też wzdłuż swej długości.

W przypadku odwijania przewodu z lecącej rakiety oprócz hamującego oddziaływania naciągu przewodu pojawia się inny efekt a mianowicie raketowy ciąg przewodu. Znajomość zjawiska odwijania przewodu kierowania z lecącej rakiety i jego wpływu na stateczność rakiety może być wykorzystana w ewentualnych zmianach konstrukcyjnych węzła rakiety zawierającego szpulę z przewodem.

Stabilizujący charakter naciągu przewodu [10, 22] może być np. wykorzystany dla przesunięcia płatów do przodu i zwiększenia tylnej części rakiety zawierającej szpulę.

W niniejszej pracy przedstawione zostaną badania wpływu takich parametrów rakiety jak średnica szpuli oraz położenie środka masy na jej stateczność dynamiczną.

2. Różniczkowe równania ruchu

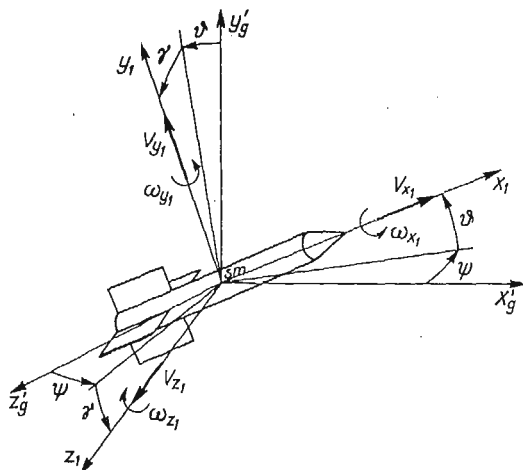
Równania ruchu rakiety z uwzględnieniem zjawiska odwijania przewodu kierowania wyprowadzono rozpatrując małe zakłócenia od ustalonego lotu poziomego, prostoliniowego. Pozwoliło to na linearyzację równań ruchu. Linearyzacja umożliwiła uzyskanie rozwiązania w prostej postaci wygodnej do analizy stateczności.

Założono, że przed zakłóceniem rakietą znajdowała się w płaszczyźnie pionowej i posiadała następujące stałe parametry:

$$\begin{aligned} \omega_{y_1,0} = \omega_{z_1,0} = 0; \quad \gamma_0 = 0; \quad V_{z_1,0} = 0 \\ \vartheta_0 = \text{const} \neq 0; \quad \alpha_0 = \text{const} \neq 0; \quad \omega_{x_1,0} = \text{const} \neq 0; \quad V_{x_1,0} = \text{const} \neq 0; \\ V_{y_1,0} = \text{const} \neq 0 \end{aligned}$$

Małe zmiany prędkości liniowej, kątowej oraz kątowego położenia rakiety oznaczono następująco:

- v_x, v_y, v_z — składowe małych zmian prędkości liniowej rakiety w układzie współrzędnych związanych z rakieta,
- γ_1 — zmiana kąta przechylenia,
- ψ_1 — zmiana kąta odchylenia,
- ϑ_1 — zmiana kąta pochylenia,
- $\dot{\gamma}_1$ — zmiana prędkości kątowej przechylania,
- $\dot{\psi}_1$ — zmiana prędkości kątowej odchylenia,
- $\dot{\vartheta}_1$ — zmiana prędkości kątowej pochylenia.



Rys. 1

Zakłócenia lotu ustalonego, tzn. zmiany prędkości liniowej, kątowej oraz położenia kątowego wywołują zmiany siły aerodynamicznej, momentu aerodynamicznego oraz zmianę naciągu przewodu.

Po uwzględnieniu powyższych założeń otrzymano liniowy układ równań ruchu dla małych zakłóceń:

$$\begin{aligned} m \left(\frac{dv_x}{dt} - V_{y_1,0} \bar{\omega}_{z_1} \right) &= X_1^{\omega_{x_1}} \bar{\omega}_{x_1} + X_1^{\omega_{y_1}} \bar{\omega}_{y_1} + X_1^{\omega_{z_1}} \bar{\omega}_{z_1} + X_1^{v_x} v_x + X_1^{v_y} v_y + \\ &+ X_{1N}^{\vartheta} \vartheta_1 + X_{1N}^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}_1 + X_{1C}^{v_x} v_x + X_{1C}^{v_y} v_y + X_{1C}^{v_z} v_z, \\ m \left(\frac{dv_y}{dt} - V_{x_1,0} \bar{\omega}_{z_1} \right) &= Y_1^{\omega_{x_1}} \bar{\omega}_{x_1} + Y_1^{\omega_{z_1}} \bar{\omega}_{z_1} + Y_1^{v_x} v_x + Y_1^{v_y} v_y + Y_1^{v_z} v_z + \\ &+ Y_{1C}^{v_x} v_x + Y_{1C}^{v_y} v_y + Y_{1C}^{v_z} v_z + Y_{1N}^{\vartheta} \vartheta_1 + Y_{1N}^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}_1, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 m \left(\frac{dv_z}{dt} + V_{y_1 0} \bar{\omega}_{x_1} - V_{x_1 0} \bar{\omega}_{y_1} \right) &= Z_1^{\omega_{x_1}} \bar{\omega}_{x_1} + Z_1^{\omega_{y_1}} \bar{\omega}_{y_1} + Z_1^{v_x} v_x + Z_1^{v_z} v_z + \\
 &\quad + Z_{1N}^{\vartheta} \dot{\vartheta}_1 + Z_{1N}^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}_1 + Z_{1C}^{v_x} v_x + Z_{1C}^{v_y} v_y + Z_{1C}^{v_z} v_z, \\
 J_{x_1} \frac{d\bar{\omega}_{x_1}}{dt} &= L^{\omega_{x_1}} \bar{\omega}_{x_1} + L^{\omega_{y_1}} \bar{\omega}_{y_1} + L_N^{\vartheta} \dot{\vartheta}_1 + L_N^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}_1 + L_C^{v_x} v_x + L_C^{v_y} v_y + L_C^{v_z} v_z, \\
 (2.1) \quad J_{y_1} \frac{d\bar{\omega}_{y_1}}{dt} + (J_{x_1} - J_{z_1}) \omega_{x_1 0} \bar{\omega}_{z_1} &= M^{\omega_{x_1}} \bar{\omega}_{x_1} + M^{\omega_{y_1}} \bar{\omega}_{y_1} + M^{v_x} v_x + M^{v_z} v_z + \\
 &\quad + M_N^{\vartheta} \dot{\vartheta}_1 + M_N^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}_1 + M_C^{v_x} v_x + M_C^{v_y} v_y + M_C^{v_z} v_z, \\
 J_{z_1} \frac{d\bar{\omega}_{z_1}}{dt} + (J_{y_1} - J_{x_1}) \omega_{x_1 0} \bar{\omega}_{y_1} &= N^{\omega_{x_1}} \bar{\omega}_{x_1} + N^{\omega_{y_1}} \bar{\omega}_{y_1} + N^{\omega_{z_1}} \bar{\omega}_{z_1} + N^{v_x} v_x + \\
 &\quad + N^{v_y} v_y + N_N^{\vartheta} \dot{\vartheta}_1 + N_N^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}_1 + N_C^{v_x} v_x + N_C^{v_y} v_y + N_C^{v_z} v_z, \\
 \bar{\omega}_{x_1} &= \frac{d\gamma_1}{dt} + \frac{d\psi_1}{dt} \sin \vartheta_0, \\
 \bar{\omega}_{y_1} &= \frac{d\psi_1}{dt} \cos \vartheta_0, \\
 \bar{\omega}_{z_1} &= \frac{d\vartheta_1}{dt}.
 \end{aligned}$$

Pochodne aerodynamiczne występujące w układzie równań (2.1) są wyprowadzone i omówione w pracy [3].

