

DYNAMIKA NIEAUTONOMICZNEGO PRZESTRZENNEGO RUCHU SAMOŁOTU Z ODKSZTAŁCALNYMI UKŁADAMI STEROWANIA*

ZBIGNIEW DŻYGADŁO
ADAM KRZYŻANOWSKI

WAT

1. Wstęp

Samolot jest przestrzennym obiektem, poddanym w czasie lotu działaniu wymuszeń, wywołanych siłami pochodzącymi od odrzutu strzelających działek pokładowych, odpalania rakiet, zrzutu bomb, ładunków itp. W wyniku działania tych wymuszeń występują zmiany wszystkich parametrów, charakteryzujących ruch samolotu i jego konfigurację w przestrzeni.

Poznanie zjawisk występujących w wyniku działania na samolot zewnętrznych wymuszeń umożliwia opracowanie skutecznych sposobów kontrolowania powstałych zaburzeń ruchu. Znajomość efektów oddziaływań zewnętrznych na dynamikę przestrzennego ruchu może być wykorzystana podczas projektowania samolotów do optymalnego doboru parametrów urządzeń automatycznego sterowania, a także w procesie symulacji walki powietrznej w urządzeniu treningowym, umożliwiając bezpieczne szkolenie i nabywanie prawidłowych nawyków przez pilota.

Niniejsza praca jest rozwinięciem [1], [2], [3], [4] w przypadku zewnętrznych wymuszeń jawnie zależnych od czasu. Rozpatrzono w niej dynamikę nieautonomicznego przestrzennego ruchu samolotu z odkształcalnymi układami sterowania i ruchomymi ważkami sterami.

Wyznaczono pełny, nieliniowy układ równań przestrzennego ruchu z uwzględnieniem sprężystości i tłumienia w układach sterowania oraz niewyważenia lotek, steru wysokości i steru kierunku i przy wprowadzeniu zewnętrznych wymuszeń zależnych od czasu.

Opracowano program do numerycznego całkowania równań metodą Runge-Kutta-Gilla.

Przyjęto, że ustalony ruch został zaburzony serią impulsów pochodzących od strzelania z działka pokładowego zamontowanego na samolocie.

* Praca przedstawiona na I Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” — Warszawa 19 I 1984 r.

Zbadano wpływ zewnętrznych wymuszeń na dynamikę przestrzennego ruchu samolotu przy ustalonych współczynnikach sztywności i tłumienia w układach sterowania.

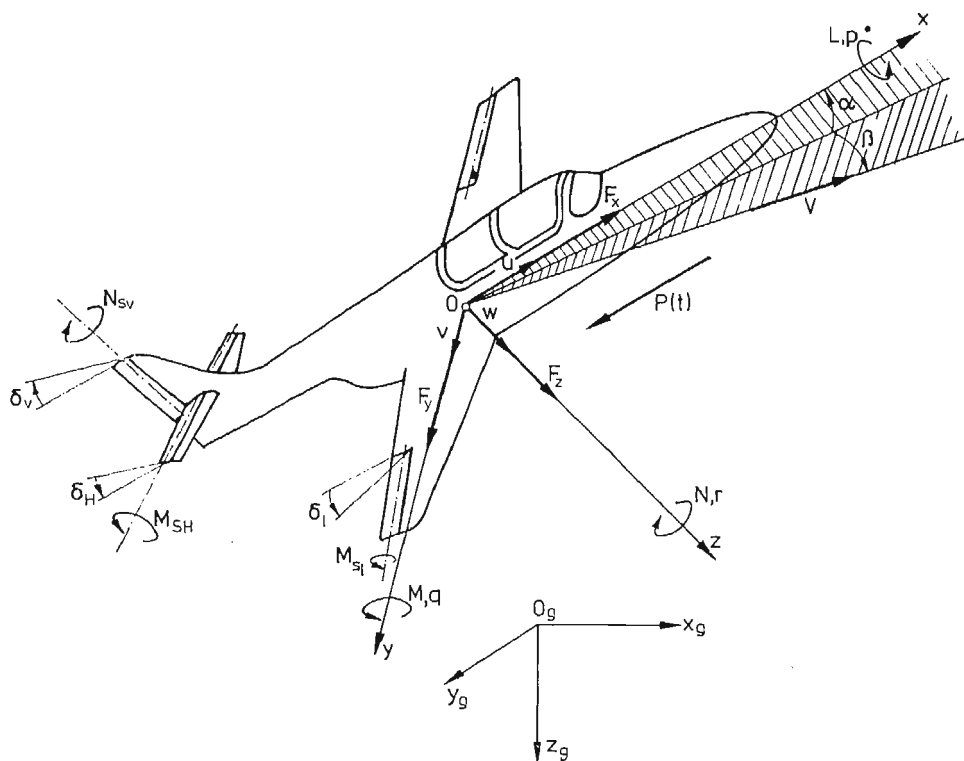
Przeprowadzono także numeryczną analizę wpływu sztywności i tłumienia w układach sterowania na dynamikę przestrzennego ruchu samolotu.

2. Sformułowanie problemu

Rozpatrzmy przestrzenny ruch samolotu o napędzie odrzutowym. Przyjęto, że niezaburzony lot odbywa się ze stałą prędkością postępową V_0 w pionowej płaszczyźnie, która pokrywa się z płaszczyzną symetrii samolotu. Równania ruchu zapisano posługując się układem osi centralnych z samolotem $Oxyz$ (rys. 1).

Założono, że samolot jest sztywną bryłą, ale układy sterowania lotkami, sterem wysokości i sterem kierunku są odkształcalne.

W związku z tym w czasie lotu, lotki, ster wysokości i ster kierunku mogą wychylać się pod wpływem sił aerodynamicznych i bezwładności. Dodatkowo zwroty sił i momentów działających na samolot, prędkości kątowych samolotu względem poszczególnych osi oraz momentów zawiasowych sterów i kątów ich obrotu przyjęto tak, jak pokazano na rys. 1.



Rys. 1

Schematy odkształcalnych układów sterowania lotkami, sterem wysokości i sterem kierunku przedstawiono w pracy [4].

Przyjęto, że ustalony ruch jest zaburzony siłą zewnętrzną $P = P(t)$ działającą na samolot.

