

MIKROPROCESOROWY, JEDNOKANAŁOWY, DWUSTANOWY UKŁAD WYKONAWCZY STEROWANIA LOTEM PRZESTRZENNYM

Streszczenie: Przedstawiono zasady i podstawy teoretyczne działania jednokanałowego dwustanowego sterowania lotem przestrzennym obiektów. Układ wykonawczy, ze sterem gazodynamicznym lub parą sterów aerodynamicznych, działa skokowo i okresowo-zmiennie z częstością zależną od częstości obrotów pocisku wokół podłużnej osi symetrii. Podstawą sterowania są algorytmy przetwarzające wejściowe sygnały K_0 i K_p sterujące kierunkiem i wysokością lotu na sygnał skokowo i okresowo zmienny sterujący położeniem sterów. Realizacja techniczna omawianego układu wykonywana jest cyfrowo, z zastosowaniem mikroprocesorów. Przedstawiono właściwości i ograniczenia omawianej metody w zastosowaniach praktycznych.

MICROPROCESSOR-BASED, SINGLE-CHANNEL, TWO-STATE EXECUTIVE SYSTEM FOR THREE DIMENSIONAL FLIGHT CONTROL

Abstract: There have been introduced principles and theoretical basis of applying the one-channel two-state control system for operating the object's three-dimensional flight. Executive system with internal gas control vane or pair of external vanes operates impulsively and periodically variable with frequency dependent on projectile rotation frequency around its longitudinal axis. The basis of control are algorithms converting K_0 and K_p input signals concerning flight direction and altitude into periodically variable impulse signal that controls steering vanes position. Discussed control system is technically realized digitally with use of microprocessors. Features and limitations of foregoing method in practical applicability have been presented.

1. Wstęp

Rozwiązanie takie na obecnym etapie rozwoju sterowanych pocisków, należy do rozwiązań najbardziej zaawansowanych koncepcyjnie.

Największą jego zaletą jest eliminacja kanałów sterowania do jednego, uproszczenie budowy jego elementów składowych oraz zmniejszenie zapotrzebowania energii na jego działanie. W rezultacie, taki sposób sterowania kierunkiem lotu, umożliwia zmniejszenie masy i objętości pokładowej aparatury sterującej do rozmiarów niemożliwych do uzyskania, przy innym działaniu sterów. Ten kierunek rozwoju techniki sterowania oraz postęp w dziedzinie cyfrowego przetwarzania sygnałów oraz optoelektroniki, stworzył warunki niezbędne dla konstrukcji małokalibrowych, sterowanych pocisków, między innymi przeciwpancernych i przeciwlotniczych. Omawiana metoda znalazła szczególne zastosowanie w bardzo dynamicznie rozwijającej się klasie małych pocisków, nazywanych inteligentnymi.

Taki sposób sterowania ma również wady i ograniczenia. Należą do nich złożoność logiki przetwarzania sygnałów, nieciągłość działania sterów (aerodynamicznych lub

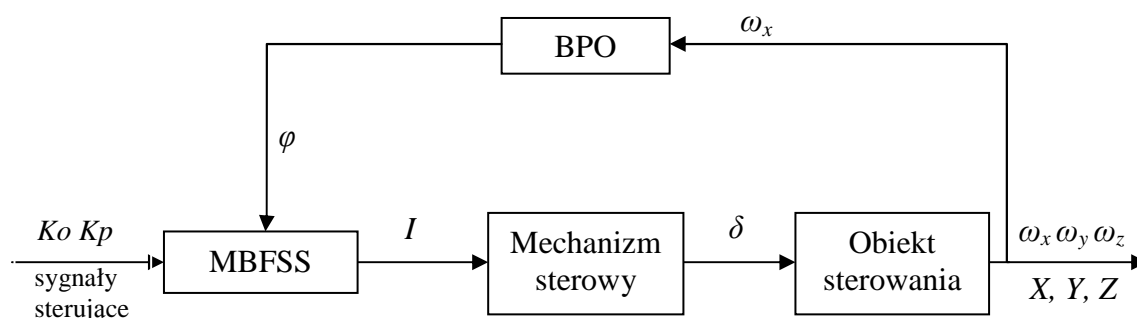
gazodynamicznych) oraz charakter sterowania zakłócający ruch pocisku. Złożoność algorytmów sterujących, przy zastosowaniu cyfrowego przetwarzania, nie stanowi większego utrudnienia. Prawdziwym problemem jest pogodzenie jakości sterowania z zakłócającym wpływem charakteru ruchu stanów.

