

Porównanie efektywności metod samonaprowadzania przeciwlotniczego pocisku raketowego sterowanego wirnikowym układem wykonawczym *

Konrad STEFAŃSKI, Marta GRZYB

*Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn, Politechnika Świętokrzyska,
Al. 1000-lecia P.P. 7, 25-314 Kielce*

Streszczenie. W pracy podjęta została próba przeprowadzenia numerycznej analizy porównawczej samonaprowadzania przeciwlotniczego pocisku raketowego. Sterowanie lotem tego pocisku realizowane jest za pomocą przegubowo zamocowanego wewnątrz korpusu rakiety wirnika wykonanego z materiału o dużej masie właściwej. Wirnik ten rozpędzony do dużej prędkości obrotowej przybiera cechy giroskopu i zmiana położenia jego osi względem podłużnej osi pocisku powoduje, że ten pocisk raketowy zmienia kierunek lotu. Porównanie efektywności samonaprowadzania przeprowadzone zostało dla dwóch algorytmów, a niektóre wyniki przedstawiono w postaci graficznej.

Słowa kluczowe: mechanika, pocisk raketowy, wirnik, cel

1. WSTĘP

W tradycyjnych kierowanych pociskach przeciwlotniczych sterowanie ich lotem odbywa się za pomocą wychylenia powierzchni sterowych lotek oraz steru wysokości i kierunku bądź też za pomocą odpowiedniego skierowania dysz wylotowych strumieni gazów przy sterowaniu gazodynamicznym.

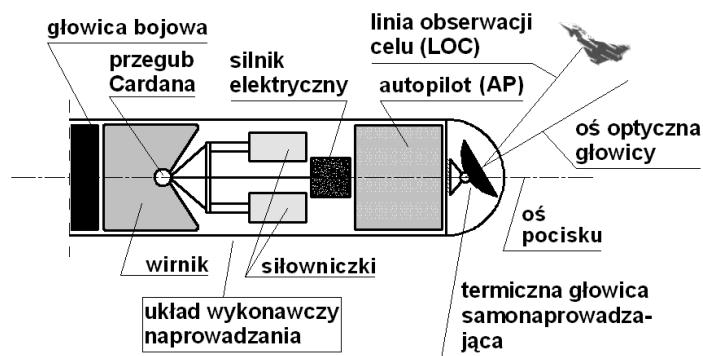
* Artykuł został opracowany na podstawie referatu prezentowanego podczas IX Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa”, Pułtusk, 25-28 września 2012 r.

Realizacji żądanego toru lotu pocisku dokonuje pilot automatyczny (AP), który wypracowuje sygnały sterujące dla układu wykonawczego sterowania. W niniejszej pracy zaproponowano sterowanie lotem pocisku raketowego za pomocą specjalnego układu wykonawczego, złożonego z umieszczonego wewnątrz jego korpusu wirnika zawieszono na przegubie Cardana i spełniającego funkcję giroskopu [1].

Bardzo ważnym elementem w analizie systemów naprowadzania raket jest wybór odpowiedniej metody naprowadzania, co jest równoznaczne z wyborem odpowiedniego toru lotu takiego pocisku, określonego tzw. algorytmem naprowadzania. W niniejszej pracy zaproponowane zostało porównanie dwóch metod samonaprowadzania: metody proporcjonalnej nawigacji oraz metody równoległego zbliżania [2, 3], w celu wypuklenia cech obu tych metod dla założonych identycznych warunków początkowych strzelania i dla trzech różnych torów lotu celu.

2. UKŁAD WYKONAWCZY STEROWANIA POCISKIEM RAKIETOWYM

Wewnątrz korpusu pocisku raketowego umieszczony jest wirnik (rys. 1), zawieszony na przegubie Cardana. Wirnik ten przed wystrzałem jest wprawiany w ruch obrotowy, względem korpusu pocisku, za pomocą np. silniczka elektrycznego zasilanego z zewnątrz rakiety.



Rys. 1. Proponowany sposób umieszczenia układu wykonawczego sterowania pociskiem raketowym

Fig. 1. The proposed way of location of the missile executive control system

Sterowanie lotem pocisku odbywa się przez oddziaływanie uruchamianych przez autopilota (AP) czterech siłowników na zawieszenie wirnika umieszczonego wewnątrz pocisku raketowego. Siłowniki umieszczone są parami w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach.

Mogą to być siłowniki pneumatyczne uruchamiane z generatorów gazowych. Odchylają one oś wirującego wirnika względem korpusu pocisku raketowego. Wirnik ten, posiadający cechy giroskopu mechanicznego, stanowi zatem napęd układu wykonawczego sterowania pocisku.

