

dr inż. Robert Głębocki
Politechnika Warszawska
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

UKŁAD NAPROWADZANIA I STEROWANIA BOMB LOTNICZYCH

W pracy przedstawiono niektóre rezultaty prac badawczych prowadzonych nad naprowadzaniem bomb lotniczych. Autorzy zaprezentowali propozycję zastosowania systemu sterowania gazodynamicznego z algorytmami naprowadzania bazującymi na przewidywanych trajektoriach wzorcowych. Przedstawione wyniki prac opierają się na badaniach symulacyjnych.

GUIDANCE AND CONTROL SYSTEM FOR AIRCRAFTS' BOMBS

In the paper are presented some results of researches about GPS guided bombs'. Authors described the gasodynamic control system and algorithms based on predictive flight trajectories. Researches are based on computer simulations.

1. WPROWADZENIE DO ZAGADNIENIA

W ostatnich kilkunastu latach obserwujemy szybki rozwój bomb i pocisków sterowanych. Dzieje się tak dzięki możliwościom, jakie daje zastosowanie systemu GPS do nawigacji tego typu obiektów. Pozwolił on na stworzenie niedrogich zestawów umożliwiających samonaprowadzanie bomb lotniczych i pocisków artyleryjskich. Nawigacja oparta jest tu zazwyczaj o połączenie GPS z układem inercyjnym. Jeżeli chodzi o stosowane układy wykonawcze sterowania to w przypadku bomb lotniczych wykorzystujemy zazwyczaj sterowanie aerodynamiczne. W pociskach artyleryjskich i moździerzowych występują zarówno konstrukcje ze sterami aerodynamicznymi jak i gazodynamicznymi.

W prezentowanej pracy przebadano możliwości, jakie daje zastosowanie impulsowych sterów gazodynamicznych do sterowania bombami lotniczymi. Metoda ta stosowana do sterowania pocisków artyleryjskich i moździerzowych może znaleźć zastosowanie i do sterowania bomb lotniczych. Nie zapewnia ona wprawdzie takich zasięgów sterowania jak przy sterowaniu aerodynamicznym jednak jej zaletą jest znaczne uproszczenie konstrukcji poprzez eliminację elementów ruchomych na pokładzie bomby. Ograniczamy w ten sposób zasób energii niezbędny na pokładzie bomby. Zasilanie jest niezbędne jedynie dla elektroniki pokładowej bez konieczności zasilania mechanizmów poruszających powierzchniami sterowymi. Układ sterowania oparty na takich układach wykonawczych będzie znacznie prostszy przez co może być tańszy i bardziej niezawodny.

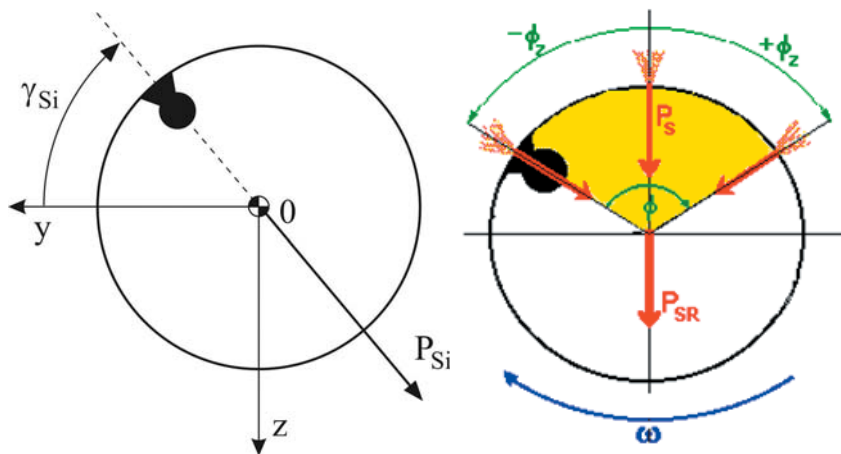
Badania przedstawione w niniejszej pracy wykonano w oparciu o własny model symulacyjny opracowany w środowisku obliczeniowym Matlab/Simulink.

2. UKŁAD WYKONAWCZY STEROWANIA

W rozwiązaniu tym sterowanie jest realizowane za pomocą jednorazowych rakietowych 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. 1).

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.

