



Dynamika i sterowanie giroskopowego układu naprowadzania bomby na cel naziemny

Zbigniew KORUBA^{*}, Marta GRZYB

Politechnika Świętokrzyska, Al. 1000-lecia PP 7, 25-314 Kielce

^{}autor korespondencyjny, e-mail: ksmzko@tu.kielce.pl*

Artykuł wpłynął do redakcji 06.06.2014. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano 31.01.2015

DOI: 10.5604/20815891.1157777

Streszczenie. W artykule przedstawiony jest algorytm naprowadzania bomby kierowanej na cel naziemny z wykorzystaniem układu giroskopowego. Rozpatrzone są różne przypadki realizacji toru programowego połączonego z samonaprowadzaniem w końcowym odcinku lotu. Przytoczone są niektóre wyniki symulacji komputerowej.

Słowa kluczowe: mechanika, dynamika i sterowanie, naprowadzanie, bomba kierowana

1. WSTĘP

Powszechnie stosowanym systemem nawigacji w obiektach latających (np. pociski rakietowe, bomby kierowane) jest system nawigacji satelitarnej GPS. Początkowo w odbiorniki GPS wyposażano samoloty, okręty, czołgi i pociski samosterujące dalekiego zasięgu. Z czasem system ten był stosowany także w pociskach rakietowych ziemia – powietrze, bombach kierowanych oraz pociskach artyleryjskich. Pomimo wielu zalet, jakie wykazuje ten sposób nawigacji, okazuje się, że łatwo może dojść do zakłócenia systemu GPS, co w konsekwencji może prowadzić do znacznych błędów naprowadzania.

Artykuł został opracowany na podstawie referatu prezentowanego podczas X Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa”, Ryn, 15-18 września 2014 r.

Rozwiązaniem takiego problemu stało się stosowanie systemów nawigacji wspomaganych dodatkowo przez inercyjny system nawigacji (INS), stosowanych m.in. w bombach AGM – 154 JSOW oraz JDAM, a nawet połączenia laserowego systemu naprowadzania z systemem GPS/INS w bombach Paveway IV firmy Raytheon – system GAINS [1]. Połączenie systemów nawigacji może wskazywać na niedostateczną pewność stosowania któregośkolwiek z systemów. W dzisiejszych czasach system nawigacji GPS nie jest na tyle niezawodny i wiarygodny (posiadanie dostępu do „militarnego” systemu GPS tylko przez wybrane kraje), aby mógł być jedynym systemem stosowanym w naprowadzaniu bomb kierowanych. Pomimo że system ten jest ciągle udoskonalany oraz powstają nowe rozwiązania techniczne – mikroprocesor zapewniający autonomiczne naprowadzanie, bez użycia sygnałów z satelitów nawigacyjnych [2], system ten nie powinien stać się jedynym środkiem służącym do naprowadzania.

W pracy zaprezentowano giroskopowy system naprowadzania bomby kierowanej na naziemny cel ruchomy oraz nieruchomy. Pomimo powstawania coraz nowszych systemów nawigacyjnych, giroskop ciągle stanowi niezawodne wyposażenie obiektów latających [3-6]. System ten w porównaniu z GPS jest odporny na zakłócenia i może stanowić podstawę układu naprowadzania bomby kierowanej. Odbiornik GPS będzie stanowił jedynie urządzenie sprawdzające zgodność wskazań i umożliwiał korygowanie błędów, co zwiększy prawdopodobieństwo trafienia w cel naziemny.

Zadaniem giroskopu w układzie samonaprowadzania bomby jest wyznaczenie w każdej chwili czasu ściśle określonego kierunku lotu bomby. Kierunek lotu może być wyznaczany na dwa różne sposoby:

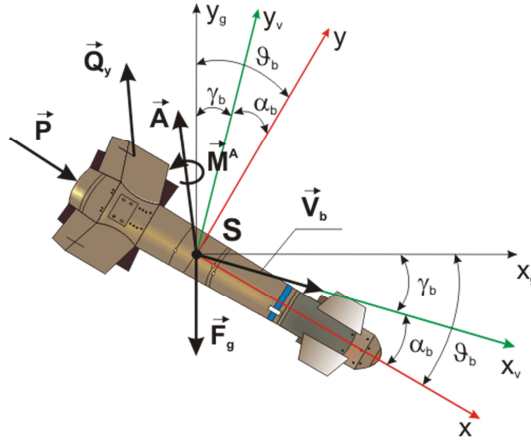
- 1) dla celów ruchomych i emitujących fale cieplne (czołgi, wozy opancerzone itp.) – poprzez zastosowanie nadążnego sterowania położeniem osi giroskopu na podstawie sygnałów z głowicy wyposażonej w detektor podczerwieni,
- 2) dla celów nieruchomych (podziemne bunkry, mosty itp.) – poprzez programowe sterowanie położeniem osi giroskopu na podstawie dokładnych danych o położeniu tych celów.

W pierwszym przypadku polega to na wyznaczeniu przez oś giroskopu linii obserwacji celu, w drugim zaś – na obliczeniu toru kinematycznego lotu bomby przez komputer pokładowy bomby – w niniejszej pracy z wykorzystaniem metody sklepanych funkcji wielomianowych. W obydwu przypadkach otrzymane dane przekazywane są do pilota automatycznego bomby, gdzie wypracowywane są sygnały sterujące dla układów wykonawczych sterów kierunku i wysokości.