Oddziaływanie przewodu kierowania na raketę uwzględniono przez wprowadzenie do prawych stron równań (2.1) składowych siły i momentu siły naciągu przewodu wyrażonych jako iloczyny pochodnych liniowych i odpowiednich zmian parametrów lotu rakiety. Wprowadzeniu pochodnych liniowych poświęcono rozdział 3.

3. Pochodne liniowe

Przy określaniu sił działających na raketę pochodzących od przewodu kierowania założono liniowy charakter zmian sił w zależności od małych zmian kąta pochylenia rakiety ϑ oraz kątowej prędkości rakiety $\dot{\gamma}$.

3.1. Pochodne liniowe naciągu przewodu. Przez analogię do pochodnych liniowych (współczynników sił) zastosowanych w badaniu stateczności holowanych szybowców [11, 12, 13, 14, 19] wprowadzono pochodne liniowe przewodu kierowania zwane dalej pochodnymi liniowymi.

Pochodne liniowe składowych sił naciągu przewodu T względem kąta pochylenia ϑ i prędkości kątowej $\dot{\gamma}$ określono następująco:

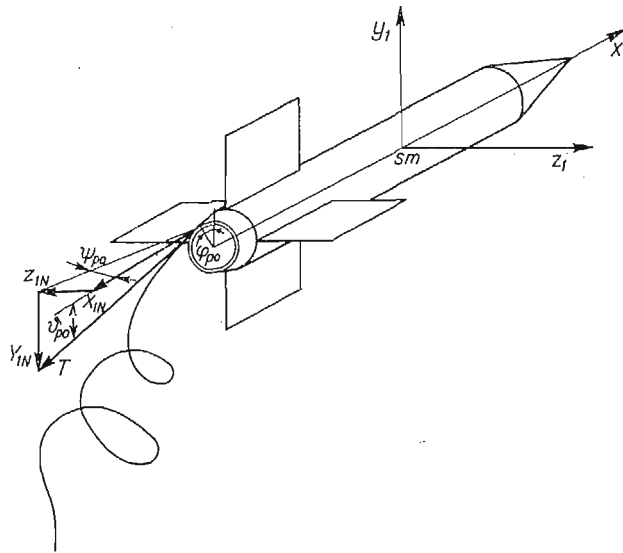
$$\begin{aligned}
 X_{1N}^{\vartheta} &= \frac{\partial X_{1N}}{\partial \vartheta}, & X_{1N}^{\dot{\gamma}} &= \frac{\partial X_{1N}}{\partial \dot{\gamma}}, \\
 (3.1) \quad Y_{1N}^{\vartheta} &= \frac{\partial Y_{1N}}{\partial \vartheta}, & Y_{1N}^{\dot{\gamma}} &= \frac{\partial Y_{1N}}{\partial \dot{\gamma}}, \\
 Z_{1N}^{\vartheta} &= \frac{\partial Z_{1N}}{\partial \vartheta}, & Z_{1N}^{\dot{\gamma}} &= \frac{\partial Z_{1N}}{\partial \dot{\gamma}}.
 \end{aligned}$$

Zmiany sił pochodzące od przewodu przedstawione za pomocą pochodnych linowych są następujące:

$$(3.2) \quad \begin{aligned} dX_{1N} &= X_{1N}^{\theta} d\theta + X_{1N}^{\dot{\gamma}} d\dot{\gamma}, \\ dY_{1N} &= Y_{1N}^{\theta} d\theta + Y_{1N}^{\dot{\gamma}} d\dot{\gamma}, \\ dZ_{1N} &= Z_{1N}^{\theta} d\theta + Z_{1N}^{\dot{\gamma}} d\dot{\gamma}. \end{aligned}$$

Kierunek siły T pochodzącej od przewodu kierowania względem rakiety opisano kątami ϑ_{po} , ψ_{po} i φ_{po} (rys. 2) a odpowiednie jej składowe na osie układu współrzędnych związanego z rakieta wynoszą:

$$(3.3) \quad \begin{aligned} X_{1N} &= -T \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po}, \\ Y_{1N} &= -T \sin \vartheta_{po}, \\ Z_{1N} &= -T \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po}. \end{aligned}$$



Rys. 2

Kąty przyłożenia naciągu przewodu do rakiety są zmienne i opisane następująco:

$$(3.4) \quad \begin{aligned} \vartheta_{po} &= -\vartheta_r \cos \varphi_{po} - \psi_r \sin \varphi_{po}, \\ \psi_{po} &= \vartheta_r \sin \varphi_{po} - \psi_r \cos \varphi_{po}. \end{aligned}$$

Zmianę naciągu przewodu otrzymano po zróżniczkowaniu zależności (3.3):

$$(3.5) \quad \begin{aligned} dX_{1N} &= -T^{\theta} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} d\theta - T^{\dot{\gamma}} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} d\dot{\gamma}, \\ dY_{1N} &= -T^{\theta} \sin \vartheta_{po} d\theta - T^{\dot{\gamma}} \sin \vartheta_{po} d\dot{\gamma}, \\ dZ_{1N} &= -T^{\theta} \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} d\theta - T^{\dot{\gamma}} \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} d\dot{\gamma}. \end{aligned}$$

Po przyrównaniu (3.5) do (3.2) otrzymano następujące wyrażenia na pochodne liniowe:

$$(3.6) \quad \begin{aligned} X_{1N}^\vartheta &= -T^\vartheta \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po}, \\ Y_{1N}^\vartheta &= -T^\vartheta \sin \vartheta_{po}, \\ Z_{1N}^\vartheta &= -T^\vartheta \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po}, \\ X_{1N}^{\dot{\gamma}} &= -T^{\dot{\gamma}} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po}, \\ Y_{1N}^{\dot{\gamma}} &= -T^{\dot{\gamma}} \sin \vartheta_{po}, \\ Z_{1N}^{\dot{\gamma}} &= -T^{\dot{\gamma}} \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po}. \end{aligned}$$

Pochodne liniowe momentów naciągu przewodu względem kąta pochylenia ϑ i prędkości przechylenia $\dot{\gamma}$ rakiety określono następująco:

$$(3.7) \quad \begin{aligned} L_N^\vartheta &= \frac{\partial L_N}{\partial \vartheta}, & L_N^{\dot{\gamma}} &= \frac{\partial L_N}{\partial \dot{\gamma}}, \\ M_N^\vartheta &= \frac{\partial M_N}{\partial \vartheta}, & M_N^{\dot{\gamma}} &= \frac{\partial M_N}{\partial \dot{\gamma}}, \\ N_N^\vartheta &= \frac{\partial N_N}{\partial \vartheta}, & N_N^{\dot{\gamma}} &= \frac{\partial N_N}{\partial \dot{\gamma}}. \end{aligned}$$

Zmiany momentów sił pochodzące od naciągu przewodu przedstawione za pomocą pochodnych liniowych są następujące:

$$(3.8) \quad \begin{aligned} dL_N &= L_N^\vartheta d\vartheta + L_N^{\dot{\gamma}} d\dot{\gamma}, \\ dM_N &= M_N^\vartheta d\vartheta + M_N^{\dot{\gamma}} d\dot{\gamma}, \\ dN_N &= N_N^\vartheta d\vartheta + N_N^{\dot{\gamma}} d\dot{\gamma}. \end{aligned}$$

