

dr inż. Robert Głębocki
Politechnika Warszawska
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
dr hab. inż. prof. nzw. Ryszard Vogt
Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych

SYSTEMY STEROWANIA LOTEM BOMB I POCISKÓW INTELIAGENTNYCH

W referacie przedstawiono wybrane zagadnienia z zakresu systemów sterowania stosowanych w inteligentnych bombach lotniczych i pociskach. Autorzy przedstawili najistotniejsze zagadnienia związane z jednokanałowym sterowaniem gazodynamicznym i aerodynamicznym w zastosowaniu do inteligentnych bomb i pocisków.

FLIGHT CONTROL SYSTEMS FOR SMART BOMBS AND PROJECTILES

The paper presents some problems of control systems for smart bombs and missiles. Authors described important aspects of single channel, gasodynamic and aerodynamic methods of control for small flying objects like smart bombs and missiles.

1. WPROWADZENIE

We wszystkich załogowych statkach powietrznych oraz w dużych pociskach stosowane są systemy sterowania w o charakterze ciągłym - nadażnym. Działają one w układach wielokanałowych. Najczęściej niezależnie od sposobu sterowania (pośredniego lub bezpośredniego, we współrzędnych prostokątnych lub biegunowych) są to trzy kanały: kanał pochylenia, odchylenia i przechYLENIA.

O powszechności zastosowań takich rozwiązań i układów sterów decyduje szereg niezwykle istotnych ich zalet. Do najważniejszych należy: jakość sterowania, odporność strukturalna na zmianę warunków działania systemu, duże możliwości adaptacji systemu dla poprawy osiągnięć, stosunkowo mała wrażliwość na zmiany parametrów konstrukcyjnych.

Większość z tych zalet pozbawione są systemu o działaniu nieciągłym i ograniczonej ilości kanałów. Jednak korzyści, jakie uzyskuje się przy wielokanałowym ciągłym sterowaniu okupione są rozbudowaną aparaturą. Do jej zabudowy na pokładzie obiektu należy dysponować odpowiednio dużą objętością i możliwością masowego obciążenia. Nawet przy najdalej posuniętej miniaturyzacji elementów automatyki, ten sposób sterowania nie może być wykorzystany w małych obiektach ze względu na zbyt dużą masę i objętość pokładowej aparatury sterującej. Takim właśnie rozwiązaniem jest poświęcona przedstawiana praca.

2. NIECIĄGŁE DWUSTANOWE STEROWANIE LOTEM

Umożliwienie sterowania lotem małych obiektów latających o całkowitej masie nie większej od kilkunastu kilogramów wymagało zmiany koncepcji sterowania, a szczególnie zasady wymuszenia zmiany kierunku lotu przez stery. O ile rozwój układów optoelektronicznych spowodował radykalne zmniejszenie wymiarów elementów pomiarowych i logicznych w systemach sterujących, to jego wpływ na elementy wykonawcze i źródła energii szczególnie elektrycznej był i jest niepomiarowo mniejszy. Podstawą elementów wykonawczych są

urządzenia mechaniczne, elektryczne, pneumatyczne i hydrauliczne. Urządzenia te charakteryzują się stosunkowo dużą masą i poborem energii. Stąd aby umożliwić sterowanie małych obiektów, należało opracować takie metody sterowania, które uproszczą konstrukcję elementów systemu szczególnie wykonawczych oraz zredukują ich ilość.

W wyniku odpowiedniej ewolucji rozwiązań, obecnie stosowane metody sterowania małych obiektów charakteryzują się:

1. Zastosowaniem nieciągłego dwustanowego sterowania, wykorzystującego najczęściej dwa rodzaje układów wykonawczych:
 - dwupołożeniowych skokowo i okresowo zmiennych sterów aerodynamicznych lub gazodynamicznych o działaniu pośrednim;
 - raketowych silników korekcyjnych o działaniu impulsowym – najczęściej o bezpośrednim działaniu.
2. Ograniczeniem ilości kanałów sterowania lotem przestrzennym (w konsekwencji również elementów wykonawczych) do dwóch, a rozwiązaniach najbardziej zaawansowanych rozwiązaniach (np. w małokalibrowych pociskach inteligentnych) do jednego.