2. MODEL MATEMATYCZNY NAPROWADZANIA BOMBY KIEROWANEJ NA CEL NAZIEMNY

2.1. Równania ruchu bomby w płaszczyźnie pionowej

Zakładamy, że ruch bomby odbywa się w płaszczyźnie pionowej i że kąt natarcia α jest mały.



Rys. 1. Układy odniesienia i działające siły oraz momenty niezbędne do wyprowadzenia równań ruchu bomby kierowanej w płaszczyźnie pionowej

Fig. 1. The assumed frames reference and the forces and moments necessary to formulate the equations of the guided bomb movement on a vertical plane

Na podstawie rysunku 1 układ równań lotu bomby zapisany za pomocą zmiennej niezależnej x (przyjmujemy równanie toru $y = y(x)$) przedstawimy w następującej postaci [7, 8]:

$$\frac{dV_b}{dx} = \frac{\sqrt{1+y'^2(x)}}{V_b} \left(\frac{P}{m_b} - g \sin \gamma_b - \lambda_x V_b^2 \right) \quad (1)$$

$$\frac{d\gamma_b}{dx} = \frac{\sqrt{1+y'^2(x)}}{V_b} \left[\left(\frac{P}{m_b V_b} + \lambda_y V_b \right) (\vartheta_b - \gamma_b) - \frac{g}{V_b} \cos \gamma_b + \frac{Q_y}{m_b V_b} \right] \quad (2)$$

$$Q_y = m_b V_b^2 \left(\frac{y''(x)}{(1+y'^2(x))^{3/2}} - \left(\frac{P}{m_b V_b^2} + \lambda_y \right) (\vartheta_b - \gamma_b) \right) + \frac{m_b g}{\sqrt{1+y'^2(x)}} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{d^2\vartheta_b}{dx^2} = & -\frac{1}{V_b} \left[\frac{dV_b}{dx} - V_b \frac{y'(x)y''(x)}{1+y'^2(x)} \right] \frac{d\vartheta_b}{dx} - D_1 \frac{\alpha_b}{L} [1+y'^2(x)] + \\ & + D_2 \frac{y''(x)}{\sqrt{1+y'^2(x)}} - (D_2 + D_3) \sqrt{1+y'^2(x)} \frac{d\vartheta_b}{dx} + \frac{eQ_y}{J_k V_b} [1+y'^2(x)] \end{aligned} \quad (4)$$

W powyższych równaniach oznaczono:

V_b [m/s] – prędkość lotu bomby;

$g = 9.81$ [m/s²] – przyspieszenie ziemskie;

γ_b [rad] – kąt lotu bomby;

α_b [rad] – kąt natarcia, $\alpha_b = \vartheta_b - \gamma_b$;

ϑ_b [rad] – kąt nachylenia osi bomby do poziomu, $\vartheta_b = \gamma_b + \alpha_b$;

r [m] – odległość środka masy bomby od celu (punktowego);

ε [rad] – kąt nachylenia linii wizowania;

m_b [kg] – masa bomby;

J_k [kg m²] – główny centralny moment bezwładności bomby względem osi poprzecznej;

L [m] – długość korpusu bomby;

e [m] – odległość punktu działania siły sterującej od środka masy bomby (mimośród działania siły Q_y);

Q_y [N] – siła sterująca lotem bomby, wyznaczona z zadania odwrotnego dynamiki;

P [N] – alternatywna siła napędowa (ciąg);

A_x [N] = $c_x \rho \frac{V_b^2}{2} S$ – składowa podłużna sił aerodynamicznych;

A_y [N] = $c_y \rho \frac{V_b^2}{2} S$ – składowa poprzeczna sił aerodynamicznych;

$S = \frac{\pi d^2}{4}$ [m²] – gdzie d jest średnicą największego przekroju bomby;

ρ [kg/m³] – gęstość powietrza;

c_x, c_y – współczynniki sił aerodynamicznych, które przyjmujemy jako wielkości stałe;

C_1, C_2, C_3 – współczynniki momentów sił aerodynamicznych, które przyjmujemy jako wielkości stałe;

$M^A = -C_1 V_b^2 \alpha_b - C_2 V_b L \frac{d\alpha_b}{dt} - C_3 v L \frac{d\vartheta_b}{dt}$ – moment siły nośnej oraz sił tłumienia aerodynamicznego,

$\lambda_x = c_x \frac{\rho S}{2m}$, $\lambda_y = c_y \frac{\rho S}{2m}$, $D_1 = \frac{C_1 L}{J_k}$, $D_2 = \frac{C_2 L}{J_k}$, $D_3 = \frac{C_3 L}{J_k}$ [1/m] – przyjęte oznaczenia.

