

Analiza porównawcza naprowadzania bomby na cel naziemny z wykorzystaniem specjalnego układu wykonawczego

Marta Grzyb, Konrad Stefański

Politechnika Świętokrzyska w Kielcach

Streszczenie: W pracy przedstawiono analizę porównawczą dwóch metod naprowadzania bomby kierowanej na cel naziemny. Próba takiej analizy podjęta została dla jednej z możliwości sterowania lotem bomby kierowanej, którą zaprezentowano w rozwiązaniu patentowym [1] i rozwinięto w pracy [2]. Układ wykonawczy stanowi szybko obracający się wirnik, zawieszony na przegubie Cardana. Wyniki badań symulacji komputerowej przedstawiono w postaci graficznej.

Słowa kluczowe: bomba, naprowadzanie, giroskop, układ wykonawczy

Celem niniejszej pracy jest przedstawienie cech charakterystycznych dwóch metod samonaprowadzania bomby kierowanej z wykorzystaniem giroskopowego układu sterującego jej lotem. Przeprowadzona analiza numeryczna pozwoliła na porównanie obu algorytmów samonaprowadzania przy przyjętych parametrach początkowych.

1. Wprowadzenie

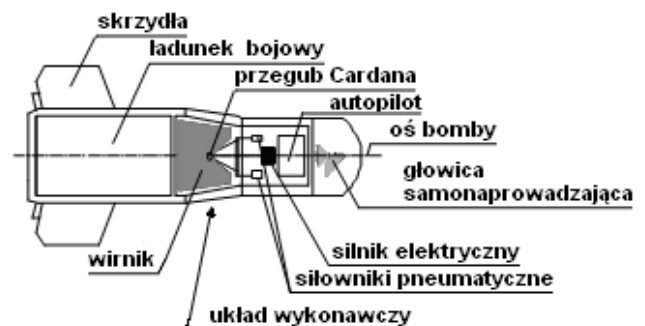
W tradycyjnych bombach kierowanych sterowanie ich lotem odbywa się za pomocą wychylenia powierzchni sterowych lotek oraz steru wysokości. Realizacji żądanego toru lotu bomby kierowanej dokonuje pilot automatyczny (AP), który wypracowuje sygnały sterujące dla układu wykonawczego sterowania. W niniejszej pracy zaproponowano sterowanie lotem bomby za pomocą specjalnego układu wykonawczego, złożonego z umieszczonego wewnątrz jej korpusu wirnika zawieszono na przegubie Cardana i spełniającego rolę giroskopu.

Bardzo ważnym elementem w analizie systemów naprowadzania bomb kierowanych jest wybór odpowiedniej metody naprowadzania, co jest równoznaczne z wyborem odpowiedniego toru lotu takiej bomby, określonego tzw. algorytmem naprowadzania. Zaproponowany w pracy algorytm będzie składał się z dwóch odcinków.

Samonaprowadzanie bomb kierowanych realizowane jest najczęściej metodą nawigacji proporcjonalnej. Niniejsza praca zaś przedstawia analizę porównawczą dwóch metod samonaprowadzania: metody proporcjonalnej nawigacji oraz metody równoległego zbliżania, w celu uwypuklenia cech obu tych metod dla założonych identycznych wartości początkowych.

2. Opis części wykonawczej sterowania bombą

Wewnątrz bomby umieszczony jest masywny wirnik zawieszony na przegubie Cardana. Wirnik ten przed wystrzałem jest wprawiany w ruch obrotowy względem korpusu bomby za pomocą silniczka elektrycznego [5, 9]. Na rys. 1 przedstawiony jest schemat ogólny elementów proponowanej bomby kierowanej.



Rys. 1. Schemat ogólny elementów proponowanej bomby kierowanej

Fig. 1. General diagram of elements of the proposed guided bomb

Sterowanie lotem bomby odbywa się przez oddziaływanie uruchamianych przez autopilota (AP) czterech siłowników na zawieszenie wirnika umieszczonego wewnątrz korpusu bomby. Siłowniki umieszczone są parami w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach. Siłowniki np. pneumatyczne, uruchamiane z generatorów gazowych, odchylają oś wirującego wirnika względem korpusu bomby, co powoduje, że wirnik przybiera cechy giroskopu.

