

Dr hab. inż. Ryszard Vogt
Mgr inż. Robert Głębocki
Politechnika Warszawska
Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa

WYBRANE ZAGADNIENIA IMPULSOWEGO STEROWANIA LOTEM MAŁYCH OBIEKTÓW.

W referacie przedstawiono niektóre problemy związane z systemem sterowania inteligentnych pocisków moździerzowych przy pomocy raketowych silniczków korekcyjnych działających bezpośrednio na środek ciężkości pocisku.

SOME PROBLEMS OF IMPULSE CONTROL OF SMALL FLYING OBJECTS.

In paper we present some problems connected with control system of intelligent mortar missiles by rocket correcting engines influencing direct to gravity centre.

1. PRZEDSTAWIENIE ZAGADNIENIA.

Celem referatu jest częściowe przedstawienie wyników badań nad zagadnieniem naprowadzania przeciwpancernych pocisków moździerzowych z górnej półsfery poprzez korygowanie ich toru lotu przy pomocy jednorazowych impulsowych raketowych silniczków korekcyjnych.

Pocisk wystrzelony jest z moździerza i sterowany jest jedynie w fazie opadania już na stromym odcinku swej trajektorii lotu. Pocisk taki realizujący zasadę "fire and forget" jest niejako wstrzelony w obszar działania i dopiero w końcowej stromej fazie swego lotu jest naprowadzany na cel. Musi być dość dokładnie wstrzelony nad obszar działania celu. Zakłada się, że głowica śledząca ma kąt obserwacji do 15° i postrzega cele z odległości do 1000m. Pocisk wiruje w trakcie lotu ruchem wymuszonym poprzez przekoszenie brzechw.

Funkcjonowanie pocisku możemy podzielić na kilka etapów:

1. Wykrycie celu przez obserwatora, obliczenie danych ogniowych.
2. Wystrzelenie pocisku, ruch w lufie, rozłożenie stateczników.
3. Balistyczna faza lotu pocisku.

4. Faza lotu kierowanego. W jej czasie pracuje głowica samo naprowadzająca. Następuje przechwycenie i wybór celu oraz sterowanie pociskiem przy pomocy silniczków korekcyjnych, aż do momentu uderzenia pocisku w cel.

W takim typie pocisku, gdzie sterowanie lotem jest tylko w końcowej jego fazie, wymagane jest niezbyt duże ale szybkie wpływanie na jego wektor prędkości. Zadanie takie bardzo dobrze może być zrealizowane przez układ wykonawczy zbudowany na bazie raketowych silniczków korekcyjnych. Niewielkie silniczki raketowe skuteczniej będą oddziaływać na wektor prędkości pocisku niż klasyczne sterowanie aerodynamiczne. Przez co mogą dać lepsze od niego efekty samonaprowadzania.

2. DYNAMIKA ZJAWISKA.

Stosowane dotychczas metody sterowania obiektami latającymi zakładają, iż układ wykonawczy sterowania tak oddziałuje na obiekt sterowany aby siły pochodzące od sterów wywoływały zmianę momentu sił oddziałujących na obiekt, powodując jego obrót wokół środka masy, dzięki czemu powierzchnie nośne otrzymują niezbędny kąt natarcia potrzebny do wytworzenia siły sterującej. Tak więc najpierw wywołwany jest obrót obiektu wokół środka masy co dopiero pociąga za sobą zmianę wektora prędkości środka masy obiektu.

W proponowanym rozwiązaniu układ wykonawczy sterowania (zespół raketowych silniczków korekcyjnych) oddziałuje na środek masy obiektu a ruch wokół środka masy jest dopiero następstwem tego pierwszego i oddziaływań aerodynamicznych. Rozwiązanie takie pozwala na dużo efektywniejsze oddziaływanie na jego wektor prędkości.

