

WPŁYW ZRZUTU ŁADUNKÓW NA DYNAMIKĘ PRZESTRZENNEGO RUCHU SAMOŁOTU

ZBIGNIEW DŻYGADŁO
KRZYSZTOF SIBILSKI
Wojskowa Akademia Techniczna

Rozpatrzono przestrzenny sterowany i niesterowany zaburzony ruch samolotu po niesymetrycznym zrzućeniu ładunków.

Wyznaczono nieliniowy układ równań ruchu samolotu oraz obliczono warunki początkowe w momencie zrzuću.

Uwzględniono wpływ momentów giroskopowych wirujących mas silnika na dynamikę ruchu samolotu.

Przeprowadzono na EMC przykładowe obliczenia, których wyniki umożliwiają analizę wpływu zrzuću ładunków na dynamikę ruchu samolotu.

Wykaz ważnych oznaczeń

- F — ciąg silnika
 g — przyspieszenie ziemskie
 $I_x, I_y, I_z, I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}$ — momenty bezwładności samolotu
 I_0 — biegunowy moment bezwładności wirujących mas zespołu napędowego
 L — moment przechylający
 L_{GIR} — giroskopowy moment przechylający
 L^p — pochodna momentu przechylającego względem kątowej prędkości przechylenia
 L' — pochodna momentu przechylającego względem kątowej prędkości odchylenia
 L^β — pochodna momentu przechylającego względem kąta ślizgu
 L^{δ_v} — pochodna momentu przechylającego względem kąta wychylenia steru kierunku
 L^{δ_L} — pochodna momentu przechylającego względem kąta wychylenia lotek
 m — masa samolotu
 M — moment pochylający
 M_{bu} — moment pochylający samolotu bez usterzenia
 M_{GIR} — giroskopowy moment pochylający

- M^a — pochodne momentu pochylającego względem kątowej prędkości pochylania
 $M^{\dot{\alpha}}$ — pochodna momentu pochylającego względem prędkości zmian kąta natarcia
 N — moment odchylający
 N_{GIR} — giroskopowy moment odchylający
 N^p — pochodne momentu odchylającego względem prędkości kątowej przechylenia
 N^r — pochodna momentu odchylającego względem kątowej prędkości odchylenia
 N^{β} — pochodna momentu odchylającego względem kąta ślizgu
 p — prędkość kątowa przechylenia
 P_{xa} — opór aerodynamiczny
 P_{ya} — siła boczna
 P_{za} — siła nośna
 q — prędkość kątowa pochylania
 r — prędkość kątowa odchylenia
 V — prędkość lotu
 α — kąt natarcia samolotu
 α_H — kąt natarcia usterzenia poziomego
 δ_H — kąt wychylenia steru wysokości
 δ_L — kąt wychylenia lotek
 δ_V — kąt wychylenia steru kierunku
 γ — kąt pochylenia toru lotu
 Θ — kąt pochylenia samolotu
 Φ — kąt przechylenia samolotu
 φ — kąt zawarty między wektorem ciągu a podłużną osią kadłuba
 Ψ — kąt odchylenia samolotu
 ω — prędkość kątowa turbiny silnika

1. Sformułowanie problemu

Rozpatrzmy przestrzenny, zaburzony ruch samolotu o napędzie odrzutowym. Przyjmujemy, że równania ruchu środka masy samolotu zapisane będą u układzie współrzędnych związanych z przepływem, zaś równania ruchu obrotowego kadłuba samolotu względem środka masy dane będą u układzie współrzędnych związanych z samolotem (rys. 1. 2).

Założymy, że samolot jest bryłą. Układ sterowania samolotu jest nieodkształcalny.

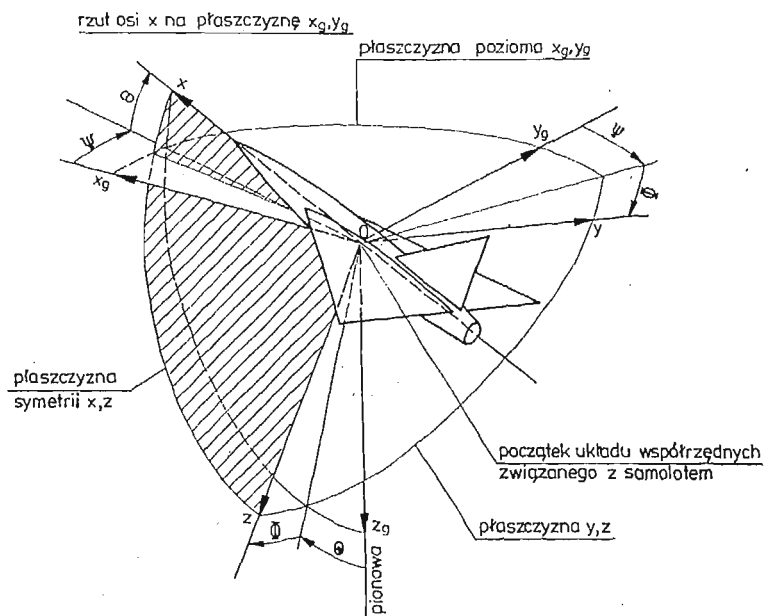
Dodatnie zwroty sił i momentów aerodynamicznych działających na samolot przyjmujemy jak na rys. 2.