Bomba realizuje samonaprowadzanie na ruchomy cel naziemny, wykorzystując optyczną głowicę samonaprowadzania z autopilotem. Cechą charakterystyczną zaproponowanego układu wykonawczego sterowania bombą jest realizacja naprowadzania za pomocą sił bezwładności, a nie jak to jest przeważnie stosowane - sił aerodynamicznych.

3. Opis procesu naprowadzania bomby

Ruch bomby kierowanej w ogólnej postaci możemy zapisać za pomocą równań [3]:

$$\frac{d\Pi_b}{dt} = F_z + Q_s \quad (1a)$$

$$\frac{dK_b}{dt} = M_z + M_{ster} \quad (1b)$$

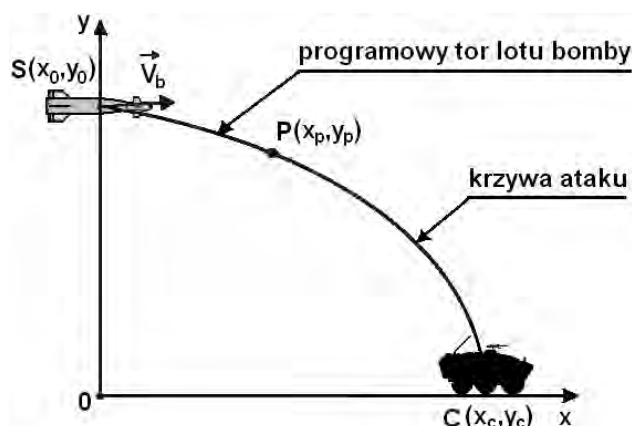
gdzie:

- Π_b – wektor pędu bomby,
- K_b – wektor krętu bomby,
- F_z – wypadkowy wektor sił zewnętrznych działających na bombę,
- M_z – wypadkowy wektor momentu sił zewnętrznych działających na bombę,
- Q_s – wektor sił sterujących bombą,
- M_{ster} – wektor momentu sił sterujących bombą.

W opisywanym sposobie sterowania lotem wielkość Q_s nie występuje.

Proponowany w niniejszej pracy algorytm naprowadzania bomby, kierowanej na ruchomy cel naziemny, składa się z następujących odcinków [11]:

- lot programowy, umożliwiający zbliżenie bomby do punktu rozpoczęcia „ataku”;
- „krzywa ataku”, której celem jest samonaprowadzanie bomby według określonego algorytmu na cel emitujący promieniowanie podczerwone.



Rys. 2. Proponowany tor lotu bomby

Fig. 2. Proposed path of the bomb

Na rys. 2 przedstawiony jest przykładowy tor lotu bomby kierowanej. Ważne jest, aby nosiciel w chwili zrzutu bomby znajdował się w bezpiecznej dla siebie odległości. Zaproponowany w pracy początkowy odcinek toru w postaci lotu programowego pozwala nam na zrzucenie bomby poza strefę obrony przeciwnika. Zrzut bomby powinien nastąpić z chwilą osiągnięcia przez nosiciela pozycji zrzutu (x_s, y_s) . Zastosowanie lotu programowego uwzględnia nie tylko kąt zrzutu i kąt uderzenia bomby w cel naziemny, ale także ukształtowanie terenu oraz inne przeszkody znajdujące się przed celem. Tor programowy jest wprowadzany do komputera pokładowego przed zrzutem bomby. Lot programowy przyjmujemy w postaci wycinka paraboli z zaprogramowanym położeniem punktu zrzutu $S(x_s, y_s)$, punktem $P(x_p, y_p)$ oraz kątem γ_b i opisanej równaniem w postaci:

$$y(x) = a_1 x^2 + a_2 x + a_3 \quad (2)$$

gdzie:

$$a_1 = \frac{y_s}{x_p^2} + \frac{tg\gamma_b}{x_p}$$

$$a_2 = -tg\gamma_b - \frac{2y_s}{x_p}$$

$$a_3 = y_s$$

Przez odpowiedni dobór parametrów a_1, a_2, a_3 możemy wpływać na krzywiznę toru lotu programowego, a co za tym idzie na prędkości osiągane przez bombę w jej początkowym odcinku.

