

## MODELOWANIE I BADANIA SYMULACYJNE NIECIĄGLYCH PROCESÓW STEROWANIA LOTEM MAŁYCH OBIEKTÓW

ROBERT GŁĘBOCKI  
RYSZARD VOGT  
MARCIN ŻUGAJ

*Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska*

Streszczenie. W pracy przedstawiono wyniki prac nad układami sterowania do amunicji inteligentnej. Badania koncentrowały się wokół tak zwanych pocisków beznapedowych (pociski moździerzowe, bomby lotnicze) i impulsowego systemu sterowania.

### 1. WPROWADZENIE



Rys. 1 Zasada działania amunicji inteligentnej

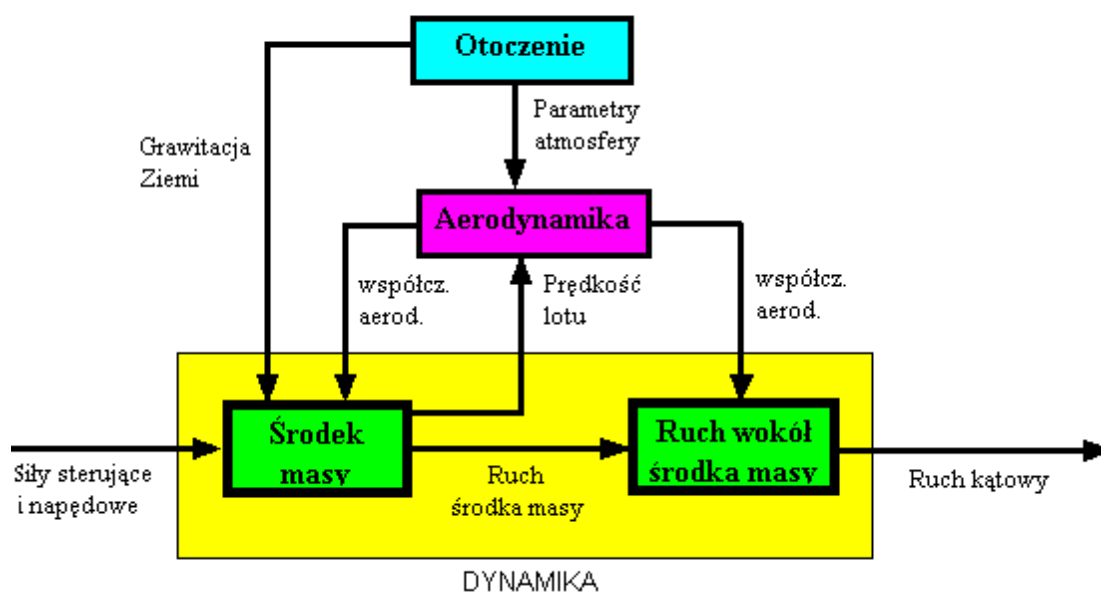
W ostatnim dwudziestolecu wiele wysiłku konstruktorów poświęcono zbudowaniu tak zwanej amunicji inteligentnej realizującej zasadę „fire and forget”. Rysunek 1 przedstawia zasadę działania tego typu broni. Po decyzji o potrzebie użycia takiej broni pociski zazwyczaj są programowane przed lotem. Oprócz danych o warunkach zewnętrznych wprowadzane są

dane dotyczące atakowanych celów i ich sygnatur. Następnie po wystrzeleniu pocisk sam przeszukuje obszar pozostający w jego zasięgu, rozpoznaje cele i naprowadza się na nie.

Celem pracy jest przedstawienie niektórych doświadczeń powstałych w trakcie badań nad dynamiką sterowanych moździerzowych pocisków przeciwpancernych. Pocisk jest naprowadzany z górnej półsfery. Trajektoria lotu jest korygowana przez zespół jednorazowych, impulsowych, raketowych silników korekcyjnych. Pocisk jest wystrzelony z moździerza i 80% czasu lotu leci lotem balistycznym. Układ sterowania pocisku realizuje zasadę „fire and forget”. Pocisk leci lotem niesterowanym nad obszar aktywności celów i dopiero w ostatniej stromej fazie lotu jest naprowadzany automatycznie na 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 zestawu raketowych silników korekcyjnych. Niewielkie silniki raketowe skuteczniej będą oddziaływać na wektor prędkości pocisku niż klasyczne sterowanie aerodynamiczne, przez co mogą dać lepsze od niego efekty samonaprowadzania. Tego typu układ sterowania znajduje zastosowania również w sterowaniu bomb lotniczych.