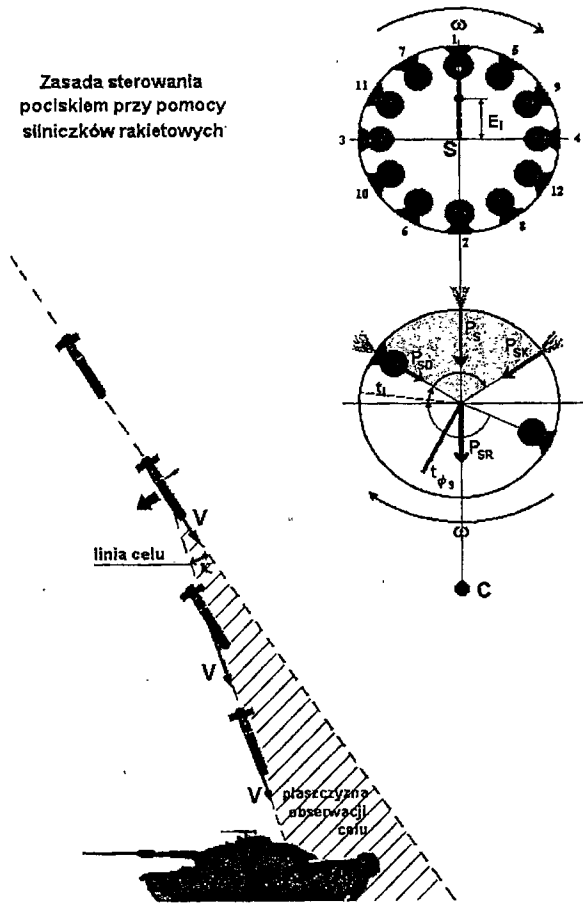
W obiektach wirujących, gdzie jeden kanał służy do sterowania zarówno w płaszczyźnie poziomej jak i pionowej, przyjęcie takiego rozwiązania pozwala nie tylko na szybszą reakcję obiektu na bodźce sterujące ruchem a co za tym idzie możliwość precyzyjniejszego naprowadzania obiektu na cel, lecz również umożliwia uproszczenie układu wykonawczego sterowania.

3. METODA REALIZACJI STEROWANIA IMPULSOWEGO POPRZEC RAKIETOWE SILNICZKI KOREKCYJNE.

W rozwiązaniu tym sterowanie jest realizowane za pomocą jednorazowych raketowych silniczków korekcyjnych rozmieszczonych promieniście wokół środka ciężkości pocisku. Uruchomienie silniczka powoduje powstanie impulsu siły skierowanego prostopadle do osi głównej symetrii pocisku i skierowanego wzdłuż prostej przechodzącej przez jego środek ciężkości.

Zadziałanie silniczka oddziałuje bezpośrednio na zmianę wektora prędkości lotu pocisku zarówno co do kierunku jak i co do wartości. Precyzyjne naprowadzanie na cel realizuje się poprzez kolejne odpalenie kilku silniczków.

Zasada sterowania pociskiem przy pomocy silniczków rakietowych



Na podstawie pomiaru położenia celu w polu widzenia, wypracowywany jest czas i kierunek impulsów korygujących tor lotu, a następnie sygnały inicjujące dla impulsowych rakietowych silniczków sterujących.

4. BADANIA.

4.1. Cel i zakres badań.

Celem przedstawianej części badań było wyznaczenie właściwości dynamicznych impulsowego sterowania obiektem latającym według własnych metod sterowania. Badania przeprowadzono na numerycznym modelu dynamiki pocisku sterowanego. Przygotowanym w środowisku obliczeniowym MATLAB. Model stanowi układ równań różniczkowych. Jest on nieliniowy i nieciągły. Opisuje on ruch przestrzenny pocisku we wszystkich jego etapach lotu od wylotu z lufy do uderzenia w cel lub w ziemię. Opis ruchu jest na tyle ogólny, że umożliwia badanie procesu sterowania przy różnych wariantach