Dwupołożeniowe stery zmieniają swoje położenie z jednego do drugiego (rys. 1) w założeniu skokowo. W praktyce dąży się do tego, aby czas przerzutu był możliwie najkrótszy. Sterowanie takim ruchem sterów i wymuszenie ich ruchu jest znacznie uproszczone. Zamiast serwomechanizmów stosowanych w nadażnych układach wykonawczych stosuje się znacznie prostsze siłowniki np. elektromagnetyczne.

Dla uzyskania proporcjonalności między zadanym ciągłym sygnałem sterującym K a wytworzona przez te stery średnią siłą i momentem sterującym, stosuje się tzw. „częstotliwość linearyczną”. Polega ona na tym, że stery aerodynamiczne lub gazodynamiczne, zmieniają swoje położenie skokowo z jednego skrajnego położenia $(+\delta_o)$ w drugie $(-\delta_o)$ ze stałą częstotliwością (rys. 1). W zależności od wartości „wejściowego” sygnału sterującego K , zmieniają się czasy t_1 i t_2 dodatniej i ujemnej wartości położenia steru. Metodę tę stosuje się zarówno przy dwu- jak i jednokanałowym sterowaniu lotem przestrzennym.

3. DWUKANAŁOWE SKOKOWO I OKRESOWO ZMIENNE STEROWANIE LOTEM

Warunkiem niezbędnym dla uzyskania wymaganej jakości sterowania jest proporcjonalność pomiędzy „wejściowym” sygnałem sterującym K a „wyjściową” średnią siłą $P_{k\acute{s}r}$ lub momentem $M_{k\acute{s}r}$ sterującym. Proporcjonalność tę zapewnią następujące zależności między czasami t_1 i t_2 wypełnienia skokowej funkcji $\delta(t)$ a sygnałem K :

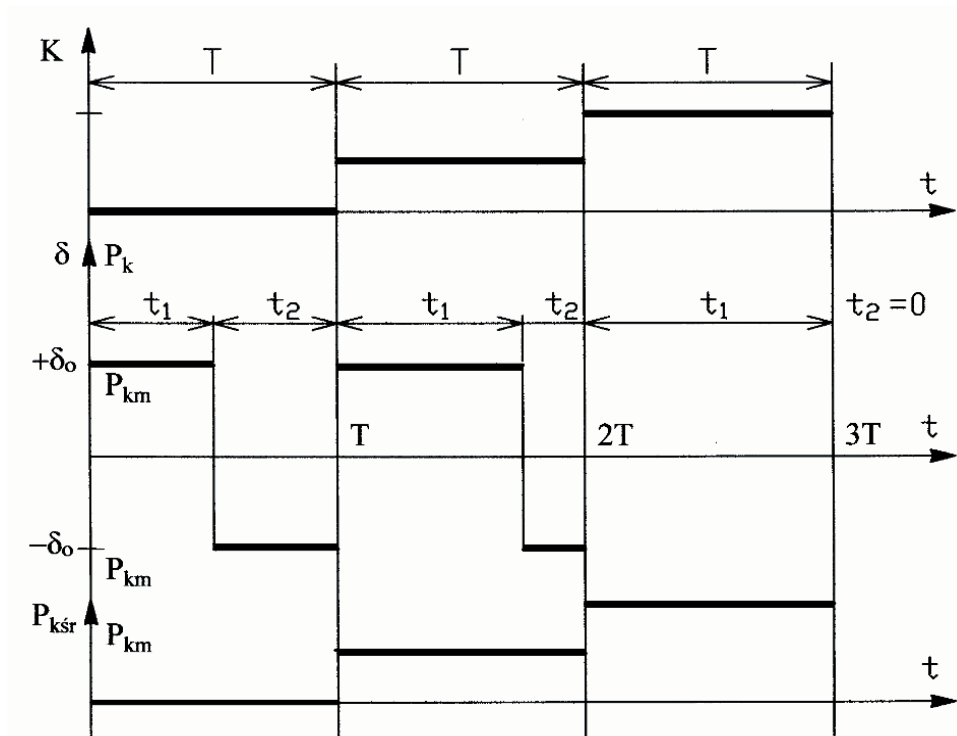
$$K = \frac{t_1 - t_2}{T}$$

w której: K jest „wejściowym” ciągłym sygnałem sterującym wyrażonym w wartościach względnych mieszczących się w granicach

$$1 \leq K \leq -1$$

$$T = t_1 + t_2 - \text{stały okres zmian położenia sterów};$$

$$t_1, t_2 - \text{czasy wypełnienia funkcji } \delta(t)$$



Rys. 1. Zmiany w czasie t : położenia bezinercyjnych sterów δ , chwilowej siły sterującej P_k oraz średniej siły sterującej $P_{k\text{sr}}$ przy wartościach sygnału sterującego K wynoszących 0, 0,5 oraz +1