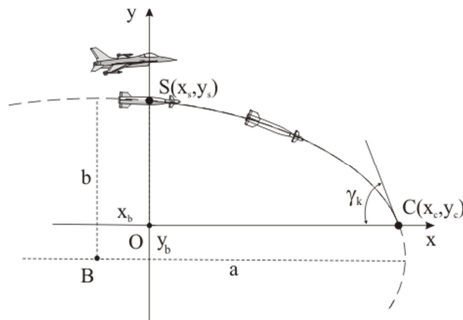
Siła sterująca Q_y wyznaczana jest z zadania odwrotnego dynamiki. Przedstawia to równanie (3). Dla obliczeń (symulacji lotu bomby) całkujemy układ równań (1), (2) i (4) i wyznaczamy $V_b(x)$, $\gamma_b(x)$ i $\vartheta_b(x)$, a następnie otrzymujemy realizowany tor lotu bomby na podstawie następującej całki:

$$y_r(x) = y_r(0) + \int_0^x \text{tg}[\gamma_b(x)] dx \tag{5}$$

2.2. Tor programowy (zadany) ruchu bomby

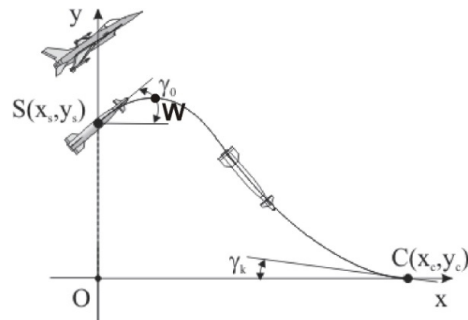
Kształt toru lotu bomby kierowanej w zasadzie może przybierać różne formy w zależności od zadań stawianych obiektowi latającemu. Postulujemy pożądany tor lotu bomby w postaci funkcji $y=y(x)$. W przypadku gdy położenie celu jest znane, a cel jest nieruchomy, możemy zastosować całkowicie programowalny tor lotu po założonej funkcji.

Lot programowy, który jest realizowany zarówno w przypadku naziemnego celu ruchomego, jak i nieruchomego, jest wprowadzony do komputera pokładowego bomby kierowanej przed jej zrzutem. Podczas trwania lotu programowego bomba kierowana nie otrzymuje żadnych dodatkowych sygnałów, z wyjątkiem tych, które były wcześniej zaprogramowane.



Rys. 2. Widok ogólny toru lotu programowego w postaci wycinka elipsy

Fig. 2. The general view of the pre-programmed flight path in a section of an ellipse



Rys. 3. Widok ogólny toru lotu programowego w postaci krzywej trzeciego stopnia („W” oznacza punkt przewyższenia)

Fig. 3. The general view of the pre-programmed flight path in the form of the curve of the third degree polynomial („W” means a point clearance)

Proponowane w niniejszej pracy algorytmy naprowadzania określają zadane tory lotu dla autopilota bomby [9]. Spośród dużej liczby możliwych torów ograniczymy się do trzech [10]:

- a) lot programowy po torze w postaci wycinka elipsy;
- b) lot programowy po torze w postaci krzywej wielomianowej trzeciego stopnia;
- c) lot programowy po torze w postaci dwóch połączonych ze sobą krzywych wielomianowych trzeciego stopnia.

W przypadku pierwszym programowy lot bomby ma postać wycinka elipsy, z zaprogramowanym położeniem punktu zrzutu $S(x_s, y_s)$ i położenia celu $C(x_c, y_c)$ oraz kątem γ_k , pod którym bomba ma atakować cel. Na rysunku 2 punkt B oznacza ognisko elipsy. Równanie wycinka elipsy przechodzącego przez punkty S i C otrzymamy zatem w postaci:

$$y_g(x_g) = a \cdot \sqrt{1 - b \frac{x_b^2}{x_c^2}} - a \cdot \sqrt{1 - b} \quad (6)$$

gdzie: $a = y_s \cdot \frac{y_s - x_c \cdot \text{tg} \gamma_k}{2 \cdot y_s - x_c \cdot \text{tg} \gamma_k}$; $b = 1 - \left(1 - \frac{y_s}{a}\right)^2$ – długości półosi elipsy.

W przypadku trzecim lot bomby odbywa się po krzywej programowej w postaci dwóch połączonych ze sobą funkcji wielomianowych trzeciego stopnia [10]. W celu realizacji zadanej trajektorii muszą zostać określone następujące początkowe parametry: współrzędne punktu zrzutu bomby kierowanej $S(x_s, y_s)$, współrzędne punktu położenia celu $C(x_c, y_c)$, kąt, pod jakim zostanie zrzuczona bomba γ_0 oraz kąt, pod jakim nastąpi uderzenie w cel γ_k . Przy uwzględnieniu zadanych parametrów lotu bomby kierowanej równanie toru lotu programowego w postaci dwóch krzywych wielomianowych połączonych ze sobą w punkcie przewyższenia $W(x_w, y_w)$ możemy zapisać w następującej postaci:

$$\begin{cases} y_{g1}(x) = ax_g^3 + bx_g^2 + cx_g + d \\ y_{g2}(x) = ex_g^3 + fx_g^2 + gx_g + h \end{cases} \quad (7)$$

gdzie:

$$a = -\frac{-2 \cdot y_s + x_s \cdot \gamma_0 - 2 \cdot y_w + x_w \cdot \gamma_0}{x_s^3 + 3 \cdot x_s \cdot x_w^2 - x_w^3 - 3 \cdot x_w \cdot x_s^2},$$

