PROBLEMY MECHATRONIKI
UZBROJENIE, LOTNICTWO, INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA

ISSN 2081-5891 **4 (6), 2011, 61-68**

Zastosowanie giroskopowego układu wykonawczego do naprowadzania pocisku rakietowego na cel*

Konrad STEFAŃSKI

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

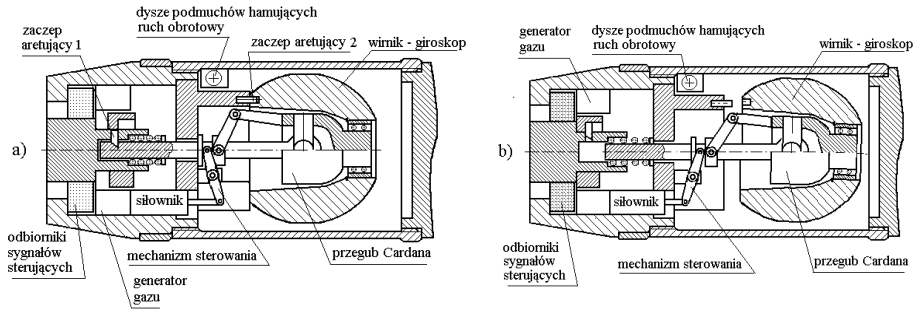
Streszczenie. W pracy rozważono możliwość wykorzystania układu wykonawczego sterowania lotem pocisku, w postaci szybko obracającego się wirnika, zawieszonego przegubowo w korpusie pocisku. Wymuszone odchylania osi wirnika (giroskopu) względem osi korpusu generują momenty sił zmieniające kierunek lotu pocisku i naprowadzanie na ruchomy cel.
Słowa kluczowe: mechanika, pocisk rakietowy, giroskop, naprowadzanie

1. UWAGI WSTĘPNE

Jednym z najważniejszych problemów w analizie systemów naprowadzania rakiet przeciwlotniczych jest wybór metody naprowadzania rakiety na punkt spotkania z celem. Jest to równoznaczne z wyborem toru lotu rakiety określonego tzw. algorytmem naprowadzania, tj. równaniem opisującym więzy nałożone na ruch rakiety. Istnieje możliwość sformułowania teoretycznie nieskończenie wielu takich algorytmów. Jednak spośród nich wybieramy takie, które spełniają wiele dodatkowych niezbędnych warunków (jak np. minimalne przeciążenie, minimalne zapotrzebowanie mocy, łatwość realizacji algorytmu samonaprowadzania itp.). W ogólnym przypadku sformułowanie algorytmu naprowadzania jest zadaniem bardzo złożonym, najczęściej możliwym do rozwiązania jedynie metodami cyfrowymi.

* Artykuł był prezentowany na VIII Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa”, Pułtusk, 6-8 października 2010 r.

Wpływają na to złożone równania dynamiki lotu rakiety, dynamiki obwodu sterowania, dynamiki członów wykonawczych sterowania i inne. W pracy podjęto próbę analizy jednej z możliwości sterowania lotem przeciwlotniczego pocisku, podobną do zaproponowanej w rozwiązaniu patentowym (rys. 1) [1].



Rys. 1. Rozwiązania dla pocisków artylerii przeciwlotniczej wystrzeliwanych z gwintowanej lufy [1, 2]

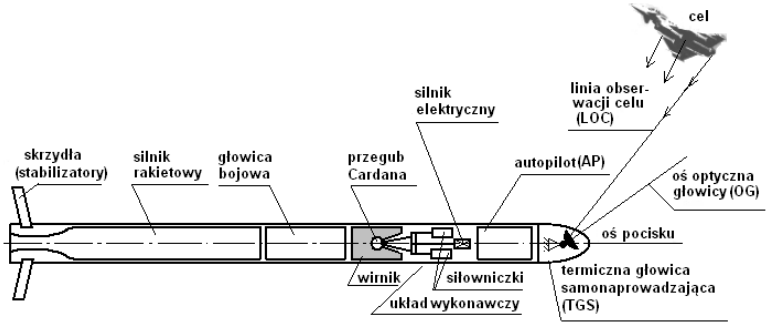
Fig. 1. Solutions for anti-aircraft artillery bullets shot form rifled barrel [1, 2]