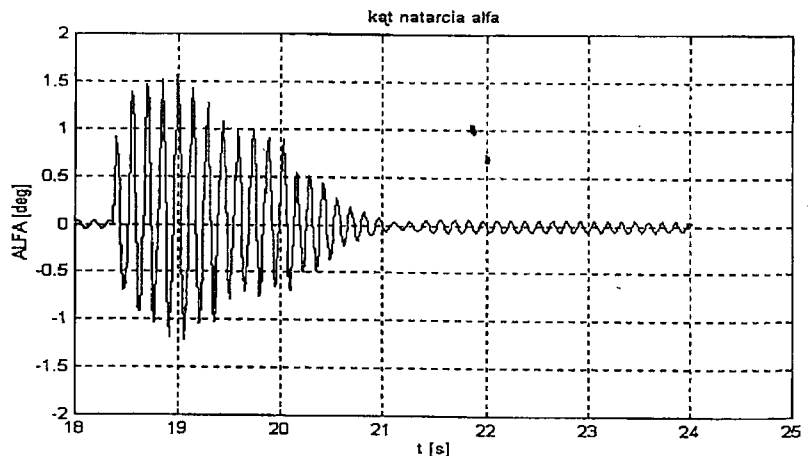
metod samonaprowadzania. Próby przeprowadzono na typowych dla lekkich moździerzy zakresach strzelań i dla typowych ładunków.

W badaniach tych skoncentrowano się na zjawiskach zachodzących w fazie lotu sterowanego poprzez zespół raketowych silniczków korekcyjnych oddziałujących bezpośrednio na środek ciężkości obiektu prostopadle do jego osi głównej. Zjawiska te nie zostały dotąd dobrze opisane w źródłach polskich a są one decydujące dla powodzenia zastosowania jednokanałowego impulsowego sterowania małymi obiektami latającymi. Badania dokumentują podstawowe procesy i ich wpływ na parametry lotu pocisku, zachodzące w trakcie lotu sterowanego.

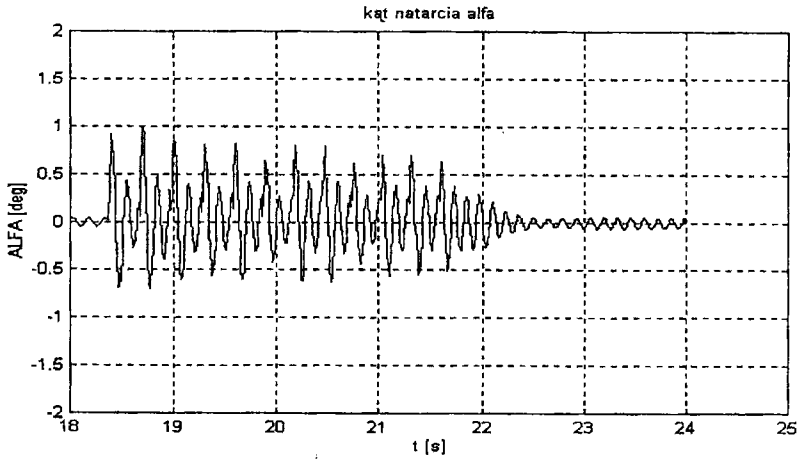
Przebadano symulacyjnie zachowanie pocisku przy różnych częstościach odpalania silniczków korekcyjnych oraz przeanalizowano wpływ prędkości lotu V (a co za tym idzie i proporcjonalnej do niej prędkości obrotowej ω_x) na stabilność sterowanego lotu pocisku. W badaniach przyjęto wyznaczone wcześniej wartości krytyczne pochodnych aerodynamicznych (pochodnej współczynnika momentu stabilizującego $m^{\alpha} = -0.4$ 1/rad i pochodnej współczynnika momentu tłumiącego $m^{\omega} = -1.3$ rad/s)