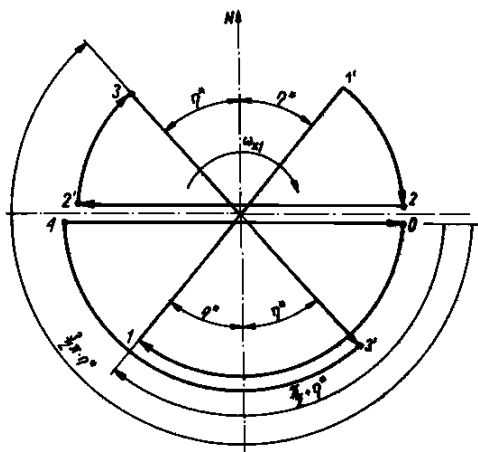
Na rys. 6.1 przedstawiono charakter zmian położenia sterów δ i odpowiadającą tej zmianie wartości średniej siły sterującej $P_{k\text{sr}}$ przy różnych wartościach sygnału sterującego K . Sygnał sterujący K może zmieniać swoją wartość w sposób ciągły w zakresie maksymalnej wartości wynoszącej +1 do minimalnej wartości -1. Średnia wartość siły sterującej $P_{k\text{sr}}$ w jednym cyklu pracy sterów (w okresie T) jest proporcjonalna do wartości sygnału K . I tak przy $K=0$, czasy wypełnienia skokowo i okresowo zmiennej funkcji $\delta(t)$ są jednakowe $t_1 = t_2 = \frac{1}{2}T$, w związku z czym średnia wartość siły sterującej $P_{k\text{sr}}=0$. Przy sygnale $K=0,5$ czasy wypełnienia są różne i wynoszą $t_1 = \frac{3}{4}T$, $t_2 = \frac{1}{4}T$. W cyklu pracy sterów przy $K=0,5$ przeważa dodatnia wartość wychylenia sterów δ i odpowiadająca temu położeniu dodatnia wartość chwilowej siły sterującej. Stąd średnia wartość siły sterującej jest dodatnia i proporcjonalna do wartości sygnału $K=0,5$, tj. osiąga połowę dodatniej wartości maksymalnej chwilowej siły sterującej. Przy maksymalnym sygnale sterującym $K=+1$, podczas całego okresu pracy ($t_1=T$, $t_2=0$) stery są wychylone o dodatnią wartość i średnia siła sterująca osiąga maksymalną wartość $P_{ks} = P_{k\text{max}}$. Na wykresie 2 przedstawiono zmiany położenia sterów $\delta(t)$ przy ciągłym okresowo zmiennym sygnale sterującym $K(t)$.

Skokowo i okresowo zmienne położenie sterów wymusza odpowiednie oscylacje pocisku wokół środka masy i oscylacyjny ruch środka masy. Na wartość amplitudy oscylacji wpływa częstotliwość pracy sterów oraz wartość „wejściowego” sygnału sterującego K . Maksymalne oscylacje występują przy zerowym sygnale sterującym $K=0$, gdy czasy wypełnienia są jednakowe $t_1=t_2=1/2 \cdot T$.

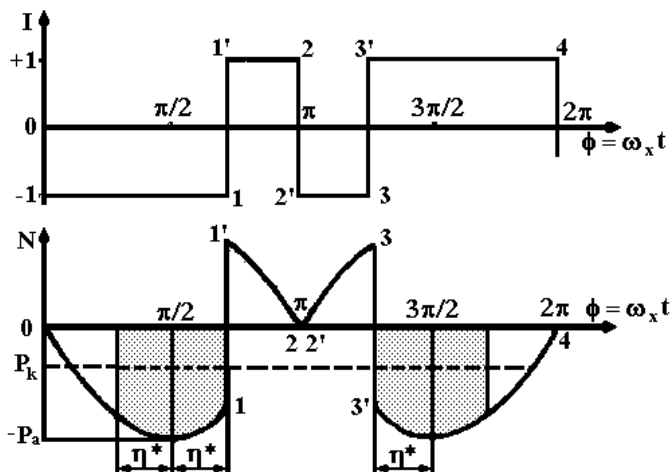
Decydujący wpływ na te oscylacje ma jednak częstotliwość pracy sterów a ściślej stosunek częstotliwości pracy sterów do częstotliwości własnej pocisku (rys. 3). Jeżeli stosunek ten jest bliski jedności, to powstaje zjawisko rezonansu. Oscylacje pocisku wokół środka masy osiągają takie wartości, że następuje utrata kontroli nad pociskiem. Ze względu na wymuszane przez stery oscylacje korzystna jest duża częstotliwość pracy sterów, co najmniej trzykrotnie większa od częstotliwości własnej. Duże częstotliwości pracy sterów ograniczone są jednak bezwładnością układu wykonawczego sterowania.