Zmianie kierunku osi wirnika, wywołanej przez siłowniki, towarzyszy powstanie momentów sił giroskopowych, działających na korpus pocisku i odpowiednią zmianę jego kąta natarcia i ślizgu, a tym samym kierunku jego lotu.

Pocisk raketowy realizuje samonaprowadzanie na cel powietrzny, wykorzystując optyczną głowicę samonaprowadzania z autopilotem. Cechą charakterystyczną zaproponowanego układu wykonawczego sterowania pociskiem raketowym jest realizacja naprowadzania poprzez siły bezwładności, a nie jak to jest przeważnie stosowane – naprowadzania aerodynamicznego czy gazodynamicznego.

3. RÓWNANIA DYNAMIKI LOTU POCISKU

Zakładając, że pocisk raketowy jest ciałem nieodkształcalnym (sztywnym) o stałej masie, a także że nie obraca się wokół własnej osi, można przyjąć następujące równania dynamiki jego lotu [2]:

$$\dot{V}_p = \frac{P}{m} \cos \alpha \cos \beta - g \sin \gamma \cos \chi - \lambda_x V_p^2 \quad (1a)$$

$$V_p \dot{\gamma} \cos \chi = \frac{P}{m} \sin \alpha \cos \beta - g \cos \gamma + \lambda_y V_p^2 \alpha \quad (1b)$$

$$-V_p \dot{\chi} = -\frac{P}{m} \sin \beta - g \sin \gamma \sin \chi + \lambda_z V_p^2 \beta \quad (1c)$$

$$\dot{\omega}_\zeta + \left(\frac{J_{ok}}{J_k} - 1 \right) \omega_\zeta \omega_\xi = -D_1 \frac{V_p^2}{L} \alpha - D_2 V_p \dot{\alpha} - D_3 V_p \dot{\psi} + \frac{M_{s\zeta}}{J_k} \quad (1d)$$

$$\dot{\omega}_\eta - \left(\frac{J_{ok}}{J_k} - 1 \right) \omega_\eta \omega_\xi = -D_1 \frac{V_p^2}{L} \beta - D_2 V_p \dot{\beta} - D_3 V_p \dot{\psi} + \frac{M_{s\eta}}{J_k} \quad (1e)$$

$$\omega_\zeta = -\dot{\psi} \sin \psi, \quad \omega_\eta = \dot{\psi}, \quad \omega_\xi = \dot{\psi} \cos \psi \quad (1f)$$

gdzie: V_p – prędkość pocisku [m/s]; P – ciąg silnika [N]; γ, χ – kąty pochylenia i odchylenia wektora prędkości pocisku [rad]; α, β – kąt natarcia i kąt ślizgu [rad]; m – masa pocisku [kg]; L – długość korpusu pocisku raketowego; J_k, J_{ok} – główne centralne momenty bezwładności pocisku

rakietowego względem jego osi poprzecznej i podłużnej; ϑ, ψ – kąt pochylenia i odchylenia pocisku [rad]; $M_{s\zeta}, M_{s\eta}$ – momenty sterujące lotem pocisku [Nm]; $\omega_\xi, \omega_\eta, \omega_\zeta$ – rzuty wektora prędkości kątovej bryły pocisku (wektora prędkości kątovej układu współrzędnych związanego z korpusem rakiety względem układu startowego) na osie układu związanego, g – przyspieszenie ziemskie [m/s^2], $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z, D_{1,2,3}$ – względne współczynniki aerodynamiczne sił i momentów aerodynamicznych [2]:

$$\lambda_x = \frac{\Lambda_x}{m}, \quad \lambda_y = \frac{\Lambda_y}{m}, \quad \lambda_z = \frac{\Lambda_z}{m}, \quad D_i = \frac{C_i L}{J_k}$$

$$\Lambda_x = c_x \frac{\rho}{2} S, \quad \Lambda_y = c_y \frac{\rho}{2} S_y, \quad \Lambda_z = c_z \frac{\rho}{2} S_z, \quad i = 1, 2, 3$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza [kg/m^3]; c_x, c_y, c_z – współczynniki sił aerodynamicznych, S – pole powierzchni przekroju poprzecznego pocisku rakietowego zależne od jego średnicy (kalibru) [m^2]; S_y, S_z – pole powierzchni nośnej i znoszenia [m^2]; C_i – współczynniki momentów sił aerodynamicznych.