Równania ruchu samolotu przyjmujemy w postaci (por. [1], [2], [3], [4], [5], [6]):

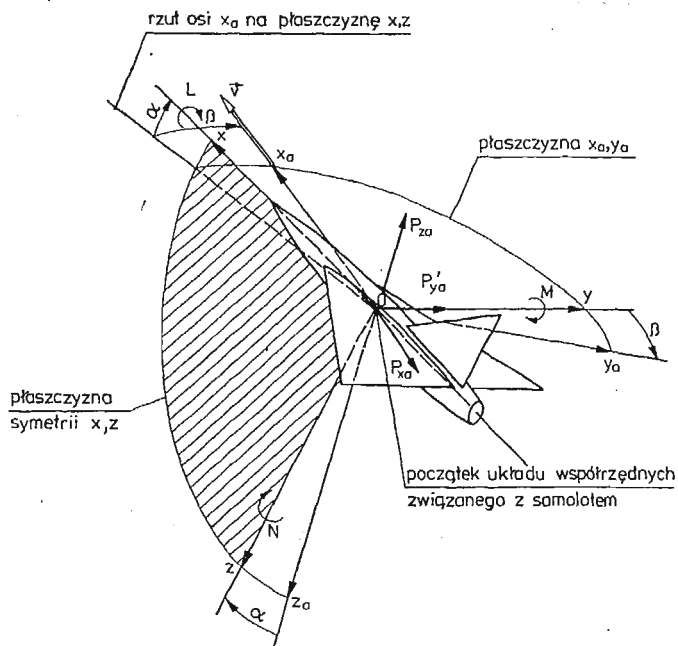
$$\dot{V} = \{ [F \cos(\alpha + \varphi) - mg(\sin\Theta \cos\alpha - \cos\Theta \cos\Phi \sin\alpha)] \cos\beta + mg \cos\Theta \sin\Phi \sin\beta - P_{xa} \} / m \quad (1)$$

$$\dot{\alpha} = q - (p \cos\alpha + r \sin\alpha) \operatorname{tg}\beta - [F \sin(\alpha + \varphi) + mg(\sin\Theta \sin\alpha - \cos\Theta \cos\Phi \cos\alpha) + P_{za}] / mV \cos\beta \quad (2)$$

$$\dot{\beta} = p \sin\alpha - r \cos\alpha - \{ [F \cos(\alpha + \varphi) - mg(\sin\Theta \cos\alpha - \cos\Theta \cos\Phi \sin\alpha)] \sin\beta - mg \cos\Theta \sin\Phi \cos\beta + P_{ya} \} / mV \quad (3)$$



Rys. 1.



Rys. 2.

$$I_x \dot{p} - I_{xy}(\dot{q} - pr) - I_{xz}(\dot{r} + pq) - I_{yz}(q^2 - r^2) + qr(I_z - I_y) = L + L_F + L_L + L_{GIR} + L_{sm} \quad (4)$$

$$I_y \dot{q} - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{xz}(r^2 - p^2) - I_{yz}(\dot{r} - pq) + pr(I_x - I_z) = M + M_L + M_F + M_{GIR} + M_{sm} \quad (5)$$

$$I_z \dot{r} - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{xz}(\dot{p} - qr) - I_{yz}(\dot{q} + pr) + pq(I_y - I_x) = N + N_L + N_F + N_{GIR} + N_{sm} \quad (6)$$

Równania (1) - (6) należy uzupełnić równaniami związków kinematycznych:

$$\dot{\Psi} = (r \cos \Phi + q \sin \Phi) + \operatorname{tg} \Theta \quad (7)$$

$$\dot{\Theta} = q \cos \Phi - r \sin \Phi \quad (8)$$

$$\dot{\Phi} = p + (q \sin \Phi + r \cos \Phi) \operatorname{tg} \Theta \quad (9)$$

$$\dot{x}_g = u \cos \Theta \sin \psi + v(\sin \Theta \sin \Phi \cos \psi - \cos \Phi \sin \psi) + w(\sin \Theta \cos \Phi \cos \psi + \sin \Phi \sin \psi) \quad (10)$$

$$\dot{y}_g = u \cos \Theta \sin \psi + v(\sin \Theta \sin \Phi \sin \psi + \cos \Phi \cos \psi) + w(\sin \Theta \cos \Phi \sin \psi - \sin \Phi \cos \psi) \quad (11)$$

$$\dot{z}_g = -u \sin \Theta + v \cos \Theta \sin \Phi + w \cos \Theta \cos \Phi \quad (12)$$

gdzie:

$$u = V \cos \alpha \cos \beta \quad (13)$$

$$v = V \sin \beta \quad (14)$$

$$w = V \sin \alpha \cos \beta \quad (15)$$

Siły aerodynamiczne dane są w prędkościowym układzie współrzędnych, przy czym:
— opór aerodynamiczny

$$P_{xa} = P_{xas} + P_{xak} \quad (16)$$

Siła oporu samolotu P_{xas} została aproksymowana w następujący sposób:

$$P_{xas} = A_0(\operatorname{Ma}) + A_1(\operatorname{Ma})\alpha + A_2(\operatorname{Ma})\alpha^2 + A_3(\operatorname{Ma})\alpha^3 \quad (17)$$