4. JEDNOKANAŁOWE SKOKOWO I OKRESOWO-ZMIENNE STEROWANIE

Pociski sterowane jednokanałowo są pociskami wirującymi w trakcie lotu z biegunowym układem wykonawczym. Ciągły sygnał sterujący K przetwarzany jest na sygnał skokowo i okresowo-zmienny I , sterujący położeniem dwupołożeniowych sterów. Sygnał I powinien zapewnić proporcjonalność między średnią siłą sterującą $P_{k\bar{s}r}$ a sygnałem K oraz zgodność kierunku działania tej siły z płaszczyzną sterowania. Podstawowe znaczenie przy takim sterowaniu ma synchronizacja czasowa częstotliwości i fazy zmian sygnału I . Sygnał sterujący położeniem sterów jest funkcją $I(K, \Phi, \varphi)$ gdzie $K = \sqrt{Kp^2 + Ko^2}$ jest wypadkowym sygnałem sterującym a kąt φ kątem obrotu pocisku względem osi wzdłużnej. Faza Φ zmian sygnału I zależy natomiast od stosunku wartości sygnałów Kp, Ko sygnałów obu płaszczyznach lotu.



Rys. 2. Zmiana kierunku działania wektora chwilowej siły sterującej podczas obrotu obiektu o kąt $\varphi=0 \div 2\pi$



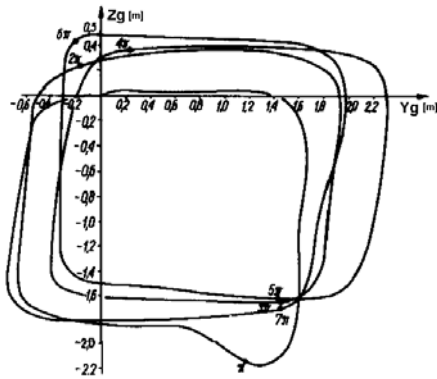
Rys. 3. Sygnał sterujący i odpowiadający mu rzut siły sterującej na oś fazową N

Siła sterująca wytwarzana jest w jednej płaszczyźnie obiektu przechylonej o kąt φ . Efekt sterowania w obu płaszczyznach lotu uzyskuje się zatem poprzez odpowiednią zmianę kąta fazowego φ .

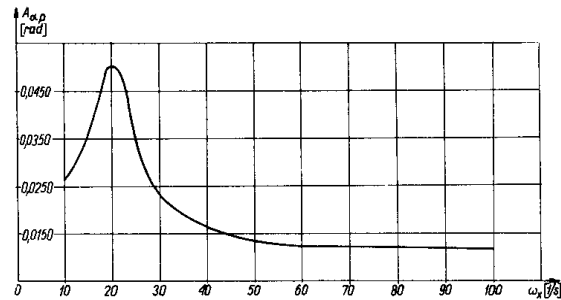
Stery i sygnał sterujący I ich położeniem, zmieniają swoje położenie czterokrotnie podczas jednego obrotu pocisku (rys. 2 i 3). Tak więc częstotliwość pracy sterów jest równa dwukrot-

nej częstotliwości obrotów pocisku $\omega_s = 2 * \omega_{x1}$. Przy sygnale $K=0$ czasy wypełnienia t_1 i t_2 są jednakowe (rys. 1).

Takie działanie sterów wymusza na obiekcie nawet przy zerowych sygnałach sterujących $K = \sqrt{Kp^2 + Ko^2} = 0$ bardzo złożony ruch oscylacyjny środka masy i wokół środka masy (rys. 4). Amplituda tych oscylacji bardzo silnie zależy od stosunku częstotliwości krytycznej ω_{kr} (rys. 5).