Składowe naciągu przewodu (3.3) dają następujące momenty sił:

$$(3.9) \quad \begin{aligned} L_N &= -\frac{1}{2} d_{sz} Z_{1N} \cos \varphi_{po} - \frac{1}{2} d_{sz} Y_{1N} \sin \varphi_{po}, \\ M_N &= -Z_N l_p + \frac{1}{2} d_{sz} X_{1N} \sin \varphi_{po}, \\ N_N &= Y_{1N} l_p + \frac{1}{2} d_{sz} X_{1N} \cos \varphi_{po}. \end{aligned}$$

Podstawiając (3.3) do (3.9) otrzymujemy:

$$(3.10) \quad \begin{aligned} L_N &= -\frac{1}{2} T d_{sz} (\cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} \cos \varphi_{po} + \sin \vartheta_{po} \sin \varphi_{po}), \\ M_N &= T \left(\frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} \sin \varphi_{po} - l_p \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} \right), \\ N_N &= T \left(l_p \sin \vartheta_{po} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} \cos \varphi_{po} \right). \end{aligned}$$

Zmianę momentów sił otrzymano po różniczkowaniu (3.10):

$$\begin{aligned}
 dL_N &= -\frac{1}{2} d_{sz} (\cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} \cos \varphi_{po} + \sin \vartheta_{po} \sin \varphi_{po}) (T^\vartheta d\vartheta + T^\gamma d\dot{\gamma}), \\
 (3.11) \quad dM_N &= \left(\frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} \sin \varphi_{po} - l_p \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} \right) (T^\vartheta d\vartheta + T^\gamma d\dot{\gamma}), \\
 dN_N &= \left(l_p \sin \vartheta_{po} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} \cos \varphi_{po} \right) (T^\vartheta d\vartheta + T^\gamma d\dot{\gamma}).
 \end{aligned}$$

Po przyrównaniu współczynników przy elementach $d\vartheta$ i $d\dot{\gamma}$ w (3.8) i (3.11) otrzymano następujące wyrażenia na pochodne linowe momentów siły przewodu:

$$\begin{aligned}
 L_N^\vartheta &= -\frac{1}{2} T^\vartheta d_{sz} (\cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} \cos \varphi_{po} + \sin \vartheta_{po} \sin \varphi_{po}), \\
 M_N^\vartheta &= T^\vartheta \left(\frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} \sin \varphi_{po} - l_p \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} \right), \\
 N_N^\vartheta &= T^\vartheta \left(l_p \sin \vartheta_{po} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} \cos \varphi_{po} \right), \\
 (3.12) \quad L_N^\dot{\gamma} &= -\frac{1}{2} T^\gamma d_{sz} (\cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} \cos \varphi_{po} + \sin \vartheta_{po} \sin \varphi_{po}), \\
 M_N^\dot{\gamma} &= T^\gamma \left(\frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} \sin \varphi_{po} - l_p \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po} \right), \\
 N_N^\dot{\gamma} &= T^\gamma \left(l_p \sin \vartheta_{po} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po} \cos \varphi_{po} \right).
 \end{aligned}$$

3.2. Pochodne linowe ciągu raketowego przewodu kierowania. Odwijający się przewód daje efekt ciągu raketowego. Wielkość ciągu przewodu jest funkcją prędkości odwijania i została określona w pracy [20] i wynosi:

$$(3.13) \quad P_p = m_s V^2.$$

Składowe ciągu przewodu na osie układu współrzędnych związanej z raketą wynoszą:

$$\begin{aligned}
 (3.14) \quad X_{1c} &= m_s V_0^2 \cos \vartheta_{po} \cos \psi_{po}, \\
 Y_{1c} &= m_s V_0^2 \sin \vartheta_{po}, \\
 Z_{1c} &= m_s V_0^2 \cos \vartheta_{po} \sin \psi_{po}.
 \end{aligned}$$

Zmiana prędkości liniowych rakiety powoduje zmianę prędkości liniowej odwijania przewodu. Przyjmując ustalone prędkości rakiety w układzie współrzędnych związanych z raketą jako $V_{x_1,0}$, $V_{y_1,0}$, $V_{z_1,0}$ oraz odpowiednio ich małe zmiany v_x , v_y , v_z po rozwinięciu w szereg Taylora wokół ustalonej prędkości rakiety otrzymujemy przyrost ciągu przewodu:

$$\begin{aligned}
 (3.15) \quad & P_p(V_{x_1,0} + v_x, V_{y_1,0} + v_y, V_{z_1,0} + v_z) - P_p(V_{x_1,0}, V_{y_1,0}, V_{z_1,0}) = \\
 & = \frac{\partial P_p}{\partial v_x} \cdot v_x + \frac{\partial P_p}{\partial v_y} \cdot v_y + \frac{\partial P_p}{\partial v_z} \cdot v_z + \frac{\partial^2 P_p}{\partial v_x^2} v_x^2 + \frac{\partial^2 P_p}{\partial v_y^2} v_y^2 + \frac{\partial^2 P_p}{\partial v_z^2} v_z^2 + \dots
 \end{aligned}$$

Pomijając nieliniowe składniki jako małe drugiego rzędu, przyrost ciągu przewodu wynosi:

$$(3.16) \quad dP_p = \frac{\partial P_p}{\partial v_x} v_x + \frac{\partial P_p}{\partial v_y} v_y + \frac{\partial P_p}{\partial v_z} v_z$$

Przyrosty ciągu przewodów wywołane zmianami v_x , v_y , v_z zostały przedstawione w postaci:

$$(3.17) \quad \begin{aligned} \frac{\partial P_p}{\partial v_x} v_x &= \frac{\partial X_{1c}}{\partial v_x} v_x + \frac{\partial Y_{1c}}{\partial v_x} v_x + \frac{\partial Z_{1c}}{\partial v_x} v_x, \\ \frac{\partial P_p}{\partial v_y} v_y &= \frac{\partial X_{1c}}{\partial v_y} v_y + \frac{\partial Y_{1c}}{\partial v_y} v_y + \frac{\partial Z_{1c}}{\partial v_y} v_y, \\ \frac{\partial P_p}{\partial v_z} v_z &= \frac{\partial X_{1c}}{\partial v_z} v_z + \frac{\partial Y_{1c}}{\partial v_z} v_z + \frac{\partial Z_{1c}}{\partial v_z} v_z. \end{aligned}$$

Po zróżniczkowaniu (3.14) względem v_x , v_y , v_z otrzymujemy:

$$(3.18) \quad \begin{aligned} X_{1c}^{v_x} &= 2m_s V_{x_1 0} \cos \vartheta_{p_0} \cos \psi_{p_0}, \\ Y_{1c}^{v_x} &= 2m_s V_{x_1 0} \sin \vartheta_{p_0}, \\ Z_{1c}^{v_x} &= 2m_s V_{x_1 0} \cos \vartheta_{p_0} \sin \psi_{p_0}, \\ X_{1c}^{v_y} &= 2m_s V_{y_1 0} \cos \vartheta_{p_0} \cos \psi_{p_0}, \\ Y_{1c}^{v_y} &= 2m_s V_{y_1 0} \sin \vartheta_{p_0}, \\ Z_{1c}^{v_y} &= 2m_s V_{y_1 0} \cos \vartheta_{p_0} \sin \psi_{p_0}, \\ X_{1c}^{v_z} &= 2m_s V_{z_1 0} \cos \vartheta_{p_0} \cos \psi_{p_0}, \\ Y_{1c}^{v_z} &= 2m_s V_{z_1 0} \sin \vartheta_{p_0}, \\ Z_{1c}^{v_z} &= 2m_s V_{z_1 0} \cos \vartheta_{p_0} \sin \psi_{p_0}. \end{aligned}$$