2. OPIS CZĘŚCI WYKONAWCZEJ STEROWANIA RAKIETOWYM POCISKIEM PRZECIWLOTNICZYM ZA POMOCĄ WIRNIKA UMIESZCZONEGO WEWNĄTRZ KORPUSU POCISKU

Wewnątrz pocisku umieszczony jest masywny wirnik (rys. 2), zawieszony na przegubie Cardana. Wirnik ten przed wystrzałem jest wprawiany w ruch obrotowy względem korpusu rakiety za pomocą silniczka elektrycznego zasilanego z zewnątrz rakiety. Sterowanie lotem pocisku odbywa się przez oddziaływanie czterech siłowników na zawieszenie wirnika, które są umieszczone parami w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach i uruchamiane przez autopilota. Siłowniki, np. pneumatyczne, uruchamiane z generatorów gazowych, odchylają oś wirnika względem korpusu pocisku, co powoduje, że wirnik przybiera cechy giroskopu. Zmianie kierunku osi tego giroskopu, wywołanej przez siłowniki, towarzyszy powstanie momentów sił giroskopowych, działających na korpus pocisku i odpowiednią zmianę jego kąta natarcia, a tym samym kierunku jego lotu.

Pocisk realizuje samonaprowadzanie na cel, wykorzystując optyczną głowicę samonaprowadzania z autopilotem. Różnica w stosunku do dobrze znanych rakiet przeciwlotniczych („Strzała”, „Stinger”, „Igła”) leży w układzie wykonawczym, który nie realizuje naprowadzania za pomocą sił aerodynamicznych, ale poprzez siły bezwładności.

Wirnik jest przed wystrzeleniem pocisku rozpędzany silniczkiem elektrycznym do określonej prędkości, po czym silniczek jest odłączony, a wirnik dalej wiruje ruchem swobodnym (wystarcza to dla kilkunastosekundowego lotu pocisku).



Rys. 2. Schemat ogólny elementów proponowanego rakietowego pocisku przeciwlotniczego

Fig. 2. General diagram of elements of the proposed anti-aircraft rocket missile

3. RÓWNANIA LOTU POCISKU

Równania lotu pocisku oraz osi giroskopu przedstawimy w uproszczonej postaci polegającej na przyjęciu opływu stacjonarnego [3] i niewielkich prędkości kątowych podstawy giroskopu (podstawa giroskopu na korpusie pocisku obraca się z prędkością kątową $\varpi_x = \frac{d\vartheta}{dt}$ (rys. 2), co w pełni odpowiada lotom pocisków przeciwlotniczych.

Przyjmujemy następujące równania ruchu pocisku przy założeniu, że lot odbywa się w płaszczyźnie pionowej [3]:

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= \frac{P_r}{m} - g\sin\gamma - \lambda_x v^2 \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{P_r\alpha}{mv} - \frac{g}{v}\cos\gamma + \lambda_y \alpha v \\ \frac{d^2\vartheta}{dt^2} &= -D_1\frac{v^2}{L}\alpha - D_2 v\frac{d\alpha}{dt} - D_3 v\frac{d\vartheta}{dt} + \frac{M_{ster}}{J_k} \end{aligned} \tag{1}$$

gdzie: v [m/s] – prędkość lotu pocisku, P_r [N] – ciąg silnika pocisku, γ [rad] – kąt nachylenia wektora prędkości pocisku do poziomu, α [rad] – kąt natarcia, ϑ [rad] – kąt lotu pocisku ($\alpha = \vartheta - \gamma$), M_{ster} [Nm] – moment sił sterujących, λ_x, λ_y, $D_{1,2,3}$ – współczynniki aerodynamiczne, g = 9,81 [m/s^2].