Oscylacyjne i skokowo-zmienne ruchy sterów, powiązane z ruchem wirowym pocisku zakłócają stabilność jego ruchu i powodują, że cały system sterowania lotem jest bardzo wrażliwy na zmianę parametrów konstrukcyjnych i warunki lotu. Uzyskanie wymaganej jakości naprowadzania stawia przed badaczami i konstruktorami najwyższe wymagania.

Złożoność problemów związanych z budową i działaniem systemów sterowania lotem pocisków, działających zgodnie z oczekiwaną zasadą, uniemożliwia bardziej szczegółowe ich omówienie. W referacie przedstawiono więc podstawowe zasady działania i budowy tego typu układów wykonawczych sterowania.

2. Logika działania u.w.s.

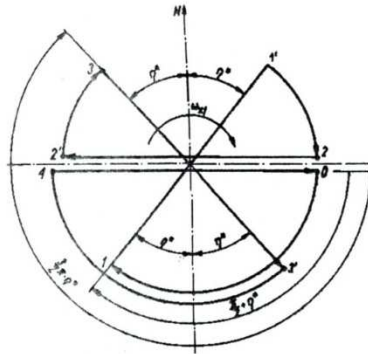
Sygnałami „wejściowymi” do układu (rys.1) są sygnały sterujące o charakterze ciągłym lub quasiciągłym (cyfrowym), zadające kierunek ruchu w płaszczyźnie poziomej (ozn. Ko) i płaszczyźnie pionowej (ozn. Kp). Ponadto znana jest prędkość obrotowa ω_x i kąt obrotu φ pocisku wokół osi symetrii x . Prędkość obrotowa ω_x nie jest kontrolowana. Ruch wirowy podczas sterowanego lotu zapewnia odpowiednie przekoszenie skrzydeł lub stabilizatorów, stąd jego prędkość ω_x zależy od prędkości lotu V .



Rys.1. Schemat blokowy otwartego układu sterowania lotem obiektu
MBFSS – mikroprocesorowy blok formowania sygnału sterującego;
BPO – blok pomiaru obrotów; Ko, Kp – sygnały sterujące kierunkiem i wysokością lotu;
 I – dwustanowy sygnał sterujący położeniem steru; φ – kąt obrotu pocisku;
 δ – kąt wychylenia dwupołożeniowego steru; ω_x – prędkość kątowna ruchu wirowego.

Jednokanałowy, dwupołożeniowy (dwustanowy) u.w.s. działa w układzie biegunowym, wykorzystując ruch wirowy pocisku. Podczas jednego obrotu pocisku, stery zmieniają czterokrotnie swoje położenie (rys.2). zatem stery pracują z podwójną częstotliwością obrotów:

$$\omega = 2\omega_x$$



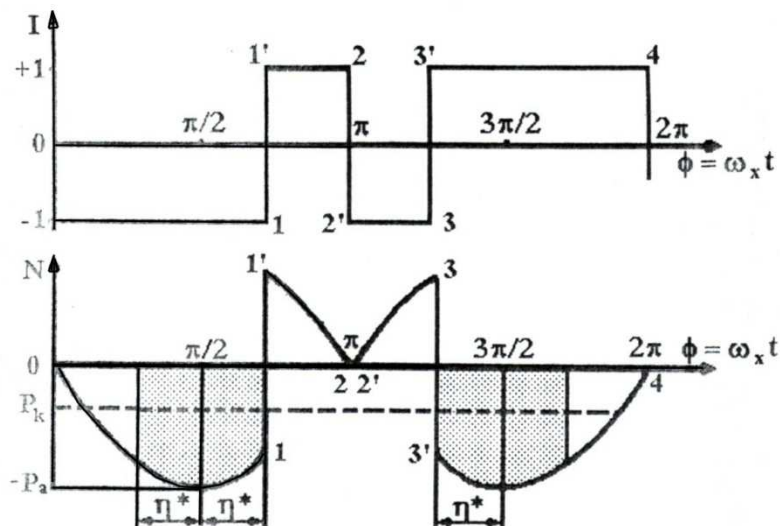
Rys.2. Zmiana kierunku działania wektora chwilowej siły sterującej podczas pełnego obrotu pocisku
 $\varphi \in (0 + 2\pi)$, N – kierunek osi fazowej