4.2. Wpływ częstości odpalania silniczków na charakter ruchu pocisku.

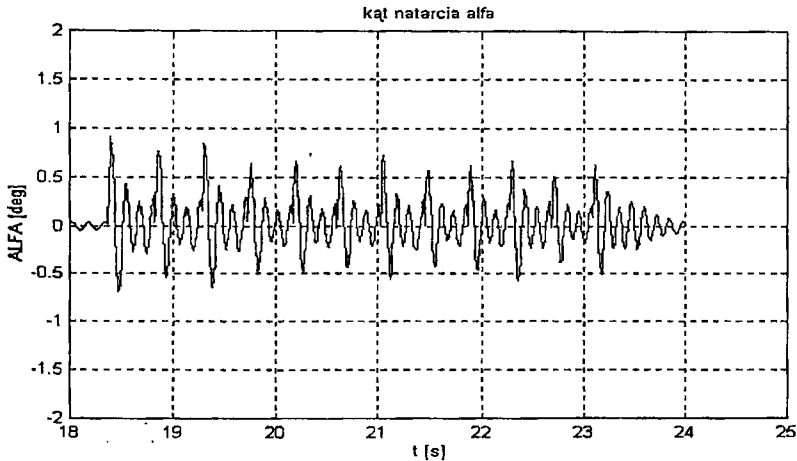
Przeprowadzone badania symulacyjne pozwoliły na sprawdzenie (poprzez eksperyment numeryczny) wpływu częstości odpalania silniczków na charakter ruchu pocisku. Szczególną uwagę zwracano na zmiany kątów natarcia i ślizgu w czasie pracy silniczka korekcyjnego i bezpośrednio po jej zakończeniu. Przebadano również wpływ pracy kolejnych silniczków korekcyjnych na przebieg całości procesu sterowania.



Wykres 1. Zmiany kąta natarcia przy krotności $N=1$.



Wykres 2. Zmiany kąta natarcia przy krotności $N=2$.



Wykres 3. Zmiany kąta natarcia przy krotności $N=3$

Charakterystyczne wyniki dla różnych krotności odpalania silniczków (jako krotność odpalania rozumiemy ilość obrotów co jaką odpalany jest kolejny silniczek) przedstawiają wykresy:

wykres 1 (krotność 1)

wykres 2 (krotność 2)

wykres 3 (krotność 3)

Badania przeprowadzono dla prędkości początkowej $V=155\text{m/s}$ oraz założonych wartości parametrów aerodynamicznych m^a i m^b .

W przypadku odpalania silniczków korekcyjnych z krotnością $N=1$ (co obrót), amplituda oscylacji rośnie w miarę odpalania kolejnych silniczków, aby przy piątym odpaleniu osiągnąć wartość maksymalną $\pm 1.5\text{deg}$ (wykres 1). Narastanie amplitudy oscylacji ma zatem charakter rezonansowy. Wynika to z

faktu, że przy krotności $N=1$ i obrotach pocisku $\omega=10\text{obr/s}$, częstotliwość impulsowych wymuszeń jest bliska częstotliwości własnej oscylacji pocisku wokół środka masy. Przy następnych odpaleniach amplituda ta zaczyna maleć aby osiągnąć przy ostatnim dwunastym odpaleniu wartość $\pm 0.75\text{deg}$. Po zakończeniu korekcji toru lotu oscylacje te, przy badanych parametrach aerodynamicznych, są w ciągu około 1s wytłumiane do wartości bliskiej 0. Oscylacje o amplitudzie od 0.75deg do 1.5deg , przy polu widzenia głowicy do $\pm 7\text{deg}$, mogą zakłócić pomiar położenia celu w sposób wyraźnie pogarszający skuteczność naprowadzania.

