

dr inż. Robert Głębocki  
Politechnika Warszawska  
Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa

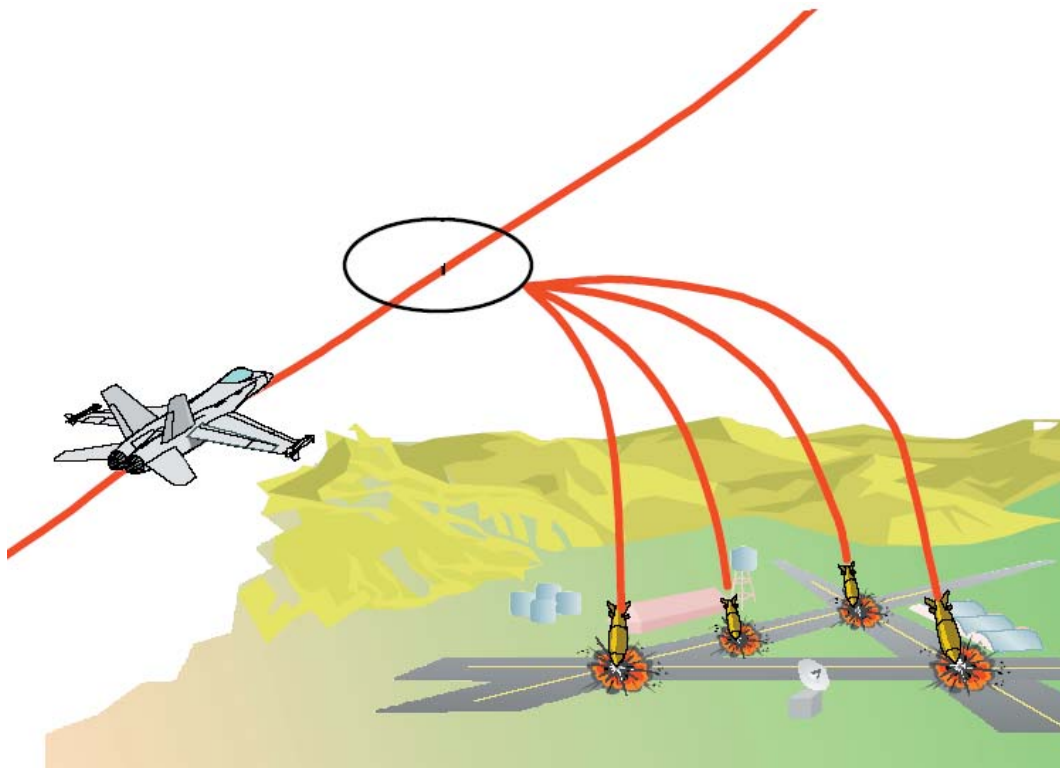
## GAZODYNAMICZNY SYSTEM STEROWANIA MAŁYCH BOMB LOTNICZYCH

*W pracy przedstawiono niektóre wyniki prac nad bombami sterowanymi gazodynamicznie. W zaproponowanym rozwiązaniu sterowana bomba posiada układ nawigacji inercyjnej kalibrowany bezpośrednio przed zrzutem na podstawie wskazań GPS oraz układ wykonawczy sterowania oparty na zestawie silników korekcyjnych.*

### GASODYNAMIC CONTROLL SYSTEM FOR SMALL AIRCRAFTS' BOMBS

*In refer some results from researches of gasodynamic controlled bombs ware presented. In presented solution controlled bomb has inertial navigation system, calibrated by GPS direct before release and set of correction engines to control the flight.*