Pochodne ciągu raketowego przewodu (3.18) przez analogię do pochodnych aerodynamicznych stateczności, pochodnych linowych stateczności zostały nazwane jako pochodne stateczności ciągu przewodu. Korzystając z pochodnych stateczności ciągu przewodu (3.18) zmiany sił ciągu przewodu mają postać:

$$(3.19) \quad \begin{aligned} dX_{1c} &= X_{1c}^{v_x} v_x + X_{1c}^{v_y} v_y + X_{1c}^{v_z} v_z, \\ dY_{1c} &= Y_{1c}^{v_x} v_x + Y_{1c}^{v_y} v_y + Y_{1c}^{v_z} v_z, \\ dZ_{1c} &= Z_{1c}^{v_x} v_x + Z_{1c}^{v_y} v_y + Z_{1c}^{v_z} v_z. \end{aligned}$$

Zmiany siły ciągu przewodu (3.19) dają zmiany momentów ciągu przewodu:

$$(3.20) \quad \begin{aligned} dL_c &= y_1 dZ_{1c} - z_1 dY_{1c}, \\ dM_c &= z_1 dX_{1c} - x_1 dZ_{1c}, \\ dN_c &= x_1 dY_{1c} - y_1 dX_{1c}. \end{aligned}$$

Podstawiając współrzędne punktu przyłożenia przewodu oraz zależności (3.18) i (3.19) do (3.20) otrzymujemy:

$$\begin{aligned} dL_c &= d_{sz} m_s V_{x_1 0} (\cos \vartheta_{p_0} \sin \psi_{p_0} \cos \psi_{p_0} + \sin \vartheta_{p_0} \sin \varphi_{p_0}) v_x + \\ &+ d_{sz} m_s V_{y_1 0} (\cos \vartheta_{p_0} \sin \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} + \sin \vartheta_{p_0} \sin \varphi_{p_0}) v_y + \\ &+ d_{sz} m_s V_{z_1 0} (\cos \vartheta_{p_0} \sin \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} + \sin \vartheta_{p_0} \sin \varphi_{p_0}) v_z, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
dM_c &= 2m_s V_{x_1,0} \cos \vartheta_{p_0} \left(l_p \sin \psi_{p_0} - \frac{1}{2} d_{sz} \cos \psi_{p_0} \sin \varphi_{p_0} \right) v_x + \\
&+ 2m_s V_{y_1,0} \cos \vartheta_{p_0} \left(l_p \sin \psi_{p_0} - \frac{1}{2} d_{sz} \cos \psi_{p_0} \sin \varphi_{p_0} \right) v_y + \\
&+ 2m_s V_{z_1,0} \cos \vartheta_{p_0} \left(l_p \sin \psi_{p_0} - \frac{1}{2} d_{sz} \cos \psi_{p_0} \sin \varphi_{p_0} \right) v_z, \\
(3.21) \quad dN_c &= -2m_s V_{x_1,0} \left(l_p \sin \vartheta_{p_0} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{p_0} \cos \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} \right) v_x + \\
&- 2m_s V_{y_1,0} \left(l_p \sin \vartheta_{p_0} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{p_0} \cos \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} \right) v_y + \\
&- 2m_s V_{z_1,0} \left(l_p \sin \vartheta_{p_0} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{p_0} \cos \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} \right) v_z.
\end{aligned}$$

Wprowadzając pochodne linowe momentów ciągu raketowego przewodu zmiany momentów ciągu można zapisać jako:

$$\begin{aligned}
dL_c &= \frac{\partial L_c}{\partial v_x} v_x + \frac{\partial L_c}{\partial v_y} v_y + \frac{\partial L_c}{\partial v_z} v_z, \\
(3.22) \quad dM_c &= \frac{\partial M_c}{\partial v_x} v_x + \frac{\partial M_c}{\partial v_y} v_y + \frac{\partial M_c}{\partial v_z} v_z, \\
dN_c &= \frac{\partial N_c}{\partial v_x} v_x + \frac{\partial N_c}{\partial v_y} v_y + \frac{\partial N_c}{\partial v_z} v_z.
\end{aligned}$$

Przyrównując współczynniki przy v_x , v_y i v_z w (3.21) i (3.22) otrzymujemy zależności na pochodne linowe momentów ciągu przewodu:

$$\begin{aligned}
L_c^{v_x} &= d_{sz} m_s V_{x_1,0} (\cos \vartheta_{p_0} \sin \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} + \sin \vartheta_{p_0} \sin \varphi_{p_0}), \\
L_c^{v_y} &= d_{sz} m_s V_{y_1,0} (\cos \vartheta_{p_0} \sin \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} + \sin \vartheta_{p_0} \sin \varphi_{p_0}), \\
L_c^{v_z} &= d_{sz} m_s V_{z_1,0} (\cos \vartheta_{p_0} \sin \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} + \sin \vartheta_{p_0} \sin \varphi_{p_0}), \\
M_c^{v_x} &= 2m_s V_{x_1,0} \cos \vartheta_{p_0} \left(l_p \sin \psi_{p_0} - \frac{1}{2} d_{sz} \cos \psi_{p_0} \sin \varphi_{p_0} \right), \\
M_c^{v_y} &= 2m_s V_{y_1,0} \cos \vartheta_{p_0} \left(l_p \sin \psi_{p_0} - \frac{1}{2} d_{sz} \cos \psi_{p_0} \sin \varphi_{p_0} \right), \\
(3.23) \quad M_c^{v_z} &= 2m_s V_{z_1,0} \cos \vartheta_{p_0} \left(l_p \sin \psi_{p_0} - \frac{1}{2} d_{sz} \cos \psi_{p_0} \sin \varphi_{p_0} \right), \\
N_c^{v_x} &= -2m_s V_{x_1,0} \left(l_p \sin \vartheta_{p_0} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{p_0} \cos \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} \right), \\
N_c^{v_y} &= -2m_s V_{y_1,0} \left(l_p \sin \vartheta_{p_0} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{p_0} \cos \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} \right), \\
N_c^{v_z} &= -2m_s V_{z_1,0} \left(l_p \sin \vartheta_{p_0} + \frac{1}{2} d_{sz} \cos \vartheta_{p_0} \cos \psi_{p_0} \cos \varphi_{p_0} \right).
\end{aligned}$$

Równania ruchu rakiety (2.1) po uwzględnieniu pochodnych linowych i aerodynamicznych zapisane macierzowo przyjmują postać:

$$(4.1) \quad P\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{Q}\mathbf{u} = 0,$$

gdzie \mathbf{u} macierz kolumnowa zakłóceń

$$\mathbf{u} = \text{col}[\dot{\gamma}_1, \dot{\vartheta}_1, \dot{\psi}_1, v_x, v_y, v_z, \gamma_1, \vartheta_1, \psi_1]$$

$$P = [p_{ij}] \quad \begin{array}{l} i = 1, 2, \dots, 9 \\ j = 1, 2, \dots, 9 \end{array}$$

$$Q = [q_{ij}] \quad \begin{array}{l} i = 1, 2, \dots, 9 \\ j = 1, 2, \dots, 9 \end{array}$$