Równania ruchu mają postać:

$$\begin{aligned}
 m \left(\frac{du}{dt} + qw - rv \right) &= F_x; \\
 m \left(\frac{dv}{dt} + ru - pw \right) &= F_y; \\
 m \left(\frac{dw}{dt} + pv - qu \right) &= F_z; \\
 I_x \frac{dp}{dt} + (I_z - I_y)qr - I_{xz} \left(\frac{dr}{dt} + pq \right) &= L; \\
 I_y \frac{dq}{dt} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) + I_w \omega_w r &= M; \\
 I_z \frac{dr}{dt} + (I_y - I_x)pq - I_{xz} \left(\frac{dp}{dt} - qr \right) - I_w \omega_w q &= N;
 \end{aligned} \tag{2.1a}$$

$$\begin{aligned}
 \frac{d\Phi}{dt} &= p + (q \sin \Phi + r \cos \Phi) \operatorname{tg} \Theta; \\
 \frac{d\Theta}{dt} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi; \\
 \frac{d\Psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \Theta} (q \sin \Phi + r \cos \Phi); \\
 \frac{dx_g}{dt} &= u \cos \Theta \cos \Psi + v (\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + w (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi); \\
 \frac{dy_g}{dt} &= u \cos \Theta \sin \Psi + v (\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + w (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi); \\
 \frac{dz_g}{dt} &= -u \sin \Theta + v \sin \Phi \cos \Theta + w \cos \Phi \cos \Theta;
 \end{aligned} \tag{2.1b}$$

$$\begin{aligned}
 2I_1 \frac{d^2 \delta_l}{dt^2} + 2m_l e_l \left(\frac{du}{dt} + qw - rv \right) &+ -I_1 \sin 2\delta_l p^2 + 2m_l e_l \sin \delta_l q^2 + \\
 &+ (I_1 \sin 2\delta_l + 2m_l e_l s_l \sin \delta_l) r^2 + \\
 &+ 2m_l e_l y_l \cos \delta_l \frac{dp}{dt} + 2m_l e_l y_l \cos \delta_l r q + \\
 &+ c_l \frac{d\delta_l}{dt} + \kappa_l \delta_l = M_{sl} + M_{slz};
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
I_{sH} \frac{d^2 \delta_H}{dt^2} + m_{sH} e_H \left[\left(\frac{du}{dt} + qw - rv \right) \sin \delta_H + \left(\frac{dw}{dt} + pv - qu \right) \cos \delta_H \right] + \\
+ [I_{sH} + m_{sH} e_H (s_H \cos \delta_H + z_H \sin \delta_H)] \frac{dq}{dt} + \\
+ m_{sH} e_H (s_H \sin \delta_H - z_H \cos \delta_H) q^2 + \\
+ \left(\frac{1}{2} I_{sH} \sin 2\delta_H + m_{sH} e_H s_H \sin \delta_H \right) r^2 + \\
- [I_{sH} \cos 2\delta_H + m_{sH} e_H (s_H \cos \delta_H - z_H \sin \delta_H)] pr + \\
+ c_H \frac{d\delta_H}{dt} + \kappa_H \delta_H = M_{sH} + M_{sHz} + Q_{sH} e_H \cos(\Theta + \delta_H) \cos \Phi ;
\end{aligned} \tag{2.1c}$$

$$\begin{aligned}
I_{sV} \frac{d^2 \delta_V}{dt^2} + m_{sV} e_V \left[\left(\frac{du}{dt} + qw - rv \right) \sin \delta_V - \left(\frac{dv}{dt} + ru - pw \right) \cos \delta_V \right] + \\
+ (I_{sV} + m_{sV} e_V s_V \cos \delta_V) \frac{dr}{dt} + m_{sV} e_V s_V \sin \delta_V (r^2 + q^2) + \\
+ m_{sV} e_V z_V \left(\frac{dp}{dt} \cos \delta_V + \frac{dq}{dt} \sin \delta_V \right) + \\
+ m_{sV} e_V z_V (p \sin \delta_V - q \cos \delta_V) r - \frac{1}{2} I_{sV} \sin 2\delta_V (p^2 - q^2) + \\
+ (I_{sV} \cos 2\delta_V + m_{sV} e_V s_V \cos \delta_V) pq + c_V \frac{d\delta_V}{dt} + \kappa_V \delta_V = \\
= N_{sV} + N_{sVz} + Q_{sV} e_V \cos \delta_V \cos \Theta \sin \Phi .
\end{aligned} \tag{2.1c}$$

Równania (2.1a) opisują ruch samolotu, (2.1b) są związkami kinematycznymi opisującymi zależności pomiędzy pochodnymi kątów przechylenia, pochylenia i odchylenia samolotu a rzutami prędkości kątowej oraz zależności między parametrami kinematycznymi ruchu samolotu i współrzędnymi toru lotu, zaś (2.1c) są równaniem ruchu lotek, steru wysokości i steru kierunku.

Wypadkowe sił i momentów aerodynamicznych oraz momentów zawiasowych przedstawiono w postaci:

$$\begin{aligned}
F_x &= T + P_x - Q \sin \Theta - P(t) ; \\
F_y &= P_y + Q \sin \Phi \cos \Theta ; \\
F_z &= P_z + \Theta \cos \Phi \cos \Theta ; \\
L &= L_{st} + L^p p + L^r r + L^{\delta_1} \delta_1 + L^{\delta_V} \delta_V + L^{\dot{\delta}_1} \dot{\delta}_1 + L^{\dot{\delta}_V} \dot{\delta}_V ; \\
M &= M_{st} + M^q q + M^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M^{\delta_H} \delta_H + M^{\dot{\delta}_H} \dot{\delta}_H + M_T + P(t) z_d ; \\
N &= N_{st} + N^r r + N^p p + N^{\delta_V} \delta_V + N^{\delta_1} \delta_1 + N^{\dot{\delta}_V} \dot{\delta}_V + N^{\dot{\beta}} \dot{\beta} + P(t) y_d ; \\
M_{st} &= M_{sto} + M_{st}^p p + M_{st}^r r + M_{st}^{\delta_1} \delta_1 + M_{st}^{\dot{\delta}_1} \dot{\delta}_1 + M_{stz} ; \\
M_{sH} &= M_{sHo} + M_{sH}^q q + M_{sH}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_{sH}^{\delta_H} \delta_H + M_{sH}^{\dot{\delta}_H} \dot{\delta}_H + M_{sHz} ; \\
N_{sV} &= N_{sVo} + N_{sV}^p p + N_{sV}^r r + N_{sV}^{\delta_V} \delta_V + N_{sV}^{\dot{\delta}_V} \dot{\delta}_V + N_{sVz} ;
\end{aligned} \tag{2.2}$$

Oznaczenia użyte w równaniach (2.1) o (2.2) oraz pozostałe zależności niezbędne do rozwiązania tego układu równań przedstawiono w [4] i [5].