#### 1. PRZEDSTAWIENIE ZAGADNIENIA

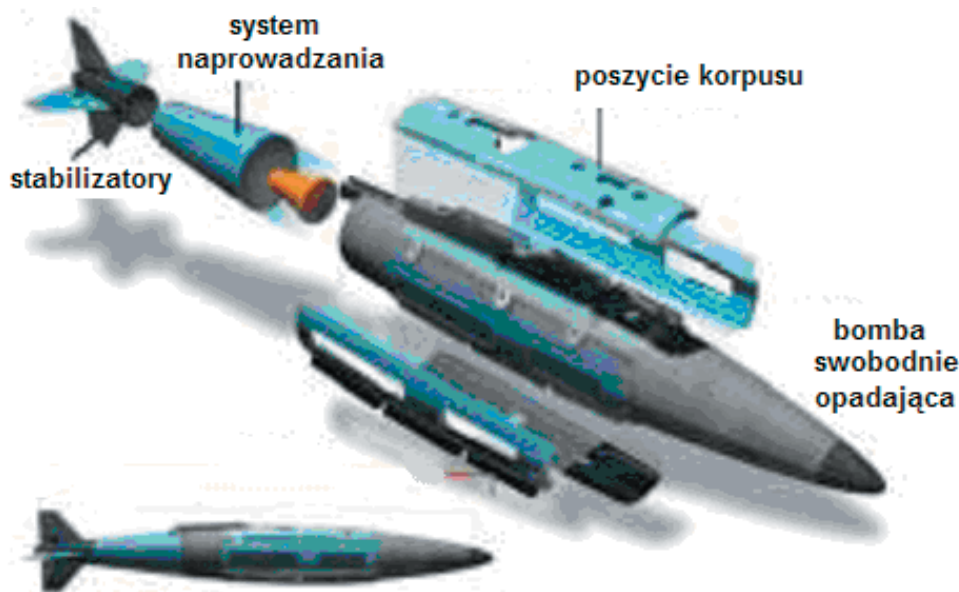


Rys. 1. Możliwości ataku przy użyciu bomb sterowanych

Od czasu osiągnięcia pełnej gotowości przez system GPS w 1995 r. obserwujemy szybki rozwój konstrukcji bomb i pocisków sterowanych naprowadzanych na podstawie wskazań GPS lub przy jego udziale. Zastosowanie tego typu broni ma tę zaletę, że pozwala na precyzyjne bombardowanie pozycji przeciwnika nawet w pobliżu własnych pozycji i przy braku

widoczności. Precyzyjne bombardowanie przy użyciu bomb naprowadzanych przy udziale GPS pozwala również na dużo większą skuteczność bombardowanie a przez to nawet kilkakrotnie pozwala zmniejszyć liczbę niezbędnych lotów bojowych i dokonywać precyzyjnych bombardowań z dużych wysokości. Ponadto jeden lot bojowy pozwala na zaatakowanie kilku celów jednocześnie (rys. 1). Idzie za tym zdecydowane zmniejszenie strat własnych. Doświadczenia ostatnich wojen bliskowschodnich zwiększyły jeszcze zapotrzebowanie na takie konstrukcje. Wiąże się to z toczeniem walk z przeciwnikiem w trudnym górskim lub zurbanizowanym terenie, przy braku sprecyzowanych stałych pozycji bojowych przeciwnika. Ponadto toczenie walk w miastach i terenach gęsto zamieszkałych powoduje straty wśród ludności cywilnej. Bombardowania i ostrzał amunicją precyzyjną pozwala na znaczne zmniejszenie tych strat. Dotyczy to zarówno ofiar ludzkich jak i zniszczeń infrastruktury. W przeciągu kilku lat bomby sterowane wyprą z arsenałów amerykańskich te tradycyjne. Zresztą bomby takie jak JADAM (rys. 2) nie są całkowicie nowymi konstrukcjami. Klasyczne bomby niesterowane są doposażane w uniwersalny zestaw pozwalający na jej naprowadzanie. Koszty bomb sterowanych przez układ oparty na GPS i INS są wielokrotnie niższe niż pocisków manewrujących, co sprzyja ich upowszechnieniu. Konstrukcje oparte na GPS i INS były poprzedzone bombami sterowanymi naprowadzanymi przy użyciu znacznika laserowego. Jednak te drugie są obecnie wypierane przez te używające GPS. Podstawową zaletą tych pierwszych jest brak konieczności podświetlania celu oświetlaczem laserowym w trakcie procesu naprowadzania.