Kinematyka samonaprowadzania, w rozważanym przypadku (ruchu pocisku w płaszczyźnie pionowej), opisana jest następująco [3]:

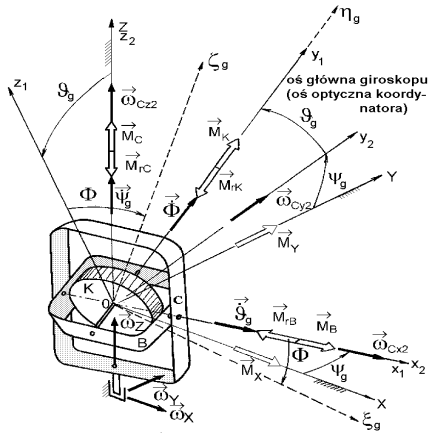
$$\begin{aligned} \frac{dr}{dt} &= v_c \cos(\varepsilon - \gamma_c) - v\cos(\varepsilon - \gamma) \\ r\frac{d\varepsilon}{dt} &= -v_c \sin(\varepsilon - \gamma_c) + v\sin(\varepsilon - \gamma) \end{aligned} \tag{2}$$

gdzie: r [m] – aktualna odległość pocisku od celu, ε [rad] – kąt nachylenia linii obserwacji celu względem poziomu, v_c [m/s] – prędkość lotu celu, γ_c [rad] – kąt nachylenia stycznej do toru lotu celu względem poziomu.

Równania ruchu osi obrotów wirnika (tzw. osi głównej giroskopu – rys. 3) dla małych kątów jej odchylania (tzw. techniczna teoria giroskopu):

$$\begin{aligned} J_B(\ddot{\vartheta}_g + \ddot{\vartheta}) + c_B\dot{\vartheta}_g - J_0\Omega\dot{\psi}_g &= M_{ster} \\ J_B\ddot{\psi}_g + c_C\dot{\psi}_g + J_0\Omega(\dot{\vartheta}_g - \dot{\vartheta}) &= 0 \end{aligned} \tag{3}$$

gdzie: ϑ_g, ψ_g [rad] – kąty obrotu osi giroskopu, J_0 [kgm^2] – moment bezwładności wirnika względem jego osi obrotów, J_B [kgm^2] – moment bezwładności wirnika względem osi poprzecznej przechodzącej przez jego środek masy (momenty te są głównymi centralnymi momentami bezwładności wirnika), Ω [1/s] – prędkość obrotowa wirnika, c_B [Nms] i c_C [Nms] – współczynniki tarcia wiskotycznego w łożyskach przegubu Cardana.



Rys. 3. Oznaczenia z teorii giroskopu [3]

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

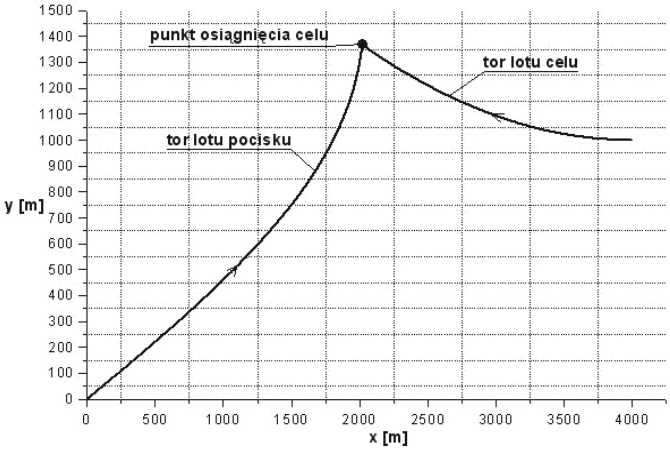
Symbolem M_{ster} [Nm] oznaczony został moment sterujący lotem pocisku. Formułujemy go według przyjętego algorytmu samonaprowadzania, np. proporcjonalnego zbliżania, równoległego zbliżania, krzywej pogoni.

Znając M_{ster}, możemy, na mocy równań (3), wyznaczyć kąty ϑ_g i ψ_g, jakie powinny wymuszać siłowniki, aby realizować część wykonawczą naprowadzania.

4. PRZYKŁAD CYFROWY I PODSUMOWANIE

Poniżej przedstawione są wyniki przykładu symulacji cyfrowej samonaprowadzania pewnego hipotetycznego pocisku atakującego z przedniej półsfery cel, który porusza się po fragmencie krzywej będącej parabolą.