$$\begin{aligned}
b &= \frac{-\gamma_0 \cdot x_s^2 + 3 \cdot x_s \cdot y_s - 3 \cdot x_s \cdot y_w - x_s \cdot x_w \cdot \gamma_0 + 2 \cdot x_w^2 \cdot \gamma_0}{x_s^3 + 3 \cdot x_s \cdot x_w^2 - x_w^3 - 3 \cdot x_w \cdot x_s^2} + \\
&\quad + \frac{3 \cdot x_w \cdot y_s - 3 \cdot x_w \cdot y_w}{x_s^3 + 3 \cdot x_s \cdot x_w^2 - x_w^3 - 3 \cdot x_w \cdot x_s^2}, \\
c &= \frac{-x_w \cdot (x_s \cdot x_w \cdot \gamma_0 + x_w^2 \cdot \gamma_0 - 2 \cdot \gamma_0 \cdot x_s^2 + 6 \cdot x_s \cdot y_s - 6 \cdot x_s \cdot y_w)}{x_s^3 + 3 \cdot x_s \cdot x_w^2 - x_w^3 - 3 \cdot x_w \cdot x_s^2}, \\
d &= \frac{y_w \cdot x_s^3 - 3 \cdot y_w \cdot x_w \cdot x_s^2 - x_w^3 \cdot y_s + x_w^3 \cdot x_s \cdot \gamma_0}{x_s^3 + 3 \cdot x_s \cdot x_w^2 - x_w^3 - 3 \cdot x_w \cdot x_s^2} + \\
&\quad + \frac{-x_w^2 \cdot \gamma_0 \cdot x_s^2 + 3 \cdot x_w^2 \cdot x_s \cdot y_s}{x_s^3 + 3 \cdot x_s \cdot x_w^2 - x_w^3 - 3 \cdot x_w \cdot x_s^2}, \\
e &= \frac{-2 \cdot y_c - x_w \cdot \gamma_k + 2 \cdot y_w + x_c \cdot \gamma_k}{-x_c^3 - 3 \cdot x_c \cdot x_w^2 + x_w^3 + 3 \cdot x_w \cdot x_c^2}, \\
f &= \frac{-2 \cdot x_w^2 \cdot \gamma_k - 3 \cdot x_w \cdot y_c + 3 \cdot x_w \cdot y_w + x_c \cdot x_w \cdot \gamma_k}{-x_c^3 - 3 \cdot x_c \cdot x_w^2 + x_w^3 + 3 \cdot x_w \cdot x_c^2} + \\
&\quad + \frac{-3 \cdot y_c \cdot x_c + 3 \cdot y_w \cdot x_c + x_c^2 \cdot \gamma_k}{x_s^3 + 3 \cdot x_s \cdot x_w^2 - x_w^3 - 3 \cdot x_w \cdot x_s^2}, \\
g &= \frac{-x_w \cdot (-x_w^2 \cdot \gamma_k - x_c \cdot x_w \cdot \gamma_k - 6 \cdot y_c \cdot x_c + 6 \cdot y_w \cdot x_c + 2 \cdot x_c^2 \cdot \gamma_k)}{-x_c^3 - 3 \cdot x_c \cdot x_w^2 + x_w^3 + 3 \cdot x_w \cdot x_c^2}, \\
h &= \frac{-x_c^3 \cdot y_w + 3 \cdot y_w \cdot x_w \cdot x_c^2 + y_c \cdot x_w^3 - x_c \cdot \gamma_k \cdot x_w^3}{-x_c^3 - 3 \cdot x_c \cdot x_w^2 + x_w^3 + 3 \cdot x_w \cdot x_c^2} + \\
&\quad + \frac{-3 \cdot y_c \cdot x_c \cdot x_w^2 + x_c^2 \cdot x_w^2 \cdot \gamma_k}{-x_c^3 - 3 \cdot x_c \cdot x_w^2 + x_w^3 + 3 \cdot x_w \cdot x_c^2}.
\end{aligned}$$

Zadany kąt toru lotu bomby kierowanej dla powyższego przypadku można wyznaczyć z następującej zależności:

$$\gamma_b^* = \arctg\left(\frac{dy_g}{dx_g}\right) \quad (8)$$

Należy podkreślić, że rozpatrywany tor programowy lotu bomby w postaci dwóch krzywych wielomianowych pozwala na optymalizację czasu potrzebnego na dotarcie do celu, przy zachowaniu niedużych krzywizn, co wiąże się z prędkościami osiąganymi przez bombę oraz działającymi na nią przeciążeniami.

3. RÓWNANIA RUCHU OSI GIROSKOPU W SYSTEMIE NAPROWADZANIA BOMBY KIEROWANEJ

Wzajemne położenie bomby kierowanej i celu naziemnego wyznaczone jest przez optyczny koordynator celu [3, 11]. Giroskop zawieszony na przegubie Cardana stanowi układ napędowy dla koordynatora. W procesie naprowadzania bomby kierowanej na cel naziemny realizowane jest zadanie śledzenia celu przez koordynator. Polega to na automatycznym kierowaniu osi koordynatora na linię obserwacji celu. Na tej podstawie znany jest kąt między osią bomby kierowanej a linią obserwacji celu. Kąt ten podawany jest do autopilota bomby kierowanej, a na jego podstawie wyznaczone są odpowiednie sygnały sterujące dla układu wykonawczego kierowania bombą.