Podstawową wadą systemów sterowania wykorzystujących GPS jest to, że system ten jest całkowicie kontrolowany przez Stany Zjednoczone i armie innych państw muszą się liczyć z możliwością uniemożliwienia im korzystania z systemu GPS przez rząd USA. Problem ten jednak częściowo zniknie wraz z powstaniem bliźniaczego dla GPS systemu Galileo. System ten powstający w Unii Europejskiej pozwoli na rozwój systemów sterowania opartych na nawigacji satelitarnej niezależnych od woli politycznej Stanów Zjednoczonych.



Rys. 2. Sterowana bomba JADAM

## 2. OPIS PROBLEMU

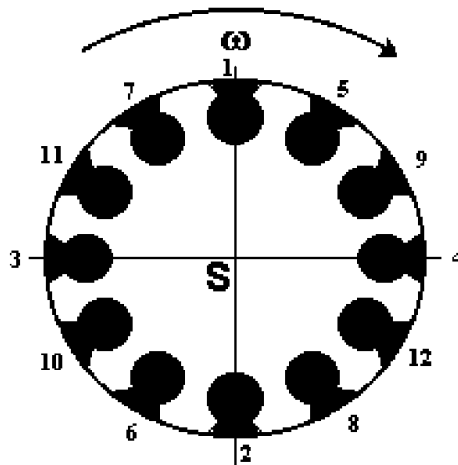
W prezentowanym artykule przedstawiono niektóre wyniki prac nad układem sterowania wykorzystującym urządzenia do nawigacji inercyjnej. W przedstawianym rozwiązaniu układ sterowania pierwotnie jest kalibrowany przez określenie pozycji sterowanego obiektu przy użyciu urządzeń systemu GPS. Następnie określane jest położenie celu misji i ewentualnych punktów pośrednich oraz trajektorii jaką ma sterowany obiekt przebyć. Dalsze sterowanie przebiega już jedynie na podstawie wskazań z układu INS. Rozwój systemów nawigacji inercyjnej oraz spadek ich ceny stwarza możliwość zastosowania tanich uniwersalnych układów opartych o INS do sterowania bomb lotniczych. Określenie pozycji celu oraz nosiciela w chwili zrzutu bomby będzie dokonywane przy użyciu GPS. Następnie bomba będzie naprowadzała się na wskazany cel przy pomocy układu opartego na INS. Prowadzenie pocisku przez cały czas przez układ GPS jest niezasadne ekonomicznie oraz grozi utratą kontroli nad pociskiem w przypadku przerw w odbiorze sygnału. Sposób naprowadzania oparty został na metodach dwupunktowych i ich optymalizacji. Jako układ wykonawczy został zastosowany zestaw jednorazowych impulsowych silników korekcyjnych oddziałujących bezpośrednio na środek ciężkości obiektu sterowania. Pozwala to na opracowanie uniwersalnego układu dla bomb różnych wagomiarów. System taki można by zaaplikować do różnych używanych przez naszą armię bomb lotniczych. Dla bomb różnej wielkości różne były by jedynie zestawy impulsowych silników korekcyjnych, sam układ nawigacji i sterowania będzie uniwersalny. Należy tu dodać, że wielką zaletą takiego typu układu wykonawczego sterowania jest brak części ruchomych i niewielkie zapotrzebowanie na energię. Ponadto do zastosowania takiego rozwiązania układu wykonawczego sterowania skłoniły zespół bogate własne doświadczenia z prac nad sterowaniem gazodynamicznym pocisków beznapedowych. W pracy przedstawiono rozwiązania koncepcyjne takiego układu oraz wyniki badań symulacyjnych.