Blok wykonawczy sterowania



Rys. 1. Siła sterująca od silników korekcyjnych

Koncepcję sterowania poprzez oddziaływanie bezpośrednio na środek ciężkości obiektu latającego przedstawiono w pracy [3]. Wymuszenia zmiany kierunku lotu zapewniono stosując tzw. korekcyjne silniki raketowe. Silniki rozmieszczone są promieniście wokół środka ciężkości. Dają jednorazowe impulsy sterujące, skierowane prostopadłe do osi głównej pocisku. Funkcja inicjująca odpalenie silników zależy od wartości uchybu, fazowego położenia celu oraz położenia kąowego pocisku (rys. 1). 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. Bomba wykonuje od 1 do 2 obrotów na sekundę. Prędkość wirowania jest wymuszana przez przekoszenie stabilizatorów i co za tym idzie prędkość obrotowa zależy od prędkości postępowej.

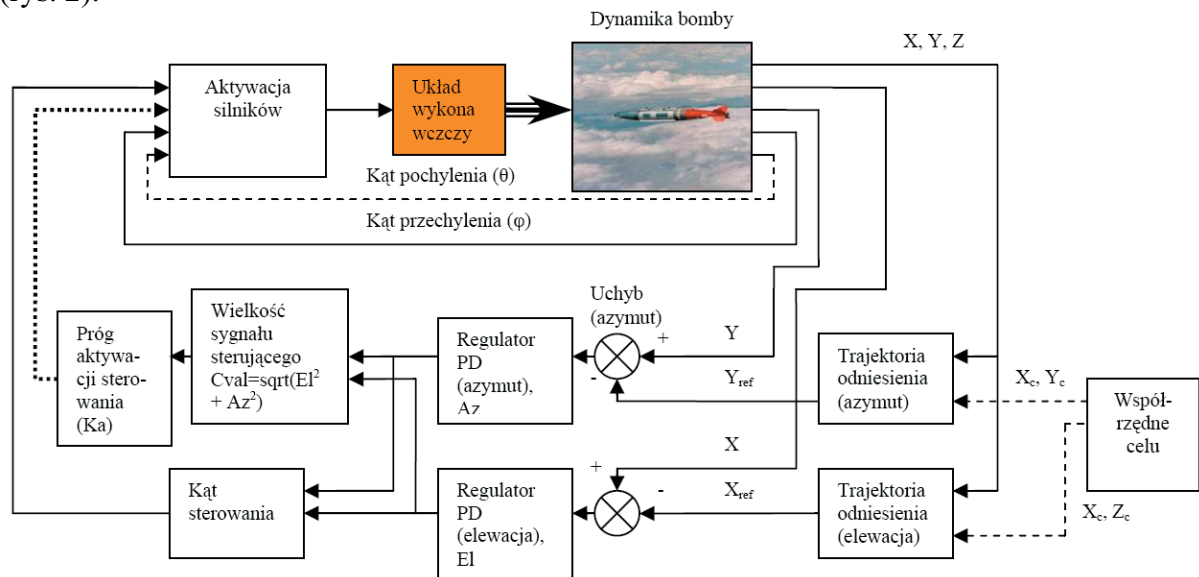
W proponowanym rozwiązaniu układ wykonawczy sterowania (zespół raketowych silników korekcyjnych oddziałuje na środek masy obiektu, a ruch wokół środka masy jest dopiero następstwem tego pierwszego i oddziaływań aerodynamicznych. Rozwiązanie takie pozwala na dużo efektywniejsze oddziaływanie na jego wektor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

Ilość silników korekcyjnych powinna zapewnić kontrolę układu sterującego nad lotem bomby 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 12 do 20 silników.

2. METODY NAPROWADZANIA

Zadaniem układu naprowadzania bomby jest wypracowanie takiej trajektorii lotu, która doprowadzi do upadku obiektu sterowania możliwie najbliżej celu. Układ sterowania ma za zadanie w taki sposób kierować ruchem bomby, by jej trajektoria lotu była możliwie najbliższa wypracowanej przez układ naprowadzania.

Schemat układu naprowadzania i sterowania przedstawiony jest na schemacie blokowym (rys. 2).