## 2. DYNAMIKA ZJAWISKA

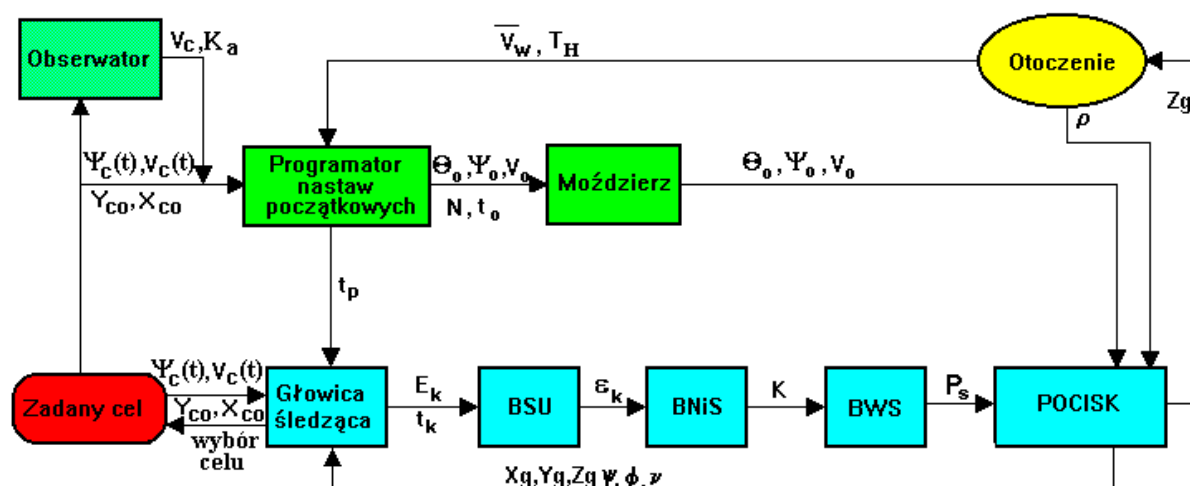


Rys. 2 Schemat blokowy dynamiki obiektu latającego sterowanego poprzez oddziaływanie bezpośrednie na środek ciężkości.

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 wywoływany 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 silników korekcyjnych) oddziałuje na środek masy obiektu, a ruch wokół środka masy jest dopiero następstwem tego pierwszego i oddziaływań aerodynamicznych (rysunek 2). Rozwiązanie takie pozwala na dużo efektywniejsze oddziaływanie na jego wektor prędkości.

## 3. UKŁAD STEROWANIA



Rys. 3 Schemat blokowy systemu naprowadzania pocisku do celu

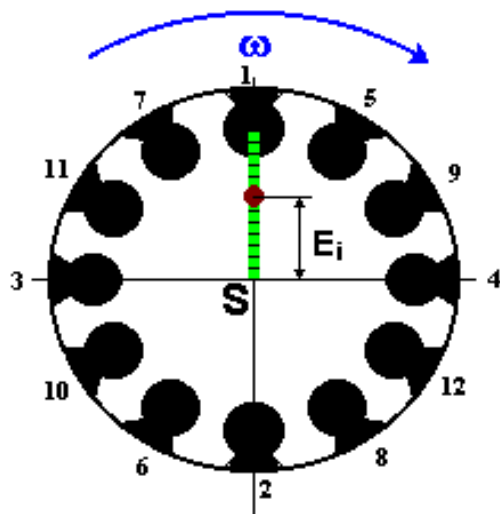
System naprowadzania, będący przedmiotem opisu, nie posiada giroskopowego układu odniesienia. Cały proces naprowadzania, realizowany w systemie, jest prowadzony w układzie współrzędnych związanych z wirującym pociskiem. Upraszcza to znacznie aparaturę sterującą ale jednocześnie komplikuje logikę przetwarzania sygnałów oraz dynamikę sterowanego ruchu obiektu.