Przy zadanych w układzie prostokątnym, ciągłych sygnałach sterujących K_0 i K_p , należy dokonać odpowiedniej transformacji tych sygnałów, na sygnały sterujące w układzie biegunowym:

$$K = \sqrt{K_p^2 + K_0^2} \quad \text{- wypadkowy sygnał sterujący średnią wartością siły sterującej} \quad (1)$$

$$\Phi_0 = \arctg \frac{K_p}{K_0} \quad \text{- kąt fazowy płaszczyzny sterowania} \quad (2)$$

Ster dwupołożeniowy wytwarza siłę i zależny od niej moment sterujący o charakterze skokowo i okresowo-zmiennym. Siła i moment sterujący działają w jednej płaszczyźnie lecącego ruchem wirowym obiektu. Zmiana znaku wymuszeń sterujących odbywa się okresowo z częstotliwością ruchu wirowego obiektu. Średnia wartość siły sterującej podczas jednego obrotu zależy od czasu wypełnienia skokowo i okresowo-zmiennego sygnału I sterującego położeniem steru. Przy odpowiednio symetrycznym przebiegu sygnału I średnia siła sterująca przyjmuje wartość zerową, a niesymetrycznym różną od zera. (rys.3)



Rys.3. Zmiana w okresie pełnego obrotu pocisku, sygnału I sterującego położeniem steru i odpowiadający mu rzut chwilowej siły sterującej P
 P_k – średnia siła sterująca w okresie obrotu pocisku (przy sygnale $K=0,5 K_{max}$)

Poprzez odpowiednie przesunięcie fazowe skokowo i okresowo-zmiennego sygnału I uzyskuje się efekt przechylenia średniej siły sterującej $P_{k\dot{s}r}$ i możliwość sterowania w obu płaszczyznach lotu.

Można dowiedzieć, że struktura matematyczna skokowo i okresowo-zmiennego sygnału I sterującego dwupołożeniowym sterem, umożliwiającą zmiany płaszczyzny sterowania ma postać:

$$I = I_0 \operatorname{sign} [U_a \sin(2\phi - \phi_0) + K \sin(\phi - \phi_0)] \quad (3)$$

zaś przy ograniczeniu się do sterowania w jednej wybranej płaszczyźnie (np. pionowej):

$$I = I_0 \operatorname{sign} (U_a \sin 2\phi + K \sin\phi) \quad (3a)$$

gdzie: I_0 – amplituda sygnału I ;

U_a – amplituda sygnału linearyzacji [1];

$\phi = \omega_x t$ – kąt obrotu obiektu;

K – wypadkowy sygnał sterowania (1);

K_p – sygnał sterujący wysokością lotu (składowa K);

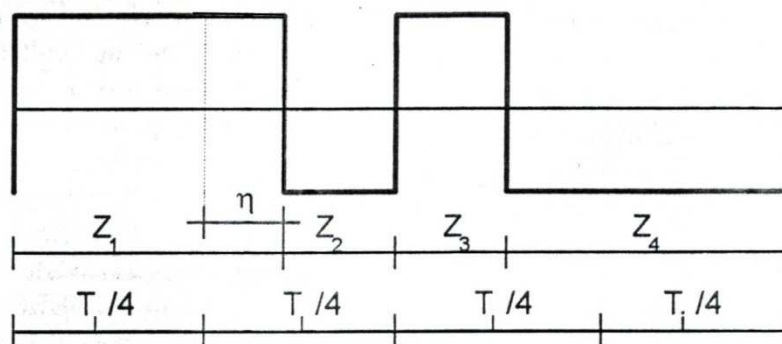
K_o – sygnał sterujący kierunkiem lotu (składowa K);

ϕ_0 – kąt fazowy (2).