Rys. 2. Schemat blokowy układu naprowadzania i sterowania bombą

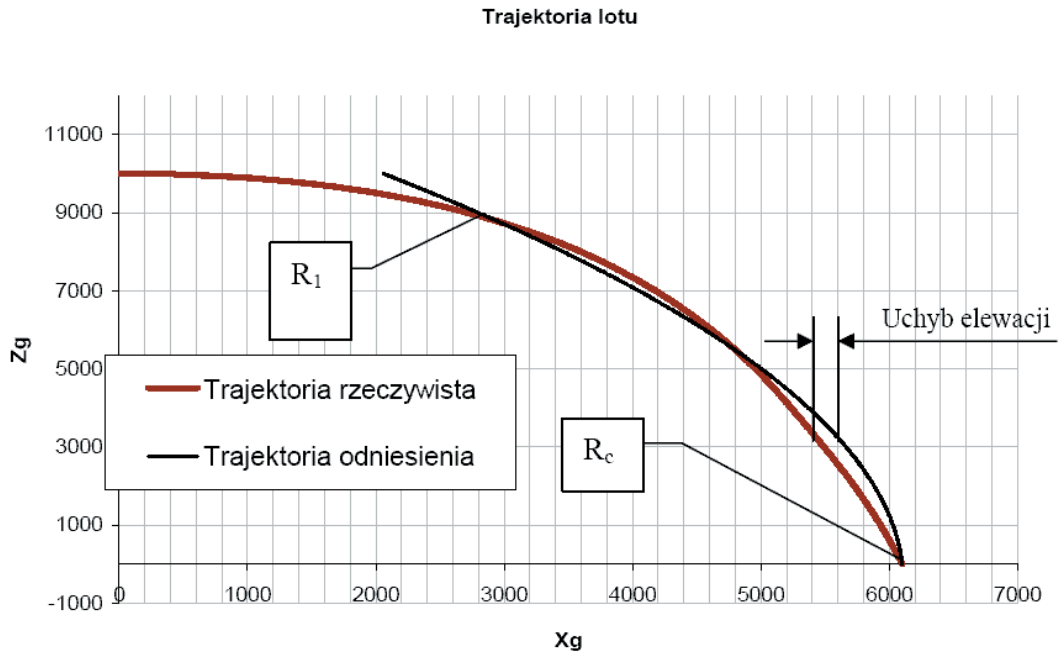
Na podstawie doświadczeń z symulacji przyjęte zostało, że oddzielenie bomby od nosiciela odbywa się w locie poziomym, przy prędkości V_0 . Punkt zrzutu ma współrzędne $(0, 0, Z_0)$ w układzie (X_g, Y_g, Z_g) wykorzystywanym w naprowadzaniu, gdzie Z_0 to wysokość lotu nosiciela w momencie zrzutu. Warunki lotu na początku symulacji to: $Z_0 = 10000$ m, $V_0 = 222$ m/s. Z warunku lotu poziomego wynikają zerowe wartości kątów orientacji przestrzennej oraz prędkości kątowych.

Do naprowadzania bomby wykorzystana została metoda trzypunktowa. Do wypracowania wzorcowej trajektorii lotu wykorzystane są współrzędne celu (R_c), punktu włączenia układu sterowania (R_1) w układzie (X_g, Y_g, Z_g) . Wstępnie wykonane symulacje odpowiedzi bomby na sterowanie przy pomocy silników wskazały, że największy wpływ na odległość punktu upadku bomby sterowanej w stosunku do trajektorii bez sterowania, a w szczególności na zasięg bomby ma działanie w końcowej fazie lotu. Niewielki wpływ użycia układu sterowania w fazie początkowej doprowadził do rozwiązania, w którym sterowanie odbywa się od momentu, w którym kat pochylenia bomby osiągnie $\theta = -45^\circ$. Wymieniony punkt R_1 odpowiada położeniu, w którym kat pochylenia jest równy -45° .

Sterowanie odbywa się w dwóch kanałach azymutu i elewacji. Dla każdego z nich wyliczane są osobne płaskie trajektorie wzorcowe. Uchyb obliczany jest jako różnica odpowiedniej współrzędnej położenia bomby od odpowiadającej jej współrzędnej trajektorii wzorcowej.

Dwa kanały zostały zastosowane ze względu na różny charakter sterowania kursem bomby i jej zasięgiem. Wykorzystanie krzywych płaskich jako trajektorii wzorcowych upraszcza dodatkowo obliczenia. Idealnym rozwiązaniem byłoby określanie uchybu jako odległości

punktu określającego aktualne położenie bomby od krzywej wzorcowej. Ze względu na skomplikowaną procedurę obliczania odległości punktu od krzywej i wymaganą wysoką częstotliwość działania układu naprowadzania przyjęta została metoda uproszczona.