Równania (2.1) i (2.2) stanowią układ nieautonomicznych nieliniowych równań przestrzennego ruchu samolotu z odkształcalnymi układami sterowania lotkami, sterem wysokości i sterem kierunku.

Umożliwiają one przeprowadzenie analizy dynamiki ruchu samolotu przy wymuszeniu zewnętrznym zmiennym w czasie, z uwzględnieniem odkształcalności układów sterowania, niewyważenia sterów i szeregu innych parametrów.

3. Numeryczna analiza wpływu wymuszeń zewnętrznych na dynamikę przestrzennego ruchu samolotu

Numeryczną analizę dynamiki nieautonomicznego przestrzennego ruchu samolotu z odkształcalnymi układami sterowania i ruchomymi ważkimi sterami przeprowadzono na przykładzie szkolno-treningowego samolotu odrzutowego TS-11 „Iskra”. Dane geometryczne, masowe i bezwładnościowe samolotu przyjęto takie same jak w [4] i [5], zaś aerodynamiczne charakterystyki otrzymane w wyniku badań tunelowych oraz obliczeń teoretycznych aproksymowano wielomianami algebraicznymi o postaci podanej w [4].

Do numerycznej analizy wpływu zewnętrznych wymuszeń na dynamikę przestrzennego ruchu samolotu przyjęto przykładowe wartości impulsu siły odrzutu działka pokładowego oraz jego szybkostrzelność, przy założeniu, że działko zamontowane jest niesymetrycznie w prawej części kadłuba.

Ponieważ znana jest wielkość maksymalnej siły odrzutu działka i jego szybkostrzelność, a nie znano rzeczywistego rozkładu siły w czasie, przyjęto do badania trzy rodzaje przebiegu siły wymuszającej $P = P(t)$.

$$\begin{aligned}
 \text{a) } & P(t) = P_0 |\sin \omega t|; \\
 \text{b) } & P(t) = \frac{1}{2} P_0 (1 - \cos \omega_1 t); \\
 \text{c) } & P(t) = P_0 \sin \omega_1 t; \quad \text{dla } \sin \omega_1 t > 0 \\
 & P(t) \equiv 0; \quad \text{dla } \sin \omega_1 t < 0 \\
 & \omega_1 = 2\omega
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