Drugi odcinek to „krzywa ataku”, łącząca punkt $P(x_p, y_p)$ z punktem położenia celu $C(x_c, y_c)$, wynikająca z przyjętej metody samonaprowadzania. Aby bomba mogła płynnie przejść z pierwszej części toru na drugą konieczne jest spełnienie następującego warunku [10]:

$$\left. \frac{dy_2}{dx} \right|_{x=x_p} = \left. \frac{dy_1}{dx} \right|_{x=x_p} \quad (3)$$

Ważne jest, aby bomba w chwili włączenia sterowania (punkt $S(x_s, y_s)$) znajdowała się dostatecznie blisko zakładanego toru lotu programowego oraz żeby wektor jej prędkości był możliwie zbliżony do stycznej do toru lotu w miejscu, w którym bomba powinna się znajdować.

Równania opisujące lot bomby powinny uwzględniać oprócz kinematyki również, a nawet przede wszystkim dynamikę, ponieważ ma ona olbrzymie znaczenie przy badaniu procesów sterowania powodując ich znaczne przybliżenie do warunków rzeczywistych.

Równania kinematyczne ruchu wzajemnego bomby i celu naziemnego, zwane równaniami ruchu linii obserwacji celu (LOC), możemy przedstawić w następującej postaci [3, 7]:

$$\frac{dr}{dt} = V_c \cos(\varepsilon - \gamma_c) - V_b \cos(\varepsilon - \gamma_b) \quad (4)$$

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{V_b \sin(\varepsilon - \gamma_b) - V_c \sin(\varepsilon - \gamma_c)}{r} \quad (5)$$

gdzie:

- r – wzajemna odległość bomby i celu,
- ε – kąt pochylenia linii obserwacji celu,
- V_b – prędkość lotu bomby,
- V_c – prędkość lotu celu,
- γ_b – kąt pochylenia wektora prędkości bomby (kąt lotu bomby),
- γ_c – kąt pochylenia wektora prędkości celu (kąt lotu celu).

Równania ruchu osi obrotów wirnika dla małych kątów, jej odchylenia zgodnie z techniczną teorią giroskopu [8], (rys. 3) możemy przedstawić następująco:

$$J_B \cdot (\ddot{\vartheta}_g + \vartheta) + c_B \cdot \dot{\vartheta}_g - J_0 \cdot \Omega \cdot \dot{\Psi}_g = M_{ster} \quad (6)$$

$$J_B \cdot \ddot{\Psi}_g + c_c \cdot \dot{\Psi}_g + J_0 \cdot \Omega \cdot (\dot{\vartheta}_g - \dot{\vartheta}) = 0 \quad (7)$$

gdzie:

- ϑ_g, Ψ_g – kąty wychylenia osi giroskopu (wirnika),

- J_0 – moment bezwładności wirnika względem jego osi obrotów,
- J_B – moment bezwładności wirnika względem osi poprzecznej przechodzącej przez jego środek masy,
- Ω – prędkość obrotowa wirnika,
- c_B, c_C – współczynniki tarcia wiskotycznego w łożyskach przegubu Cardana;
- M_{ster} – moment sterujący lotem bomby;
- ϑ – kąt pochylenia bomby ($\alpha = \vartheta - \gamma_b$),
- α – kąt natarcia.

Moment sterujący M_{ster} wyznaczany jest na podstawie przyjętego algorytmu samonaprowadzania. Algorytm ten przedstawia się następująco:

$$\frac{d\gamma_b}{dt} = a \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (8)$$

gdzie:

a – stały współczynnik proporcjonalności.

Samonaprowadzanie określane jako metoda proporcjonalnej nawigacji lub też proporcjonalnego zbliżania charakteryzuje się zmianą kąta pochylenia wektora prędkości bomby proporcjonalnie do zmiany kąta pochylenia linii obserwacji celu przez bombę. Natomiast metoda równoległego zbliżania powinna zapewnić najkrótszy czas zbliżenia bomby do celu, przy przeciężeniu równym zeru. Przyjmuje się, że wzór (8) dla współczynnika $a \geq 2$ przedstawia metodę proporcjonalnej nawigacji, natomiast równoległe zbliżanie ma miejsce przy $a \gg 10$ [4].