Kinematyka samonaprowadzania (związki kinematyczne między pociskiem i celem) przedstawia się następująco [3, 8]:

$$\dot{r} = V_c [\cos \chi_c \cos \sigma \cos(\varepsilon - \gamma_c) + \sin \chi_c \sin \sigma] + V_p [\cos \chi \cos \sigma \cos(\varepsilon - \gamma) + \sin \chi \sin \sigma] \quad (2a)$$

$$r \dot{\varepsilon} \cos \sigma = -V_c \cos \chi_c \sin(\varepsilon - \gamma_c) + V_p \cos \chi \sin(\varepsilon - \gamma) \quad (2b)$$

$$-r \dot{\sigma} = V_c [\cos \chi_c \sin \sigma \cos(\varepsilon - \gamma_c) - \sin \chi_c \cos \sigma] + V_p [\cos \chi \sin \sigma \cos(\varepsilon - \gamma) - \sin \chi \cos \sigma] \quad (2c)$$

gdzie: r – odległość pocisku od celu [m]; V_c – prędkość celu [m/s]; γ_c, χ_c – kąty pochylenia i odchylenia wektora prędkości celu [rad]; ε, σ – kąt pochylenia i odchylenia linii obserwacji celu (LOC) [rad].

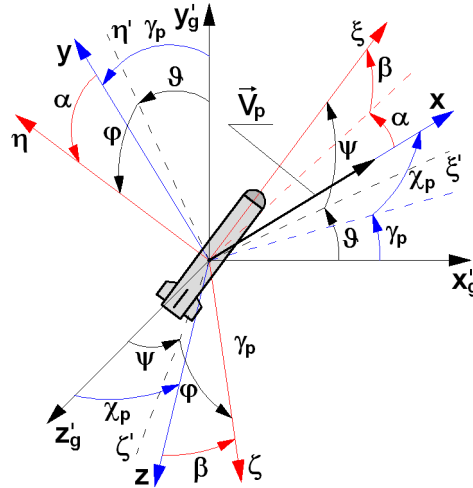
Układy odniesienia przyjęte do wyprowadzenia równań (1) i (2) przedstawione zostały na rysunku 2 [2, 3].

Równania osi wirnika zgodnie z techniczną teorią giroskopu [4, 6] są następujące:

$$J_B (\ddot{\vartheta}_g + \ddot{\vartheta}) + c_B \dot{\vartheta}_g - J_0 n \dot{\psi}_g = M_s \quad (3a)$$

$$J_B \ddot{\psi}_g + c_C \dot{\psi}_g + J_0 n (\dot{\vartheta}_g - \dot{\vartheta}) = 0 \quad (3b)$$

gdzie: ϑ_g, ψ_g – kąty obrotu osi wirnika [rad]; J_0 – moment bezwładności wirnika względem jego osi obrotów [kgm²]; J_B – moment bezwładności wirnika względem osi poprzecznej przechodzącej przez jego środek masy [kgm²]; n – prędkość obrotowa wirnika [1/s]; c_B, c_C – współczynniki tarcia wiskotycznego w łożyskach przegubu Cardana [Nms].



Rys. 2. Układy odniesienia przyjęte do wyprowadzenia równań lotu pocisku

Fig. 2. The assumed frames reference to formulate the equation of missile flight

Równania (1), (2) i (3) są czasochłonne w obliczeniach numerycznych. Wymagają one bardzo krótkiego kroku całkowania z powodu dużej prędkości obrotowej wirnika, co powoduje długi czas obliczeń i generuje błędy cyfrowe. Te trudności można zmniejszyć, zmieniając skalę czasu. Można to zrobić wprowadzając następujące oznaczenie [5, 7]:

$$\Omega = \frac{J_0 n}{J_B} \quad (4)$$

zaś w miejsce czasu rzeczywistego t wprowadzić bezwymiarową wielkość τ :

$$\tau = \Omega \cdot t \quad (5)$$

Równania (1), (2) i (3) należy więc zapisać dla nowej współrzędnej τ , korzystając z zależności:

$$\frac{d}{dt} = \frac{d}{d\tau} \frac{d\tau}{dt} = \Omega \frac{d}{d\tau} \quad \text{i} \quad \frac{d^2}{dt^2} = \Omega^2 \frac{d^2}{d\tau^2} \quad (6)$$

Wykorzystując powyższe zależności i przyjmując założenie, że analizowany będzie ruch pocisku i celu we wspólnej płaszczyźnie pionowej, równania (1), (2) i (3) przyjmą postać:

$$\frac{dV_p}{d\tau} = \frac{1}{\Omega} \left(\frac{P_r}{m} - g \sin \gamma - \lambda_x V_p^2 \right) \quad (7a)$$

$$\frac{d\gamma}{d\tau} = \frac{1}{\Omega} \left(\frac{P_r \alpha}{m V_p} - \frac{g}{V_p} \cos \gamma + \lambda_y \alpha V_p \right) \quad (7b)$$