Współczynniki $A_0 - A_3$ są funkcją liczby Macha i aproksymowano je odcinkami liniowo.

— siła boczna

$$P_{ya} = P_{ya}^\beta \beta + P_{ya}^{\delta_V} \delta_V \quad (18)$$

przy czym funkcje:

$$P_{ya}^\beta = f_1(\operatorname{Ma}), \quad P_{ya}^{\delta_V} = f_2(\operatorname{Ma})$$

aproksymowane były odcinkami liniowo

— siła nośna samolotu:

$$P_{za} = P_{zabu} + P_{zH} \quad (19)$$

$$P_{zabu} = P_{z0}(\operatorname{Ma}) + P_z^\alpha(\operatorname{Ma})\alpha$$

W zakresie nieliniowej zmiany $C_z(\alpha)$ siłę nośną samolotu aproksymowano podobnie jak siłę oporu.

Siła nośna usterzenia P_{zH} liczona była z zależności

$$P_{zH} = P_{zH}^{\alpha} \alpha_H + P_{zH}^{\delta} \delta_H \quad (20)$$

przy czym

$$\alpha_H = \alpha + \alpha_{zH} - \varepsilon \quad (21)$$

α_{zH} — kąt zaklinowania statecznika

$\varepsilon = \varepsilon_0 - \varepsilon^{\alpha} \alpha_H$ — kąt odchylenia strug na stateczniku poziomym

Momenty aerodynamiczne L , M , N (rys. 2) samolotu liczone były dla określonego położenia środka masy „gładkiego” samolotu, przy czym:

$$L = L^{\beta} \beta + L^p p + L^r r + L^{\delta_L} \delta_L + L^{\delta_V} \delta_V \quad (22)$$

$$M = M_{du}(\alpha, Ma) + M^q q + M^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - l_H P_{zH} \quad (23)$$

$$N = N^{\beta} \beta + N^p p + N^r r + N^{\delta_L} \delta_L + N^{\delta_V} \delta_V \quad (24)$$

Pochodne aerodynamiczne L^{β} , L^p ... N^{δ_L} , N^{δ_V} , będące funkcjami liczby Macha aproksymowano odcinkami liniowo.

Podwieszenie ładunków powoduje przemieszczenie środka masy samolotu. Szczególnie duże przemieszczenie środka masy następuje po niesymetrycznym zrzucie ładunków. Załóżmy, że przemieszczenie środka masy dane jest wektorem

$$\mathbf{R} = [\Delta x_{sm}, \Delta y_{sm}, \Delta z_{sm}]^T$$

Spowoduje ono pojawienie się dodatkowych momentów.

$$\mathbf{M}_{sm} = \mathbf{R} \times \mathbf{T} = [L_{sm}, M_{sm}, N_{sm}]^T \quad (25)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} \mathbf{T} = [& -(P_{xa} \cos \alpha \cos \beta + P_{ya} \cos \alpha \sin \beta + P_{za} \sin \alpha), \\ & (P_{xa} \sin \beta + P_{ya} \cos \beta), \\ & -(P_{xa} \cos \beta \sin \alpha - P_{ya} \sin \alpha \sin \beta - P_{za} \cos \alpha)]^T \end{aligned}$$

Moment pochodzący od ciągu liczymy z zależności:

$$L_F = F \sin \varphi y_F \quad (26)$$

$$M_F = F \cos \varphi z_F + F \sin \varphi x_F \quad (27)$$

$$N_F = -F \cos \varphi y_F \quad (28)$$

x_F , y_F , z_F — współrzędne punktu przyłożenia siły ciągu.

Momenty aerodynamiczne pochodzące od siły oporu i -tego ładunku liczymy z zależności:

$$L_{L_i} = -P_{xaL_i} \sin \alpha \cos \beta y_{L_i} + P_{xaL_i} \sin \beta z_{L_i} \quad (29)$$

$$M_{L_i} = -P_{xaL_i} \cos \alpha \cos \beta z_{L_i} + P_{xaL_i} \sin \alpha \cos \beta x_{L_i} \quad (30)$$

$$N_{L_i} = -P_{xaL_i} \sin \beta x_{L_i} + P_{xaL_i} \sin \alpha \cos \beta y_{L_i} \quad (31)$$

Wektor $\mathbf{R}_{L_i} = [x_{L_i}, y_{L_i}, z_{L_i}]^T$ określa położenie i -tego ładunku w stosunku do środka masy układu samolot—ładunek.