## 3. METODA REALIZACJI STEROWANIA IMPULSOWEGO POPRAZ RAKIETOWE SILNIKI KOREKCYJNE

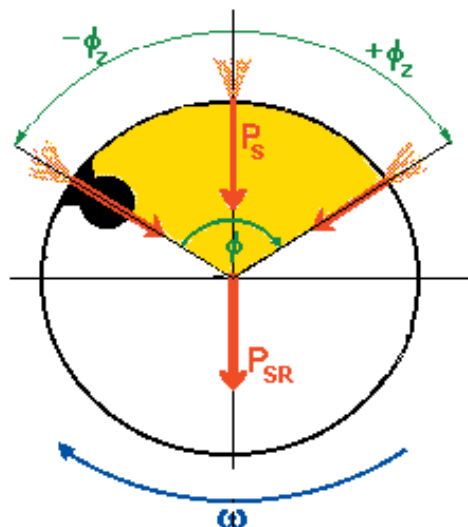
W rozwiązaniu tym sterowanie jest realizowane za pomocą jednorazowych raketowych silników korekcyjnych rozmieszczonych promieniście wokół środka ciężkości bomby. Uruchomienie pojedynczego silnika powoduje powstanie impulsu siły skierowanego prostopadle do osi głównej symetrii bomby i skierowanego wzdłuż prostej przechodzącej przez jej środek ciężkości (rys. 3).

Zadziałanie silnika oddziałuje bezpośrednio na zmianę wektora prędkości lotu bomby, zarówno co do kierunku jak i co do wartości. Precyzyjne naprowadzanie na cel realizuje się poprzez kolejne odpalenie kilku silników. Na podstawie pomiaru położenia bomby względem wyznaczonego punktu celu i zadanej trajektorii lotu, wypracowywany jest czas i kierunek impulsów korygujących tor lotu, a następnie sygnały inicjujące dla impulsowych raketowych silników sterujących.

### 3.1. Blok wykonawczy sterowania



Rys. 3. Rozmieszczenie silników korekcyjnych wokół osi bomby



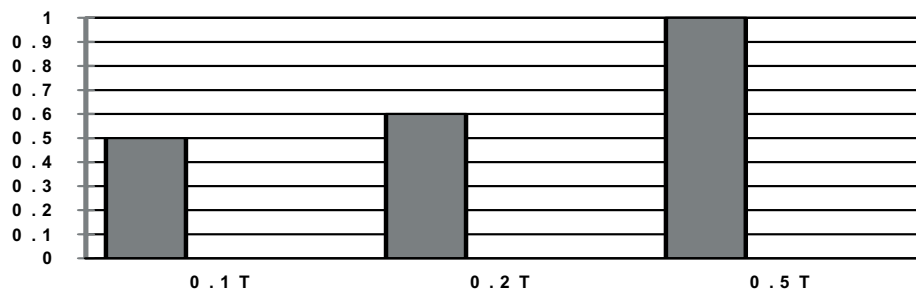
Rys. 4. Kąt działania pojedynczego silnika korekcyjnego

Koncepcję sterowania poprzez oddziaływanie bezpośrednio na środek ciężkości obiektu latającego przedstawiono w pracy [3]. Wymuszenia zmiany kierunku lotu zapewniono stosując tzw. korekcyjne silniki rakietowe. Silniki rozmieszczone są promieniście wokół środka ciężkości. Dają jednorazowe impulsy sterujące, skierowane prostopadle do osi głównej pocisku. Funkcja inicjująca odpalenie silników zależy od wartości uchybu, fazowego położenia celu oraz położenia kąтового pocisku (rys. 3). Lot przestrzenny pocisku, przy jednokanałowym sterowaniu, możliwy jest dzięki ruchowi wirowemu obiektu i odpalaniu kolejnych silników w odpowiednim czasie. Tak więc logika przetwarzania sygnału w przyjętym bloku wykonawczym realizowana jest w układzie jednokanałowym.

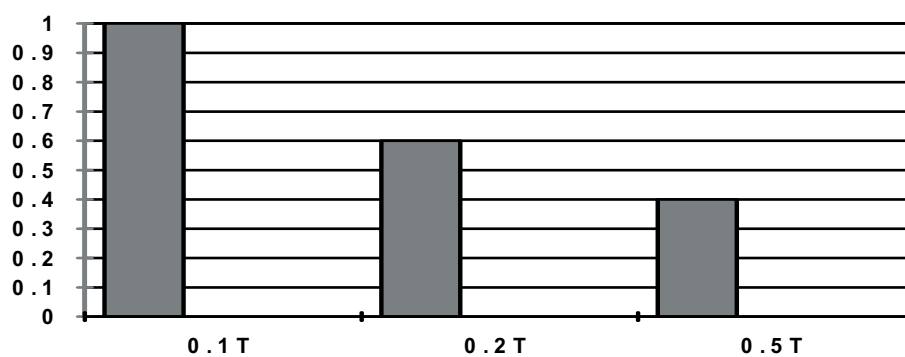
W proponowanym rozwiązaniu układ wykonawczy sterowania (zespół rakietowych silników korekcyjnych rys. 4) oddziałuje na środek masy obiektu, a ruch wokół środka masy jest dopiero następstwem tego pierwszego i oddziaływań aerodynamicznych. Rozwiązanie takie pozwala na dużo efektywniejsze oddziaływanie na jego wektor prędkości.