Rys. 4. Ruch środka masy rakiety wirującej w płaszczyźnie Yg, Zg wymuszony skokowo i okresowo-zmiennym momentem kierującym przy zerowych wyjściowych sygnałach



Rys. 5. Amplituda wahań rakiety wokół środka masy w płaszczyźnie pionowej wymuszonych okresowo i skokowo-zmiennym momentem kierującym w zależności od częstości pracy sterów ω

Jednokanałowe dwupołożeniowe okresowo-zmienne sterowanie, przy odpowiedniej strukturze sygnału sterującego położeniem sterów i prędkości ruchu wirowego pocisku, umożliwia sterowanie lotem w obu płaszczyznach lotu z wymaganą dokładnością. Uzyskanie wymaganej jakości sterowania możliwe jest dzięki zapewnieniu przez algorytm sterowania proporcjonalności między średnią siłą sterującą, a zadanymi wejściowymi sygnałami sterującymi.

Skokowo i okresowo-zmienny charakter zmian wartości sił i momentów sterujących, w połączeniu z ruchem wirowym pocisku wymusza bardzo złożone ruchy oscylacyjne wokół środka masy i środka masy. 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 częstota 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. 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 SA duże częstości pracy sterów i obrotu pocisku.

Duże częstości pracy sterów SA natomiast niekorzystne z punktu widzenia jakości sterowania. Ograniczona częstość 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 warto-

ścią sygnału sterującego. W skrajnym przypadku, przy częstotliwości pracy sterów bliskiej częstotliwości przenoszenia, nastąpi utrata sterowności.

5. JEDNOKANAŁOWE IMPULSOWE STEROWANIE LOTEM POCISKÓW INTELIGENTNYCH O DZIAŁANIU BEZPOŚREDNIM

Cechą odróżniająca pociski nazywane „inteligentnymi” jest realizowana przez nie zasada wykorzystania ich na polu walki określana jako „wyrzutek-zapomnij”. Według tej zasady lub zbliżonej, funkcjonuje wiele pocisków wcześniej opracowanych, ale dotyczy to w większości przypadków pocisków średnich lub dużych. W dużym stopniu zasadę tę spełniały również pociski małych kalibrów stosowane do zwalczania celów powietrznych. Pociskom tym należało jednak wskazać konkretny cel i były to cele powietrzne, które łatwiej jest śledzić od celów naziemnych. Układy śledzące pocisków tzw. koordynatory wykorzystują najczęściej kontrast promieniowania własnego celu w obserwowanej przestrzeni. W przypadku celów naziemnych jego wyróżnienie na tle różnych obiektów i zróżnicowanego terenu jest znacznie trudniejsze niż w przypadku celów powietrznych.

Każdy podział jest umowny. Przyjęto pociskami inteligentnymi określać grupę pocisków małokalibrowych przeznaczoną do zwalczania pojedynczych celów głównie naziemnych z automatycznym, w pełni autonomicznym sterowaniem. Pociski inteligentne wyrzucane są w kierunku grupy celów bez konieczności wyboru i wskazania konkretnych celów przez obsługę. Pokładowy system sterujący powinien zapewnić:

- po wyrzuceniu, rozpocząć śledzenie pewnej przestrzeni, wykryć znajdujące się w niej obiekty i dokonać identyfikacji potencjalnych celów ataku;
- dokonać wyboru celu wg zadanych kryteriów m. in. eliminując cele które zostały już trafione;
- śledzić wybrany cel np. pojazd opancerzony i samonaprowadzać się do niego z dokładnością umożliwiającą jego zniszczenie.

Tak więc czynności obsługi ograniczają się do wskazania celu lub rejonu pobytu celów i wybrania momentu startu pocisku. Dalsze fazy ataku mają w pełni autonomiczny charakter, bez udziału jakichkolwiek urządzeń zewnętrznych znajdujących się poza pokładem pocisku. Większość znanych pocisków tej generacji znajduje się dopiero w fazie rozwoju. Do najbardziej znanych i zaawansowanych konstrukcyjnie należą m.in. izraelski Spike, szwedzki Strix i amerykański Javelin itd.