Moment giroskopowy od wirujących mas silnika liczymy z zależności:

$$M_{GIR} = I_0 \omega \times \Omega \quad (32)$$

gdzie

$$\omega = [\omega \cos \varphi, 0, -\omega \sin \varphi]^T$$

$$\Omega = [p, q, r]^T$$

2. Ustalenie warunków początkowych oraz warunków równowagi po zrzucie ładunków

Przyjmujemy, że przed zrzutem ładunków samolot poruszał się ruchem krzywoliniowym w płaszczyźnie symetrii lub wykonywał ustalony zakręt.

W przypadku lotu w płaszczyźnie symetrii zakładamy, że w chwili zrzutu ruch odbywał się ze współczynnikami przeciążenia:

- normalnego do toru lotu n_{za} ,
- stycznego do toru lotu n_{xa} .

Ponadto przyjmujemy, że:

$$n_{ya} = 0, \quad \dot{\alpha} = 0, \quad \dot{\beta} = 0, \quad \dot{\Phi} = 0$$

Przy powyższych założeniach można przyjąć, że:

$$\dot{V} = n_{xa} g \quad (33)$$

$$q_a = q = \frac{n_{za} g}{V} \quad (34)$$

$$\dot{q} = -\frac{n_{xa} n_{za} g^2}{V^2} \quad (35)$$

2.1. Warunki równowagi samolotu w płaszczyźnie symetrii. Równania równowagi sił zapiszemy w postaci:

$$mgn_{xa} = F \cos(\alpha + \varphi) - mg \sin \gamma_a - P_{xa} \quad (36)$$

$$P_{ya} = 0 \quad (37)$$

$$-mgn_{za} = -F \sin(\alpha + \varphi) + mg \cos \gamma_a - P_{za} \quad (38)$$

Równania równowagi momentów przyjmą postać:

$$L + L_F + L_L + L_{GIR} + L_{sm} = 0 \quad (39)$$

$$M + M_F + M_L + M_{GIR} + M_{sm} = I_y \dot{q} \quad (40)$$

$$N + N_F + N_L + N_{GIR} + N_{sm} = 0 \quad (41)$$

W tym przypadku $L_{GIR} = M_{GIR} = 0$ ($p = r = 0$), zaś $N_{GIR} = I_0 \omega q \cos \varphi = I_0 \omega \cos \varphi \frac{n_{za} g}{V}$

Po pomnożeniu równania (36) przez $\cos(\alpha + \varphi)$, zaś równania (38) przez $-\sin(\alpha + \varphi)$ i po dodaniu tych równań stronami otrzymamy:

$$F = P_{xa} \cos(\alpha + \varphi) - P_{za} \sin(\alpha + \varphi) + mg [\sin(\alpha + \varphi) (n_{za} + \cos \gamma_a) + \cos(\alpha + \varphi) (n_{xa} + \sin \gamma_a)] \quad (42)$$

$$P_{za} \cos(\alpha + \varphi) + P_{xa} \sin(\alpha + \varphi) - mg[\cos(\alpha + \varphi)(n_{za} + \cos \gamma_a) + \sin(\alpha + \varphi)(n_{xa} + \sin \gamma_a)] = 0 \quad (43)$$

Równanie (43) rozwiązujemy metodą bisekcji.

Na podstawie (40) i (23) otrzymujemy następujące zależności:

$$\delta_H = \frac{1}{I_H P_{zH}^{\delta_H}} \left[M_{bu}(\dot{\alpha}, Ma) - I_H P_{zH}^{\alpha_H} \alpha_H + \frac{n_{za} g}{V} \left(M^q + I_y \frac{n_{xa} g}{V} \right) + M_F + M_L + M_{sm} \right] \quad (44)$$

Kąty wychylenia steru kierunku, lotek i kąt ślizgu wyliczymy z układu równań

$$P_y^{\delta_V} \delta_V + P_y^{\beta} \beta = 0 \quad (45)$$

$$L^{\delta_L} \delta_L + L^{\delta_V} \delta_V + L^{\beta} \beta = -(L_L + L_F + L_{sm}) \quad (46)$$

$$N^{\delta_L} \delta_L + N^{\delta_V} \delta_V + N^{\beta} \beta = - \left(N_L + N_F + N_{sm} + I_0 \omega \cos \varphi \frac{n_{za} g}{V} \right) \quad (47)$$