Stosując odpowiednie przesunięcie fazowe funkcji I otrzymujemy efekt zmiany kierunku działania siły sterującej $P_{k\dot{s}r}$. Można dowiedzieć, że przy odpowiedniej wartości amplitudy U_o sygnału symetrycznego funkcja taka zapewnia proporcjonalność między średnią wartością siły sterującej $P_{k\dot{s}r}$, a wypadkowym sygnałem K , przy pominięciu dynamiki układu wykonawczego.

Ponieważ przesunięcie fazowe ϕ_0 sygnału I i cyklu pracy sterów podczas jednego obrotu obiektu nie wpływa na wartość średniej siły sterującej $P_{k\dot{s}r}$ to przy jej wyznaczaniu można przyjąć, że sterowanie odbywa się w płaszczyźnie pionowej (gdzie $K_o=0$ i $K=K_p$).

Przy sygnałach sterowania $K_o=0$ i $K=K_p \neq 0$ przebieg sygnału skokowo i okresowo-zmiennego I podczas pełnego obrotu obiektu będzie taki jak na rys.4.



Rys.4. Wyjściowy przebieg sterujący I w i -tym obrocie
 η – kąt przesunięcia przerzutu sterów; T_i – i -ty okres obrotu;
 z_1, z_2, z_3, z_4 – podokresy sterowania;

Sygnał $K \neq 0$ spowoduje przesunięcie zmiany znaku sygnału I (zmiany jego czasu wypełnienia) o kąt η , a w związku z tym przerzucenie steru w drugie skrajne położenie jest również przesunięte o ten sam kąt η .

Tak więc podczas jednego pełnego obrotu pocisku, koniec wektora P_k chwilowej siły sterowania, obracając się razem z obiektem z prędkością ω_x , zakreśla drogę będącą fragmentem okręgu.

W rezultacie średnia P_k wartość rzutu chwilowej siły P na oś fazową Z' , leżącą w przypadku $\phi_0 = 0$ w płaszczyźnie pionowej X, Z układu związanego z Ziemią w przedziale kąta obrotu $0 - 2\pi$ będzie różna od zera. Wektor tej średniej siły sterującej oznaczony przez P_k (rys.3) działa wzdłuż osi fazowej N (rys.3), np. przy kącie fazowym $\phi_0 = 0$, średnia siła sterująca ma wartość dodatnią i działa w płaszczyźnie pionowej, a przy $\phi_0 = \pi/2$ - średnia siła sterująca działa w płaszczyźnie poziomej w prawo. Jeżeli pominie się wpływ bezwładności mechanizmu sterowego, to wartość średniej siły sterującej opisuje wzór:

$$P_k = \frac{P_a}{\pi} \int_{\frac{\pi}{2}-\eta}^{\frac{\pi}{2}+\eta} \sin\varphi d\varphi = \frac{2}{\pi} P_a \sin \eta \quad (4)$$

w której: P_a – jest amplitudą chwilowej siły sterującej wytworzonej przez stery;
 η – jest kątem przesunięcia przerzutu sterów.

Dla wyznaczenia kąta η należy wyznaczyć wartości kątów przy których, funkcja I zmienia znak i powoduje przerzut sterów w punktach $1 \rightarrow 1'$, $2 \rightarrow 2'$, $3 \rightarrow 3'$, $4 \rightarrow 4'$ (rys.2). Z rozwiązania funkcji (4) kąt przerzutu sterów opisuje zależność:

$$\eta = \arcsin \left(\frac{K}{2U_a} \right) \quad (5)$$

3. Mikroprocesorowy Blok Formowania Sygnału Sterującego

Sygnałami „wejściowymi” do MBFSS (rys.1) są sygnały K_0 i K_p sterujące w płaszczyźnie pionowej i poziomej oraz kąt φ obrotu (przechylenia) obiektu. Na tej podstawie wytworzony zostaje dwustanowy sygnał, który po przesłaniu do siłownika, powoduje skokową zmianę położenia sterów ($+\delta_a$, $-\delta_a$).