Pośród pocisków „inteligentnych” specjalną grupę stanowią pociski artyleryjskie wyrzucane z haubic lub moździerzy. Samonaprowadzanie się tych pocisków w końcowej fazie lotu, w sposób radykalny zmniejsza zużycie amunicji przy zwalczaniu pojedynczych celów np. czołgów. Ze względu na rodzaj i ilość dział, którymi dysponują wojska najważniejsza jest amunicja do dział małego kalibru, np. moździerzy kalibru poniżej 100mm. Ten rodzaj amunicji inteligentnej stał się przedmiotem prac rozwojowych większości liczących się armii. Największym problemem, na jaki napotyka konstruktorzy jest miniaturyzacja pokładowej aparatury sterującej. Trudności z umieszczeniem bardzo skomplikowanych pod względem funkcji urządzeń w bardzo małej objętości.

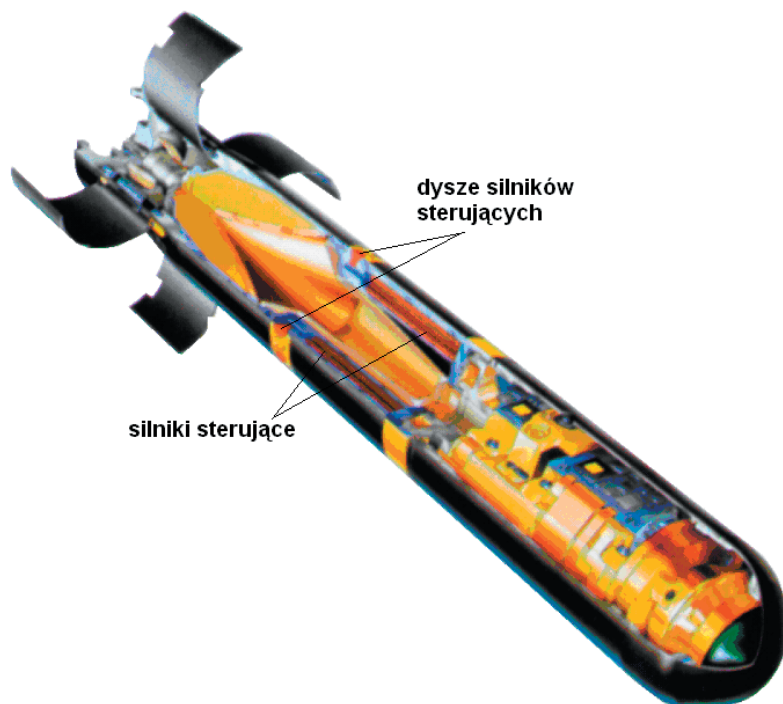
Do najbardziej znanych konstrukcji i zaawansowanej pod względem rozwoju jest produkowany od kilku lat w Szwecji 120 mm pocisk moździerzowy Strix (rys. 7). W Polsce bardzo zaawansowane były prace nad 98 mm pociskiem moździerzowym RAD (rys. 6). Prace te

prowadzone w drugiej połowie lat 90. zostały przerwane na początkowym etapie prób poligonowych. Oba pociski różnią się rozwiązaniami układu śledzącego i logika sterowania, co umożliwiło znacznie zmniejszyć pokładową aparaturę sterującą pocisku RAD. Natomiast w obu zastosowano podobne bezpośrednie sterowanie polegające na wykorzystaniu raketowych silników korekcyjnych.



Rys. 6. Moździerzowy pociski z raketowymi silnikami korekcyjnymi 98 mm RAD

W obu pociskach na obwodzie umieszczono 12 silników raketowych jednorazowego użytku (rys. 7), których dysze kierowały strumień gazów w kierunku prostopadłym do osi głównej x pocisku, działał bezpośrednio na środek masy powodując zmiany kierunku jego lotu. Pociski poruszają się ruchem wirowym z prędkością ok. 10 obr./s, stąd aby uzyskać odpowiedni efekt sterowania, czas pracy każdego z silników musi być krótki. Odpalenie jednego silnika można potraktować jako impuls sterujący, który powoduje w tym krótkim czasie zmianę kąta lotu (θ , ψ) wektora V o pewną wartość niezależnie od prędkości i wysokości lotu.