Rozwiązując układ równań (45) - (47) otrzymamy:

$$\delta_L = \frac{(L_L + L_F + L_{sm}) \left(N^{\delta_V} - \frac{P_y^{\delta_V}}{P_y^{\beta}} N^{\beta} \right) - \left(N_L + N_F + N_{sm} + I_0 \omega \cos \varphi \frac{n_{za} g}{V} \right) \left(L^{\delta_V} - \frac{P_y^{\delta_V}}{P_y^{\beta}} L^{\beta} \right)}{L^{\delta_L} \left(N^{\delta_V} - \frac{P_y^{\delta_V}}{P_y^{\beta}} N^{\beta} \right) - N^{\delta_L} \left(L^{\delta_V} - \frac{P_y^{\delta_V}}{P_y^{\beta}} L^{\beta} \right)} \quad (48)$$

$$\delta_V = \frac{L^{\delta_L} \left(N_L + N_F + N_{sm} + I_0 \omega \cos \varphi \frac{n_{za} g}{V} \right) - N^{\delta_L} (L_L + L_F + L_{sm})}{L^{\delta_L} \left(N^{\delta_V} - \frac{P_y^{\delta_V}}{P_y^{\beta}} N^{\beta} \right) - N^{\delta_L} \left(L^{\delta_V} - \frac{P_y^{\delta_V}}{P_y^{\beta}} L^{\beta} \right)} \quad (49)$$

$$\beta = - \frac{P_y^{\delta_V}}{P_y^{\beta}} \delta_V \quad (50)$$

2.2. Warunki równowagi w zakręcie. W prawidłowym zakręcie samolot przechyla się tak, aby składowa siła nośnej w kierunku środka obrotu równoważyła siły odśrodkowe. Równania równowagi sił mają postać:

$$F = P_{xa} \quad (51)$$

$$mg = P_{za} \cos \Phi \quad (52)$$

$$\frac{mV^2}{r_z} = P_{za} \sin \Phi \quad (53)$$

W równaniach (51) - (53) przyjęliśmy, że ciąg skierowany jest zgodnie z kierunkiem lotu oraz pominęliśmy P_{ya} , gdyż $P_{ya} \ll P_{za}$. Rozwiązując te równania otrzymamy:

$$\alpha = \frac{2mgn_{za}}{\rho SV^2 C_z^{\alpha}} - \frac{C_{z0}}{C_z^{\alpha}} \quad (54)$$

$$F = \frac{1}{2} \rho SV^2 [C_{xs}(\alpha, Ma) + C_{xL}] \quad (55)$$

Wektor prędkości kątowej samolotu ma następujące składowe:

$$p = 0 \quad (56)$$

$$q = \frac{g}{V} \frac{n_{za}^2 - 1}{n_{za}} \quad (57)$$

$$r = \frac{g}{V} \frac{\sqrt{n_{za}^2 - 1}}{n_{za}} \quad (58)$$

Stąd:

$$L_{GIR} = I_0 \omega \frac{g}{V} \frac{\sqrt{n_{za}^2 - 1}}{n_{za}} \sin \varphi \quad (59)$$

$$M_{GIR} = -I_0 \omega \frac{g}{V} \frac{\sqrt{n_{za}^2 - 1}}{n_{za}} \cos \varphi \quad (60)$$

$$N_{GIR} = I_0 \omega \frac{g}{V} \frac{n_{za}^2 - 1}{n_{za}} \cos \varphi \quad (61)$$

Równania równowagi momentów mają postać:

$$L^{\delta_L} \delta_L + L^{\delta_V} \delta_V + L^r r + L_{GIR} = (I_z - I_y) q r - L_{sm} \quad (62)$$

$$M_{bu}(\alpha, Ma) - I_H [P_{zH}(\alpha_H, Ma) + P_{zH}^{\delta_H} \delta_H] + M^q q + M_L + M_F + M_{GIR} + M_{sm} = -I_{xz} r^2 \quad (63)$$

$$N^{\delta_L} \delta_L + N^{\delta_V} \delta_V + N^r r + N_{GIR} + N_{sm} = I_{xz} q r \quad (64)$$

Pomijając człony z I_{xz} otrzymamy następujące rozwiązania równań (62 - (64)

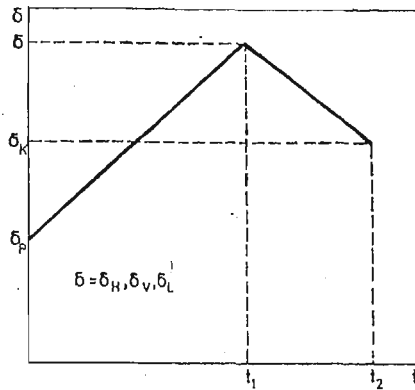
$$\delta_H = \frac{1}{I_H P_{zH}^{\delta_H}} \left[M_{bu}(\alpha, Ma) - I_H P_{zH}^{\alpha_H} (\alpha + \alpha_{zH} - \varepsilon) + M^q \frac{g}{V} \frac{n_{za}^2 - 1}{n_{za}} + M_F + M_L + M_{sm} - I_0 \omega \frac{g}{V} \frac{\sqrt{n_{za}^2 - 1}}{n_{za}} \sin \varphi \right] \quad (65)$$