Ilość silników korekcyjnych powinna zapewnić kontrolę układu sterującego nad lotem pocisku od momentu rozpoczęcia sterowania, aż do momentu uderzenia w cel. Czas pracy silników nie powinien być dłuższy od 0,4 okresu obrotu pocisku wokół osi własnej. Badano możliwości naprowadzania pocisku z ilością od 5 do 15 silników. Ostatecznie przyjęto wersję pocisku z 12 silnikami sterującymi. Na rys. 5 przedstawiono zależności pomiędzy wartością impulsu sterującego i siły sterującej a czasem pracy silnika korekcyjnego w stosunku do okresu obrotu.

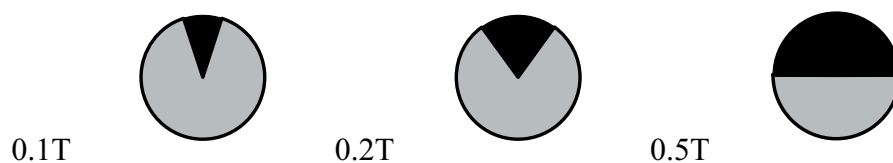
a) [Ns]



b) [N]



c)



Rys. 5. Zmiana wartości

a) impulsu sterującego;

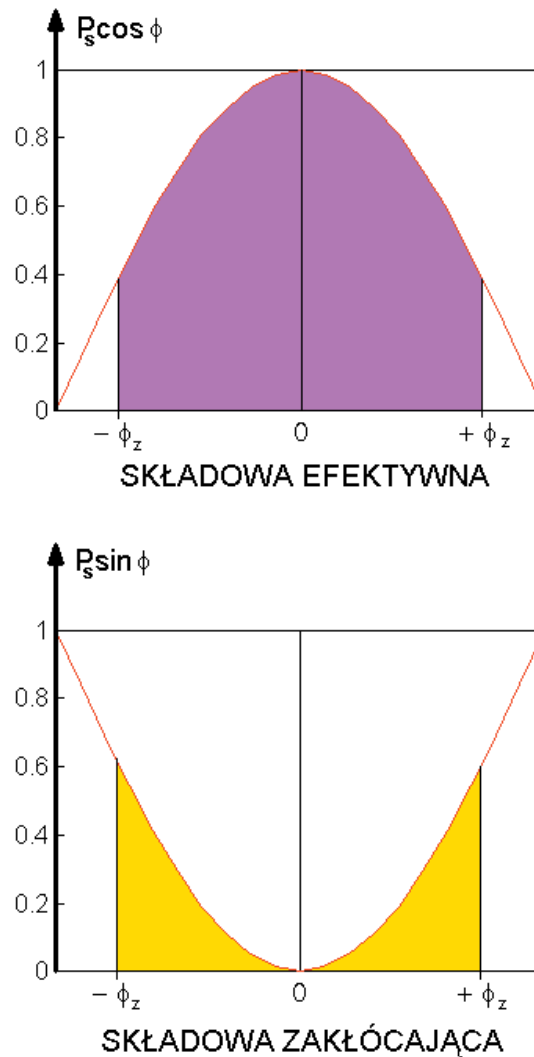
b) siły sterującej w zależności od czasu pracy raketowego silnika korekcyjnego;

c) czas pracy silnika (kolor czarny) w stosunku do okresu obrotu.

### 3.2. Zasada i właściwości przyjętej metody sterowania

Do podstawowych cech przyjętego systemu sterowania należą:

- jednokanałowe sterowania lotem bomby (w układzie biegunowym),
- impulsowy charakter wymuszeń sterujących.