Do realizacji tego algorytmu muszą być znane warunki początkowe samonaprowadzania bomby:

$$r_0 = \sqrt{(x_{s0} - x_{c0})^2 + (y_{s0} - y_{c0})^2} \quad (9)$$

$$\varepsilon_0 = \arctg \frac{y_{c0} - y_{s0}}{x_{c0} - x_{s0}} \quad (10)$$

gdzie:

- r_0 – początkowa wzajemna odległość bomby i celu,
- ε_0 – początkowy kąt pochylenia linii obserwacji celu,
- x_{s0}, y_{s0} – współrzędne zrzutu bomby,
- x_{c0}, y_{c0} – współrzędne początkowego położenia celu.

Ruch korpusu bomby kierowanej opisują równania (11), (12) oraz (13), przy założeniu, że lot bomby odbywa się w płaszczyźnie pionowej [3,7]:

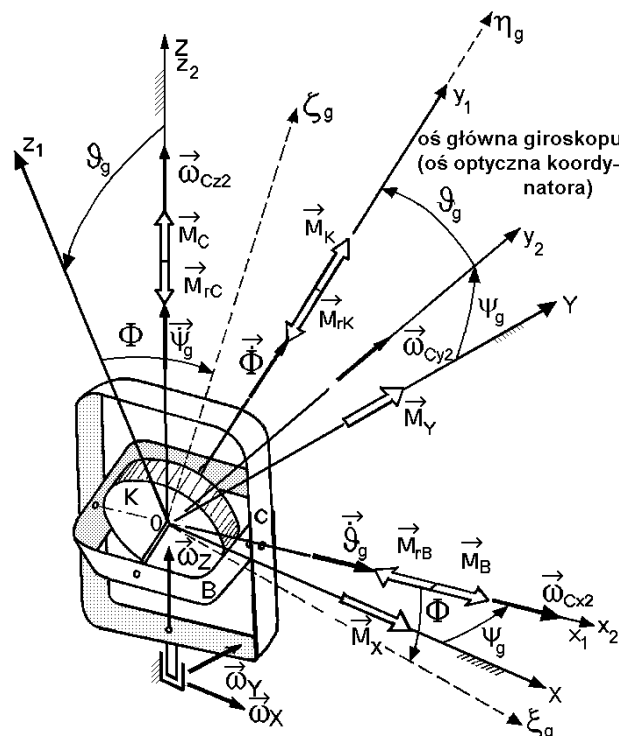
$$\frac{dV_b}{dt} = -g \cdot \sin \gamma_b - \lambda_x \cdot V_b^2 \quad (11)$$

$$\frac{d\gamma_b}{dt} = -\frac{g}{V_b} \cdot \cos \gamma_b + \lambda_y \cdot \alpha \cdot V_b \quad (12)$$

$$\frac{d^2\vartheta}{dt^2} = -D_1 \cdot \frac{V_b^2}{L} \cdot \alpha - D_2 \cdot V_b \cdot \frac{d\alpha}{dt} - D_3 \cdot V_b \cdot \frac{d\vartheta}{dt} + \frac{M_{ster}}{J_k} \quad (13)$$

gdzie:

- $\lambda_x, \lambda_y, D_1, D_2, D_3$ – współczynniki aerodynamiczne,
- $g = 9,81$ – przyspieszenie ziemskie.



Rys. 3. Schemat oznaczeń z teorii giroskopu [8]

Fig. 3. Diagram of symbols of the gyroscope theory [8]

Moment sterujący M_{ster} wyznaczamy na podstawie przyjętego algorytmu samonaprowadzania (8). Znając ten moment, możemy na podstawie równań (6) oraz (7), wyznaczyć kąty ϑ_g i Ψ_g , które powinny wymuszać siłowniki, aby realizować część wykonawczą naprowadzania.