$$\delta_L = \frac{N^{\delta_V} (L^r + I_0 \omega \sin \varphi) \frac{g}{V} \frac{\sqrt{n_{za}^2 - 1}}{n_{za}} - L^{\delta_V} \left(N^r \frac{g}{V} \frac{\sqrt{n_{za}^2 - 1}}{n_{za}} + I_0 \omega \frac{g}{V} \frac{n_{za}^2 - 1}{n_{za}} \cos \varphi \right)}{L^{\delta_L} N^{\delta_V} - N^{\delta_L} L^{\delta_V}} \quad (66)$$

$$\delta_V = \frac{L^{\delta_L} \left(N^r \frac{g}{V} \frac{\sqrt{n_{za}^2 - 1}}{n_{za}} + I_0 \omega \frac{g}{V} \frac{n_{za}^2 - 1}{n_{za}} \cos \varphi \right) - N^{\delta_L} (L^r + I_0 \omega \sin \varphi) \frac{g}{V} \frac{\sqrt{n_{za}^2 - 1}}{n_{za}}}{L^{\delta_L} N^{\delta_V} - N^{\delta_L} L^{\delta_V}} \quad (67)$$

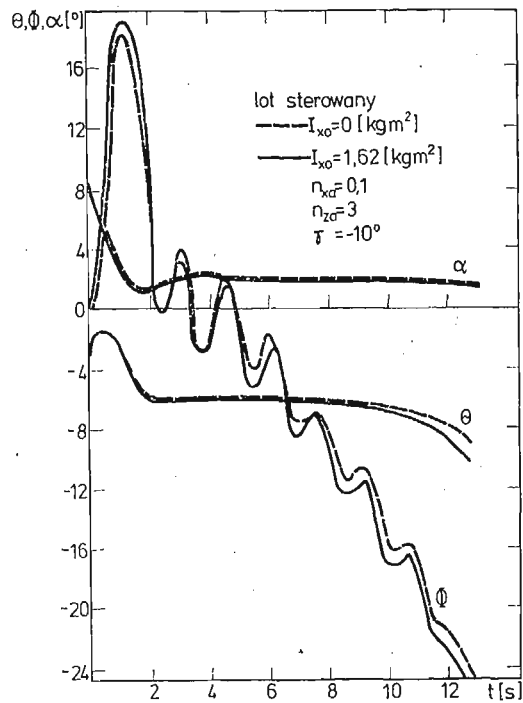
3. Przykładowe wyniki obliczeń, wnioski

Numeryczne obliczenia przeprowadzono dla samolotu TS 11 „Iskra”. Rozwiązano lot niesterowany, gdy ciąg silnika i kąty wychylenia sterów i lotek są stałe i mają wartości wyliczone z warunków równowagi przed zrzutem oraz lot sterowany. Przeanalizowano także wpływ momentów groskopowych wirujących mas silnika na przebieg rozwiązań oraz lot sterowany w/g funkcji (rys. 3).



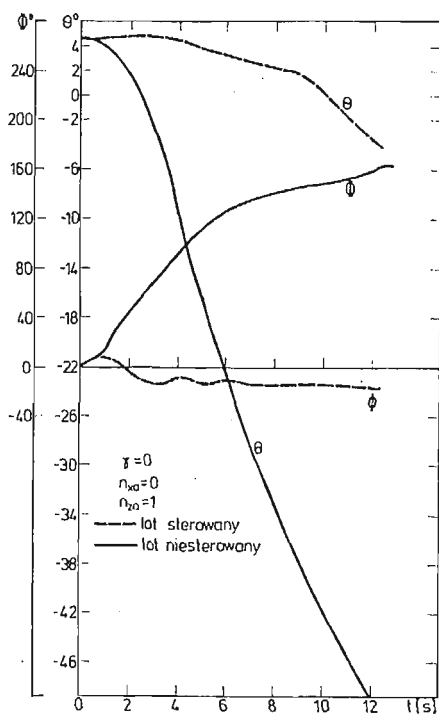
Rys. 3.

Na rys. 4 przedstawiono przykładowe rozwiązanie obrazujące wpływ momentów giroskopowych na dynamikę ruchu samolotu. Analiza rozwiązań wykazuje, że w badanym zakresie prędkości lotu wpływ ten jest niewielki.

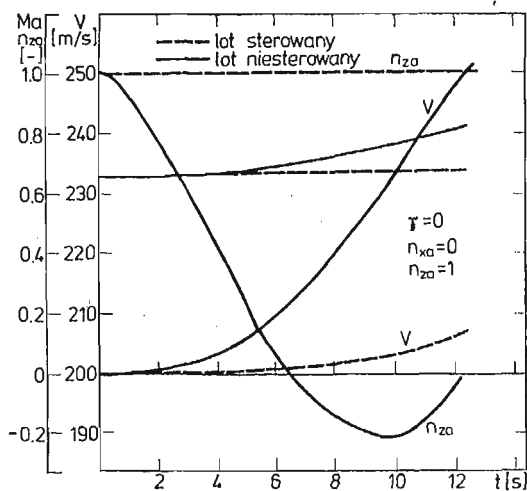


Rys. 4.