$$\frac{d^2 \vartheta}{d\tau^2} = \frac{1}{\Omega^2} \left(-D_1 \frac{V_p^2}{L} \alpha - D_2 V_p \frac{d\alpha}{d\tau} \Omega - D_3 V_p \frac{d\vartheta}{d\tau} \Omega + \frac{M_s}{J_k} \right) \quad (7c)$$

$$\frac{dr}{d\tau} = \frac{1}{\Omega} [V_c \cos(\varepsilon - \gamma_c) - V_p \cos(\varepsilon - \gamma)] \quad (8a)$$

$$r \frac{d\varepsilon}{d\tau} = \frac{1}{\Omega} [-V_c \sin(\varepsilon - \gamma_c) + V_p \sin(\varepsilon - \gamma)] \quad (8b)$$

$$J_B \left(\frac{d^2 \vartheta_g}{d\tau^2} \Omega^2 + \frac{d^2 \vartheta}{d\tau^2} \Omega^2 \right) + c_B \frac{d\vartheta_g}{d\tau} \Omega - J_0 \Omega^2 \frac{d\psi_g}{d\tau} = M_s \quad (9a)$$

$$J_B \frac{d^2 \psi_g}{d\tau^2} \Omega^2 + c_C \frac{d\psi_g}{d\tau} \Omega + J_0 \Omega^2 \left(\frac{d\vartheta_g}{d\tau} - \frac{d\vartheta}{d\tau} \right) = 0 \quad (9b)$$

Moment sterujący został sformułowany według zależności (10)

$$M_s = c \left(\frac{d\gamma}{dt} - a \frac{d\varepsilon}{dt} \right) \quad (10)$$

gdzie: c – współczynnik sterowania; a – współczynnik nawigacji.

Początkowy kąt pochylenia LOC obliczony został z zależności:

$$\varepsilon_0 = \arctg \left(\frac{y_{c0} - y_{p0}}{x_{c0} - x_{p0}} \right) \quad (11)$$

4. ANALIZA NUMERYCZNA I PODSUMOWANIE

Poniżej przedstawione są wyniki przykładów symulacji cyfrowej samonaprowadzania pewnego hipotetycznego pocisku raketowego typu ziemia–powietrze. Rozważono trzy przypadki poruszania się celu.

Dla każdego z nich moment sterujący M_s został sformułowany w oparciu o algorytmy proporcjonalnego (dla $a=3,8$) i równoległego zbliżania (dla $a=38$).

Podstawowe parametry hipotetycznego pocisku raketowego i wirnika są następujące:

$$\begin{aligned} \lambda_x &= 1,7 \cdot 10^{-4} [1/m], \lambda_y = 5 \cdot 10^{-2} [1/m], D_1 = 8,0 \cdot 10^{-2} [1/m], \\ D_2 &= 8,2 \cdot 10^{-2} [1/m], D_3 = 4,0 \cdot 10^{-4} [1/m], m = 10 [kg], L = 1,5 [m], \\ J_k &= 2,4 [kgm^2], J_B = 1,32 \cdot 10^{-2} [kgm^2], J_0 = 7,54 \cdot 10^{-3} [kgm^2], \\ V_c &= 290 [m/s], c_B = c_C = 0,05 [Nms], n = 1610,2 [1/s], \\ P &= 3150 [N] \text{ dla } t < 1 [s] \text{ i } P = 600 [N] \text{ dla } t > 1 [s] \text{ i } t < 7 [s], V_{c0} = 300 [m/s]. \\ \text{Początkowe współrzędne pocisku: } x_p &= 0 [m], y_p = 0 [m]. \end{aligned}$$

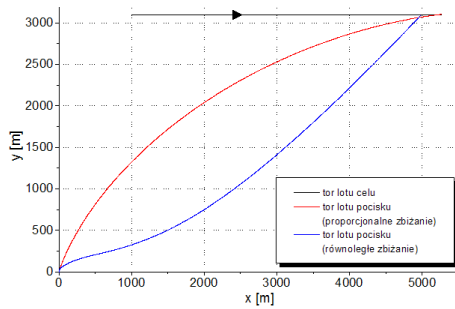
4.1. Przypadek I – atak z tylnej półsfery

Badania zostały przeprowadzone podczas atakowania niemanewrującego celu z tylnej półsfery dla algorytmu proporcjonalnej nawigacji oraz równoległego zbliżania. Początkowe współrzędne celu: $x_{c0} = 1000 [m]$, $y_{c0} = 3100 [m]$. Wartości kątów ε_0 , γ_0 i ϑ_0 (w chwili $t_0 = 0$) wyniosły: $\varepsilon_0 = \gamma_0 = \vartheta_0 = 72,121^\circ$. Wyniki badań dla atakowania celu z tylnej półsfery zaprezentowano w tabeli 1, natomiast wyniki symulacji dla przypadku I pokazano na rysunkach 3-8.