Przy założeniu niewielkiego kąta θ_{gr} i ψ_{gr} odchylenia krążka (techniczna teoria giroskopu), a także dla niewielkich prędkości kątowych osi, równania ruchu giroskopu można przedstawić w postaci zlinearyzowanej [3]:

$$J_b \cdot (\ddot{\vartheta}_g + \dot{\omega}_x) - J_o n \cdot (\dot{\psi}_g + \omega_z) + \eta_b \dot{\vartheta}_g = M_b \quad (9)$$

$$J_b \cdot (\ddot{\psi}_g + \dot{\omega}_z) + J_o n \cdot (\vartheta_g + \omega_x) + \eta_c \dot{\psi}_g = M_c \quad (10)$$

gdzie: ϑ_g, ψ_g – kąty odchylenia osi giroskopu (wirnika), J_0 – moment bezwładności wirnika względem jego osi obrotu, J_b – moment bezwładności wirnika względem osi poprzecznej przechodzącej przez jego środek masy, n – prędkość obrotowa wirnika, ω_x, ω_z – prędkości kątowe podłoża giroskopu (pokładu bomby), M_b – moment siły sterującej oddziałującej na ramkę wewnętrzną, M_c – moment siły sterującej oddziałującej na ramkę zewnętrzną, η_b, η_c – współczynniki sił tarcia wiskotycznego w łożyskach ramek wewnętrznej i zewnętrznej giroskopu, odpowiednio.

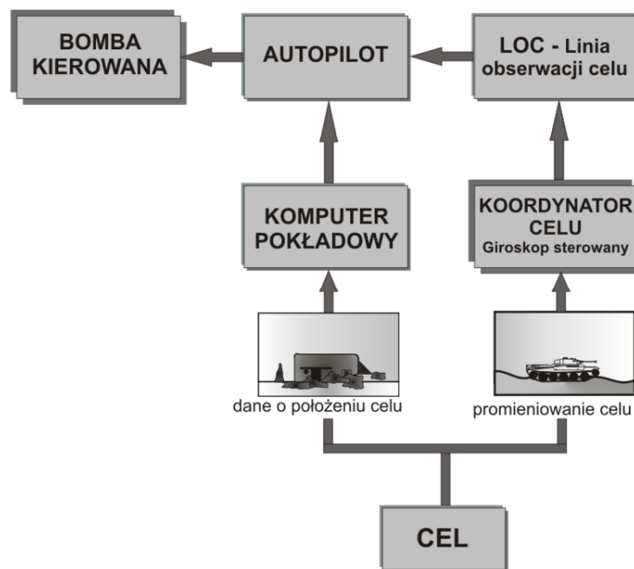
4. ALGORYTM STEROWANIA BOMBĄ KIEROWANĄ

Zadaniem giroskopu w układzie samonaprowadzania bomby jest wyznaczenie w każdej chwili czasu ściśle określonego kierunku lotu bomby.

W zależności od tego, czy mamy do czynienia z naprowadzaniem bomby kierowanej na cel naziemny ruchomy czy nieruchomy, tor lotu bomby wyznaczany jest na dwa różne sposoby:

- dla celu nieruchomego (np. bunkry, mosty); programowe sterowanie położeniem osi giroskopu na podstawie dokładnych danych o położeniu tych celów;
- dla celu ruchomego, emitującego fale ciepłe (np. czołgi, wozy bojowe); nadążne sterowanie położeniem osi giroskopu na podstawie sygnałów z głowicy wyposażonej w detektor podczerwieni.

Oba przypadki dotyczą bomb kierowanych zrzucanych z dużej odległości. Uproszczony schemat giroskopowego sterowania bombą samoczynnie zmierzającą do celu naziemnego został przedstawiony na rysunku 4.



Rys. 4. Uproszczony schemat samonaprowadzania bomby na cel naziemny

Fig. 4. Simplified diagram of a guidance system for bomb attacking ground target

Dla przypadku, gdy atakowany cel jest nieruchomy, zakładamy, że dane o jego położeniu oraz współrzędne zrzutu bomby są znane. Lot programowy, po jakim porusza się bomba kierowana, wprowadzony jest przed zrzutem z nosiciela (np. bombowca) do jej komputera pokładowego. W trakcie lotu bomby kierowanej sprawdzana jest na bieżąco przez aparaturę zgodność zadanej zmiennej stanu, jaką jest programowy kąt lotu bomby γ_b^* , z rzeczywistą wartością wskazywaną przez oś giroskopu ϑ_g (rzeczywisty tor lotu bomby jest porównywany z trajekcją programową).

Uchyb sterowania, jaki powstaje w wyniku różnic pomiędzy tymi wartościami, stanowi sygnał sterujący dla regulatora układu giroskopowego:

$$e_g = \gamma_b^* - \vartheta_g^{\vartheta} \quad (11)$$

gdzie: γ_b^* – zadany kąt lotu bomby,

ϑ_g^{ϑ} – rzeczywisty kąt pochylenia osi giroskopu.

Natomiast sygnałem sterującym dla autopilota bomby kierowanej jest uchyb pomiędzy rzeczywistym kątem lotu bomby γ_b a kątem pochylenia osi giroskopu ϑ_g^{ϑ} (kątem zadany):

$$e_b = \gamma_b - \vartheta_g^{\vartheta} \quad (12)$$

gdzie: γ_b – realizowany kąt lotu bomby,

ϑ_g^{ϑ} – kąt pochylenia osi giroskopu (zadany kąt lotu bomby).