Na rys. 5 i 6 przedstawiono przebieg niektórych parametrów lotu przy założeniu, że niesymetryczny zrzut ładunków nastąpił w warunkach symetrycznego, prostoliniowego lotu bez przeciążeń. W przypadku braku reakcji pilota samolot zaczyna silnie przechylać się na skrzydło pod którym pozostał ładunek.



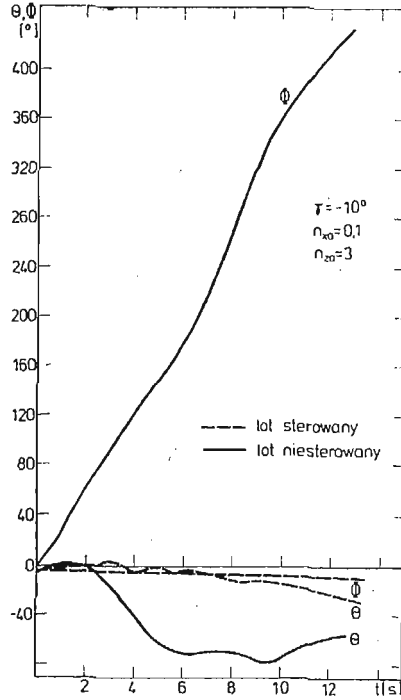
Rys. 5.



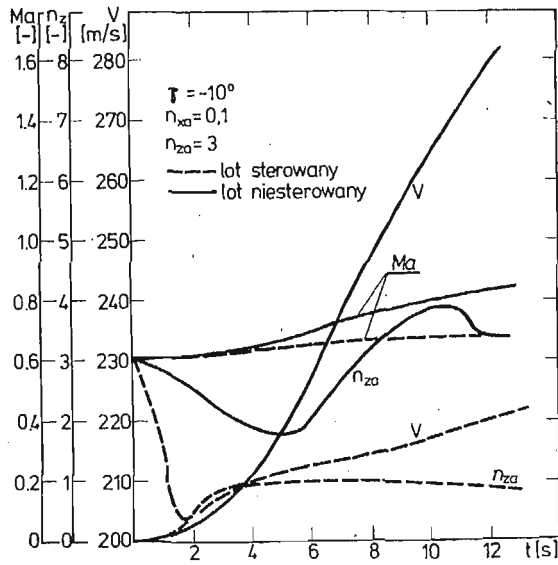
Rys. 6.

Prędkość samolotu wzrasta, przeciążenie normalne przez pierwsze 10 sek. maleje osiągając wartość -0.2 , a następnie wzrasta. Przyjęcie reakcji pilota w postaci funkcji przedstawionej na rys. 3 powoduje znaczne zmniejszenie pochylenia samolotu, kąt przechylenia ustala się i wynosi ok. -18° . Samolot leci z przechylem na skrzydło, pod którym nie ma ładunków.

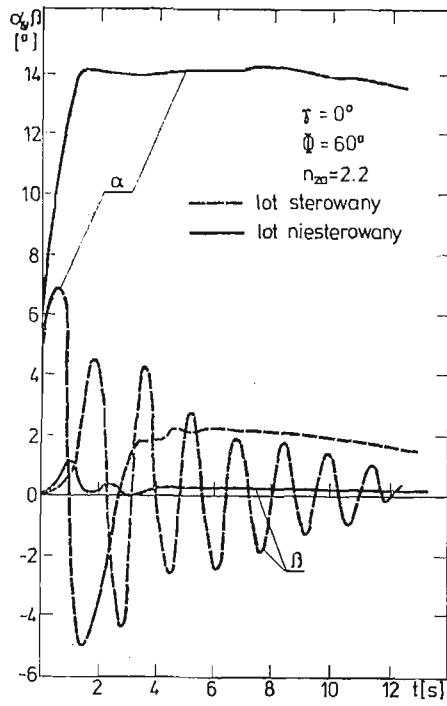
Rysunki 7 i 8 przedstawiają przebieg zmian niektórych parametrów lotu po zrzucie w warunkach lotu krzywoliniowego w płaszczyźnie symetrii. Podobnie jak poprzednio samolot w przypadku braku reakcji pilota przechodzi w strome nurkowanie z jedno-



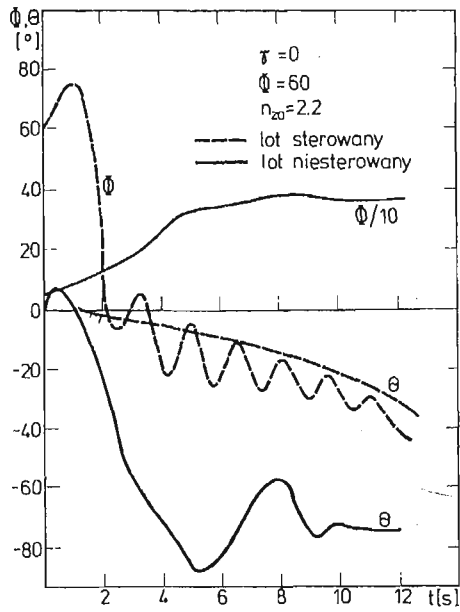
Rys. 7.