Tabela 1. Wyniki badań dla atakowania celu z tylnej półsfery

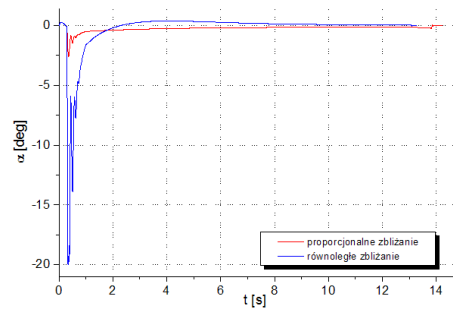
Table 1. The results of tests in the case of attacking the target from the rear hemisphere

	Metoda proporcjonalnej nawigacji	Metoda równoległego zbliżania
dokładność trafienia [m]	$r_k = 3,92$	$r_k = 0,55$
czas, po jakim nastąpiło trafienie [s]	$t_k = 14,24$	$t_k = 13,31$
odcięta celu w chwili trafienia [m]	$x_{ck} = 5272,83$	$x_{ck} = 4991,67$
tor ruchu celu	$x_c = x_{c0} + V_c \cdot t, y_c = y_{c0}$	$x_c = x_{c0} + V_c \cdot t, y_c = y_{c0}$



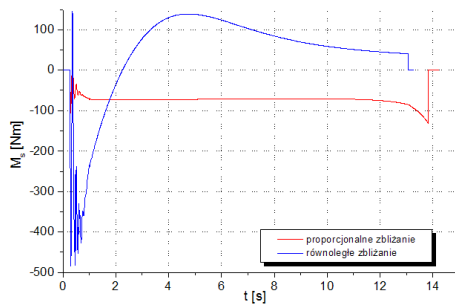
Rys. 3. Tor lotu celu i tory lotu pocisku

Fig. 3. The trajectory of target flight and trajectories of missile flight



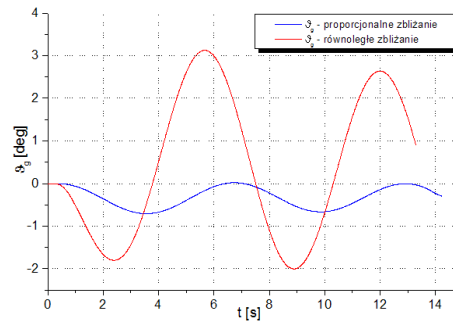
Rys. 4. Kąty natarcia realizowane podczas lotów pocisku

Fig. 4. The angles of attack realized during the flight



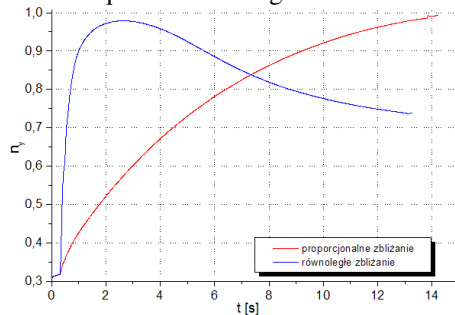
Rys. 5. Wartości momentów sterujących niezbędnych do naprowadzania pocisku

Fig. 5. The values of control moments required to homing the missile



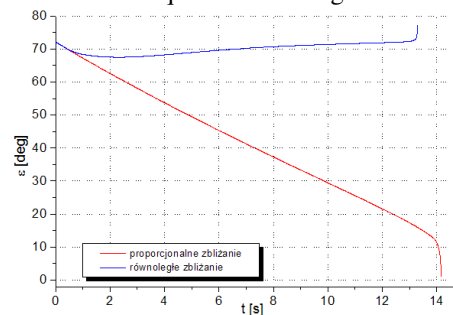
Rys. 6. Wartości kątów wychylenia wirnika niezbędne do naprowadzania pocisku

Fig. 6. The values of angles of deflection of the rotor required to homing the missile



Rys. 7. Przeciężenia poprzeczne działające na raketę w locie

Fig. 7. The transverse overloads acting on the missile during the flight



Rys. 8. Wartości kątów pochylenia LOC osiągnięte w czasie lotów pocisku

Fig. 8. The values of inclination angles of the line-of-sight reached during the missile flights

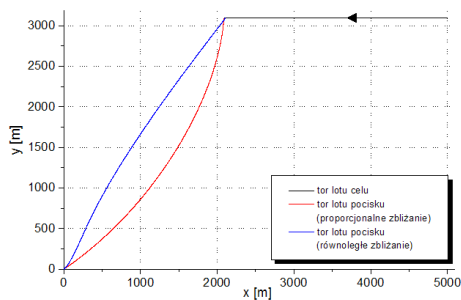
4.2. Przypadek II – atak z przedniej półsfery