Tak więc zadaniem MBFSS jest:

- transformacja „wejściowych” sygnałów K_0 i K_p sterujących z układu współrzędnych prostokątnych, na wypadkowy sygnał K (1) i kąt fazowy ϕ_0 (2) określający kierunek działania średniej siły sterującej w układzie sterowania biegunowego;
- wytworzenie skokowo i okresowo-zmiennego sygnału I sterującego przerzutem sterów zgodnie z algorytmem starowania opisanym wzorem (3).

Wyjściowy sygnał sterujący I (rys.5) składa się z czterech podokresów sterowania Z_1, Z_2, Z_3, Z_4 , w których przyjmuje kolejno wartości 1,0,1,0 w trakcie każdego obrotu. Długości tych podokresów są zależne od współczynnika sterowania K i są obliczane przed rozpoczęciem właściwego cyklu sterowania w każdym obrocie, na podstawie wzoru:

$$Z_1 = Z_4 = T/4 + \eta \quad i \quad Z_2 = Z_3 = T/4 - \eta \quad (6)$$

W przypadku, gdy długości kolejnych okresów obrotów różnią się między sobą, konieczne jest wprowadzenie korekty. Korekta w ogólnym przypadku polega na skróceniu lub wydłużeniu cyklu sterowania o wartość ΔT w stosunku do prognozowanego czasu trwania cyklu, gdzie ΔT jest różnicą zmierzonych okresów ostatniego i przedostatniego obrotu.

W badanym, działającym układzie [2], część hardware`owy EBFSS wykonano w oparciu o mikroprocesor jednoukładowy, ze względu na jego odpowiednią funkcjonalność w tym zastosowaniu, przy łatwej dostępności i niskiej cenie.

Mikroprocesor pracuje z zegarem wewnętrznym 12MHz co daje długość cyklu rozkazowego 1μs. Procesor ten posiada dwa wewnętrzne liczniki 16-bitowe, z możliwością generowania przerwań, 8-bitowy port wejściowo/wyjściowy P1 oraz dwa wejścia przerwań zewnętrznych.

Jeden z liczników T0 używany jest do pomiaru okresu obrotu pocisku, drugi zaś T1 do odmierzenia okresów czasu pomiędzy kolejnymi przerzutami sterów w cyklu sterowania. Dzięki możliwości generowania przerwań przez liczniki możliwe jest odmierzenia czasu bez potrzeby programowego sprawdzania stanu licznika T1. Do napędzania liczników T0 i T1 użyto scalonego generatora przebiegu prostokątnego o częstotliwości 166 kHz (okres 6 μs).

Program zaszyty w pamięci procesora pokładowego, dokonuje na bieżąco obliczeń odpowiednich parametrów sterowania na podstawie zadanych algorytmów przetwarzania sygnałów.

4. Mechanizm sterowy z siłownikami

Najprostszym konstrukcyjnie jest siłownik elektromagnetyczny. Jego wadą jest stosunkowo duże zapotrzebowanie na energię elektryczną dla zapewnienia odpowiednio dużej częstotliwości przenoszenia sygnałów. Dla zmniejszenia elektrycznego źródła zasilania stosowane są w niektórych pociskach bardziej złożone siłowniki elektro-pneumatyczne. Są one droższe, ale charakteryzują się dobrą dynamiką działania, przy niewielkich rozmiarach i masie. Takie rozwiązanie jest opłacalne w pociskach wyposażonych w raketowe silniki, pracujące w całym przedziale czasu sterowania lotem.

Niezależnie od stosowanych rozwiązań mechanizm sterowy z siłownikiem charakteryzuje się bezwładnością i czasem opóźnienia reakcji na sygnał sterujący I . Z dostatecznym przybliżeniem mechanizm ten można potraktować jako element inercyjny z opóźnieniem. Stąd położenie sterów δ może być opisane zależnością:

$$T_s \frac{d\delta^*}{dt} + \delta^* = \delta_a \operatorname{sign} I \quad (7)$$
$$\delta(t) = \delta^*(t - \tau_s)$$

gdzie: T_s – stała czasowa opóźnienia działania mechanizmu siłownika;

τ_s – opóźnienie reakcji mechanizmu;

δ_a – amplituda wychyleń sterów.