Rys. 8.



Rys. 9.

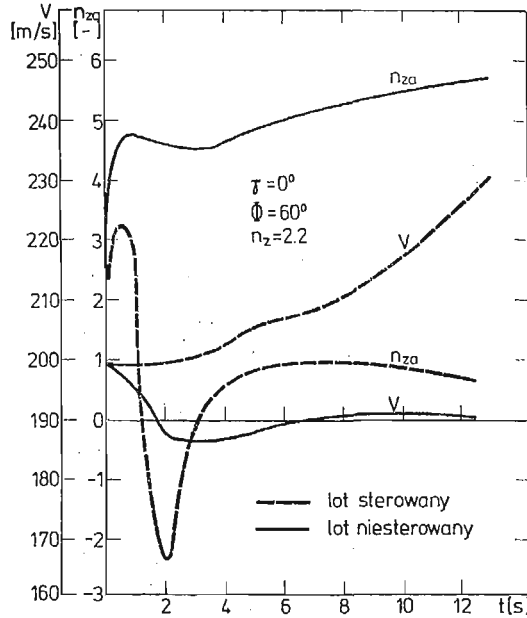


Rys. 10.

czesnym obrotem wzdłuż osi podłużnej. Wartość współczynnika przeciążenia normalnego osiąga maksimum po 10 sek.

Zastosowanie sterowania powoduje znaczne zmniejszenie przechylenia samolotu oraz zmniejszenie współczynnika przeciążenia.

Rysunki 9, 10, 11 przedstawiają zachowanie się samolotu po niesymetrycznym zrzucie ładunków w czasie wykonywania zakrętu. Jest to najbardziej niebezpieczny z rozpatrywanych przypadków.



Rys. 11.

W przypadku braku reakcji pilota kąt natarcia wzrasta do wartości bliskiej krytycznej ($\alpha \approx 14^\circ$), współczynnik przeciążenia wzrasta po 11 sek. do wartości $n_{za} = 5.5$, zaś kąt przechylenia ustala się i po 8 sek. wynosi 360° , kąt pochylenia samolotu wynosi ok. -75° . Oznacza to, że samolot przechodzi do nurkowania.

Przyjęcie sterowania powoduje wyjście samolotu z zakrętu i przechylenia się na skrzydło pod którym nie ma ładunku, z jednoczesnym przejściem do lotu pochyłego. Kąt natarcia w locie sterowanym w początkowej fazie lotu spada do ok. -5° , a następnie wzrasta.

Spis literatury

1. G. A. BEKEY, W. J. KARPULUS, Obliczenia hybrydowe, WNT, W-wa 1976
2. Г. С. БЮШГЕНС, Р. В. СТУДНЕВ, Динамика пространственного движения самолёта. Москва 1967.
3. Z. DŻYGADŁO, A. KRZYŻANOWSKI, Dynamika nieautonomicznego przestrzennego ruchu samolotu z nieruchomym układem sterowania. Biul. WAT XXXI, 12, 1982.
4. В. ЕТКИН, Dynamics of Atmospheric Flight. Ed. John Willey, N. York 1972
5. W. FISZDON, Mechanika Lotu, cz. I i II, Wyd. PWN, Warszawa 1961
6. Н. М. ПАШКОВСКИ, Устойчивость и управляемость самолёта, Москва 1975.

Резюме

ВЛИЯНИЕ СБРОСА ГРУЗОВ НА ДИНАМИКУ ПРОСТРАНСТВЕННОГО
ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА

В работе рассматривается пространственное управляемое и неуправляемое возмущенное движение самолёта после сброса грузов.

Применена полная нелинейная система уравнений движения и определены начальные условия движения после сброса грузов.

Разработана программа для расчетов на ЭВМ, используя метод численного интегрирования Рунге-Кутты-Гилла.

Проведен ряд расчетов динамики пространственного движения.

Из анализа возмущенного движения сделаны выводы, касающиеся влияния сброса грузов на динамику полета самолета.

Summary

THE EFFECT OF DROPPED LOADS ON THE DYNAMICS OF SPATIAL MOTION OF AN
AEROPLANE

Dynamics of spatial controlled and uncontrolled motion of an aeroplane is considered after release of loads.

Complete nonlinear set of equations of motion is applied and initial conditions of motion of the aeroplane after the drop of loads are determined.

A program for numerical integration of the equations of motion is developed making use of the Runge-Kutta-Gill method.

A series of calculations have been performed. Their results demonstrate the effect of the release of loads on the motion of an aeroplane.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 24 czerwca 1986 roku.