Rys. 3. Definicja uchybu elewacji.

W kanale azymutu uchyb obliczany jest jako różnica aktualnej współrzędnej y i współrzędnej y_{refAz} obliczonej dla bieżącej wartości x : $Er_{Az} = y - y_{refAz}(x)$

Ponieważ osiągnięte odchylenia poziomej składowej prędkości lotu od kierunku Xg są niewielkie (w zakresie kilkunastu stopni) błąd popełniany przez wykorzystanie prostokątnej składowej odległości ma pomijalną wartość.

W kanale elewacji uchyb obliczany jest jako różnica aktualnej współrzędnej x i współrzędnej x_{refEl} obliczonej dla bieżącej wartości z : $Er_{El} = x - x_{refEl}(z)$

W przypadku kanału elewacji sytuacja nie jest tak korzystna, jak w przypadku kanału azymutu. Ponieważ jednak sterowanie odbywa się od momentu, gdy kąt pochylenia bomby wynosi $\theta = -45^\circ$, a kąt pochylenia w chwili upadku bomby waha się w zakresie od 80° do 88° błąd popełniany przez uproszczenie ma zmniejszającą się wartość. Ze względu na zakres wartości kąta θ przyjęte rozwiązanie jest korzystniejsze niż alternatywne z wykorzystaniem trajektorii wzorcowej przedstawionej jako funkcja $Z_{ref}(x)$.

2.1. Trajektoria wzorcowo - linia prosta

Prosta jest najłatwiejsza do wyznaczenia postacią trajektorii wzorcowej. Do jej wyznaczenia wystarczają współrzędne początku naprowadzania oraz współrzędne celu. Algorytm ma zamkniętą postać obliczeń współczynników równania prostej $y=ax+b$

Na potrzeby sterowania bombą w kanale azymutu ta postać trajektorii wzorcowej daje satysfakcjonujące wyniki. W kanale elewacji metoda jest niezadowalająca.

2.2. Trajektoria wzorcowo - parabola

Rzut toru lotu na płaszczyznę pionową jest mocno zakrzywiony, więc jego przybliżenie prostą jest daleko idącym uproszczeniem. Dla skutecznego sterowania zasięgiem bomby potrzebna jest doskonalsza metoda. Ponieważ parabola jest teoretyczną postacią trajektorii ru-

chu ciała rzuconego w próżni, naturalnym wydaje się zastosowanie jej jako możliwie prostego przybliżenia trajektorii ruchu rzeczywistego obiektu latającego.

Mimo, iż trajektoria ciała wyrzuconego poziomo w próżni ma postać paraboli o wierzchołku w punkcie początkowym, metoda opisu paraboli jako funkcji $z(x)$ okazała się niedoskonała.

Lepsze wyniki osiągnięte zostały, gdy parabola została wyznaczona jako funkcja $x(z)$.

2.3. Trajektoria wzorcowa - krzywa wyższego rzędu

Tor lotu bomby uzyskany w wyniku symulacji różni się od paraboli. W początkowej fazie lotu jest bardziej płaski, jego zakrzywienie następuje bardziej gwałtownie, niż w przypadku ruchu w próżni. Jest to spowodowane zmniejszaniem się prędkości obiektu w początkowej fazie lotu. Dla otrzymania lepszego przybliżenia optymalnej trajektorii lotu możliwe jest zastosowanie krzywej wyższego rzędu. Zastosowanie takiego rozwiązania wymaga rozwiązania dwóch istotnych zagadnień:

- 1) Większa liczba współczynników dla krzywej wyższego stopnia. Konieczne byłoby oszacowanie współrzędnych kilku punktów pośrednich na trajektorii lotu bomby
- 2) Większy wymiar układu równań – potrzebne większe możliwości obliczeniowe.

Na obecnym etapie prac nie przeprowadzono badań z krzywymi wyższego rzędu.