Podstawowe dane parametrów dla tego przykładu są następujące: $\lambda_x = 1{,}7\cdot10^{-4}$ [1/m], $\lambda_y = 5\cdot10^{-2}$ [1/m], $D_1 = 8\cdot10^{-2}$ [1/m], $D_2 = 8{,}2\cdot10^{-2}$ [1/m], $D_3 = 4\cdot10^{-4}$ [1/m], $m = 10$ [kg], $J_k = 2{,}4$ [kgm^2], $J_B = 1{,}32\cdot10^{-2}$ [kgm^2], $J_0 = 7{,}54\cdot10^{-3}$ [kgm^2], $v_c = 300$ [m/s], $c_B = c_C = 0{,}05$ [Nms], $\Omega = 1610{,}2$ [1/s], $P_r = 3150$ [N] dla $t < 1$ [s] i $P_r = 600$ [N] dla 1 [s] > t > 7 [s], $v_0 = 20$ [m/s]. M_{ster} przyjęty został metody według proporcjonalnego zbliżania przy współczynniku $a = 4$. Wyniki symulacji pokazane są na rys. 4-8.

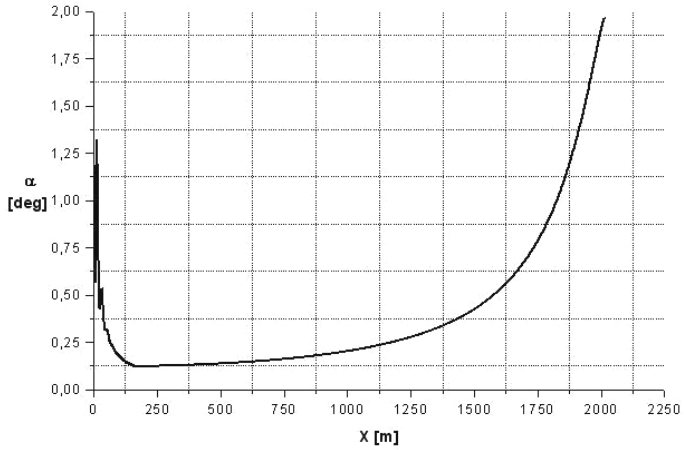


Rys. 4. Tory lotu celu (samolot) i pocisku – atak z przedniej półsfery

Fig. 4. The target (aircraft) flight and missile trajectories – attack from the front hemisphere

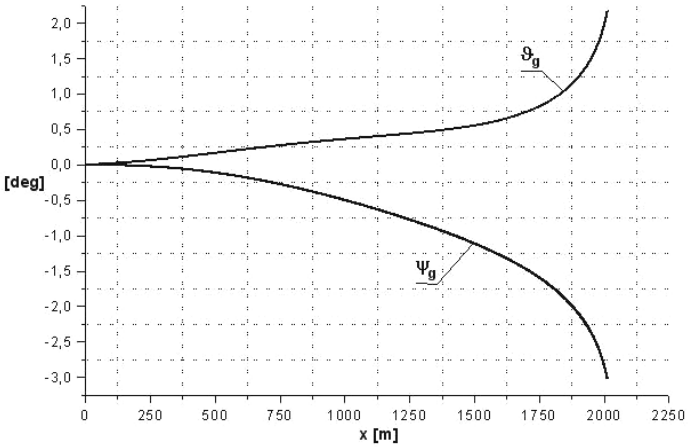
Sposób działania układu wykonawczego sterowania lotem pocisku w proponowanym rozwiązaniu patentowym jest oryginalny. Należy jednak sprawdzić jego skuteczność. Na wstępie natrafiamy na to, że w rozwiązaniu tym brak jest siły sterującej. Naprowadzanie jest realizowane tylko momentem sił. Ma to jednak również zalety. Wirnik można umieścić w dowolnym miejscu pocisku (działanie pary sił nie zależy od jej położenia).

Mankamentem rozwiązania jest jednak to, że ograniczone są wymiary wirnika w stosunku do jego masy. Wirnik ten musi mieć stosunkowo dużą masę, aby można było za pomocą niewielkich kątów odchylenia jego osi wywoływać większe momenty sił sterujących. Musi on więc być wykonany z materiału o dużej gęstości, np. z wolframu lub ze zubożonego uranu.