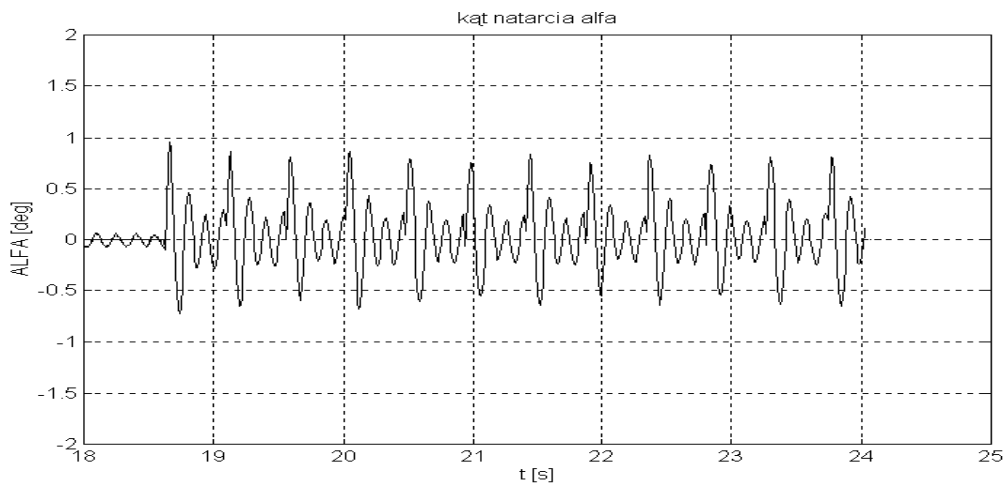
Rys. 6. Składowe efektywna i zakłócająca siły ciągu silnika korekcyjnego

W biegunowych układach wykonawczych sterowania siła sterująca wytwarzana jest w jednej płaszczyźnie obiektu (w tym przypadku płaszczyzna ta zmienia się dla kolejnych silników korekcyjnych). Biegunowy układ cechuje prostota techniczna, dodatkowo eliminowany jest układ stabilizacji kąta przechylenia bomby niezbędny przy sterach pracujących w układzie prostokątnym, tj. gdy do sterowania w obu płaszczyznach służą oddzielne stery. Obroty bomby wokół osi wzdłużnej, niezbędne przy sterowaniu jednokanałowym, zapewnia moment aerodynamiczny wytwarzany przez skośnie zamontowany układ stabilizatorów. Prędkość kąta jest w tym przypadku funkcją prędkości postępowej  $V$ .

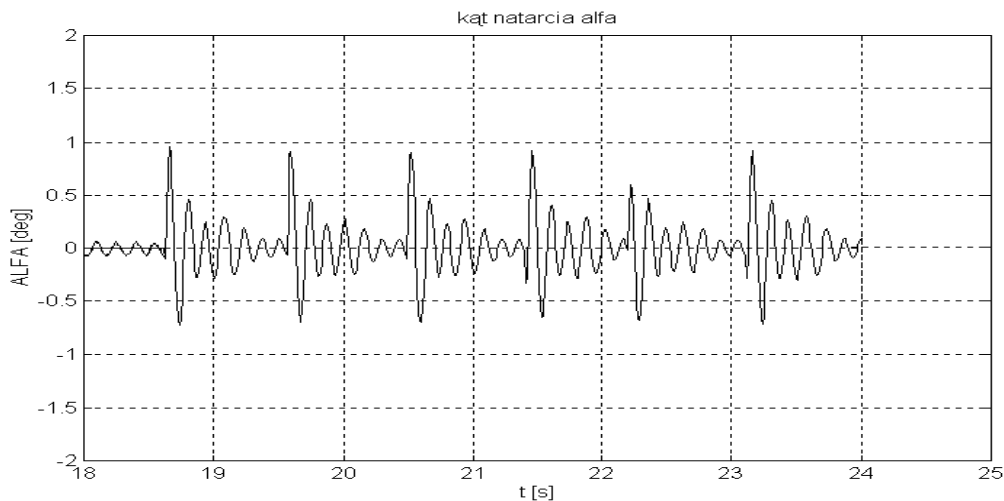
Wymuszenia zmiany kierunku lotu zapewniono stosując niewielkie jednorazowe rakietowe silniki korekcyjne. Są one rozmieszczone promieniście wokół środka ciężkości bomby.