Po przekształceniu i pomnożeniu lewostronnie (4.1) przez macierz odwrotną P^{-1} otrzymujemy:

$$(4.2) \quad \mathbf{u} = R\mathbf{u},$$

gdzie macierz stanu R ma postać:

$$R = P^{-1}(-Q).$$

Rozwiązanie układu (4.2) jest liniową kombinacją wszystkich rozwiązań szczególnych i przy różnych wartościach własnych ma postać:

$$\mathbf{u} = \sum_{j=1}^g C_j \mathbf{u}_{wj} \exp \lambda_j t$$

gdzie

\mathbf{u}_{wj} — wektor własny odpowiadający j -tej wartości własnej,

C_j — stałe wyznaczone z warunków początkowych będących wartościami zakłóceń od ruchu ustalonego dla chwili $t = 0$,

$\lambda_{j,j+1} = \xi_{j,j+1} \pm i\eta_{j,j+1}$ — wartości własne macierzy stanu R

ξ_j — współczynnik tłumienia,

jeżeli $\xi_j < 0$ wahania są tłumione, tzn. ruch obiektu jest stateczny,

η_j — częstotści oscylacji o okresie $T_j = \frac{2\pi}{\eta_j}$.

Rozwiązanie zagadnienia sprowadza się więc do wyznaczenia wartości własnych macierzy stanu R . Wyznaczenie wektorów własnych, odpowiadających wartościom własnym pozwala na identyfikację ruchów rakiety.

5. Przykład liczbowy i wnioski

Obliczenia stateczności dynamicznej prowadzone dla przeciwpancernej rakiety klasy Bölkow — Cobra kierowanej przewodowo.

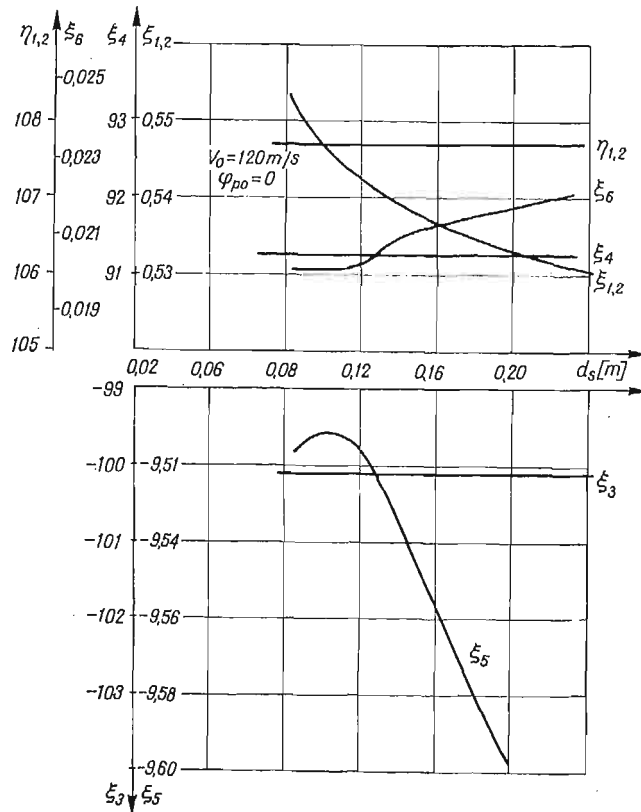
Do obliczeń przyjęto następujące charakterystyki geometryczne i masowe rakiety

$$\begin{array}{ll} L = 1,07 \text{ m} & G = 9,5 \text{ kG} \\ D = 0,120 \text{ m} & I_{x1} = 0,0025 \text{ kGs}^2\text{m} \\ L_s = 0,290 \text{ m} & I_{y1} = I_{z1} = 0,025 \text{ kGs}^2\text{m} \\ B = 0,470 \text{ m} & \end{array}$$

Obliczenia stateczności dynamicznej rakiety bez przewodu i z uwzględnieniem oddziaływania przewodu kierowania prowadzono dla prędkości lotu ustalonego w zakresie $60 \div 140$ m/s. W obliczeniach zbadano wpływ kąta obiegu przewodu w szczelinie na wyjściu, średnicy szpuli z nawiniętym przewodem oraz położenie środka masy rakiety na jej stateczność dynamiczną. Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 3 ÷ 7.

Na podstawie wektorów własnych dokonano identyfikacji ruchów rakiety. Odpowiednim wartościom własnym odpowiadają następujące ruchy rakiety:

- $\lambda_{1,2} = \xi_{1,2} \pm i\eta_{1,2}$ — oscylacje prędkości v_y sprzężone z oscylacjami prędkości kątowej pochylenia $\dot{\vartheta}_1$ (przy prędkości $V_0 = 120$ m/s oscylacje v_y przechodzą w oscylacje v_x sprzężone z prędkością kątową $\dot{\vartheta}_1$ prędkością v_z i prędkością kątową odchylenia $\dot{\psi}_1$),
- λ_3 — aperiodyczne zmiany prędkości v_z sprzężone ze zmianami prędkości kątowej odchylenia $\dot{\psi}_1$,
- λ_4 — aperiodyczne zmiany prędkości v_z sprzężone z prędkością v_y i prędkością kątową pochylenia $\dot{\vartheta}_1$,
- λ_5 — aperiodyczne zmiany prędkości kątowej przechylenia $\dot{\gamma}_1$ sprzężone z prędkością v_z i prędkością kątową odchylenia $\dot{\psi}_1$,
- λ_6 — aperiodyczne zmiany kąta odchylenia ψ_1 sprzężone ze zmianami kąta przechylenia γ_1 ,



Rys. 3

- λ_7 aperiodyczne zmiany prędkości v_x sprzężone z prędkością v_y , prędkością kątową $\dot{\psi}_1$ oraz kątem przechylenia γ_1 ,
- λ_8 aperiodyczne zmiany prędkości v_x sprzężone z kątami przechylenia γ_1 i odchylenia ψ_1 .

5.1. Wpływ średnicy szpuli na stateczność. Wpływ średnicy szpuli na stateczność przebadano w zakresie $d_s = (0,086 \div 0,200)$ m dla prędkości lotu ustalonego $V_0 = 120$ m/s i kąta przyłożenia przewodu na wyjściu z rakiety $\varphi_{po} = 0^\circ$.

Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 3. Zmianę współczynników tłumienia prędkości poprzecznych w funkcji średnicy szpuli, na którą nawinięty jest przewód kierowania, przedstawiono na rys. 3. Tłumienie $\xi_{1,2}$ szybkich oscylacji prędkości v_y sprzężonej z prędkością v_z i prędkościami kątowymi $\dot{\psi}_1$ i $\dot{\psi}_1$ rośnie wraz ze wzrostem średnicy nawinięcia przewodu kierowania na szpulę. Częstość oscylacji nie zmienia się. Współczynniki tłumionych (ξ_3) i nietłumionych (ξ_4) prędkości v_z sprzężonych z prędkością kątową odchylenia $\dot{\psi}_1$ nie zależą od średnicy szpuli.

