

Zbigniew DZIOPA¹

OCENA WPŁYWU MANEWRÓW OBRONNYCH CELU NA STEROWANIE RAKIETĄ

Celem pracy jest ocena możliwości osiągnięcia celu przez przeciwlotniczą raketę bliskiego zasięgu samonaprowadzającą się na ten cel. Rakieta obraca się wokół osi podłużnej i jest wyposażona w parę sterów aerodynamicznych i opcjonalnie w układ dwóch silniczków gazodynamicznych. Układ sterowania posiada aparaturę jednokanałową i pracuje w trybie przekaźnikowym, generując siłę wypadkową określoną po każdym obrocie rakiety. Cel wykonuje manewry obronne, które mają prowadzić do nieskutecznego sterowania rakieta. W każdym przypadku start rakiety odbywa się z tzw. obszaru skutecznego strzelania. Okazuje się, że mimo uprzywilejowanego startu rakiety cel, wykonując odpowiedni manewr obronny, może uniknąć trafienia. Jeżeli w rakiecie jest zastosowany hybrydowy układ sterowania, to może ona wcześniej wypracować właściwy kąt wyprzedzenia. Ma to duże znaczenie, gdyż rakiety tej klasy muszą w krótkim okresie wypracować właściwą trajektorię lotu. Sterowanie aerodynamiczne jest mało efektywne na początku lotu. Po opuszczeniu wyrzutni rakieta porusza się ze zbyt małą prędkością, aby wygenerowana siła sterująca mogła istotnie zmienić trajektorię. Sterowanie gazodynamiczne jest natomiast bardzo efektywne na początku lotu. Mała prędkość rakiety tuż po opuszczeniu wyrzutni sprzyja wygenerowaniu wystarczająco dużej siły sterującej, aby wypracować odpowiedni tor lotu. W trakcie wzrostu prędkości lotu spowodowanej działaniem silnika raketowego o startowym ciągu efektywność sterowania aerodynamicznego rośnie, a sterowania gazodynamicznego maleje. Dlatego sterowanie gazodynamiczne jest stosowane w pierwszej fazie lotu. Jego skuteczność potwierdzają przeprowadzone symulacje komputerowe. Odpowiednia zmiana trajektorii w pierwszej fazie lotu pozwala na wypracowanie optymalnego kąta wyprzedzenia i skuteczne naprowadzanie w trakcie działania silnika raketowego o marszowym ciągu.

Słowa kluczowe: rakieta, samonaprowadzanie, sterowanie gazodynamiczne

1. Wprowadzenie

Obiektem poddanym analizie jest przeciwlotniczy pocisk raketowy bliskiego zasięgu samonaprowadzający się na cel. Rakieta w trakcie lotu obraca się wokół osi podłużnej. Ruch obrotowy korpusu rakiety jest warunkiem niezbędnym do realizacji sterowania, ponieważ jest zastosowana aparatura jednokana-

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Zbigniew Dziopa, Politechnika Świętokrzyska, al. Tysiąclecia P.P. 7, 25-314 Kielce, tel.: (41) 3424775, e-mail: zdziopa@tu.kielce.pl

łowa. Układ sterowania pracuje w trybie przekaźnikowym, generując siłę wypadkową po każdym obrocie rakiety. Autopilot jest wyposażony w parę sterów aerodynamicznych i układ dwóch silniczków gazodynamicznych. Zastosowany układ wykonawczy zapewnia przerzut sterów z położenia skrajnych oraz wybór jednego z dwóch silniczków gazodynamicznych.

Dla tej klasy rakiet są określane tzw. obszary skutecznego strzelania [1]. Dysponując takim obszarem, operatorowi jest łatwiej podjąć właściwą decyzję co do chwili wystrzelenia rakiety. Kształt i wymiary obszaru są uzależnione od parametrów charakteryzujących ruch celu. Najczęściej jest przyjmowana opcja, że cel porusza się ruchem prostoliniowym ze stałą prędkością i zbliża się do pocisku z przedniej półsfery PPS lub z tylnej półsfery TPS. W przypadku braku wcześniejszej informacji o nadlatującym nieprzyjacielu element zaskoczenia może prowadzić do błędnej oceny obszaru skutecznego strzelania. Jest to szczególnie trudne, jeżeli cel wykonuje manewr obronny.

Celem pracy jest ocena możliwości zestrzelenia celu w warunkach niekorzystnych dla układu sterowania rakiety. W początkowej fazie lotu pocisku ze względu na jego małą prędkość generowana aerodynamiczna siła sterująca nie pozwala na uzyskanie trajektorii o dużej krzywiznie. Wykonanie manewru przez rakiety jest zatem ograniczone przez możliwości układu sterowania. Korzystniejszą trajektorię lotu rakiety uzyskuje się po wprowadzeniu sterowania gazodynamicznego. Dzięki sile gazodynamicznej pocisk szybciej wypracowuje właściwy kąt wyprzedzenia lub porusza się po torze o większej krzywiznie. Pozwala to na osiągnięcie celu w sytuacjach mniej korzystnych.