Badania zostały przeprowadzone podczas atakowania niemanewrującego celu z przedniej półsfery dla algorytmu proporcjonalnej nawigacji oraz równoległego zbliżania. Początkowe współrzędne celu: $x_{c0} = 5000$ [m], $y_{c0} = 3100$ [m]. Wartości kątów ε_0 , γ_0 i ϑ_0 (w chwili $t_0 = 0$) wyniosły: $\varepsilon_0 = \gamma_0 = \vartheta_0 = 31,799^\circ$. Wyniki badań dla atakowania celu z przedniej półsfery zaprezentowano w tabeli 2, natomiast wyniki symulacji dla przypadku II pokazano na rysunkach 9-14.

Tabela 2. Wyniki badań dla atakowania celu z przedniej półsfery

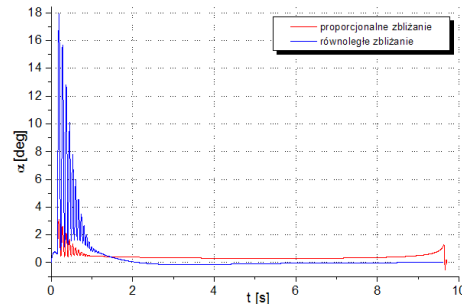
Table 2. The results of tests in the case of attacking the target from the front hemisphere

	Metoda proporcjonalnej nawigacji	Metoda równoległego zbliżania
dokładność trafienia [m]	$r_k = 0,51$	$r_k = 0,59$
czas, po jakim nastąpiło trafienie [s]	$t_k = 9,71$	$t_k = 9,62$
odciana celu w chwili trafienia [m]	$x_{ck} = 2087,35$	$x_{ck} = 2113,40$
tor ruchu celu	$x_c = x_{c0} - V_c \cdot t, y_c = y_{c0}$	$x_c = x_{c0} - V_c \cdot t, y_c = y_{c0}$



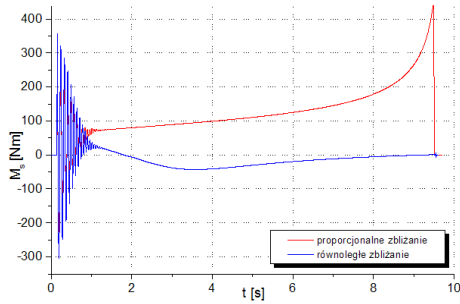
Rys. 9. Tor lotu celu i tory lotu pocisku

Fig. 9. The trajectory of target flight and trajectories of missile flight



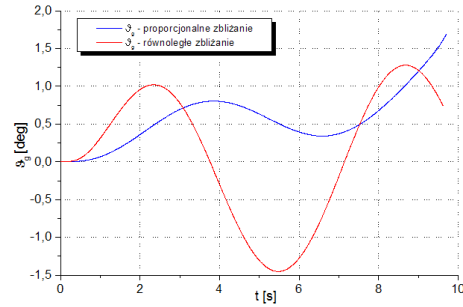
Rys. 10. Kąty natarcia realizowane podczas lotów pocisku

Fig. 10. The angles of attack realized during the flight



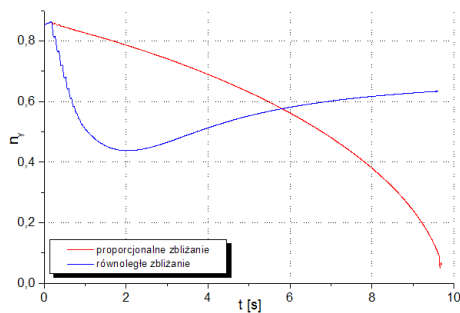
Rys. 11. Wartości momentów sterujących niezbędnych do naprowadzania pocisku

Fig. 11. The values of control moments required to homing the missile



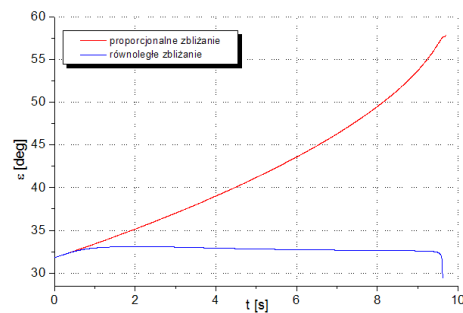
Rys. 12. Wartości kątów wychyleń wirnika niezbędne do naprowadzania pocisku

Fig. 12. The values of angles of deflection of the rotor required to homing the missile