Współczynniki tłumienia ruchów kątowych rakiety są zależne od średnicy szpuli (rys. 3). Aperiodyczne zmiany prędkości przechylenia rakiety $\dot{\gamma}_1$ są tłumione w całym zakresie średnicy szpuli. Dla $d_s < 0,110$ m tłumienie jest niewielkie, a dla $d_s > 0,110$ m silnie wzrasta. Kątowe ruchy rakiety ψ_1 sprzężone z γ_1 są aperiodycznie nietłumione (ξ_6). Ze wzrostem średnicy szpuli tłumienie tych ruchów maleje.

5.2. Wpływ kąta φ_{po} na stateczność. Przewód kierowania, odwijając się ze szpuli umieszczonej równolegle osią podłużną do osi podłużnej rakiety, zmienia punkt przyłożenia do rakiety.

Dla zbadania wpływu punktu przyłożenia na stateczność dynamiczną przyjęto do obliczeń cztery punkty określone kątem $\varphi_{po} = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$. Obliczenia przeprowadzono dla prędkości lotu ustalonego $V_0 = 120$ m/s i dla średnicy szpuli $d_s = 0,110$ m. Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 4.

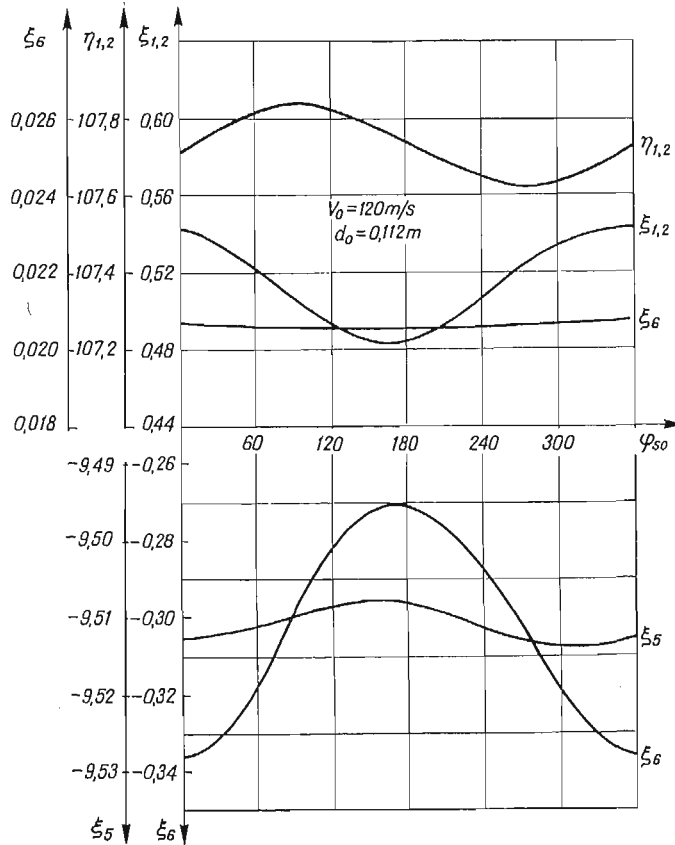
Współczynnik tłumienia ξ_5 prędkości kątowej sprzężonej z prędkościami v_x, v_z i prędkości kątowej $\dot{\psi}_1$ zmienia się oscylacyjnie w granicach 0,5%. Znacznie większy wpływ ma położenie przewodu na zmianę współczynnika tłumienia ξ_6 kąta odchylenia ψ_1 sprzężonego z kątem przechylenia γ_1 . Współczynnik ξ_6 zmienia się oscylacyjnie w funkcji kąta φ_{po} , najmniejszy jest przy $\varphi_{po} = 180^\circ$ a największy przy $\varphi_{po} = 0$; maksymalna różnica wynosi 9,3%.

Zmiana współczynnika $\xi_{1,2}$ szybkich oscylacji prędkości v_x sprzężonej z prędkościami $\dot{\psi}_1, v_z$ i $\dot{\psi}_1$ wynosi 12%. Częstość oscylacji $\eta_{1,2}$ zmienia się nieznacznie. Współczynnik $\xi_{1,2}$ zmienia się oscylacyjnie w funkcji φ_{po} . Zmiana częstości $\eta_{1,2}$ jest przesunięta w fazie w stosunku do zmiany $\xi_{1,2}$.

Największy wpływ zmiany położenia przewodu występuje w współczynnikach tłumienia ξ_7, ξ_8 prędkości podłużnych v_x sprzężonych z kątem przechylenia γ_1 (rys. 4). Współczynniki tłumienia ξ_7, ξ_8 zmieniają się oscylacyjnie w funkcji kąta φ_{po} , największe wartości osiągają przy $\varphi_{po} = 180^\circ$ a najmniejsze przy $\varphi_{po} = 0^\circ$. Maksymalna zmiana ξ_7 wynosi 36,5%, a ξ_8 — 23,8%.

Z przeprowadzonych obliczeń wynika, że zmiana położenia przewodu na wyjściu z rakiety ma największy wpływ na zmianę prędkości podłużnej rakiety (zmiana współ-

czynników tłumienia $\xi_{1,2}$ — 12%, ξ_7 — 36,5% i ξ_8 — 23,7%) i mniejszy wpływ na ruchy kątowe. Nie ma natomiast wpływu na zmiany prędkości poprzecznych środka masy rakiety.



Rys. 4

5.3. Wpływ położenia środka ciężkości na stateczność. W celu przebadania wpływu odległości wyjścia przewodu z kadłuba od środka ciężkości rakiety zmieniano w obliczeniach położenie środka ciężkości. Szpula z przewodem umieszczana jest w tylnej części kadłuba, zmiana długości kadłuba pociągałaby za sobą zmianę charakterystyk masowych i aerodynamicznych i uniemożliwiałaby analizę porównawczą otrzymanych wyników obliczeń.

Obliczenia prowadzono dla trzech położenia środka ciężkości $\bar{x}_{sc} = 0,54; 0,4; 0,3$, ustalonej średnicy szpuli $d_s = 0,110 \text{ m}$ oraz kąta przyłożenia przewodu $\varphi_{p0} = 0$.

Na rys. 5 przedstawiono zależność współczynnika tłumienia $\xi_{1,2}$ w funkcji \bar{x}_{sc} . Zmniejszenie odległości środka ciężkości rakiety (co jest równoznaczne zwiększeniu odległości przyłożenia przewodu kierowania do środka ciężkości) powoduje ustaczenie się małych zmian prędkości v_y sprzężonych z prędkością kątową pochylania $\dot{\varphi}_1$, prędkością v_z oraz prędkością odchylenia $\dot{\psi}_1$.