Założono, że siła $P(t)$ działa w skończonym przedziale czasu

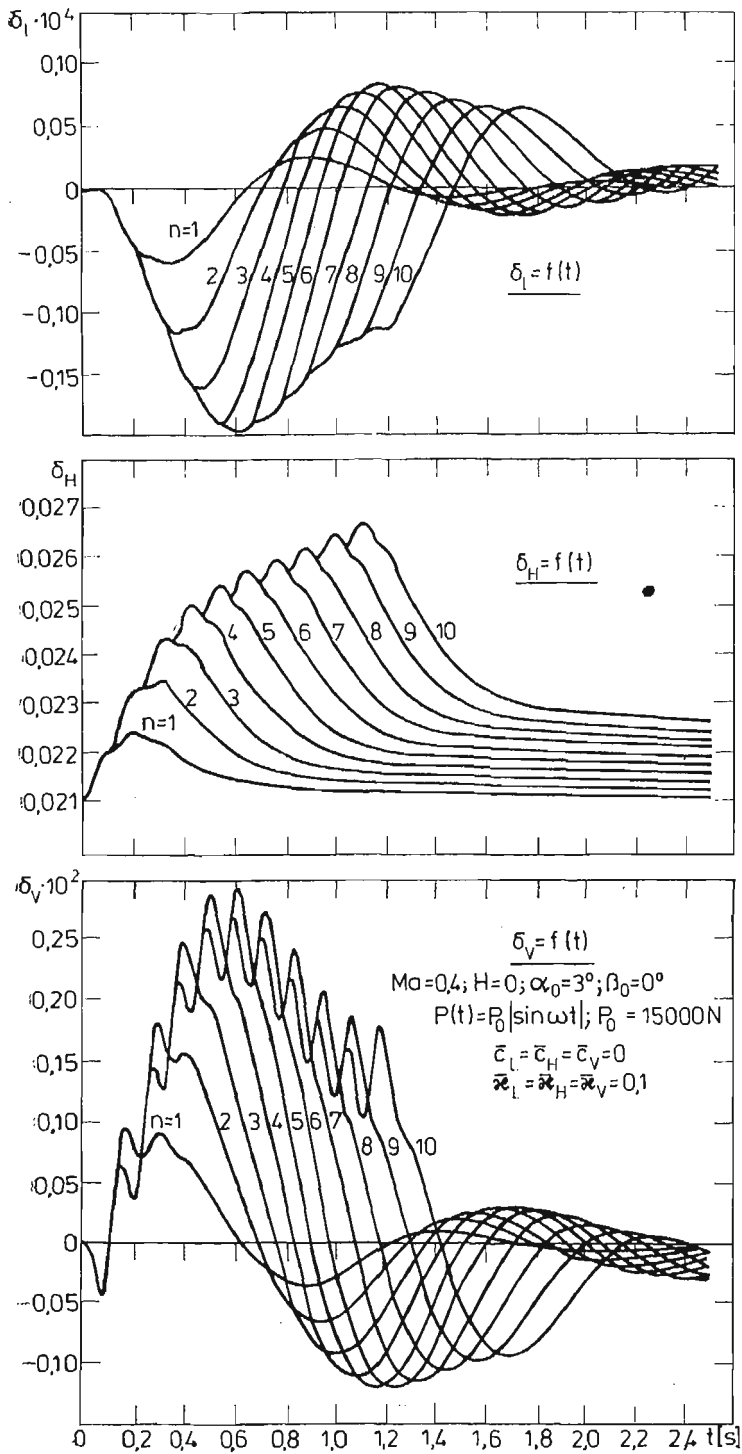
$$0 < t < nT$$

oraz

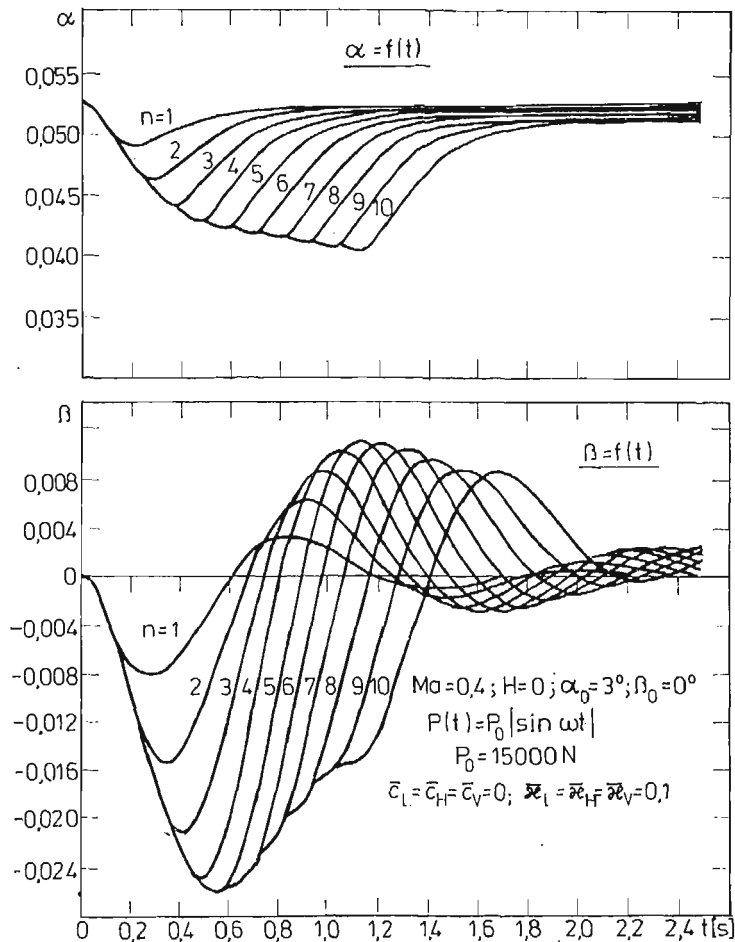
$$P(t) \equiv 0 \quad \text{dla} \quad t \geq nT$$

gdzie: n — liczba strzałów w serii,

$$T = \frac{\pi}{\omega} = \frac{2\pi}{\omega_1} \text{ — okres siły wymuszającej.}$$



Rys. 2

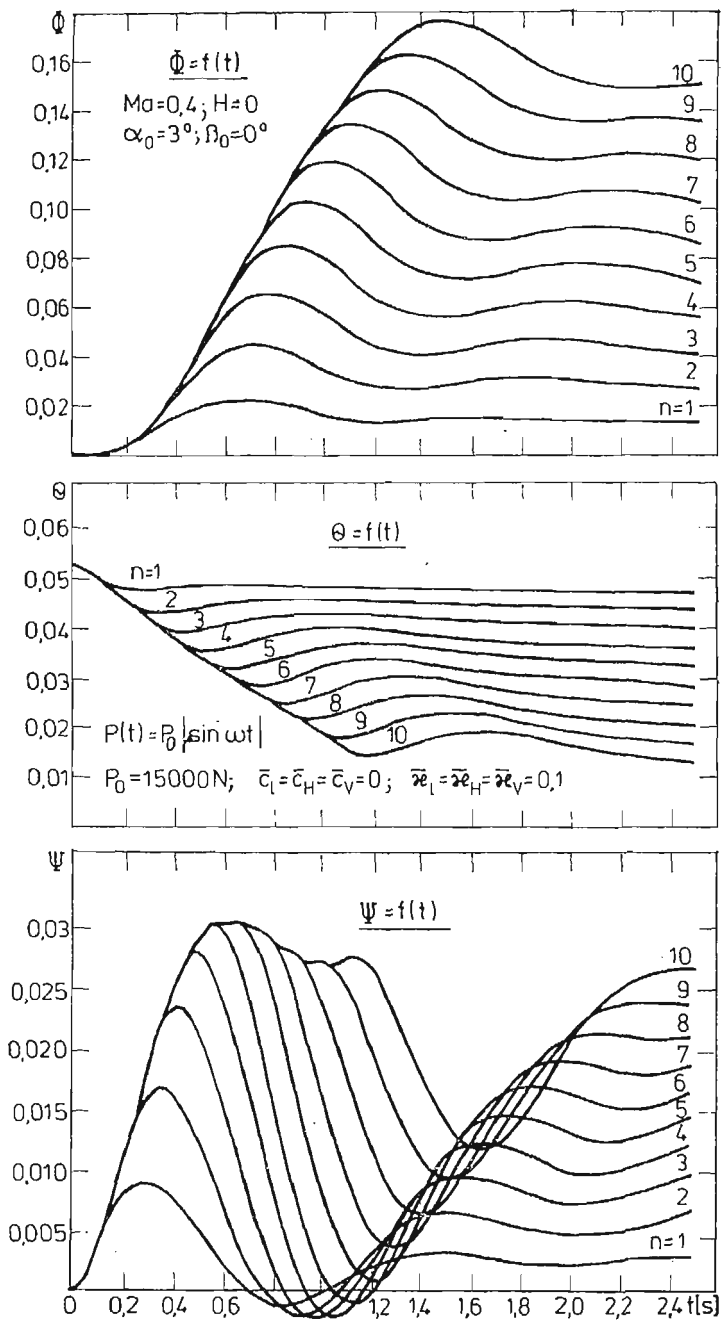


Rys. 3

Numeryczną analizę wpływu wymuszeń zewnętrznych (3.1) na dynamikę ruchu samolotu przeprowadzono dla lotu na wysokości $H \approx 0$ m, z prędkością odpowiadającą liczbie Macha $Ma = 0,4$, na kącie natarcia $\alpha_0 = 3^\circ$ bez ślizgu początkowego $\beta_0 = 0$, przy ustalonych współczynnikach sztywności ($\bar{x}_l = \bar{x}_H = \bar{x}_V = 0,1$) i tłumienia ($\bar{c}_l = \bar{c}_H = \bar{c}_V = 0$) w układach sterowania. Zbadano wpływ liczby impulsów przy maksymalnej sile wymuszającej $P_0 = 15000$ N i czasie trwania impulsu $T = t_{imp} = 0,112$ s.