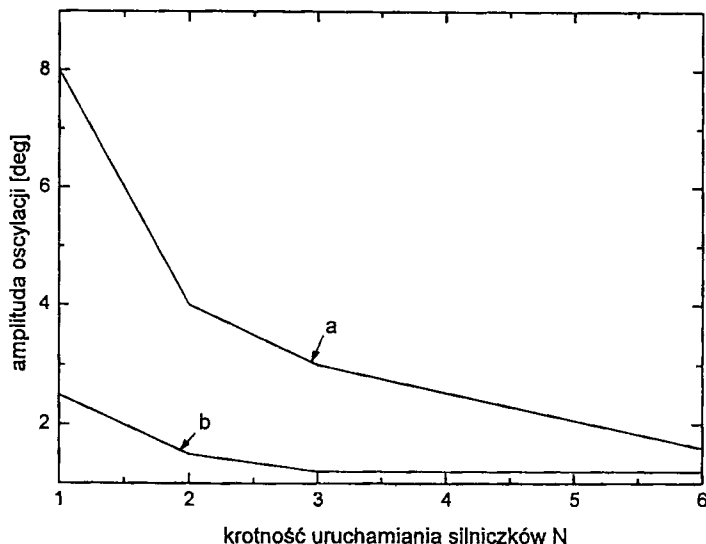
Wraz ze wzrostem krotności $N>1$ zjawisko rezonansu nie występuje - amplituda oscylacji kątów natarcia i ślizgu przy kolejnych odpaleniach już nie narasta. Przeciwnie, przy kolejnych odpaleniach, obserwuje się niewielkie tłumienie tej amplitudy. Porównaj wykresy 2 i 3 dla krotności $N=2$ i dla krotności $N=3$. Całkowite wytłumienie oscylacji, po ustaniu działania impulsów sterujących, następuje w ciągu około 1s lotu przy wszystkich krotnościach odpalania.

Wzrost krotności N , a zatem mniejsza częstość odpalania silniczków, powoduje mniejsze ruchy oscylacyjne wokół środka masy min. maleje amplituda oscylacji pocisku w zakresie kątów natarcia α i ślizgu β . Z tym, że ze względu na występujące zjawisko częstości rezonansowej wymuszeń sterujących, zdecydowane zmniejszenie oscylacji pocisku występuje między krotnościami $N=1$ a $N=2$. Amplituda maksymalnych oscylacji zmniejsza się dwukrotnie (porównaj wykresy 1 i 2). Dalszy wzrost krotności powoduje już niewielkie zmniejszenie maksymalnej amplitudy oscylacji pocisku

Inaczej jest ze średnią amplitudą oscylacji między wymuszeniami, która ze względu na tłumienie kątów natarcia α i ślizgu β maleje zdecydowanie ze wzrostem krotności N i zmniejszeniem związanej z nią częstości odpalania. Ma to bezpośredni wpływ na dokładność pomiarów przez głowicę śledzącą i jakość naprowadzania.

Ze względu na zakłócające pomiar położenia celu przez głowicę śledzącą oscylacje pocisku wokół środka masy, układ może pracować nieprawidłowo przy częstości odpalania silniczków korekcyjnych co jeden obrót odpowiadającej krotności $N=1$. W badanym zakresie prędkości lotu pocisku $V=$ od 100 do 180 m/s i prędkości obrotowej $\omega_x =$ około 10obr/s oraz dla przyjętych wartości pochodnych aerodynamicznych (pochodnej współczynnika momentu stabilizującego $m^{\alpha} = -0.4$ 1/rad i pochodnej współczynnika momentu tłumiącego $m^{\beta} = -1.3$ rad/s), przy krotności $N=1$ zachodzi rezonans między częstością wymuszającą a częstością ruchów oscylacyjnych pocisku wokół środka masy.

W pozostałych przypadkach dla $N\geq 2$ pocisk zachowuje się prawidłowo. Oscylacje są szybko tłumione i nie występuje niebezpieczeństwo utraty, przez układ nawigacji, zdolności oceny przestrzennego położenia celu względem pocisku.