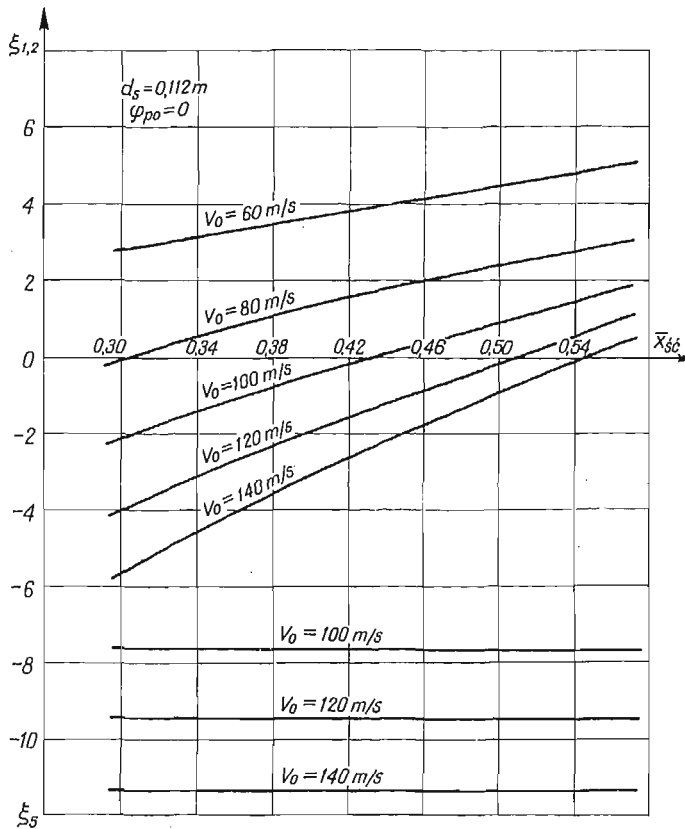
Również tłumione (ξ_3) małe zmiany prędkości v_z sprzężone z prędkością kątową odchylenia ze zmniejszaniem się wielkości są silniej tłumione (rys. 6).

Nietłumione ruchy kątowe ψ_1 sprzężone z kątem przechylenia γ_1 ze wzrostem odległości punktu przyłożenia przewodu są coraz szybciej narastające. Współczynnik ξ_6 ze zmniejszaniem się $\bar{x}_{s\dot{\epsilon}}$ rośnie (rys. 7).

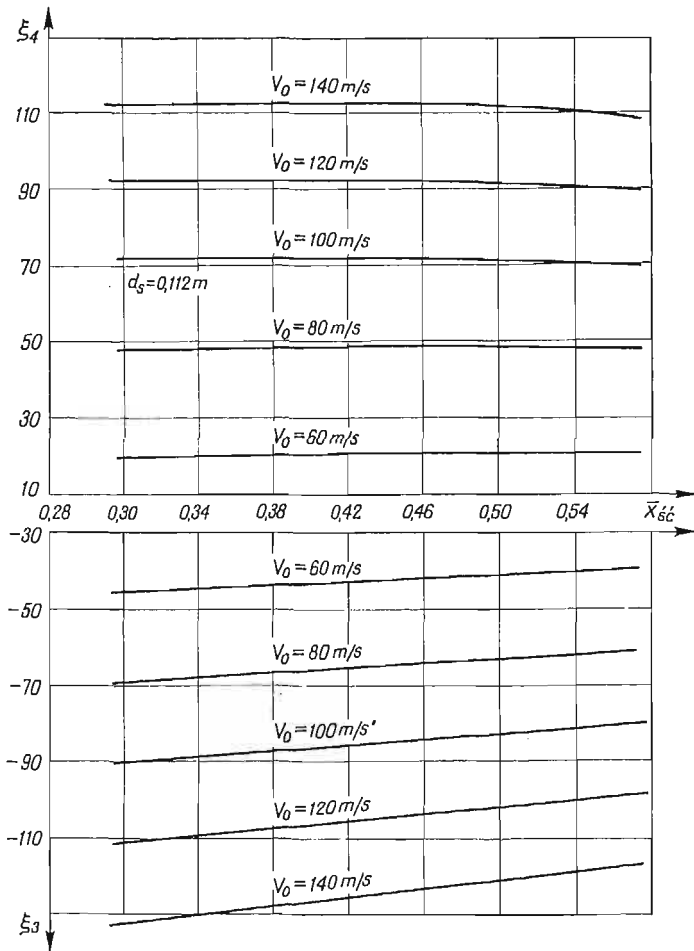
Przewód kierowania ze wzrostem odległości jego punktu przyłożenia od środka ciężkości powoduje, dla prędkości lotu ustalonego $V_0 = 100$ m/s, ustatecznianie się prędkości v_y sprzężonej z $\dot{\psi}_1$ ($\xi_{1,2}$), prędkości v_z sprzężonej z $\dot{\psi}_1$ (ξ_3). Współczynnik tłumienia $\xi_{1,2}$ prędkości v_y maleje przy $\bar{x}_{s\dot{\epsilon}} = 0,3$ 37-krotnie, współczynnik tłumienia ξ_3 prędkości v_z maleje o 10%. Ruchy kątowe rakiety ψ_1 sprzężone z γ_1 oraz $\dot{\gamma}_1$ sprzężone z v_z nie zależą w sposób istotny od odległości przyłożenia przewodu od środka ciężkości.

Z przeprowadzonych obliczeń wynika, że:

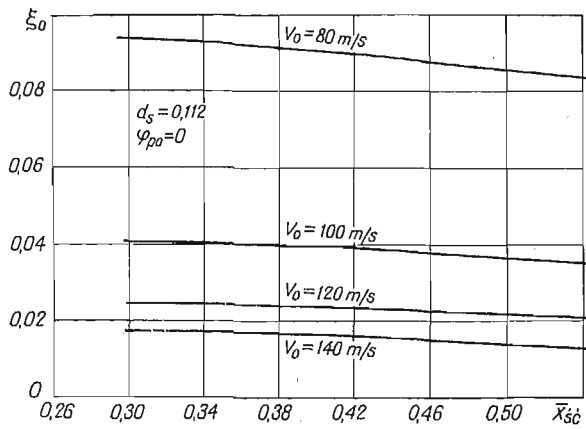
- 1) wzrost średnicy szpuli z przewodem kierowania
 - zwiększa tłumienie prędkości pionowej sprzężonej z prędkością kątową pochylenia ($\xi_{1,2}$, rys. 3),
 - zwiększa tłumienie prędkości kątowej przechylenia sprzężonej z prędkością boczną i prędkością kątową odchylenia (ξ_5 , rys. 3),
 - zmniejsza tłumienia kąta odchylenia sprzężonego z kątem przechylenia (ξ_6 , rys. 3),



Rys. 5



Rys. 6



Rys. 7

- nie wpływa na tłumienie prędkości bocznej sprzężonej z prędkością kątową odchylenia i prędkością kątową pochylenia (ξ_3, ξ_4 , rys. 3).
- 2) Obieganie przewodu na wyjściu z rakiety powoduje oscylacyjną zmianę stateczności dynamicznej (rys. 4).
- 3) Wzrost zapasu stateczności statycznej
 - ustatednia prędkość poprzeczną środka masy sprzężoną z prędkością kątową odchylenia i prędkością kątową pochylenia (ξ_3 , rys. 6),
 - unistatednia kąt odchylenia (ξ_6 , rys. 7).