2. Model pocisku raketowego

Rakieta jest traktowana jako układ zmienny w czasie [2]. Zgodnie z założeniami teorii dotyczącej układu zmiennego w czasie do opisu ruchu takiego obiektu można zastosować równania ruchu ciała sztywnego, ale należy dodatkowo uwzględnić występowanie tzw. sił i momentów reaktywnych oraz zmianę parametrów charakteryzujących bezwładność. Nie wszystkie działające w takim układzie siły reaktywne powodują istotne zmiany położenia rakiety. Racjonalne jest pominięcie sił mało znaczących. W związku z tym podczas formułowania modelu rakiety uwzględniono następujące założenia:

1. Jedynym składnikiem siły reaktywnej jest ciąg silnika raketowego.
2. Masa i momenty bezwładności rakiety są funkcjami czasu.
3. Środek masy rakiety przemieszcza się wzdłuż osi podłużnej korpusu.

Równania lotu rakiety są formułowane w układzie odniesienia związanym z Ziemią. Przyjęto, że jest on układem inercjalnym. Ze względu na bardzo obszerny model matematyczny pocisku raketowego przedstawiono tylko zależności reprezentujące równania ruchu w postaci ogólnej. Poszczególne parametry występujące w równaniach ruchu są opisane funkcjami lub stanowią zależności empiryczne, które podczas procesu symulacji numerycznej są aproksymowane.

Równania postępowej części ruchu w układzie współrzędnych związanym z przepływem $S_p x_p y_p z_p$:

$$\begin{aligned} m_p \dot{V}_p = & P_{sm} \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o + \cos \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right] - P_{gp} \cos \gamma_p^o \sin \gamma_p + \\ & + P_{sg} \left\{ \sin \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] - \cos \varphi_p^p \cos \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\} + \\ & + P_{ax} \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o + \cos \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right] + \\ & + P_{ay} \left\{ \sin \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] - \cos \varphi_p^p \cos \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\} + \\ & + P_{az} \left\{ \cos \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] + \sin \varphi_p^p \cos \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} m_p V_p \dot{\gamma}_p \cos \gamma_p^o = & P_{sm} \cos \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) + P_{gp} \cos \gamma_p^o + \\ & + P_{sg} \left[\sin \varphi_p^p \sin \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^p \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right] + P_{ax} \cos \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) + \\ & + P_{ay} \left[\sin \varphi_p^p \sin \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^p \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right] + \\ & + P_{az} \left[\cos \varphi_p^p \sin \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) - \sin \varphi_p^p \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} m_p V_p \dot{\gamma}_p^o = & P_{sm} \left[\cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \right] - P_{gp} \sin \gamma_p^o \sin \gamma_p + \\ & + P_{sg} \left\{ \sin \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] - \cos \varphi_p^p \sin \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\} + \\ & + P_{ax} \left[\cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \right] + \\ & + P_{ay} \left\{ \sin \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] - \cos \varphi_p^p \sin \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\} + \\ & + P_{az} \left\{ \cos \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \right] + \sin \varphi_p^p \sin \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\}. \end{aligned}$$

Równania kulistej części ruchu w układzie współrzędnych związanym z rakieta $S_p x_p y_p z_p$:

$$\begin{aligned} I_{px} \dot{\omega}_{px} + (I_{pz} - I_{py}) \omega_{py} \omega_{pz} &= M_{ax}, \\ I_{py} \dot{\omega}_{py} + (I_{px} - I_{pz}) \omega_{px} \omega_{pz} &= M_{ay}, \\ I_{pz} \dot{\omega}_{pz} + (I_{py} - I_{px}) \omega_{px} \omega_{py} &= M_{az} + I_b P_{sg}, \end{aligned}$$

gdzie: V_p – prędkość środka masy rakiety,

γ_p, γ_p^o – kąt pochylenia, odchylenia wektora prędkości rakiety,

$\varphi_p, \varphi_p^o, \varphi_p^p$ – kąt pochylenia, odchylenia, przechylenia korpusu rakiety,

$\omega_{px}, \omega_{py}, \omega_{pz}$ – składowe wektora prędkości kątowej rakiety,

m_p – masa rakiety,

I_{px}, I_{py}, I_{pz} – główne centralne momenty bezwładności rakiety,
 l_b – odległość między położeniem silnika sterującego a środkiem masy,
 P_{ax}, P_{ay}, P_{az} – składowe wektora siły aerodynamicznej,
 M_{ax}, M_{ay}, M_{az} – składowe wektora momentu aerodynamicznego,
 P_{gp} – siła ciężkości,
 P_{sm} – ciąg silnika raketowego,
 P_{sg} – siła generowana przez silnik sterujący.