Wytwarzane przez nie jednorazowe impulsy sterujące skierowane są prostopadle do osi głównej. Silniki są na stałe związane z obiektem sterowania. Aby uzyskać pożądany kierunek impulsu sterującego należy uruchomić silnik korekcyjny w momencie, gdy wirujący obiekt odpowiednio się obróci. Ponieważ wiruje wiruje, to uruchomienie silnika korekcyjnego musi nastąpić odpowiednio wcześniej, aby wypadkowy kierunek  $P_{sr}$  (składowej efektywnej siły sterującej  $P_s$ ) był zgodny z kierunkiem wyznaczonym przez układ sterujący.

$$P_{sr} = \int_{-\phi_z}^{\phi_z} P_s \cos(\phi) d\phi \text{ składowa efektywna siły ciągu od silnika korekcyjnego}$$



Rys. 7. Zmiany w czasie kąta natarcia  $\alpha$  pod działaniem impulsów sterujących od silników korekcyjnych uruchamianych z krotnością co trzy obroty. Lot ze stałą prędkością  $V=160 \text{ m/s}$



Rys. 8. Zmiany w czasie kąta natarcia  $\alpha$  pod działaniem impulsów sterujących od silników korekcyjnych uruchamianych z krotnością co sześć obrotów. Lot ze stałą prędkością  $V=160 \text{ m/s}$

Przy takim sterowaniu impuls od silnika korekcyjnego daje również składową zakłócającą (patrz rys. 4 i 6). Wielkość składowej zakłócającej rośnie wraz ze wzrostem wartości kąta  $2\phi_z$  o jaki obróci się pocisk w czasie pracy silnika korekcyjnego. Składowa ta działająca kolejno

w przeciwnych sobie kierunkach kompensuje się, jednak daje zakłócenia w stabilności lotu bomby. Szczególnie w kątach natarcia i ślizgu. Zaburzenia powstające w kątach natarcia i ślizgu wynikające z pracy kolejnych silników korekcyjnych przedstawiają rys. 7 i 8. Ponieważ, przyjęty w badaniach, czas pracy każdego z silników jest taki sam (0,03 s) to składowa zakłócająca wzrasta wraz ze wzrostem prędkości obrotowej  $\omega$  pocisku (patrz rys. 6).

Zalety przyjętych rozwiązań to:

- brak elementów ruchomych,
- ograniczenie liczby kanałów sterowania,
- zmniejszenie masy i objętości pocisku.

Uzyskujemy je jednak kosztem komplikacji algorytmów sterowania i bardziej złożonych zjawisk dynamiki pocisku.

*Praca wykonywana w ramach projektu badawczego MNiSW „Autonomiczny system sterowania bomb lotniczych”, projekt nr N514-O/0028/32*

## LITERATURA

1. Koruba Z., Osiecki J., *Budowa dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia*. Wyd. Politechniki Świętokrzyskiej Kielce 2006.
2. Dubiel S., *Konstrukcja raket*. Wyd. WAT, Warszawa 1980.
3. Głębocki R., *Dynamika impulsowego naprowadzania małych obiektów przy pomocy raketowych silników korekcyjnych*. Rozprawa doktorska. Politechnika Warszawska MEiL, Warszawa 2000.
4. Gacek J., *Balistyka zewnętrzna*. Wyd. WAT, Warszawa 1999.
5. Kostrow R., Makuszewski M., Studencki M., *Rakiety i artyleria raketowa wojsk lądowych*. Bellona, Warszawa 2001.
6. Vogt R., Głębocki R., Żugaj M., Andrzejczak M., *Sterowanie samonaprowadzających pocisków moździerzowych z wykorzystaniem sterownika opartego na sztucznych sieciach neuronowych*. XIV Konferencja naukowo-techniczna UZBROJENIE 2005.
7. Głębocki R., Vogt R., *Guidance system for smart mortar missiles*. Archive of Mechanical engineering. No 1. 2007.
8. 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.