Ogólny schemat blokowy systemu, opisujący podstawowe jego funkcje przedstawia rysunek 3. Podstawowymi właściwościami tego systemu są:

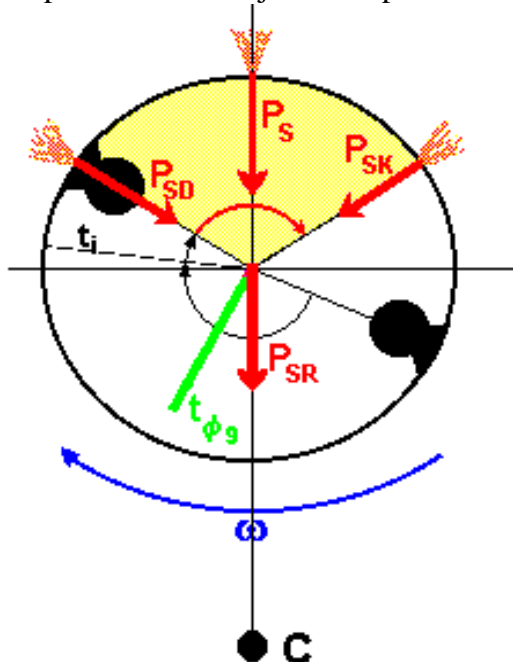
- Głowica Śledząca z liniowym jednowymiarowym detektorem mozaikowym związanym z wirującym pociskiem, umożliwia on nieciągły (raz na jeden obrót pocisku) pomiar kąta odchylenia linii obserwacji celu;
- Blok Sygnału Uchybu (BSU) przetwarzający impulsowy sygnał uchybu  $E$  na sygnał ciągły  $e$ , w bloku tym dokonujemy również filtracji i prognozowania;
- Blok Nawigacji i Sterowania (BNiS) inicjuje proces sterowania oraz ocenia wzajemne położenie pocisku i celu w następstwie czego generuje sygnał sterujący  $K$ ;
- Blok Wykonawczy Sterowania (BWS) składa się z zespołu jednorazowych silników korekcyjnych rozmieszczonych promieniście wokół środka masy pocisku.

## 3.1. Blok wykonawczy sterowania.

Koncepcję sterowania poprzez oddziaływanie bezpośrednio na środek masy obiektu latającego przedstawiono w rozdziale 2. Wymuszenia zmiany kierunku lotu zapewniono, stosując tzw korekcyjne silniki raketowe. Silniki rozmieszczone są promieniście wokół środka masy. 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 (rysunek 5). 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.



Rys. 4 Rozmieszczenie silników korekcyjnych wokół osi pocisku. Numeracja silników odpowiada ich kolejności odpalania.



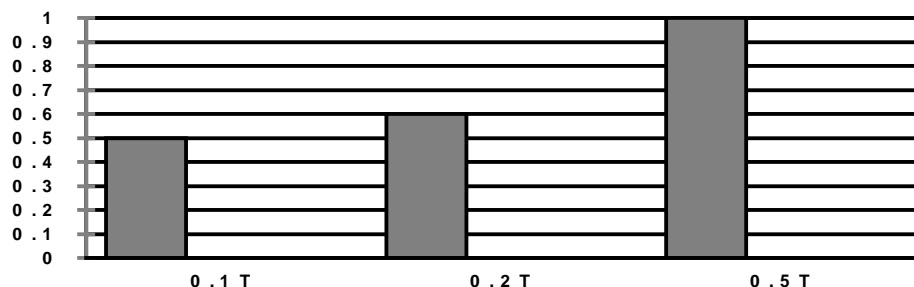
Rys. 5 Zasada sterowania pociskiem przy użyciu raketowych silników korekcyjnych. Obszar żółty przedstawia czas pracy silnika korekcyjnego.

W proponowanym rozwiązaniu układ wykonawczy sterowania (zespół raketowych silników korekcyjnych (rysunek 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 kierunek jego wektora prędkości.