3. WYNIKI BADAŃ SYMULACYJNYCH

Poniżej przedstawiono przykładowe wyniki badań symulacyjnych nad opracowanym układem naprowadzania. Rys. 4 i 5 przedstawiają przypadek gdy trajektoria wzorcowa jest linią prostą zarówno w kanale azymutu jak i elewacji. Układ wykonawczy sterowania ma do dyspozycji 20 silników korekcyjnych o stałym ciągu 2000 N. Na rys. 4 oprócz kątów pochylenia TETA, odchylenia PSI i natarcia alfa oraz momentów odpalania poszczególnych silników korekcyjnych (ciąg) zaznaczono następujące parametry:

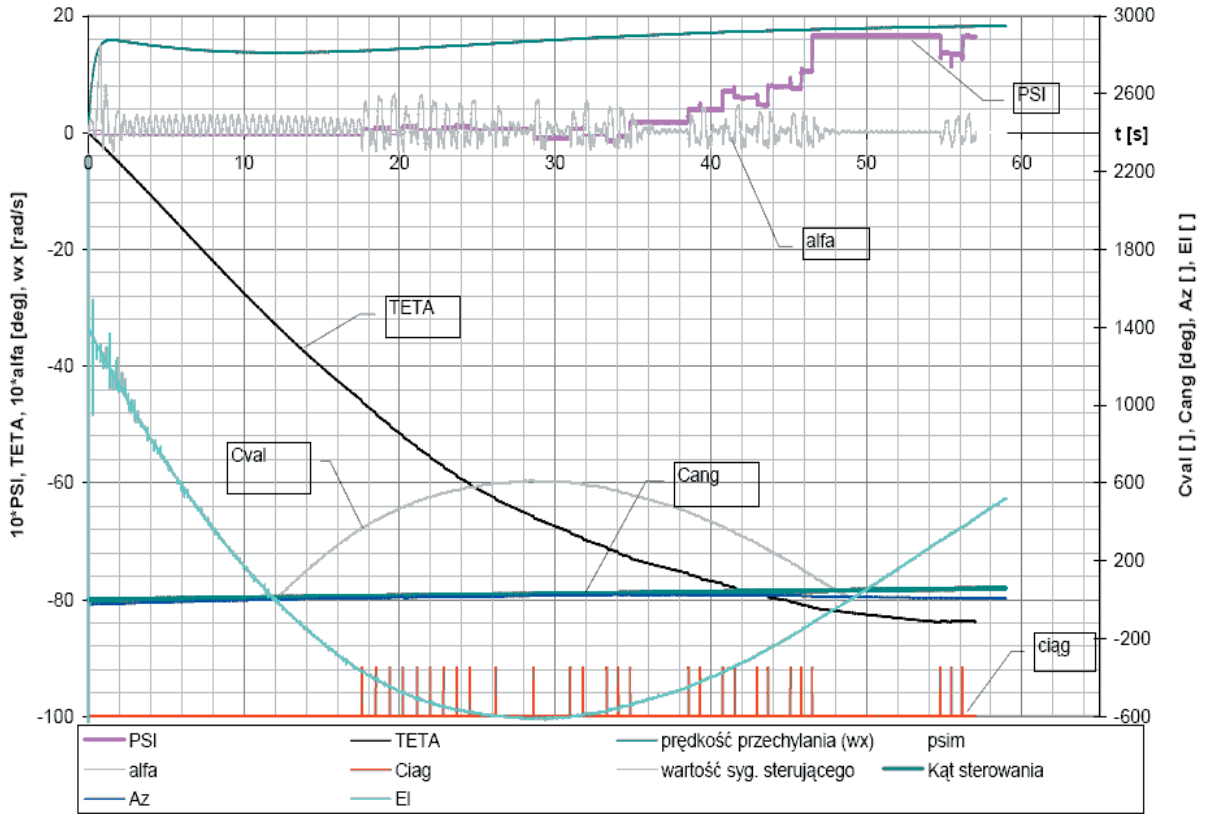
El, Az – sygnały wyjściowe z regulatorów w kanale elewacji i azymutu

Cang – kąt sterowania, kąt w jakim powinien być skierowany ciąg silnika korekcyjnego dla optymalnego efektu