Rys. 7. Przekrój pocisku Strix z raketowymi silnikami sterującymi

Odpowiednie badania potwierdzone praktyką wykazały, że czas działania silnika jednorazowego użytku nie powinien być dłuższy od $\frac{1}{4}$ okresu obrotu pocisku. W tym czasie, wektor prędkości V zmienia swój kierunek np. w pocisku RAD od 1 do 1,5 stopnia. Ze względu na impulsowy charakter zmiany kąta lotu, za którą nie nadąża położenie osi symetrii pocisku, następuje niewielkie zakłócenie jego stateczności, które szybko zanika. Precyzyjne naprowadzenie pocisku do celu realizuje się przez kolejne odpalenie silników w zadanej kolejności, minimalizującej niewyważenie oraz z odpowiednią częstością zapewniającą wymagana intensywność sterowania. Niezwykle istotny przy takim sterowaniu jest moment odpalenia kolejnego silnika. Musi być tak dobrany, aby uwzględniając wszystkie opóźnienia w zadziaaniu silnika, jego średni impuls P_{sr} ciągle minimalizował uchyb sterowania χ . Wymagania te bardzo komplikują algorytmy sterowania odpaleniem silników. Algorytmy te oprócz odchyłów sterowania i przyjętej metody samonaprowadzania muszą uwzględniać położenie ruchu wirowego pocisku, czas pracy silników, opóźnienia toru odpalania silników, a ponadto zadaną kolejność minimalizująca niewyważenie masowe na skutek wypalania się ładunków w silnikach sterujących.

Wadą, ograniczającą zakres zastosowań korekcyjnych silników raketowych jednorazowego użytku, jest ograniczona ilością silników liczba impulsów sterujących.

W zastosowaniu do sterowania, a ściślej korekcji toru lotu pocisków artyleryjskich, zalety zdecydowanie przeważają nad wspomnianymi ograniczeniami. Co więcej ten sposób sterowania przełamał pewne granice techniczne uniemożliwiające konstruowanie samonaprowadzających się pocisków inteligentnych o kalibrach poniżej 100 mm takich jak RAD. Do najważniejszych zalet należy zaliczyć:

1. Zmniejszoną w stosunku do najczęściej stosowanych sterów pośredniego działania inercyjność sterowania. Reakcja pocisku na impulsy sterujące od silnika jest natychmiastowa, co jest niezwykle ważne ze względu na krótki czas dolotu pocisku do celu.
2. Przy sterowaniu bezpośrednim, w tym z wykorzystaniem silników korekcyjnych występują znacznie mniejsze wartości kątów natarcia i ślizgu, które nie tylko zakłócają stateczność i zwiększają opór aerodynamiczny, ale przede wszystkim zakłócają pomiar położenia celu przez głowicę śledzącą. Podczas odpalania silnika, zakłócenie kątów natarcia i ślizgu są małe. Ich wartość początkowa równa jest zmianie kąta lotu (tj. od 1 dag do 1,5 dag) szybko jest wytłumiana.
3. Zmniejszone wymagania co do aerodynamiki pocisku z impulsowym bezpośrednim sterowaniem. Wynikają one m.in. z tego, że
 - płatowce nie wytwarzają aerodynamicznej siły nośnej i bocznej niezbędnej do sterowania;
 - brak jest ograniczeń co do maksymalnych wartości stateczności;
 - zmiana kierunku lotu odbywa się pod działaniem gazodynamicznych sił niezależnie od prędkości i wysokości lotu.
4. Przyjęta zasada działania i rozwiązania konstrukcyjne układu wykonawczego sterowania, którego podstawą są silniki raketowe sprzyja niezawodność ich działania oraz wyjątkowo korzystnie wpływa na zmniejszenie masy i objętości aparatury sterującej. Decydują o tym następujące cechy układu:

- brak części ruchomych komplikujących konstrukcje i zwiększających zapotrzebowanie na energię; do zainicjowania pracy silników potrzebna jest energia elektryczna o niewielkiej mocy;
- jednokanałowość sterowania zespołem silników, redukuje urządzenia przetwarzające sygnały sterujące i sieć przesyłowa sygnałów kosztem złożoności logiki i dynamiki sterowania.

6. OCENA WŁAŚCIWOŚCI METOD JEDNOKANAŁOWEGO DWUSTANOWEGO STEROWANIA

Niezaprzeczalną zaletą obu omawianych metod jednokanałowego sterowania tj. pośredniego ze sterami skokowo i okresowo-zmiennymi i bezpośredniego z raketowymi silnikami sterującymi, jest radykalne uproszczenie pokładowej aparatury sterującej. Pozwoliło to na zmniejszenie jej masy i objętości, jak również kosztów produkcji w stosunku do metod wielokanałowego sterowania. W konsekwencji pojawiły się przesłanki techniczne i ekonomiczne do zastosowania złożonych systemów sterujących w pociskach małowalibrowych, małowalibrowych tym w produkowanych masowo pociskach artyleryjskich.