W przypadku naprowadzania bomby kierowanej na naziemny cel ruchomy, zakłada się, że początkowa faza lotu odbywać się będzie po zadanej trajektorii lotu. Programowy odcinek toru lotu bomby ma za zadanie zbliżyć bombę do punktu, gdzie głowica może przechwycić cel. Kształt krzywej programowej przyjmujemy w postaci zadanej funkcji $y=y(x)$, tak jak miało to miejsce dla celu nieruchomego. Podczas śledzenia celu ruchomego oś giroskopu wyznacza linię obserwacji celu, co można zapisać w postaci:

$$\vartheta_g^{\vartheta} = \varepsilon \quad (13)$$

gdzie: ε – kąt pochylenia linii obserwacji celu.

Kąt ε wynika z równań kinematycznych ruchu wzajemnego bomby i celu naziemnego:

$$\frac{dr}{dt} = V_c \cdot \cos \varepsilon - V_b \cdot \cos(\varepsilon - \gamma_b) \quad (14)$$

$$r \frac{d\varepsilon}{dt} = -V_c \cdot \sin \varepsilon + V_b \cdot \sin(\varepsilon - \gamma_b) \quad (15)$$

gdzie: r – wzajemna odległość bomby i celu,

V_c – prędkość ruchu celu naziemnego.

W chwili przechwycenia promieniowania własnego celu, bomba kierowana przechodzi do procesu samonaprowadzania. W analizowanym przypadku algorytm samonaprowadzania przyjmujemy według proporcjonalnej nawigacji:

$$\frac{d\gamma_b^*}{dt} = a \cdot \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (16)$$

gdzie: a – stały współczynnik proporcjonalnej nawigacji ($a = 3,5$) [12],

ε – kąt pochylenia linii obserwacji celu.

Momenty sterujące dla giroskopu M_b i M_c wyznaczone są z następujących zależności:

$$M_b = k_b \cdot e_g + h_b \cdot \frac{de_g}{dt} \quad (17)$$

$$M_c = k_c \cdot \psi_g + h_c \cdot \frac{d\psi_g}{dt} \quad (18)$$

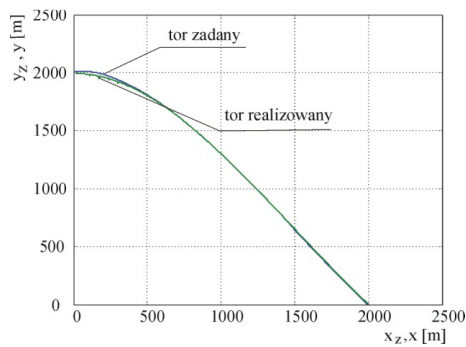
gdzie: k_b, k_c – współczynniki wzmocnienia regulatora giroskopu,
 h_b, h_c – współczynniki tłumienia regulatora giroskopu.

Współczynniki występujące w równaniach (17) oraz (18) zostały dobrane w sposób optymalny według algorytmu opisanego w pracy [13].

Proces naprowadzania bomby kierowanej trwa do chwili osiągnięcia celu naziemnego przez bombę. Należy podkreślić, że w przypadku lotu programowego oś giroskopu wyznacza styczną do toru lotu, natomiast podczas samonaprowadzania, oś giroskopu stanowi linię obserwacji celu.

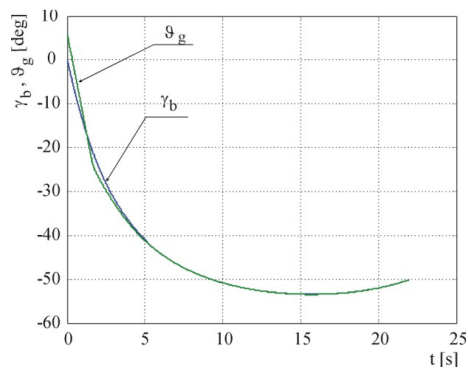
5. WYNIKI BADAŃ SYMULACYJNYCH

W celu sprawdzenia poprawności działania zaproponowanych algorytmów przeprowadzono symulację cyfrową w języku programowania Matlab dla „hipotetycznej” bomby z giroskopowym układem sterowania. Wybrane wyniki badań zostały przedstawione na rysunkach 5-14.



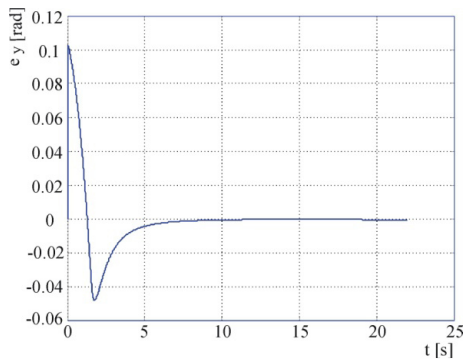
Rys. 5. Torzy zadany i realizowany lotu bomby do celu nieruchomego po torze w postaci wielomianu trzeciego stopnia

Fig. 5. The actual and predetermined flight path of the bomb in the form of the curve of the third degree polynomial attacking fixed target



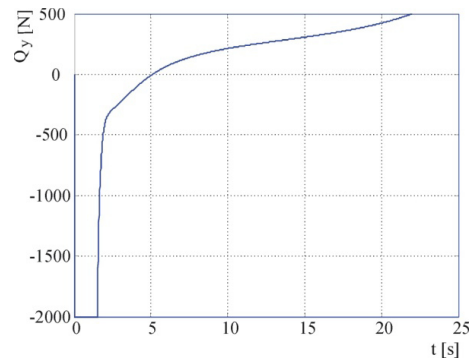
Rys. 6. Kąty pochylenia osi giroskopu (zadany) i pochylenia wektora prędkości bomby (realizowany) w funkcji czasu