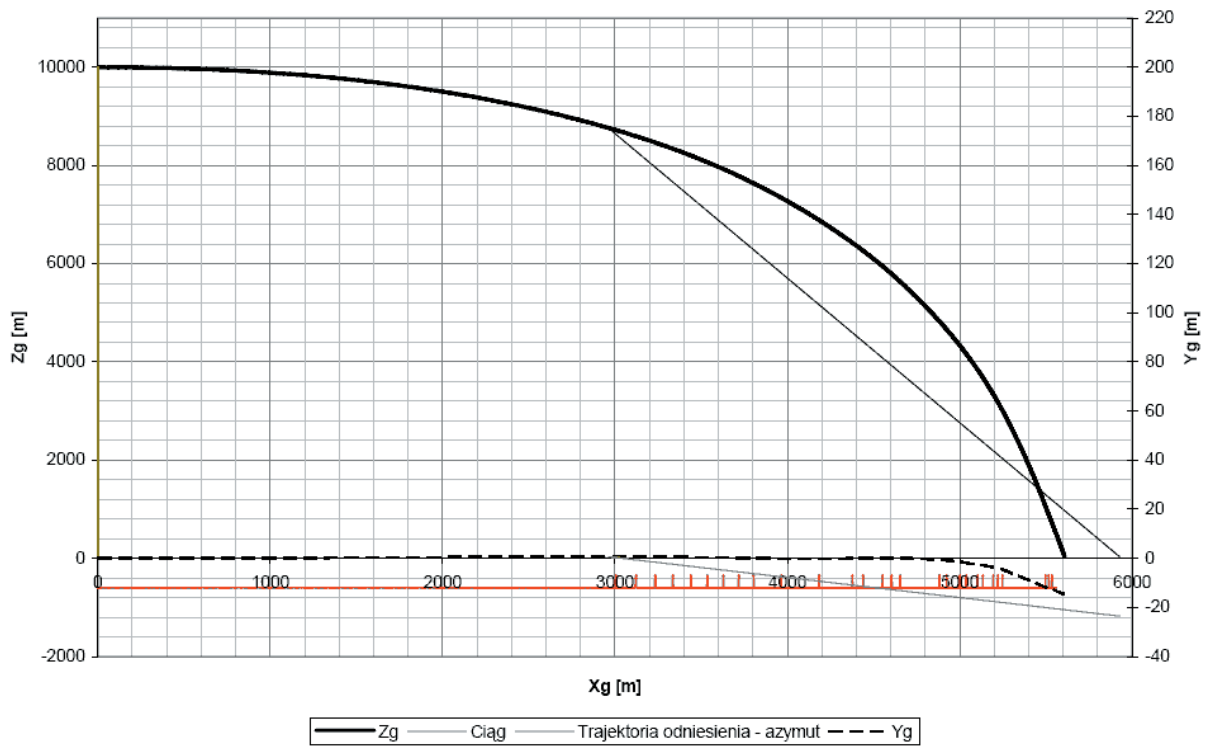
Cval – wartość sygnału sterującego, suma wektorowa sygnałów El i Az, porównywana z wartością progu aktywacji sterowania

Na rys. 5 przedstawiono trajektorie lotu i trajektorie wzorcową (w tym przypadku prostą) w płaszczyźnie X_gZ_g i X_gY_g . W przedstawionym przykładzie bomba niesterowana spada w punkcie ($X_g=5990$ m, $Y_g=3$ m). Cel znajduje się w punkcie ($X_g=5950$ m, $Y_g=-25$ m). Układ sterowania musi w tym przypadku skrócić zasięg lotu i odchylić go w prawo. Jak widać z przedstawionych wykresów badania symulacyjne pokazały zadowalający przebieg procesu sterowania w kanale azymutu. Jednak w kanale elewacji metoda nie przyniosła poprawnych rezultatów. Prosta zbyt odbiega od balistycznej trajektorii lotu. Układ sterowania zbyt intensywnie oddziałuje na obiekt po rozpoczęciu procesu sterowania. Przez to w ostatnią fazę lotu bomba wchodzi w konfiguracji przestrzennej bardzo oddalonej od optymalnej. Przeprowadzone kolejne dziesięć prób symulacyjnych dla różnych konfiguracji położenia celu względem punktu upadku balistycznego bomby przyniosło podobne rezultaty.