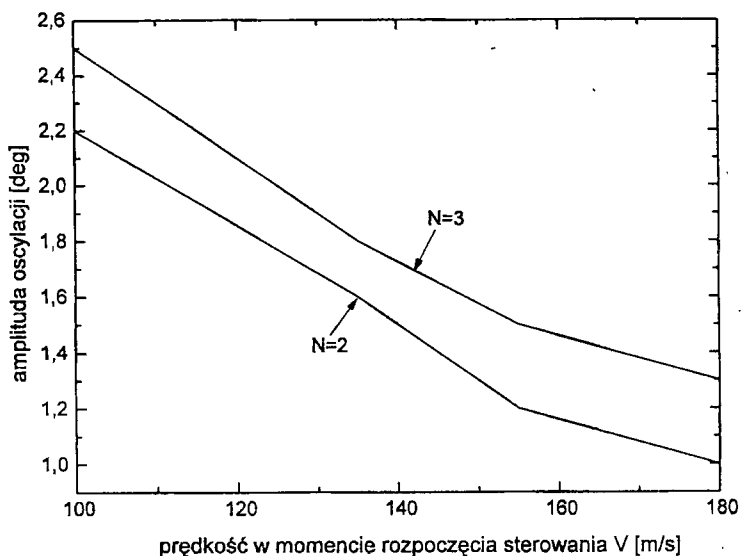
Wykres 4. Zależność między amplitudą oscylacji pocisku a krotnością odpalenia silniczków korekcyjnych.

- a) wartości m^α i m^ω mniejsze o 50% od wartości krytycznych.
- b) wartości m^α i m^ω zgodne z wartościami krytycznymi

4.3. Wpływ prędkości lotu w fazie sterowanej lotu na ruch pocisku wokół środka masy.

Badania wpływu prędkości lotu na ruch pocisku przeprowadzono dla krotności odpalenia silniczków korekcyjnych $N=2$ i $N=3$. Przeprowadzono próby dla następujących prędkości V w chwili rozpoczęcia sterowania: 100m/s, 135m/s, 155m/s, 180m/s.

W czasie badań zaobserwowano prawidłowość polegającą na spadku wartości amplitudy oscylacji pocisku ze wzrostem prędkości postępowej V i proporcjonalnie do niej zwiększonej prędkości obrotowej ω_x . Podsumowanie wyników badań przedstawia wykres 5 (zależności między amplitudom oscylacji pocisku a prędkością postępową V w chwili rozpoczęcia sterowania). Zwiększenie prędkości postępowej V pocisku zmniejsza jego oscylacje. Wzrost wartości V ze 100m/s do 180m/s powoduje spadek amplitudy oscylacji pocisku o około 50%.



Wykres 5. Zależność między amplitudą oscylacji pocisku spowodowaną oddziaływaniem silniczków korekcyjnych a prędkością lotu (V jest prędkością pocisku w chwili rozpoczęcia sterowania).

Zmniejszenie ze wzrostem prędkości V oscylacji pocisku powstałych od zadziałania silniczków wynika z tego, że przy tych samych współczynnikach momentu stabilizującego i tłumiącego, stateczność pocisku wzrasta z kwadratem prędkości V . Wzrasta zatem odpowiednia odporność pocisku na zakłócenia spowodowane sterowaniem silniczkami korekcyjnymi.

Wzrost wartości prędkości V w fazie lotu sterowanego jest korzystny z punktu widzenia stabilności pocisku i poprawia jakość danych uzyskiwanych z głowicy śledzącej. Wielkość prędkości V podlega jednak ograniczeniom. Są one związane ze specyfikacją użycia pocisków moździerzowych oraz z czasem pracy silniczków korekcyjnych. Z dostępnych mi źródeł wynika, że silniczki takie mają czas pracy ponad 0,03s. Stąd ich efektywne użycie nie pozwala na przekraczanie prędkości obrotowej pocisku ponad 12obr/s.