Rys. 13. Przeciżenia poprzeczne działające na raketę w locie

Fig. 13. The transverse overloads acting on the missile during the flight



Rys. 14. Wartości kątów pochylenia LOC osiągnięte w czasie lotów pocisku

Fig. 14. The values of inclination angles of the line-of-sight reached during the missile flights

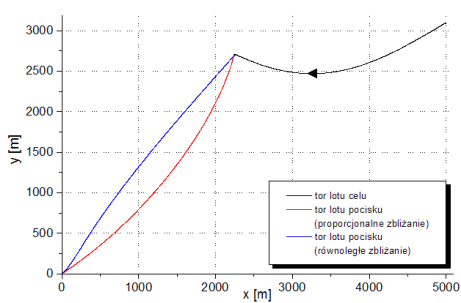
4.3. Przypadek III – atak z przedniej półsfery na cel manewrujący

Badania zostały przeprowadzone podczas atakowania manewrującego celu z przedniej półsfery, poruszającego się po fragmencie sinusoidy o równaniu przedstawionym w tabeli 3 dla algorytmu proporcjonalnej nawigacji oraz równoległego zbliżania. Początkowe współrzędne celu: $x_{c0} = 5000$ [m], $y_{c0} = 3100$ [m]. Wartości kątów ε_0 , γ_0 i ϑ_0 (w chwili $t_0 = 0$) wyniosły: $\varepsilon_0 = \gamma_0 = \vartheta_0 = 31,799^\circ$. Wyniki symulacji dla przypadku III pokazano na rysunkach 15-20.

Tabela 3. Wyniki badań dla atakowania manewrującego celu z przedniej półsfery

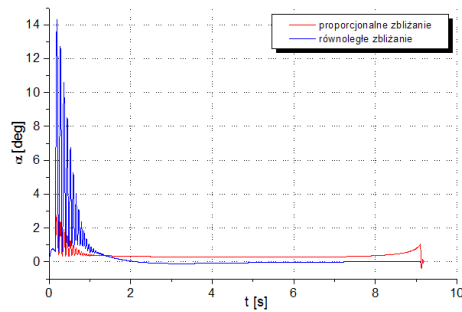
Table 3. The results of tests in the case of attacking the cruise target from the front hemisphere

	Metoda proporcjonalnej nawigacji	Metoda równoległego zbliżania
dokładność trafienia [m]	$r_k = 0,62$	$r_k = 0,52$
czas, po jakim nastąpiło trafienie [s]	$t_k = 9,19$	$t_k = 9,14$
odcięta celu w chwili trafienia [m]	$x_{ck} = 2243,86$	$x_{ck} = 2258,22$
rzędna celu w chwili trafienia [m]	$y_{ck} = 2713,21$	$y_{ck} = 2706,81$
tor ruchu celu	$x_c = x_{c0} - V_c \cdot t,$ $y_c = y_{c0} - 600 \cdot \sin\left(\frac{x_{c0}}{V_c} - \frac{x_c}{V_c}\right)$	$x_c = x_{c0} - V_c \cdot t,$ $y_c = y_{c0} - 600 \cdot \sin\left(\frac{x_{c0}}{V_c} - \frac{x_c}{V_c}\right)$



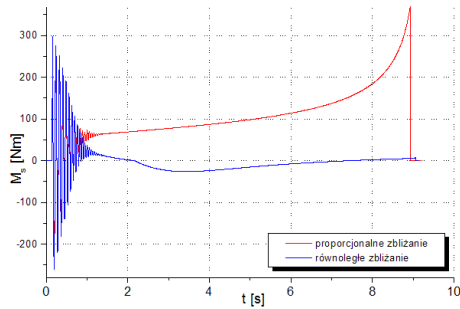
Rys. 15. Tor lotu celu i tory lotu pocisku

Fig. 15. The trajectory of target flight and trajectories of missile flight



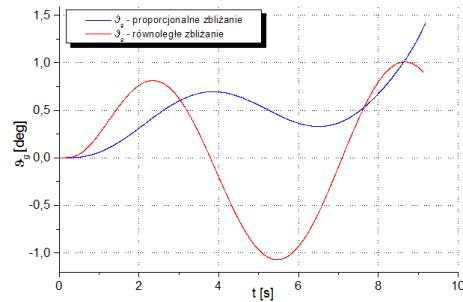
Rys. 16. Kąty natarcia realizowane podczas lotów pocisku

Fig. 16. The angles of attack realized during the flight



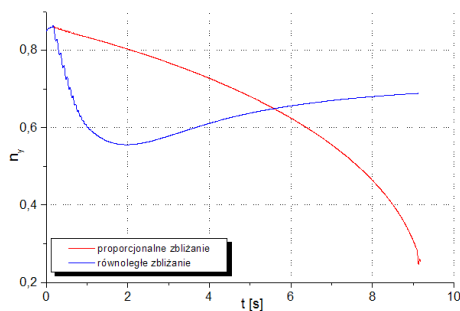
Rys. 17. Wartości momentów sterujących niezbędnych do naprowadzania pocisku