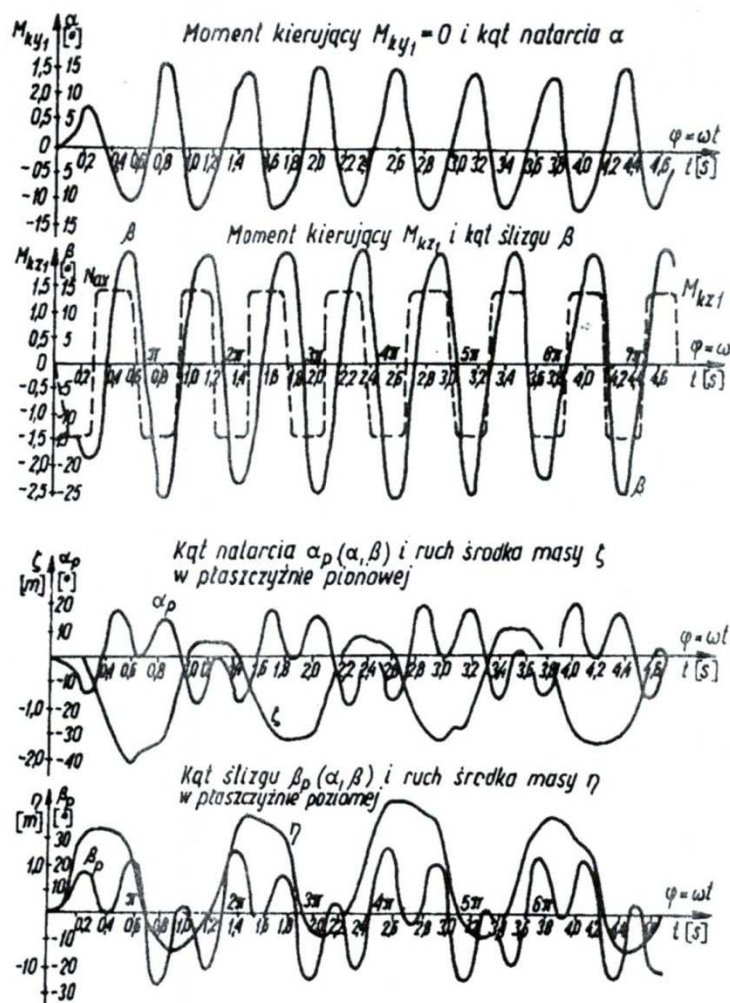
5. Właściwości metody sterowania

Niezaprzeczną zaletą omawianej metody sterowania jest radykalne uproszczenie pokładowej aparatury sterującej. Pozwoliło to na zmniejszenie masy i objętości oraz uproszczenie jej budowy stosunku do metod wielokanałowego sterowania o działaniu ciągłym. W konsekwencji pojawiły się przesłanki techniczne i ekonomiczne do zastosowania systemów sterujących o bardzo złożonym działaniu, między innymi tzw. pocisków „inteligentnych” w pociskach małokalibrowych.

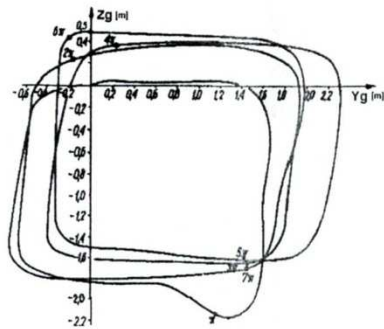
Wszystkie te korzyści okupione zostały bardzo złożoną logiką i dynamiką procesów sterowania. Powoduje to, że system jako całość, w odróżnieniu od systemów z ciągłym,

trójkanałowym sterowaniem, charakteryzuje się słabą stabilnością strukturalną. Jest bardzo wrażliwy na zmianę parametrów konstrukcyjnych i warunki lotu.