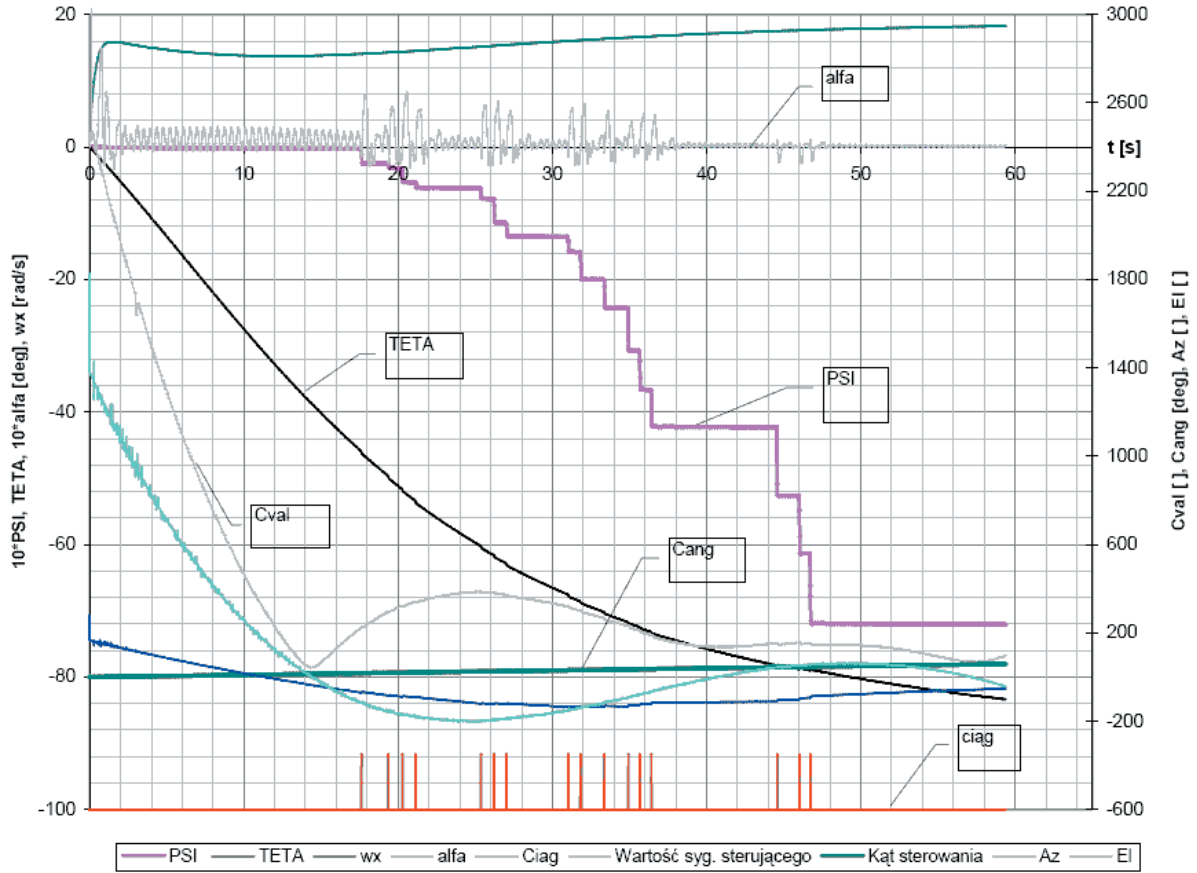
Na podstawie tych wyników można stwierdzić, że przyjęcie prostej jako trajektorii wzorcowej jest dopuszczalne i daje dobre wyniki jedynie w kanale sterowania w płaszczyźnie azymutu. W kanale sterowania w płaszczyźnie elewacji metoda nie daje dobrych rezultatów i tu postanowiono użyć krzywej trajektorii wzorcowej przybliżonej krzywą wyższego rzędu (parabola).