Z analizy wykresów parametrów przestrzennego ruchu samolotu wynika, że charakter zmian poszczególnych parametrów dla zbadanych trzech przypadków wymuszeń jest analogiczny. Najmniejsze wartości zaburzeń parametrów ruchu uzyskano dla przypadku wymuszenia (3.1b) t.j. $P(t) = \frac{1}{2} P_0 (1 - \cos \omega_1 t)$.

Wynika to z faktu, że porównanie przeprowadzono przy stałej maksymalnej sile wymuszającej $P_0 = 15000$ N. Impuls pochodzący od wymuszenia (3.1b) jest wtedy mniejszy od dwóch pozostałych.



Rys. 4

Przeprowadzono także badania dla tej samej wartości impulsu przy wymuszeniu $P_1(t) = P_{01}|\sin\omega t|$ i $P_2(t) = \frac{1}{2}P_{02}(1 - \cos\omega_1 t)$

$$\begin{aligned} I_1 &= \int_0^{t_k} P_1(t) dt = \int_0^{t_k} P_{01}|\sin\omega t| dt; \\ I_2 &= \int_0^{t_k} P_2(t) dt = \int_0^{t_k} P_{02}(1 - \cos\omega_1 t) dt; \\ I_1 &= I_2 \end{aligned} \tag{3.2}$$

Z numerycznej analizy wynika, że przy tej samej wielkości impulsu uzyskuje się wyniki jakościowo i ilościowo identyczne dla obu przypadków wymuszeń. W związku z tym w pracy tej ograniczymy się do podania przykładowych wyników obliczeń przy wymuszeniu $P(t) = P_0|\sin\omega t|$, w postaci wykresów obrazujących zmianę parametrów ruchu w czasie dla $n = 1 \div 10$ impulsów w serii.

Na rys. 2 pokazano zmianę kątów wychylenia lotek, steru wysokości i steru kierunku.

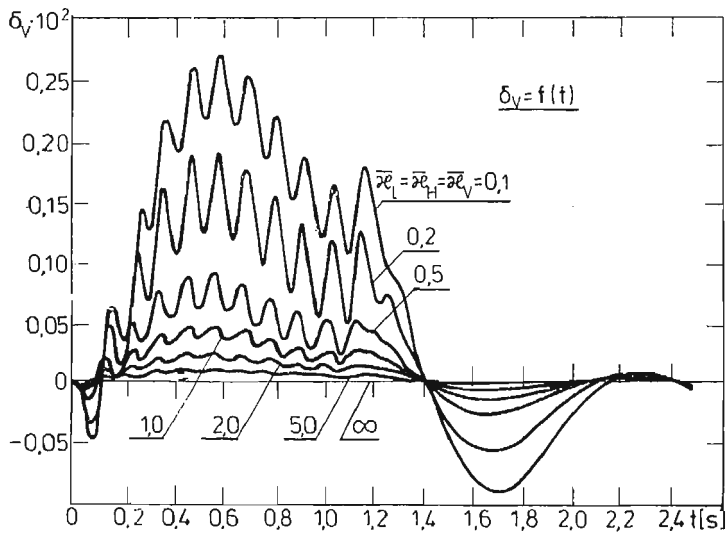
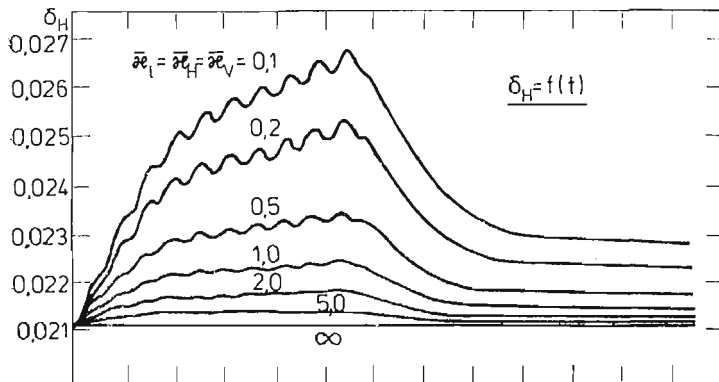
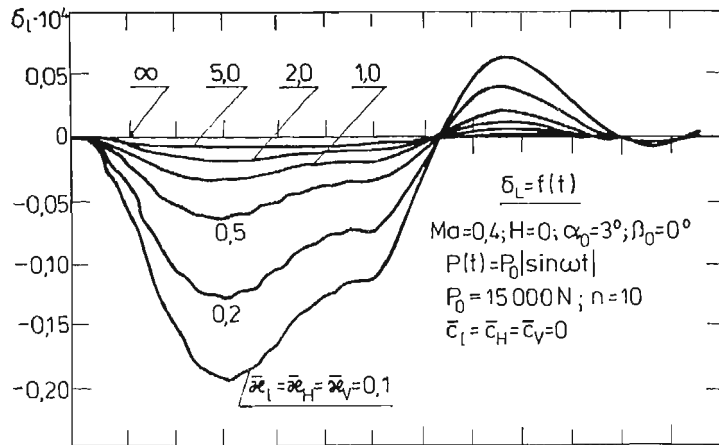
Przebiegi zmian kąta wychylenia lotek i steru kierunku mają charakter oscylacyjny, silnie tłumiony po zakończeniu działania wymuszenia. Maksymalne odchylenia od wartości początkowych występują dla $n = 5$ impulsów. Zaburzenie kąta wychylenia steru wysokości rośnie wraz ze wzrostem liczby impulsów, a po zakończeniu działania wymuszenia ma charakter długookresowego ruchu odbywającego się wokół położenia równowagi.