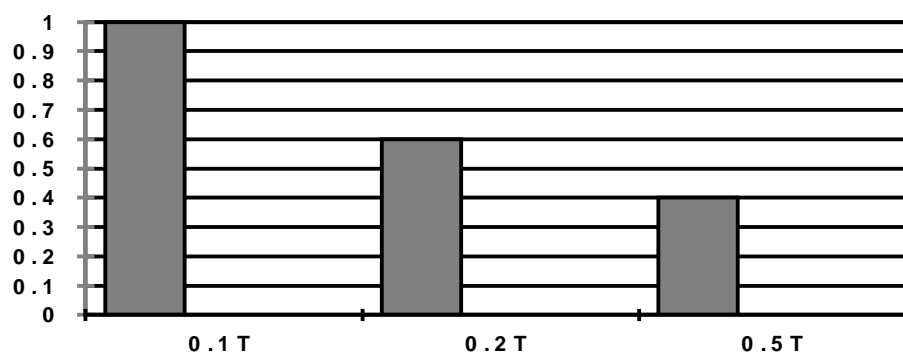
Liczba silników korekcyjnych powinna zapewnić kontrolę układu sterującego nad lotem pocisku od momentu przechwycenia celu, aż do momentu uderzenia w cel. Czas pracy silników nie powinien być dłuższy od 0,4 okresu obrotu pocisku wokół osi podłużnej. Badano możliwości naprowadzania pocisku wyposażonego w od 5 do 15 silników. Ostatecznie przyjęto wersję pocisku z 12 silnikami sterującymi. Na rysunku 6 przedstawiono zależności

między wartością impulsu sterującego i siły sterującej a czasem pracy silnika korekcyjnego w stosunku do okresu obrotu.

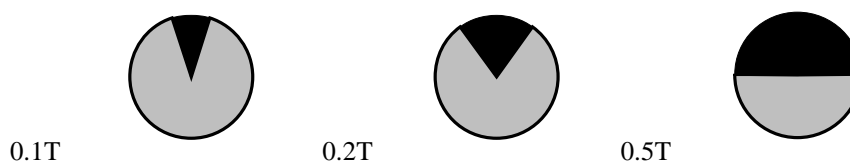
a) [Ns]



b) [N]



c)

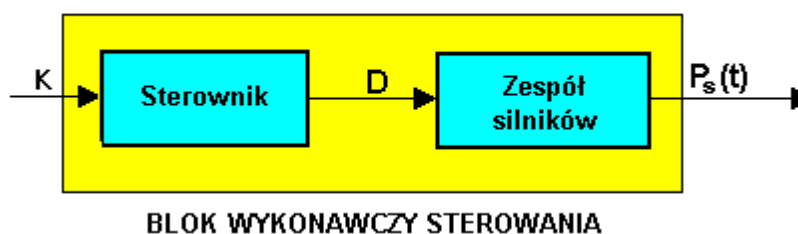


Rys. 6 Zmiana wartości

- 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. Model matematyczny BWS

Dla potrzeb modelu matematycznego podzielono BWS na dwa elementy: sterownik i zespół silników korekcyjnych (rysunek 7). Z UNiS wychodzi sygnał sterujący  $K$  i trafia do sterownika BWS, w którym zawarte są algorytmy odpalania silników sterujących. Sterownik podejmuje decyzję  $D$ , czy należy odpalić kolejny silnik korekcyjny, następnie określa numer kolejnego silnika i wylicza moment jego inicjacji  $t_D$ .



Rys. 7 Schemat blokowy BWS

### Sterownik

O podjęciu decyzji o uruchomieniu kolejnego silnika korekcyjnego decydują trzy kryteria:

1. czy należy dokonać korekty toru lotu

$$K > K_{\text{prog}} \quad (1)$$

gdzie:  $K_{\text{prog}}$  wartość sygnału sterującego powyżej której układ sterujący powinien dokonać korekty toru lotu;

2. czy od ostatniego impulsu sterującego upłynęła wymagana liczba obrotów

$$t - t_D > T_k * N \quad (2)$$

gdzie:  $t$  czas aktualny,  
 $T_k$  ostatni wyliczony okres obrotu,  
 $N$  krotność odpalania silników korekcyjnych;

3. czy pozostały niewykorzystane silniki korekcyjne

$$L \leq 12 \quad (3)$$

gdzie:  $L$  numer kolejnego silnika korekcyjnego, który chcemy uruchomić.