Fig. 6. The angle of the pitch of axis gyroscope (predetermined) and angle of pitch of the bomb velocity vector (actual) as a function of time



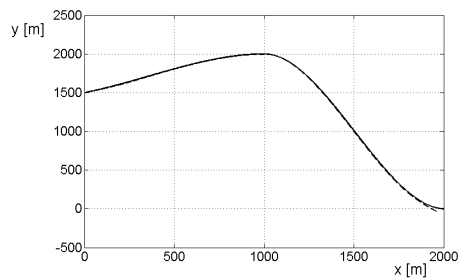
Rys. 7. Uchyb kątowy lotu bomby w funkcji czasu po krzywej trzeciego stopnia

Fig. 7. The angular error of the flight path of the bomb in the form of the curve of the third degree polynomial as a function of time



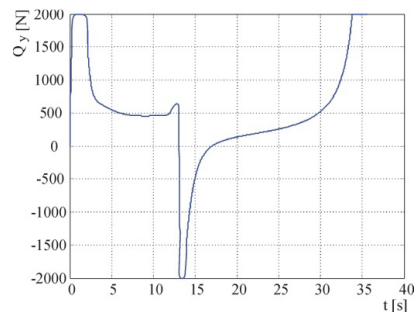
Rys. 8. Siła sterująca Q_y w funkcji czasu dla toru lotu po krzywej trzeciego stopnia

Fig. 8. The control forces Q_y of the flight path in the form of the curve of the third degree polynomial as a function of time



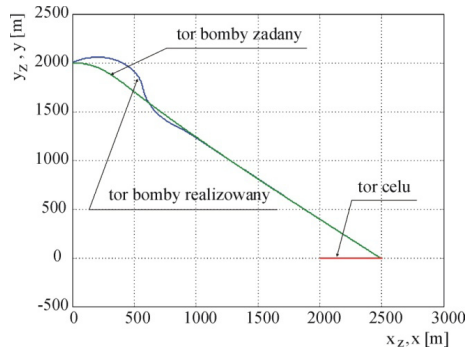
Rys. 9. Tor lotu bomby do celu w postaci połączonych dwóch krzywych wielomianowych trzeciego stopnia

Fig. 9. The flight path of the bomb in the form of combined the two curves of the third degree polynomial



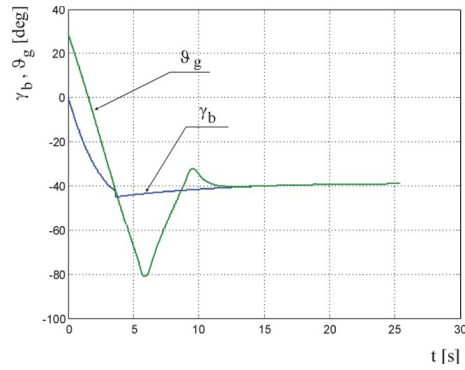
Rys. 10. Siła sterująca Q_y dla toru lotu bomby w postaci dwóch połączonych krzywych wielomianowych trzeciego stopnia

Fig. 10. The control forces Q_y of the flight path in the form of combined the two curves of the third degree polynomial



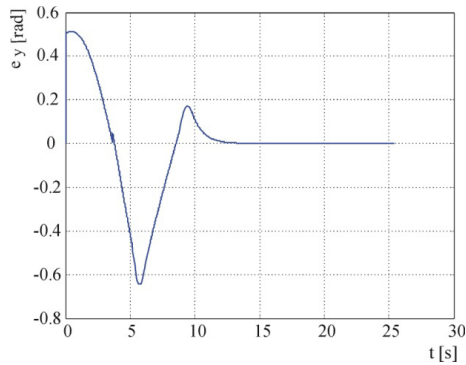
Rys. 11. Zadany i realizowany tor lotu bomby naprowadzanej na cel ruchomy w sposób programowy i samonaprowadzający

Fig. 11. The actual and predetermined flight path of the bomb in the form of combined the two curves: pre-programmed flight path and homing



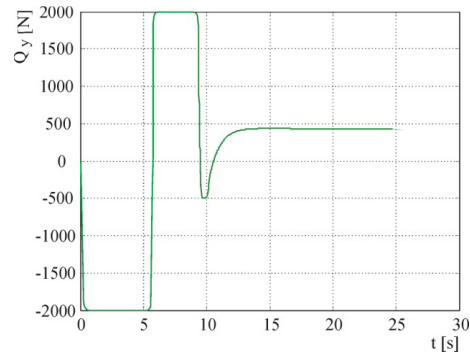
Rys. 12. Kąty pochylenia osi giroskopu (zadany) i pochylenia wektora prędkości bomby (realizowany) w funkcji czasu

Fig. 12. The angle of the pitch of axis gyroscope (predetermined) and angle of pitch of the bomb velocity vector (actual) as a function of time



Rys. 13. Uchyb kątowy lotu bomby w funkcji czasu przy naprowadzaniu programowym i samonaprowadzaniu

Fig. 13. The angular error of the flight path of the bomb with the pre-programmed and homing flight path



Rys. 14. Siła sterująca w funkcji czasu przy naprowadzaniu programowym i samonaprowadzaniu

Fig. 14. The control force as a function of time of the flight path with the pre-programmed and homing flight path

Na rysunkach 5-8 pokazane są wyniki symulacji dla naprowadzania bomby na nieruchomy cel naziemny po torach programowych (krzywa wielomianowa trzeciego stopnia oraz dwie połączone krzywe wielomianowe trzeciego stopnia).