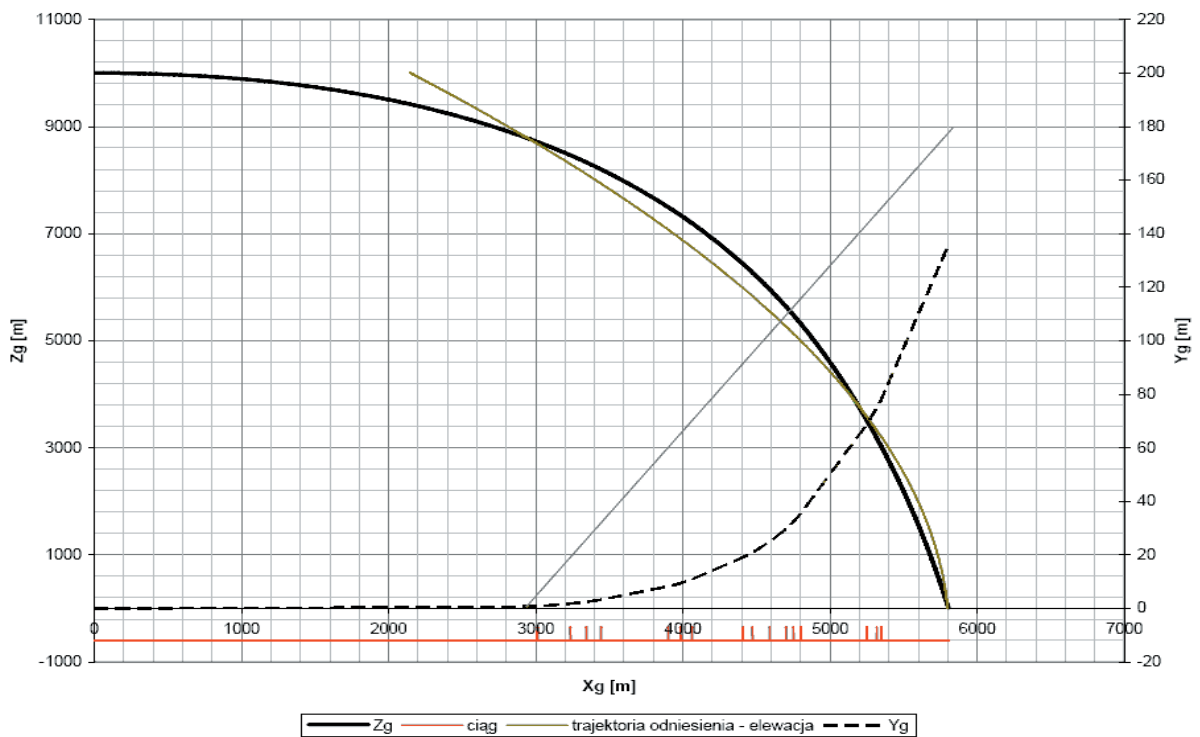
Rys. 4. Przebieg parametrów lotu i sterowania (prosta, ciąg 2000 N)



Rys. 5. Trajektoria lotu (prosta, ciąg 2000 N)



Rys. 6. Przebieg parametrów lotu i sterowania (parabola, ciąg 2000)



Rys. 7. Trajektoria lotu (parabola, ciąg 2000)

Rys. 6 i 7 przedstawiają przypadek gdy trajektoria wzorcowa jest prostą w kanale azymutu zaś w kanale elewacji jest parabolą. Trajektorie te wyznaczono metodami opisanymi w poprzednim rozdziale. Podobnie jak w przypadku z rys. 4 i 5 układ wykonawczy sterowania ma do dyspozycji 20 silników korekcyjnych o stałym ciągu 2000 N. Oznaczenia na rysunkach są podobne jak w przypadku rys. 4 i 5.

Na rys. 7 przedstawiono trajektorie lotu i trajektorie wzorcowe. Prostą dla sterowania w kanale azymutu i parabolę dla sterowania w kanale elewacji. W przedstawionym przykładzie bomba niesterowana, podobnie jak w przypadku z rys. 5, spada w punkcie ($X_g=5990\text{m}$, $Y_g=3\text{m}$). Tym razem mamy dobre wyniki również dla sterowania w kanale elewacji. Ostateczny błąd trafienia jest w granicach 20 metrów przy użyciu znacznie mniejszej ilości silników korekcyjnych niż w przypadku trajektorii wzorcowej przyjętej jako linia prosta.

Zastosowanie parabolicznej trajektorii odniesienia dla kanału elewacji istotnie zwiększyło skuteczność naprowadzania. Przeprowadzone kolejne próby symulacyjne wskazują, że dzięki zastosowaniu tej trajektorii możliwe jest skuteczne zarówno zwiększenie jak i zmniejszenie zasięgu bomby. Zauważalne jest ograniczenie możliwego do osiągnięcia zasięgu. Odsterowania bomby do około 200m od punktu upadku balistycznego. Aby zwiększyć ten zasięg należy zwiększyć ciąg silników korekcyjnych.

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

Bibliografia

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.