Fig. 17. The values of control moments required to homing the missile



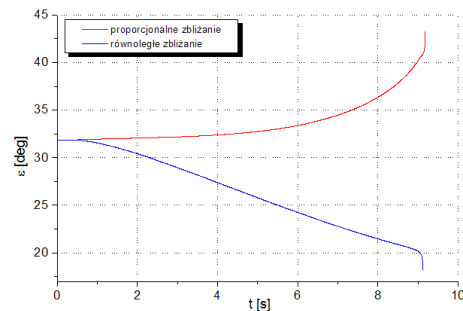
Rys. 18. Wartości kątów wychylenia wirnika niezbędne do naprowadzania pocisku

Fig. 18. The values of angles of deflection of the rotor required to homing the missile



Rys. 19. Przeciżenia poprzeczne działające na raketę w locie

Fig. 19. The transverse overloads acting on the missile during the flight



Rys. 20. Wartości kątów pochylenia LOC osiągnięte w czasie lotów pocisku

Fig. 20. The values of inclination angles of the line-of-sight reached during the missile flights

5. WNIOSKI

Z przedstawionych powyżej wykresów wpływają następujące wnioski:

- wykorzystanie zaproponowanego giroskopowego układu wykonawczego dla naprowadzania pocisku raketowego na cel powietrzny manewrujący i niemanewrujący jest realne dla obu metod samonaprowadzania oraz w przypadku atakowania celu z tylnej i przedniej półsfery;
- obie metody samonaprowadzania: proporcjonalnej nawigacji oraz równoległego zbliżania zapewniły samonaprowadzanie pocisku raketowego na ruchomy cel i jego osiągnięcie;

- dla wszystkich trzech przypadków pocisk osiągnął cel z dużą dokładnością (mniej niż 4 m); dokładność ta była bardzo wysoka szczególnie podczas naprowadzania metodą równoległego zbliżania zarówno w przypadku ataku z przedniej, jak i z tylnej półsfery;
- przeciążenia poprzeczne działające na raketę podczas lotu osiągnęły akceptowalne wartości dla wszystkich analizowanych przypadków;
- kąty wychylenia osi wirnika osiągnęły wartość kilku stopni i są możliwe do zrealizowania.

LITERATURA

- [1] Epperson E.H. Jr, *Gyroscopically Steerable Bullet*, Patent USA, nr 4, 431, 150 appropriate by General Dynamic, Pamona, California, 14.02.1984.
- [2] Koruba Z., Osiecki J.W., *Budowa, dynamika i nawigacja pocisków rakietowych bliskiego zasięgu*, cz. 1, skrypt nr 348, Politechnika Świętokrzyska, Kielce, 1999.
- [3] Koruba Z., Osiecki J.W., *Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia*, Podręcznik Akademicki, Politechnika Świętokrzyska, Kielce, 2006.
- [4] Krzysztofik I., Osiecki J.W., *Wykrywanie i śledzenie celów*, skrypt nr 430, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2008.
- [5] Grzyb M., Stefanski K., *Numerical Simulation of Attack on the Non-maneuvering Target of Guided Bomb with Implemented Homing Algorithms*, Computer Science in the Age of XXI Century, pp. 97-108, Technical University of Radom, 2012.
- [6] Awrejcewicz J., Koruba Z., Classical mechanics. Applied mechanics and mechatronics, *Advances in Mechanics and Mathematics*, vol. 30, Monography, Springer 2012.
- [7] Koruba Z., The Numerical analysis of dynamics and control of a gyroscopic scanning system in an anti-aircraft missile launcher, *Journal of Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, vol. 16, issue 5, pp. 2230-2236, 2011.
- [8] Stefański K., Koruba Z., Analysis of the guiding of bombs an ground targets using a gyroscope system, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 50, no. 4, pp. 967-973, 2012.

Comparison of Effectiveness of Antiaircraft Missile Homing Controlled by Rotary Executive System

Konrad STEFAŃSKI, Marta GRZYB

Abstract. In this paper, the numerical comparative analysis of antiaircraft missile homing was carried out. The controlling of this missile flight was realized by means of rotor made of high density material, jointly mounted inside of missile airframe. The rotor accelerated to high rotational speed takes features of gyroscope, therefore change of its axis location with reference to longitudinal axis of missile causes that missile changes its flight direction. Comparison of homing was carried out for two algorithms, and some of simulations results were presented graphically.

Keywords: mechanics, missile, rotor, target