Jeżeli zostały spełnione wszystkie powyższe warunki, to następuje wyliczenie momentu inicjacji odpalenia kolejnego silnika korekcyjnego  $t_D$ . Uruchamiany jest kolejny silnik numer  $L$ . Ponieważ silniki rozmieszczone są promieniście na obwodzie pocisku, to musimy czekać, aż pocisk obróci się, aby silnik znajdował się w odpowiednim położeniu. Sterownik dobiera z pamięci kąt  $\phi_L$  odpowiadający położeniu konkretnego silnika  $L$  na pocisku względem płaszczyzny, w której znajduje się detektor (patrz rysunek 5). Odpalenie silnika musi być ponadto zainicjowane tak, aby w wypadkowa siła  $P_s$  była skierowana w kierunku celu.

Czas odpalenia silnika korekcyjnego  $L$  opisany jest zależnością:

$$t_D = t_k + \frac{f_L}{2p} T_k - 0,5t_s - t_i \quad (4)$$

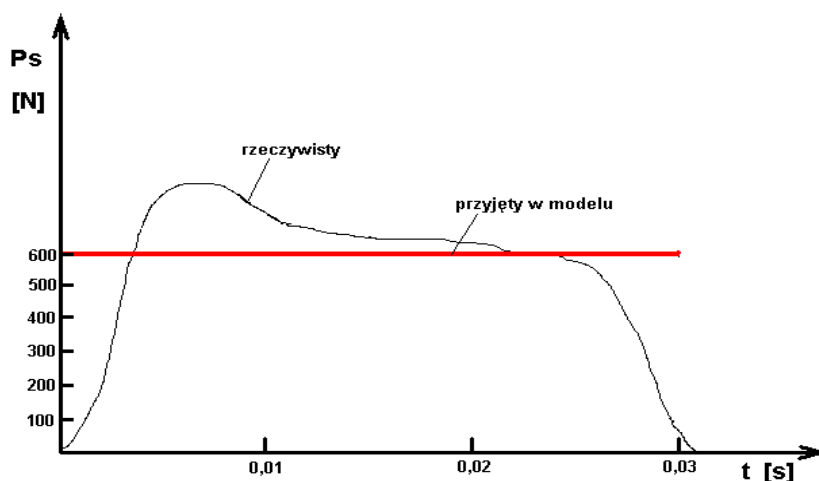
jeżeli  $t_D < t$

$$t_D = t_k + \frac{f_L}{2p} T_k - 0,5t_s - t_i + T_k$$

gdzie:  $t_k$  czas przyścia ostatniego pomiaru uchybu  
 $\phi_L$  kąt między osią silnika  $L$  a osią detektora  
 $T_k$  ostatni wyliczony okres obrotu  
 $t_s$  czas pracy silnika korekcyjnego  
 $t_i$  opóźnienie między decyzją sterownika a rzeczywistym rozpoczęciem pracy przez silnik korekcyjny

### Zespół silników korekcyjnych

Ze sterownika do zespołu silników wysyłany jest dwustanowy sygnał D jako impuls inicjujący odpalenie silnika. Dla potrzeb niniejszych badań przyjęto, że silnik na stały ciąg w czasie całego czasu pracy  $t_s$ . Założenie to odbiega od rzeczywistych charakterystyk pracy silników raketowych, nie jest to jednak ważne na etapie prac nad całością systemu sterowania (rysunek 8). Przy pracy z silnikiem o rzeczywistej charakterystyce należy moment odpalenia silnika skorygować tak, aby siła  $P_s$  była skierowana w kierunku celu (modyfikacja współczynnika stojącego przy  $t_s$  obecnie przyjętego jako 0,5).