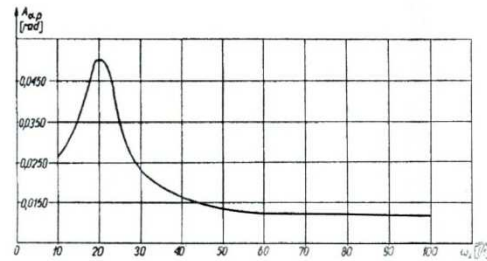
Skokowo i okresowo-zmienny charakter zmian sił i momentów sterujących, w połączeniu z ruchem wirowym pocisku wymusza bardzo złożone ruchy oscylacyjne wokół środka masy i środka masy (rys.5 i 6). Amplituda tych oscylacji zależy od struktury i parametrów algorytmów sterowania oraz właściwości i warunków lotu pocisku. Największy wpływ na wartość oscylacji ma stateczność dynamiczna pocisku oraz częstotliwość zmian wartości sił sterujących. Istnieje pewna częstość krytyczna pracy sterów, przy której występuje zjawisko rezonansu i oscylacja wokół środka masy i środka masy osiągają tak duże wartości, że sterowanie lotem staje się niemożliwe.



Rys.5. Ruch środka masy obiektu (rakiety wirującej) wymuszony okresowo i skokowo-zmiennym momentem kierującym w zakresie krytycznej częstości pracy sterów ($\omega = 2\omega_{x1} = \omega_{kr}$)



Rys.6. Ruch środka masy rakiety wirującej w płaszczyźnie Yg, Zg wymuszony skokowo i okresowo-zmiennym momentem kierującym przy zerowych wyjściowych sygnałach



Rys.7. Amplituda wahań rakiety wokół środka masy w płaszczyźnie pionowej wymuszonych okresowo i skokowo-zmiennym momentem kierującym w zależności od częstości pracy sterów ω

Częstość krytyczna związana jest z częstością własną pocisku, tak więc zależy nie tylko od parametrów pocisku, ale zmienia się z prędkością i wysokością lotu. Stąd, ze względu na oscylacje wymuszone sterowaniem, bezpieczne są duże częstotliwości pracy sterów i obrotu pocisku (rys.7).

Duże częstotliwości pracy sterów są natomiast niekorzystne z punktu widzenia jakości sterowania. Ograniczona częstotliwość przenoszenia siłowników tzw. maszynki sterowej powoduje, że przy krótkich czasach wypełnienia sygnału ster nie zdąży zmienić swego położenia. Tak więc nastąpi deformacja proporcjonalności między efektem sterowania, a zadaną wartością sygnału sterującego. W skrajnym przypadku, przy częstości pracy sterów bliskiej częstości przenoszenia, nastąpi utrata sterowności.

Jednokanałowe dwupołożeniowe okresowo-zmienne sterowanie, przy odpowiedniej strukturze sygnału sterującego I oraz parametrach konstrukcyjnych zarówno pocisku jako obiektu sterowania jak i elementów sterujących, umożliwi sterowanie w obu płaszczyznach lotu z wymaganą dokładnością pocisków najbardziej zaawansowanym technicznie. Do takich między innymi zalicza się tzw. pociski „inteligentne” działające według zasady „wystrzel – zapomnij” przeznaczone do zwalczania celów naziemnych i powietrznych. Wymagana jakość sterowania można uzyskać w bardzo wąskim zakresie parametrów konstrukcyjnych, przystosowanych odpowiednio do warunków lotu i przy starannym uwzględnieniu kompromisu pomiędzy stabilnością dla której korzystna jest duża częstotliwość obrotów ω_x i związana z nią częstotliwość ω pracy sterów a jakością sterowania, którą łatwiej uzyskać przy małych częstotliwościach ω_x i ω . Zakres możliwych rozwiązań jest w praktyce bardzo wąski, a jego wyznaczenie wymaga bardzo starannych, systemowych badań procesów sterowania we wszystkich możliwych warunkach lotu.

Bibliografia

- [1] Vogt R., Adamski M. „Jednokanałowy, nieciągły w działaniu system samonaprowadzania pocisku do celu powietrznego w trójwymiarowej przestrzeni lotu”, Wydawnictwo Akademii Marynarki Wojennej, Gdynia 2010.
- [2] Vogt R. „Dynamika systemów kierowania obiektów ruchomych”, Wydawnictwo Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1979.