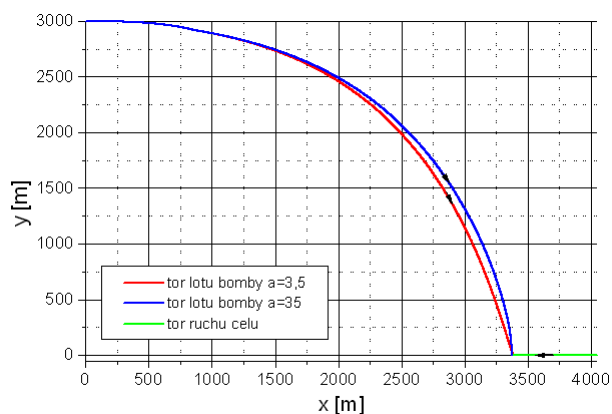
4. Wyniki badań symulacyjnych

Dla sprawdzenia poprawności działania systemu, przeprowadzono symulację cyfrową dla „hipotetycznej” bomby [6] wyposażonej w układ samonaprowadzania oraz przedstawiony wyżej układ wykonawczy w postaci wirnika umieszczonego w jej korpusie. Wybrane początkowe parametry, dla których została przeprowadzona symulacja komputerowa, wynoszą:

- prędkość początkowa bomby $V_{b0}=310$ m/s,
- prędkość celu: $V_c=20$ m/s,
- początkowe położenie bomby: $x_{b0}=0$ m, $y_{b0}=3000$ m,
- początkowe położenie celu: $x_{c0}=4050$ m, $y_{c0}=0$,
- kąt zrzutu bomby: $\gamma_{b0}=0$,
- charakterystyki bomby: $m=100$ kg, $l=1,5$ m, $d=0,25$ m,
- $J_k=18,75$ kgm², $\lambda_x = 0,00044$ 1/m, $\lambda_y = 0,0067$ 1/m, $D_1=0,0551$ 1/m, $D_2=0,121$ 1/m, $D_3=0,061$ 1/m,
- charakterystyki giroskopu: $J_B=1,32 \cdot 10^{-2}$ kgm², $J_0=7,54 \cdot 10^{-3}$ kgm², $c_B=c_c=0,05$ Nms, $\Omega=1610,2$ 1/s.

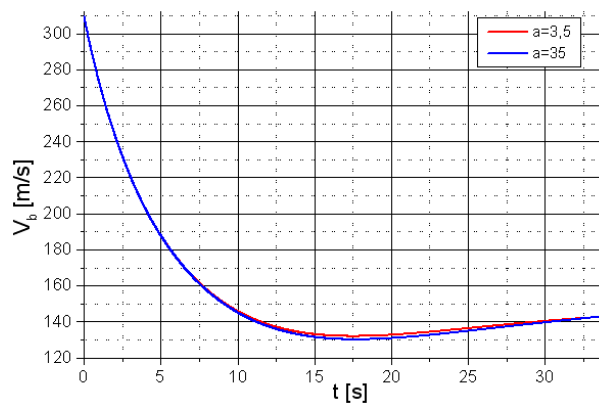
Symulacja została przeprowadzona dla wartości współczynnika $a = 3,5$ i $a = 35$.

Na poniższych wykresach (rys. 4–10) przedstawiono przebiegi wybranych parametrów lotu „hipotetycznej” bomby kierowanej.



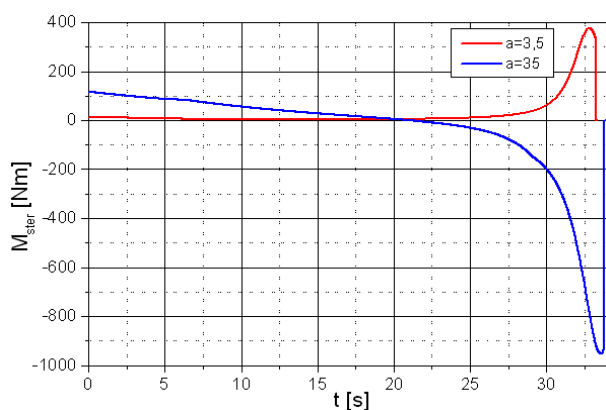
Rys. 4. Tory lotu bomby i tor ruchu celu