Wszystkie te korzyści okupione zostały bardzo złożoną logiką i dynamiką procesów sterowania. Złożoność ta w połączeniu z zakłóceniami stabilności lotu spowodowanymi samym charakterem działania sterów powoduje, że system jako całość, w odróżnieniu od systemów z ciągłym trójkanałowym sterowaniem, charakteryzuje się słabą stabilnością strukturalną, tj. wynikająca z charakteru budowy. Ponadto system jest bardzo wrażliwy na zmiany jego parametrów i struktury oraz wszelkie zmiany warunków zewnętrznych lotu. Wymaganą jakość sterowania przy tych sposobach sterowania można uzyskać w bardzo wąskim zakresie parametrów konstrukcyjnych, których wyznaczenie wymaga odpowiednich badań całościowych – systemowych. Wszelkie zmiany właściwości poszczególnych elementów systemu powstałych np. w procesie konstruowania lub spowodowanych błędami wykonania, naruszają bardzo delikatną równowagę we wzajemnych relacjach wewnątrz systemu i mogą spowodować jego utratę do skutecznego działania. Jest regułą przy projektowaniu tych systemów, że niemożność uzyskania przez jeden z elementów założonych wskaźników jakości, pociąga za sobą konieczność odpowiedniego przystosowania konstrukcji pozostałych elementów, dla skompensowania skutków działania elementów o obniżonych wskaźnikach. Na przykład jeśli inercyjność przerzutu sterów będzie większa od założonej, to mogą one nie nadążać za zmianą położenia zgodnie z zadaniem sterującym. Nastąpi utrata sterowności, a przynajmniej pogorszenie jakości sterowania. Aby umożliwić przerzut sterów przy zwiększonej inercyjności siłownika, należy odpowiednio zwiększyć okres zmian położenia sterów, czyli zmniejszyć częstotliwość pracy sterów i związaną z nią prędkością ruchu wirowego obiektu. Zmniejszenie częstotliwości pracy sterów i obrotów obiektu grozi wejściem w zakres częstotliwości krytycznej i w konsekwencji utraty zarówno stabilności jak i sterowności.

Badania i projektowanie systemów jednokanałowego i dwustanowego sterowania lotem, stawia przed projektantami – badaczami niezwykle trudne zadania, których rozwiązanie możliwe jest przy zastosowaniu najbardziej skutecznych metod badań w tym symulacji komputerowej w ujęciu systemowym.

Prace wykonano w ramach grantu MNiSW nr 516 G 1132 0364 000 „Autonomiczny system sterowania bomb lotniczych”.

Literatura

1. Koruba Z., Osiecki J., Budowa dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia. Wyd. Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce 2006.
2. Głębocki R., Dynamika impulsowego naprowadzania małych obiektów przy pomocy raketowych silników korekcyjnych. Rozprawa doktorska. Politechnika Warszawska MEiL, Warszawa 2000.
3. Gacek J., Balistyka zewnętrzna. Wyd. WAT, Warszawa 1999.
4. Głębocki R., Vogt R., Guidance system for smart mortar missiles. Archive of Mechanical Engineering, No 1. 2007.
5. Vogt R., Głębocki R., Żugaj M., Smart mortar missile attitude detection based on the algorithm that take advantage of artificial neural networks. AIAA Guidance Navigation and Control Conference, Keystone USA 2006.
6. Iglesias P.A., Urban T.J., “Loop Shaping Design for Missile Autopilot”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 23, No 3, 2000, pp. 516-525.
7. Chen W. H., “Nonlinear Disturbance Observer-Enhanced Dynamic Inversion Control of Missiles”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 26, No 1, 2003, pp. 161-166.
8. Etkin B., Reid D., Dynamics of Flight Stability and Control. 3 rd Ed. , Wiley, New York 1996.
9. Dubiel S., Konstrukcja rakiet. Wyd. WAT, Warszawa 1980.
10. Kostrow R., Makuszewski M., Studencki M. Rakiety i artyleria raketowa wojsk lądowych. Bellona, Warszawa 2001.