Na rys. 3 i 4 przedstawiono zmianę kątów natarcia i ślizgu oraz przechylenia, pochylenia i odchylenia samolotu. Zaburzenia kątów natarcia, pochylenia i przechylenia rosną wraz ze wzrostem liczby impulsów. Po zakończeniu działania wymuszenia parametry te zmierzają do wartości początkowych w długookresowym ruchu. Przebiegi kątów ślizgu i odchylenia samolotu mają charakter ruchów oscylacyjnych, przy czym maksymalne odchylenie od warunków równowagi występuje przy $n = 5$ impulsów.

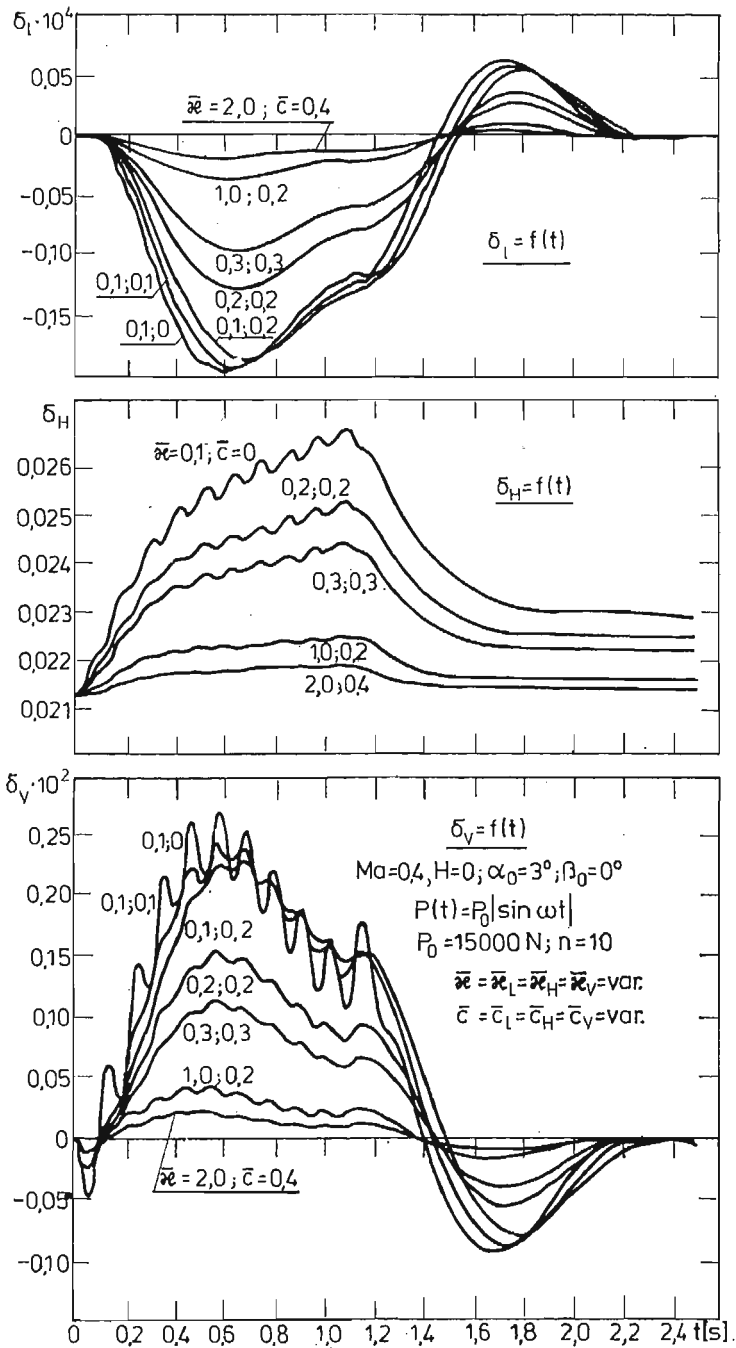
Z analizy wpływu wymuszenia zewnętrznego na dynamikę przestrzennego ruchu samolotu wynika, że wielkość serii impulsów wywiera wpływ nie tylko na zmianę parametrów ruchu samolotu, lecz także wywołuje zaburzenia pulsujące sterów o częstości równej częstości wymuszenia, które poprzez układy sterowania przenoszą się na dźwignie sterowe utrudniając pilotowanie samolotu.

4. Analiza wpływu sztywności i tłumienia w układach sterowania przy ustalonym wymuszeniu zewnętrznym na dynamikę przestrzennego ruchu samolotu

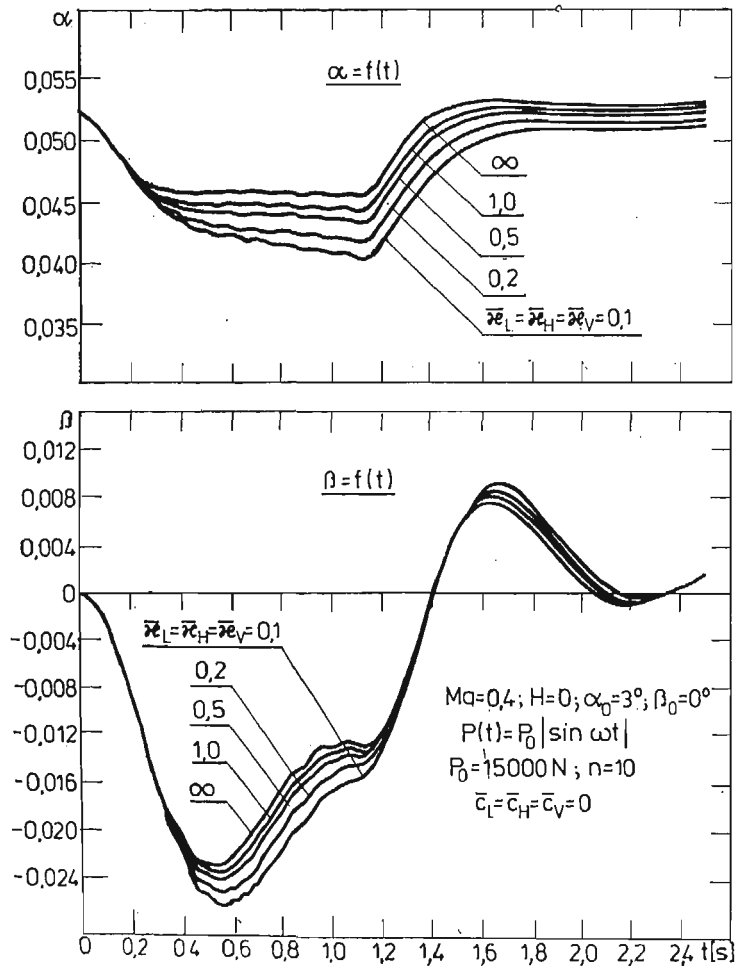
Badania przeprowadzono dla przedstawionych warunków lotu. Obliczenia wykonano dla względnych wartości współczynników sztywności i tłumienia w układach sterowania $\bar{\kappa}_l = \bar{\kappa}_H = \bar{\kappa}_v = 0,1 \div \infty$ i $\bar{c}_l = \bar{c}_H = \bar{c}_v = 0 \div 1,0$ oraz wymuszenia $P(t) = P_0|\sin\omega t|$ dla $P_0 = 15000 N$, $n = 10$ impulsów w serii i $t_{imp} = 0,112 s$. Przykładowe wyniki badań wpływu sztywności i tłumienia w układach sterowania na kąty wychylenia sterów i parametry ruchu samolotu w czasie pokazano na rys. 5÷7.