Fig. 4. Flight path of the bomb and flight path of moving target



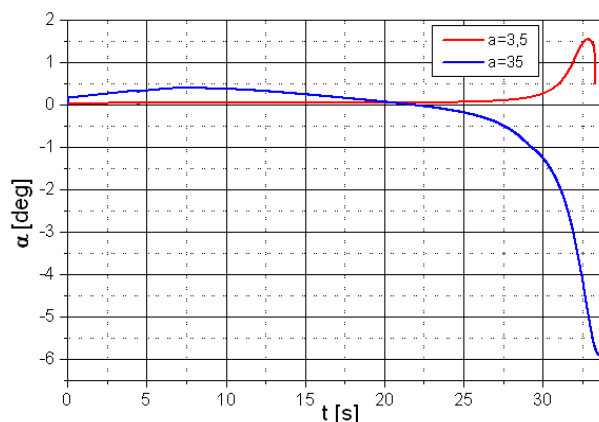
Rys. 7. Wartości prędkości uzyskiwanych przez bombę podczas naprowadzania jej na cel

Fig. 7. Velocity values attained by the bomb during its guidance on the target



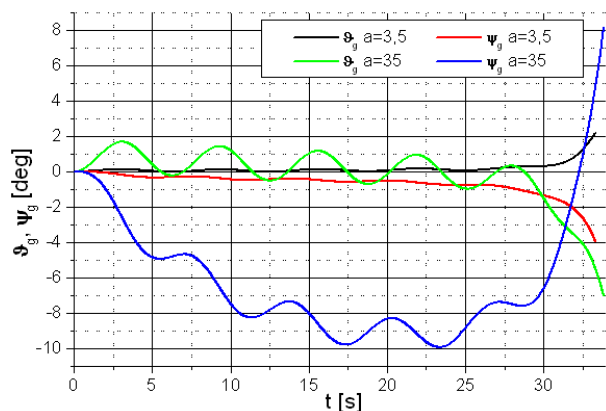
Rys. 5. Wartości generowanych momentów sterujących w trakcie naprowadzania bomby na cel

Fig. 5. Values of steering moments generated during bomb guidance on the target



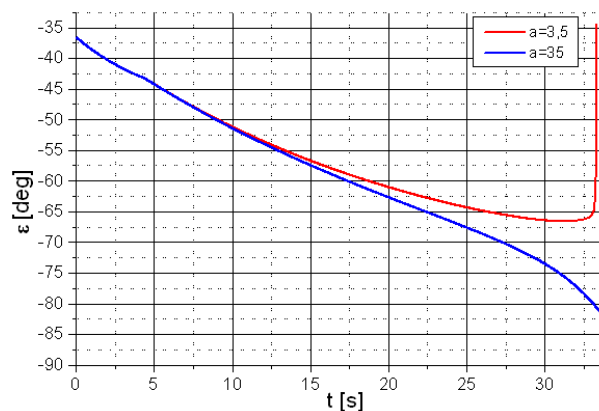
Rys. 8. Kąty natarcia realizowane przez bombę podczas naprowadzania

Fig. 8. Values of the attack angles realised during the guidance



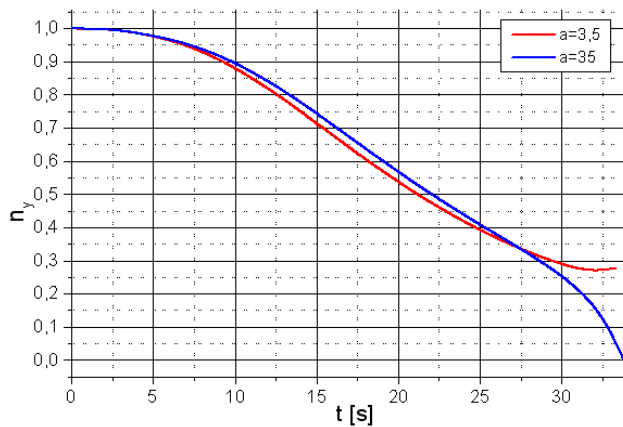
Rys. 6. Kąty wychYLENIA osi wirnika niezbędne do naprowadzania bomby na cel