Ważniejsze oznaczenia

- X_1, Y_1, Z_1 [kG] — składowe siły aerodynamicznej w układzie współrzędnych związanym z rakieta,
- X_{1N}, Y_{1N}, Z_{1N} [kG] — składowe naciągu przewodu w układzie współrzędnych związanym z rakieta,
- X_{1C}, Y_{1C}, Z_{1C} [kG] — składowe ciągu rakietowego przewodu w układzie współrzędnych związanym z rakieta,
- L, M, N [kGm] — składowe momentu aerodynamicznego w układzie współrzędnych związanym z rakieta,
- L_N, M_N, N_N [kGm] — składowe momentu naciągu przewodu w układzie współrzędnych związanym z rakieta,
- L_C, M_C, N_C [kGm] — składowe momentu ciągu rakietowego przewodu w układzie współrzędnych związanym z rakieta,
- T [kG] — naciąg w przewodzie kierowania,
- $\omega_{x_1}, \omega_{y_1}, \omega_{z_1}$ [1/s] — składowe prędkości kątowej rakiety w układzie związanym z rakieta,
- $\bar{\omega}_{x_1}, \bar{\omega}_{y_1}, \bar{\omega}_{z_1}$ [1/s] — składowe zmiany prędkości kątowej rakiety,
- γ, ϑ, ψ [rad] — kąt przechylenia, pochylenia i odchylenia rakiety,
- $\gamma_1, \vartheta_1, \psi_1$ [rad] — małe zmiany kąta przechylenia, pochylenia i odchylenia rakiety,
- $V_{x_1}, V_{y_1}, V_{z_1}$ [m/s] — składowe prędkości rakiety w układzie współrzędnych związanym z rakieta,
- v_x, v_y, v_z [m/s] — małe zmiany składowych prędkości rakiety,
- V_0 [m/s] — całkowita prędkość lotu ustalonego rakiety,
- $\vartheta_{p_0}, \psi_{p_0}$ [rad] — składowe początkowe kątowego położenia przewodu na wyjściu z rakiety leżące odpowiednio w płaszczyznach symetrii rakiety $O_{x_1z_1}$ i $O_{x_1y_1}$.
- φ_{p_0} [rad] — kąt obiegu przewodu w szczelinie na wyjściu z rakiety,
- ϑ_r, ψ_r [rad] — stałe wartości uwarunkowane kształtem tylnej części kadłuba rakiety, siłą odklejania liny oraz prędkością odwijania,
- d_s [m] — średnica szpuli,
- d_{sz} [m] — średnica szczeliny rozwijania,
- l_p [m] — odległość przyłożenia przewodu do kadłuba od środka masy rakiety,

- m_s [kGs²m⁻²] — masa przewodu na jednostkę długości,
 $\lambda = \xi \pm i\eta$ — wartości własne układu równań różniczkowych,
 ξ — współczynnik tłumienia,
 η — częstość oscylacji.

Literatura cytowana w tekście

1. S. ETKIN, *Dynamics of Flight*, New York — London (1959).
2. S. ETKIN, *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley, New York (1972).
3. W. FISZDON, *Mechanika lotu*, Cz. I i II, PWN, Warszawa (1961).
4. R. GUTOWSKI, *Równania różniczkowe zwyczajne*, WNT Warszawa (1971).
5. R. GUTOWSKI, R. VOGT, *Opis matematyczny kierowanego ruchu rakiety o zmiennej masie z uwzględnieniem oddziaływania rozwijających się przewodów*, PTUiR (1975). Zeszyt 13 Rok V.
6. R. GUTOWSKI, *Mechanika analityczna*, Warszawa PWN (1971).
7. С. А. ГОРБАТЕНКО, Э. М. МАКАТОВ, Ю. Ф. ПОЛУПЦИН, Л. В. ШЕФТЕЛЬ, *Механика полёта*, — Машиностроение, Москва 1969.
8. T. KUŹMICEWICZ, *Dynamika liny odwijającej się z ruchomego obiektu latającego* — *Mechanika Teoretyczna i Stosowana* 1, 13 (1975).
9. T. KUŹMICEWICZ, *Współczynniki sił przewodu kierowania ppk — pochodne linowe*, PTUiR, Nr 15, (1976).
10. T. KUŹMICEWICZ — *Wpływ przewodu kierowania na stateczność rakiety*. Praca doktorska, Politechnika Warszawska (1976) (nie publikowana).
11. J. MARYNIAK, *Uproszczona analiza stateczności podłużnej szybowca w locie holowanym*. *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, 1, 5 (1967).
12. J. MARYNIAK, *Stateczność dynamiczna podłużna szybowca w zespole holowniczym*, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, 3, 5 (1967).
13. J. MARYNIAK, *Uproszczona analiza stateczności bocznej szybowca holowanego na linie*, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, 1, 7 (1969).
14. J. MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, *Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej — Mechanika* nr 32, Warszawa (1975).
15. J. MARYNIAK, K. MICHAŁEWICZ, Z. WINCZURA, *Badanie teoretyczne własności dynamicznych lotu obiektów zrzucanych z samolotu*, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*. Warszawa (1977).
16. S. MINOVIČ, *Dinamičke jednačino kretanja upravljivog, rotirajućeg osno simertičnog projektila*, *Naucnotehnčki PREGLED Beograd* br. 4 i 5 (1966).
17. S. MINOVIČ, *Komplekzene aerodinamičko prenosne funkcije esosimetrične letelice koja lagano rotira svedene na normalizovan oblik*, *Naucnotehnčki PREGLED, Beograd* br 5 (1970).
18. K. OGATA, *Metody przestrzeni stanów w teorii sterowania*, WNT, Warszawa (1974).
19. G. PALJARUCI, J. MARYNIAK, *Uticaj brino leta na ravnotežu i dinamičke karakteristike jedrilice, vucene uzertem od strane teskog svjona*, *Materiały XIII Jugosłowiańskiego Kongresu Mechaniki, Sarajevo*, A4-5 (1975).
20. R. VOGT, *Dynamika naprowadzania raketowych pocisków przeciwpancernych kierowanych przewodowo*. Praca doktorska, Politechnika Warszawska (1971).
21. R. VOGT, *Zasady i właściwości modelowania matematycznego procesów sterowania ruchem rakiet* — PTUiR Rok IV, zeszyt 11 (1974).
22. T. KUŹMICEWICZ, J. MARYNIAK, *Stateczność dynamiczna obiektu latającego odwijającego z pokładu liny*, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, 1, 17 (1979).

Резюме

ВЛИЯНИЕ РАЗМАТЫВАНИЯ ТРОСА УПРАВЛЕНИЯ И НЕКОТОРЫХ
ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ НА ДИНАМИЧЕСКУЮ
УСТОЙЧИВОСТЬ

В работе рассматривается влияние эффектов размотки (напряжения и ракетной тяги) троса управления противотанковой ракеты на её динамическую устойчивость. В работе рассмотрено также влияние диаметра катушки и расположения центра массы ракеты на её устойчивость. Используя метод малых возмущений произведена линеаризация уравнений движения ракеты. Влияние троса учтено путём введения в уравнения движения коэффициентов силы, напряжения и ракетной тяги троса управления.

Решение системы линейных уравнений сведено к вопросу вычисления собственных значений и соответствующих им собственных векторов матрицы. Исследования влияния разматывания троса управления на динамическую устойчивость произведено для противотанковой ракеты класса Бельков-Кобра.

Summary

INFLUENCE OF CABLE'S UNCOILING AND CERTAIN GEOMETRICAL PARAMETERS
OF ROCKET ON ITS DYNAMICAL STABILITY

The main purpose of this paper is an analysis of the effect of cable's uncoiling i.e. cable's tension and propulsion on the dynamical stability. In the calculation we have investigated the influence of reel's diameter and position of rocket's gravity center on the stability. Equations of rocket's motion were linearized by the method of small perturbations. The influence of the cable was introduced by taking into account cable's tension and propulsion in the equation of motion. The solution of the linear differential equations is based on the calculation of the eigenvalues and eigenvectors of the state matrix. A numerical example of the investigated problem has been discussed.

WOJSKOWY INSTYTUT TECHNICZNY UZBROJENIA
I INSTYTUT MECHANIKI STOSOWANEJ POLITECHNIKI WARSZAWSKIEJ

Praca została złożona w Redakcji dnia 14 października 1978 roku