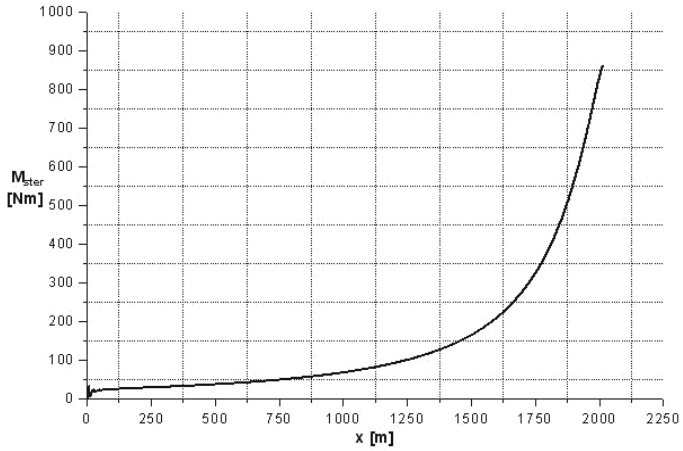
Rys. 5. Realizowany kąt natarcia pocisku w jego locie

Fig. 5. Angle of attack realized during the missile flight



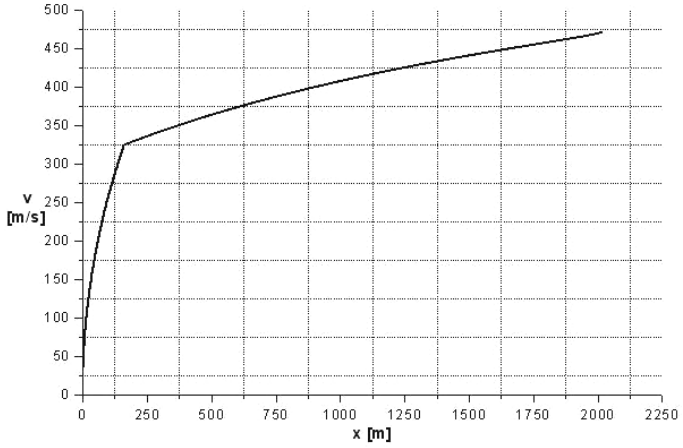
Rys. 6. Kąty odchylenia osi wirnika potrzebne do samonaprowadzania pocisku

Fig. 6. Angles of deflection of rotor axis needed to homing the missile



Rys. 7. Wartości momentu sterującego pary sił naprowadzających pocisk na cel

Fig. 7. Values of control moment of forces guiding the missile on the target



Rys. 8. Zmiana prędkości pocisku podczas jego lotu

Fig. 8. Change of missile velocity during the flight

Powyższe wyniki wskazują, że wykorzystanie proponowanego układu wykonawczego naprowadzania pocisku jest realne. Kąty odchylenia osi wirnika wynoszą ok. kilku stopni i są realne do wykonania. Podobnie, wartości momentu sterowania mają umiarkowane wartości. Oczywiście pokazano analizę lotu i wyniki symulacji cyfrowych tylko w szczególnym przypadku, gdy cel i pocisk poruszają się we wspólnej płaszczyźnie pionowej. Należy w przyszłości analizę lotu rakiety rozszerzyć na przypadki ataku celu w przestrzeni.

LITERATURA

[1] Patent USA, nr 4 431 150 z dn.14.02.1984 pt. *Giroscopically Steerable Bullet* E.H. Epperson Jr., Asygnowane przez General Dynamic, Pamona, Calif.
[2] Osiecki J.W., Przeciwlotniczy pocisk artyleryjski sterowany wirnikiem zawieszonym na przegubie Cardana, *Materiały IV Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej „Rozwój i Modernizacja Środków Bojowych”*, str. 119-129, 20-21 września 2001 r., Skarżysko-Kamienna/ Ameliówka, 2001.
[3] Koruba Z., Osiecki J.W., *Budowa, dynamika i nawigacja pocisków rakietowych bliskiego zasięgu*, cz. I, skrypt, Politechnika Świętokrzyska, Kielce, 1999.

An Application of Gyroscopic Executive System to Homing the Missile on the Target

Konrad STEFAŃSKI

Abstract. In this paper the ability to use the executive system of missile flight control, in the form of fast rotating rotor, suspended jointly in the missile body. Enforced deflections of rotor axis (of gyroscope) in relation to body axis generate the moments of forces that change the direction of missile flight and homing on the moving target.
Keywords: mechanics, missile, gyroscope, homing