Fig. 6. Angles of deflection of the rotor axis necessary to guidance the bomb on the target



Rys. 9. Wartości kąta pochYLENIA linii obserwacji celu podczas naprowadzania bomby

Fig. 9. Value of the angle of inclination of the target observation line during bomb guidance



Rys. 10. Przeciżenia poprzeczne działające na bombę podczas naprowadzania

Fig. 10. Lateral overloads affect the bomb during the guidance

5. Wnioski końcowe

Wnioski, jakie wypływają z przytoczonych na rysunkach wykresów, są następujące:

1. Obie metody: proporcjonalnej nawigacji dla $a=3,5$ oraz równoległego zbliżania dla $a=35$ zapewniły samonaprowadzanie bomby na ruchomy cel naziemny i jego osiągnięcie.
2. Bomba osiągała cel z dokładnością większą niż założona wynosząca 4 m, a mianowicie: dla proporcjonalnej nawigacji dokładność ta wyniosła 1,16 m, a dla metody równoległego zbliżania – 0,71 m.
3. Wykorzystanie zaproponowanego układu wykonawczego dla naprowadzania bomby kierowanej jest realne zarówno dla jednego, jak i dla drugiego algorytmu samonaprowadzania.
4. Porównanie obu metod, przy założonych w pracy wartościach parametrów początkowych, wypadło zdecydowanie na niekorzyść równoległego zbliżania w porównaniu z proporcjonalną nawigacją:
 - nie zostało osiągnięte podstawowe założenie, a mianowicie krótszy czas naprowadzania w przypadku równoległego zbliżania [7]; w opisywanym przypadku czas lotu bomby był nieco krótszy w przypadku proporcjonalnego zbliżania ($t_k = 33,317$ s); przy równoległym zbliżaniu $t_k = 33,849$ s,
 - wartości wygenerowanego momentu sterującego potrzebnego do naprowadzenia na cel bomby, są możliwe do realizacji w obu przypadkach, jednak dużo mniejsze wartości moment ten osiąga przy współczynnika $a = 3,5$,
 - kąty wychylenia wirnika, niezbędne do sterowania lotem bomby również miały mniejsze wartości w przypadku $a = 3,5$, a proces ich zmian przebiegał łagodniej,
 - kąt natarcia osiągnął mniejsze wartości w przypadku algorytmu proporcjonalnej nawigacji, szczególnie w końcowej fazie lotu bomby,
 - bomba osiągnęła cel pod kątem pochylenia LOC wynoszącym ok. 65° w przypadku $a = 3,5$, podczas gdy przy $a = 35$ kąt ten osiągnął wartość ponad 89° .

5. Przeciżenia poprzeczne działające na bombę podczas lotu osiągają akceptowalne wartości w przypadku obu algorytmów samonaprowadzania; dla proporcjonalnego zbliżania przeciążenie to w końcowej fazie osiąga wartość bliską zero, co jest bardziej korzystne, jednak przy proporcjonalnej nawigacji jego wartość jest na tyle niewielka, że nie stanowi ono problemu.

Powyższe wnioski pokazują, iż przy obu wartościach współczynnika a możliwe jest trafienie w cel. Jednak bardziej korzystne w omawianym przykładzie jest zaimplementowanie bomby algorytmu proporcjonalnej nawigacji. Na jego korzyść przemawia krótszy czas osiągnięcia celu i łagodniej przebiegające, towarzyszące naprowadzaniu, procesy. Spowodowane to jest przyjętym założeniem, że w początkowej fazie lotu wprowadzone jest sterowanie programowe bombą (lot po fragmencie paraboli), przez co początkowy kąt pochylenia wektora prędkości bomby (kąt lotu bomby) jest różny od początkowego kąta pochylenia LOC. Pewną niedogodnością jest fakt, że aby można było za pomocą stosunkowo niewielkich wartości kątów wychylenia wirnika wywołać większe wartości momentu sterującego, musi być on zrobiony z materiału o dużej gęstości. Ograniczeniem mogą tu więc być jego wymiary w stosunku do masy.