Rys. 5



Rys. 6



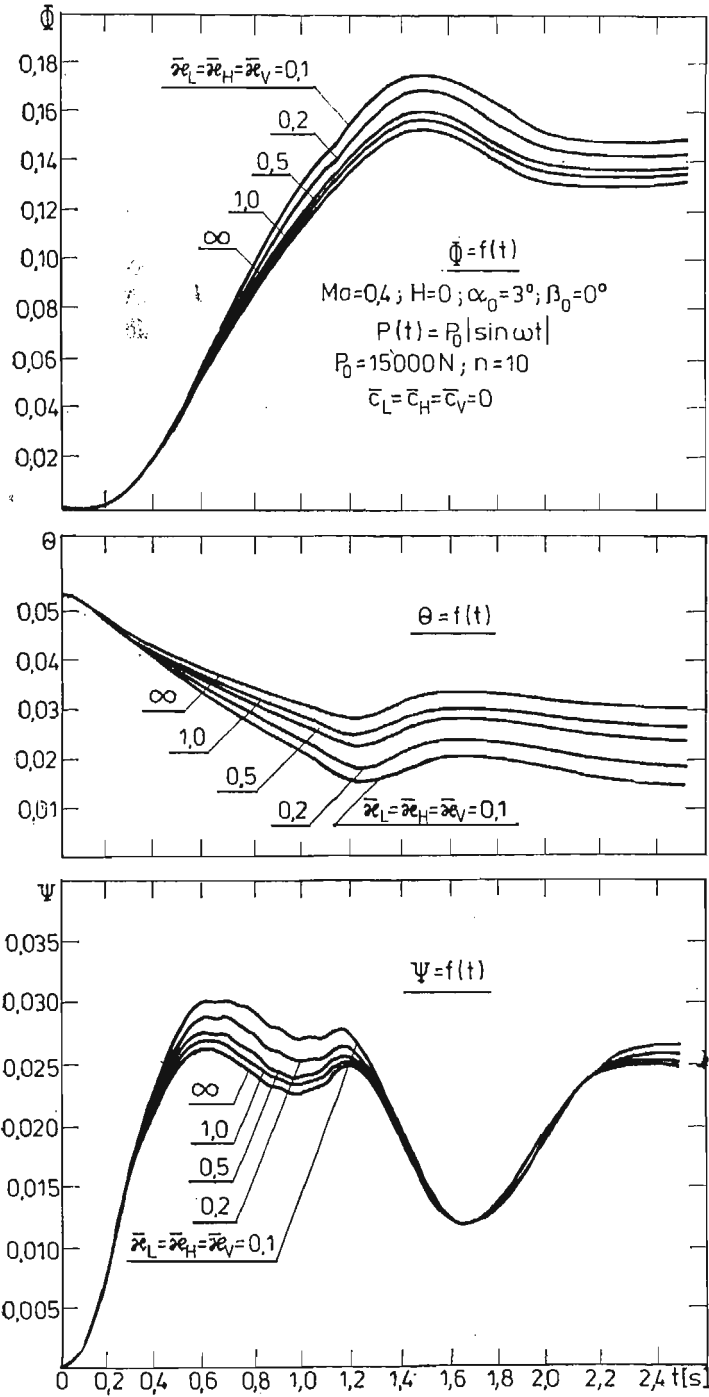
Rys. 7

Na rys. 5 przedstawiono zmianę kąta wychylenia lotek, steru wysokości i steru kierunku w czasie dla względnych współczynników sztywności $\bar{\kappa}_l = \bar{\kappa}_H = \bar{\kappa}_V = 0,1; 0,2; 0,5; 1; 2; 5; \infty$ przy tłumieniu $\bar{c}_l = \bar{c}_H = \bar{c}_V = 0$ i wyważonych hstatycznie sterach $e_l = e_H = e_V = 0$.

Wzrost sztywności układów sterowania przy $\bar{c}_l = \bar{c}_H = \bar{c}_V = 0$ powoduje zmniejszenie amplitudy i pulsacji wahań sterów, przy czym pulsacje te odbywają się z częstotliwością odpowiadającą częstotliwości wymuszenia. Przy $\bar{\kappa}_l = \bar{\kappa}_H = \bar{\kappa}_V = 5,0$ przebiegi krzywych są gładkie i bliskie przypadkowi nieskończone sztywnych układów sterowania.

Na rys. 6 pokazano jednoczesny wpływ sztywności i tłumienia na kąty wychylenia sterów. Wzrost tłumienia w układach sterowania przy małej sztywności $\bar{\kappa}_l = \bar{\kappa}_H = \bar{\kappa}_V = 0,1$ nieznacznie zmniejsza amplitudy oraz wygładza pulsacje zmian kątów wychylenia sterów.

Jednoczesny wzrost sztywności i tłumienia w układach sterowania sumarycznie wpływa na zmniejszenie amplitudy i oscylacji wahań sterów.