Natomiast na rysunkach 9-14 przedstawione są wyniki dla procesu naprowadzania bomby składającego się z dwóch etapów: pierwszy – lot programowy po krzywej trzeciego stopnia i drugi – samonaprowadzanie według proporcjonalnej nawigacji.

6. WNIOSKI

Z otrzymanych wyników badań symulacyjnych widać, że zastosowanie układu giroskopowego w bombie kierowanej pozwala na poprawne jej naprowadzanie na cel naziemny bez konieczności wykorzystania w sposób ciągły systemu GPS.

Zastosowanie odpowiednich krzywych daje pewne możliwości optymalizacji zarówno czasu lotu bomby, jak i zaprogramowania regulatora układu giroskopowego. Parametry: a, b (w przypadku wycinka elipsy), a, b, c, d (w przypadku krzywej wielomianowej trzeciego stopnia) oraz a, b, c, d, e, f, g, h (w przypadku dwóch krzywych wielomianowych trzeciego stopnia) wpływają na krzywiznę toru. Z kolei krzywizny toru wpływają na prędkości osiągnięte przez bombę, a co za tym idzie – na czas potrzebny bombie na dotarcie do celu. Poprzez odpowiedni dobór tych parametrów możliwe jest ustawienie krzywej w płaszczyźnie lotu, tak aby była ona styczna do wektora prędkości bomby w chwili włączenia sterowania. Wspomniana styczna wyznaczana jest przez układ automatycznej regulacji giroskopu na podstawie zależności opisanych równaniami (17) i (18). Dane o położeniu osi giroskopu przekazywane są do autopilota bomby, w którym wypracowywana jest siła sterująca opisana równaniem (19).

Zaproponowane w pracy algorytmy z giroskopowym układem sterowania zapewniają możliwość zrzutu bomby poza strefą obrony przeciwlotniczej przeciwnika oraz z dużym prawdopodobieństwem rażenia odległego celu, nawet w przypadku zakłócenia satelitarnego systemu nawigacji GPS.

Należy podkreślić, że połączenie naprowadzania programowego z samonaprowadzaniem bomby w końcowym odcinku toru lotu pozwala na atakowanie naziemnych celów ruchomych znajdujących się w dużej odległości od punktu zrzutu.

LITERATURA

- [1] <http://www.raytheon.com>
- [2] http://m.wyborcza.biz/biznes/1,106501,13809907,W_USA_szykuja_urzadzenia_zastepujace_GPS.html
- [3] Awrejcewicz J., Koruba Z., *Classical Mechanics. Applied Mechanics and Mechatronics*, vol. 30, Springer, New York, 2012.

- [4] Kargu L.I., *Spacecraft Attitude Stabilization Systems*, Defense Technical Information Center, 1974.
- [5] Magnus K., *Giroskopy – Teoria i Primienienije*, Izd. Mir, Moskwa, 1974.
- [6] Rahteenko E.R., *The Gyroscopes Equipment for the Systems of Orientation and Stabilization* (in Russian), Mashinostroenie, Moscow, 1977
- [7] Sibilski K., *Modelowanie i symulacja dynamiki ruchu obiektów latających*, Wyd. MH, Warszawa, 2005.
- [8] Koruba Z., Nocoń Ł., Programmed control of the flat track anti-tank guided missile, *Proceedings of the 15th International Carpathian Control Conference (ICCC)*, 2014.
- [9] Grzyb M., Koruba Z., Zagadnienie programowego naprowadzania bomby kierowanej na cel nawodny, *Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej*, nr 185A, s. 189-195, 2011.
- [10] Koruba Z., Grzyb M., Analiza toru lotu bomby kierowanej podczas automatycznego naprowadzania na cel naziemny, [w:] *Wybrane zagadnienia sterowania obiektami latającymi*, s. 95-102, red. Jan Gruszecki, wyd. Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 2011.
- [11] Koruba Z., Krzysztofik I., An algorithm for selecting optimal controls to determine the estimators of the coefficients of a mathematical model for the dynamics of a self-propelled anti-aircraft missile system, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part K: Journal of Multi-body Dynamics*, vol. 227, Issue 1, pp. 12-16, March 2013.
- [12] Głapski M., Możliwości i ograniczenia proporcjonalnego samonaprowadzania rakiet „powietrze – powietrze”, dodatek do *Biuletynu WAT*, nr 11 (399), Warszawa, 1985.
- [13] Koruba Z., Dynamika i sterowanie giroskopem na pokładzie obiektu latającego, *Monografie, Studia, Rozprawy*, nr 25, Politechnika Świętokrzyska, Kielce, 2001.

Dynamics and Control of Gyroscopic System of Bomb Guidance on a Ground Target

Zbigniew KORUBA, Marta GRZYB

Abstract. The paper presents an algorithm of guiding the bomb on a ground target using the gyro system. There are considered different cases of the execution of flight path program combined with bomb homing in the final stretch of the flight. There are also quoted some of the results of computer simulation.

Keywords: mechanics, dynamics and control, guidance, control bomb