W przyszłości planowane jest przeanalizowanie zachowania bomby dla innych przypadków i algorytmów, np. zdalnego naprowadzania z uwzględnieniem celu manewrującego, a także poruszania się bomby i celu w przestrzeni.

Bibliografia

1. Patent USA, nr 4,431,150 z dn. 14.02.1984 r. pt.: Gyroscopically Steerable Bullet, E.H. Epperson Jr, asygnowane przez General Dynamic, Pamona, California.
2. Osiecki J.W., Przeciwlotniczy pocisk artyleryjski sterowany wirnikiem zawieszonym na przegubie Cardana, materiały IV Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej „Rozwój i Modernizacja Środków Bojowych”, Skarżysko-Kamienna/Ameliówka, 2001, ss. 119-129.
3. Koruba Z., Osiecki J.W., Budowa, dynamika i nawigacja pocisków raketowych bliskiego zasięgu cz. I, Skrypt Politechniki Świętokrzyskiej nr 348, 1999.
4. Koruba Z., Dynamics and Control of a Gyroscope on Board of an Flying Vehicle, Monographs, studies, dissertations No 25, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, 2001.
5. Stefański K., Zastosowanie giroskopowego układu wykonawczego do naprowadzania pocisku raketowego na cel, Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, Lotnictwo, Inżynieria Bezpieczeństwa, nr 4(6), Wydawnictwo WAT, 2011, ss. 61-68.
6. Żyluk A., Sensitivity of a bomb to wind turbulence. Journal Theoretical and Applied Mechanics, vol. 47, No. 4, 2009, pp. 815-828.
7. Koruba Z., Osiecki J.W., Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, 2006.

8. Krzysztofik I., Osiecki J.W., Wykrywanie i śledzenie celów, Skrypt Politechniki Świętokrzyskiej nr 430, 2008.
9. Stefański K.: Gyroscope system as an actuator of guidance of the anti-aircraft missile on the moving target, Polish Journal of Environmental Studies, vol. 20, No. 5A, Hard Olsztyn, 2011, pp. 143-147.
10. Koruba Z., Grzyb M., Analiza toru lotu bomby kierowanej podczas automatycznego naprowadzania na cel naziemny, praca zbiorowa pod red. J.Gruszeckiego pt: Wybrane zagadnienia sterowania obiektami latającymi, Wydawnictwo Politechniki Rzeszowskiej, 2011, ss. 95-103.
11. Łojek W., Osiecki J.W., Koncepcja sterowania bombą lotniczą atakującą wskazany cel, materiały II Międzynarodowej Konferencji Uzbrojenia „ Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia” część II, Waplewo, 1998, ss. 209-217. ■

A comparative analysis of the guidance of a guided bomb against a ground target using a special executive system

Abstract: The work presents a comparative analysis of two methods for the guidance of a guided bomb against a ground target. One of the methods analyzed was the patented solution described in Ref. [1]. The executive system includes a high-speed rotor mounted on a universal joint. The computer simulation results were represented graphically.

Keywords: bomb, guidance, gyroscope, executive system

mgr inż. Marta Grzyb

Absolwentka Wydziału Mechatroniki i Budowy Maszyn Politechniki Świętokrzyskiej. W 2007 r. uzyskała tytuł inżyniera, natomiast w 2009 r. tytuł magistra inżyniera. Od 2009 r. jest doktorantką w Katedrze Technik Komputerowych i Uzbrojenia. Zajmuje się analizą naprowadzania bomb kierowanych na cel, z wykorzystaniem różnych metod.

e-mail: marta.janus@poczta.onet.pl



dr inż. Konrad Stefański

Adiunkt w Katedrze Technik Komputerowych i Uzbrojenia Politechniki Świętokrzyskiej w Kielcach. W 2010 r. obronił pracę doktorską w Wojskowej Akademii Technicznej w dyscyplinie mechanika. Zajmuje się sterowaniem i analizą dynamiki pocisków rakietowych i bomb kierowanych, z zaimplementowanymi różnymi algorytmami naprowadzania.

e-mail: konrad50@poczta.fm