Rys. 8

Na rys. 7 i 8 pokazano wpływ sztywności w układach sterowania na kąty natarcia i ślizgu oraz przechylenia, pochylenia i odchylenia samolotu. Wzrost sztywności w układach sterowania powoduje zmniejszenie zaburzeń kątów α , β , Φ , Θ i Ψ , przy czym większy wpływ obserwuje się dla współczynników sztywności w przedziale $\bar{\kappa}_I = \bar{\kappa}_H = \bar{\kappa}_V = 0,1 \div 1,0$ i bardzo mały w zakresie $\bar{\kappa}_I = \bar{\kappa}_H = \bar{\kappa}_V = 1,0 - \infty$.

Wpływ tłumienia w układach sterowania na wymienione parametry ruchu jest bardzo nieznaczny i dlatego na wykresach nie przedstawiono tych przebiegów w zależności od tłumienia.

Reasumując należy podkreślić, że dobór optymalnych wartości sztywności i tłumienia w układach sterowania może mieć istotny wpływ nie tylko na wahania sterów i dźwigni sterowania w czasie działania zewnętrznego wymuszenia, ale także na zmniejszenie zaburzeń parametrów ruchu samolotu.

5. Uwagi końcowe

Dynamikę nieautonomicznego przestrzennego ruchu samolotu z odkształcalnymi układami sterowania zbadano w przypadku zewnętrznych wymuszeń zależnych od czasu. Wyznaczono odpowiedź układu na działanie serii impulsów w zależności od szeregu parametrów.

W wyniku analizy ustalono, że:

1. Nieautonomiczny ruch jest ruchem złożonym, w którym ruch wymuszony zewnętrznymi obciążeniami nakłada się na ruchy własne a po zakończeniu działania wymuszeń zmiany parametrów przyjmują postać ruchów własnych.

2. Długość serii impulsów przy ich ustalonej wielkości ma istotny wpływ na zaburzenie parametrów przestrzennego ruchu. Im liczba impulsów w serii większa, tym większe są odchylenia parametrów ruchu od ich wartości w ustalonym ruchu i dłuższy czas powrotu do wyjściowych warunków lotu. Wielkość serii wywiera wpływ nie tylko na zmiany parametrów ruchu samolotu, lecz także wywołuje zaburzenia pulsacyjne sterów o częstości równej częstości wymuszenia, które poprzez układy sterowania przenoszą się na dźwignie sterowe i utrudniają pilotowanie.

3. Wzrost sztywności i tłumienia w układach sterowania wywiera istotny wpływ nie tylko na pulsację sterów i dźwigni sterowania, lecz także powoduje zmniejszenie zaburzeń parametrów nieautonomicznego przestrzennego ruchu samolotu. Można określić optymalne wartości $\kappa(\kappa_I, \kappa_H, \kappa_V)$ i $c(\bar{c}_I, \bar{c}_H, \bar{c}_V)$, przy których odchylenia parametrów ruchu samolotu są zbliżone do wartości przy nieskończonej sztywności układów sterowania, zwiększając w ten sposób sterowalność samolotu i likwidując wibracje dźwigni sterowania.

Literatura

1. Z. DŻYGADŁO, A. KRZYŻANOWSKI, *Dynamika podłużnego ruchu samolotu z odkształcalnym układem sterowania*. Biul. WAT XXXI, 5, 1982.
2. Z. DŻYGADŁO, A. KRZYŻANOWSKI, *Dynamika nieautonomicznego podłużnego ruchu samolotu z odkształcalnym układem sterowania*. Biul. WAT, XXXI, 10, 1982.

3. Z. DŻYGADŁO, A. KRZYŻANOWSKI, *Dynamika nieautonomicznego przestrzennego ruchu samolotu z nieruchomymi układami sterowania*. Biul. WAT, XXXI, 12, 1982.
4. Z. DŻYGADŁO, A. KRZYŻANOWSKI, *Dynamika przestrzennego ruchu samolotu z odkształcalnymi układami sterowania*. Biul. WAT, XXXII, 5, 1983.
5. A. KRZYŻANOWSKI, *Dynamika nieautonomicznego ruchu samolotu z odkształcalnymi układami sterowania*. Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa, 1982.

Р е з ю м е

ДИНАМИКА НЕАВТОНОМНОГО ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ
САМОЛЕТА С ДЕФОРМИРУЕМЫМИ СИСТЕМАМИ УПРАВЛЕНИЯ

Рассмотрена динамика пространственного движения самолета с деформируемыми системами управления и подвижными вескими поверхностями управления (элероны, руль высоты и руль направления) в случае внешнего вынуждения в виде серии импульсов, действующих на самолет в конечном интервале времени.

Применена полная нелинейная система уравнений пространственного движения самолета совместно с уравнениями движения элеронов, руля высоты и руля направления с учетом внешних воздействий явно зависящих от времени.

Разработана программа для численного интегрирования уравнений методом Рунге-Кутты-Гилла.

Исследовано влияние внешнего вынуждения, при установленных значениях коэффициентов жесткости и затухания в системах уравнения, на динамику пространственного движения самолета. Проведен также численный анализ влияния жесткости и затухания в системах управления, а также резонансный анализ колебаний рулей и их влияния на динамику движения самолета при внешних вынуждениях.

S u m m a r y

DYNAMICS OF NON-AUTONOMOUS SPATIAL MOTION OF AN AEROPLANE WITH
A DEFORMABLE CONTROL SYSTEM

Spatial-motion dynamics was studied of an aircraft with deformable controls and movable ponderable control surfaces (ailerons, elevator and rudder) in the case of the external force in the form of pulses acting upon the aircraft in a finite time interval.

A full nonlinear set of equations of the aircraft spatial motion was employed along with the equations of motion of the ailerons, the elevator and the rudder on consideration of external actions explicitly time-dependent. A program was prepared for numerical integration of the equations by the Runge-Kutt-Gill method.

The effect was studied of the external force at fixed values of the rigidity and damping coefficients in the control systems upon the spatial motion dynamics of the aircraft. A numerical analysis was also performed of the effect of rigidity and damping in the control systems, as well as a resonance analysis of vibrations of the control surfaces and of their effect upon the aircraft motion dynamics at external forces.

Praca złożona w Redakcji dnia 12 lutego 1985 roku.