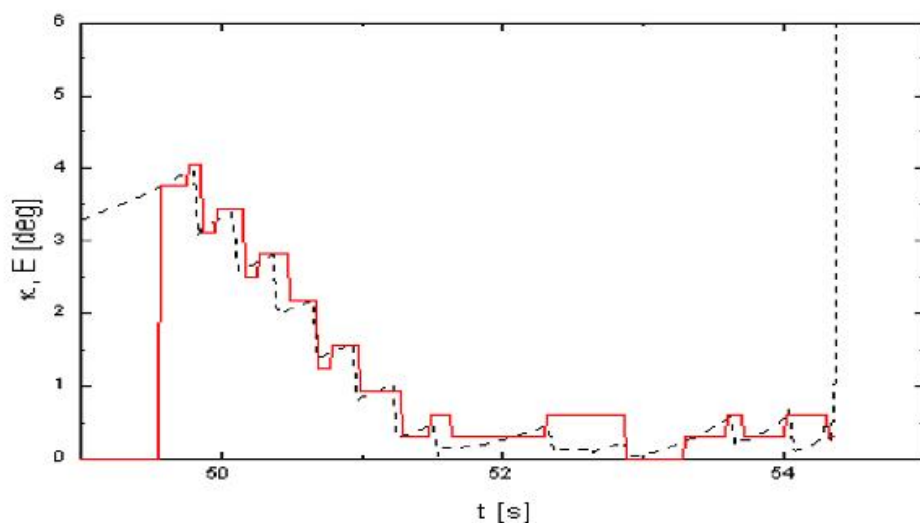


Rys. 8 Rozkłady ciągu silnika korekcyjnego w czasie: zarejestrowany w trakcie badań doświadczalnych (linia cienka), przyjęty w modelu symulacyjnym pocisku (linia gruba)

## 4. BADANIA SYMULACYJNE

Celem naszych badań było znalezienie algorytmów i określenie własności dynamicznych impulsowego sterowania obiektem latającym, według własnych metod. Badania przeprowadzono na modelu numerycznym dynamiki pocisku sterowanego. Model matematyczny został sporządzony jako układ równań różniczkowych. Model ten jest nieciągły i nieliniowy. Opisuje ruch przestrzenny pocisku we wszystkich fazach lotu od wystrzelenia do uderzenia w cel lub w ziemię. Opis ruchu jest na tyle ogólny, że pozwala na badania nad procesami sterowania przy zastosowaniu różnych metod naprowadzania (praw sterowania).

Eksperyment numeryczny został przeprowadzony na podstawie modelu sporządzonego w środowisku obliczeniowym MATLAB/SIMULINK. Potwierdził on duże możliwości sterowania małych obiektów latających poprzez oddziaływanie bezpośrednio na ich środek masy oraz możliwość zastosowania sterowania impulsowego do sterowania obiektów swobodnie opadających, takich jak pociski moździerzowe i pociski lotnicze. Dokładności trafień i jakość sterowania osiągnięte w trakcie symulacji komputerowych pozwalają wiązać duże nadzieje na zastosowanie tego typu układów sterowania. Systemy tego typu powodują wzrost komplikacji algorytmów sterujących, dając w zamian uproszczenie układu wykonawczego sterowania. Składa się on jedynie z zestawu silników raketowych i elektrycznego systemu ich odpalania. Rysunek 9 przedstawia przykładowy przebieg procesu sterowania. Widzimy, jak praca kolejnych silników korekcyjnych najpierw zmniejsza uchyb naprowadzania, a następnie utrzymuje go w przedziale poniżej  $0.5^\circ$ .



Rys. 9 Przebiegi czasowe kąta uchybu i wartości mierzonej przez Głowicę Śledzącą w trakcie lotu sterowanego

Badania prowadzono w ramach grantu MNiI Nr 0T00A02826

#### LITERATURA

1. R. Vogt, R. Głębocki,.: „Problemy badawcze i techniczne związane z projektowaniem systemów sterowania lotem małowalibrowych pocisków inteligentnych” IV Konferencja Awioniki Polańczyk 2004, Publikacja w Zeszytach Naukowych Politechniki Rzeszowskiej
2. R. Vogt, R. Głębocki,.: „Smart mortar missiles” 5th International Conference MECHATRONICS 2004 Warszawa wrzesień 2004. Publikacja w miesięczniku naukowo-technicznym „Elektronika”.

### **SMALL OBJECT FLIGHT CONTROL DISCONTINUOUS PROCESS, MODELING AND SYMULATION RESEARCH**

Summary. In paper were presented some results of works over smart munitions control systems. Researches were concentrate around impulse control method in application to mortar missiles and bombs.