Równania określające sygnał sterowania położeniem pary sterów aerodynamicznych oraz uruchomieniem odpowiedniego silniczka gazodynamicznego zostały przedstawione w opracowaniach [3-5].

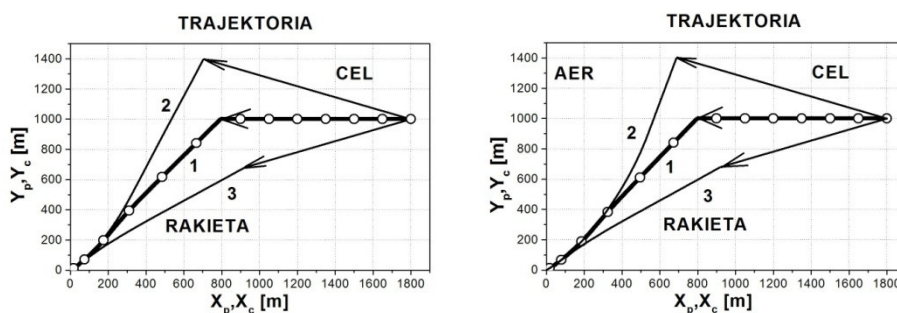
3. Symulacja numeryczna i analiza wyników

Ze względu na poglądowy charakter wyników zostały rozważone przypadki ruchu w płaszczyźnie pionowej. Przestrzenny ruch wprowadza zbyt wiele wariantów, które wymagają obszernego opracowania, a ruch w płaszczyźnie pionowej jest częstym przypadkiem występującym w warunkach rzeczywistych.

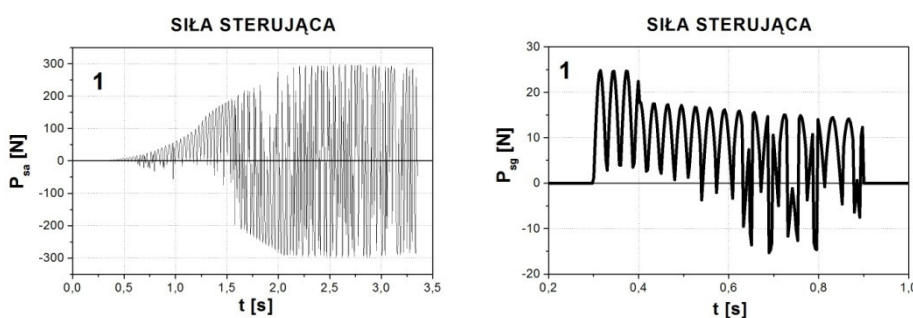
Przedstawione zostaną przykładowe wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej lotu rakiety bliskiego zasięgu samonaprowadzającej się na cel z wykorzystaniem jednokanałowego sterowania z gazodynamiczną korektą i bez takiej korekty toru w pierwszej fazie ruchu. Jeżeli sterowanie jest wyłącznie aerodynamiczne, to rysunki zawierają napis AER, natomiast w przypadku sterowania hybrydowego aerogazodynamicznego brak jest takiego napisu. Wyniki obejmują siedem wariantów lotu celu podczas strzelania raketą z PPS. Na rysunkach 1÷10. warianty są oznaczone numerami od 1 do 7.

Na rysunku 1. są przedstawione trajektorie lotu rakiety podczas strzelania do celu z PPS dla 1., 2. i 3. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym i wyłącznie aerodynamicznym. W przypadku sterowania aerogazodynamicznego właściwy kąt wyprzedzenia jest wypracowywany wcześniej, a raketa porusza się do celu, realizując tor prostoliniowy. Raketa startuje z tzw. obszaru skutecznego strzelania i w każdym przypadku cel zostaje osiągnięty. Rysunki 2-4. przedstawiają przebieg zmienności aerodynamicznej i gazodynamicznej siły sterującej dla 1., 2. i 3. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym. W każdym przypadku w pierwszej fazie lotu jest generowana maksymalna aerodynamiczna siła sterująca P_{sa} . Czas lotu rakiety z taką siłą jest inny dla każdego wariantu. Najszybciej właściwy kąt wyprzedzenia jest wypracowany dla wariantu 3., następnie 1., a na końcu 2. Następnie w każdym przypadku jest generowana zerowa aerodynamiczna siła sterująca lub siła wynikająca z niewielkiej korekty trajektorii lotu rakiety. Siła gazodynamiczna P_{sg} wprowadza dodatkową korektę trajektorii lotu rakiety w fazie pierwszej. Przebieg zmienności tej siły w każdym przypadku jest inny: dla wariantu 3. maksymalna sterująca siła gazo-

dynamiczna zmienia swój kierunek, próbując odpowiednio utrzymać trajektorię lotu rakiety, dla wariantu 1. jest generowana zarówno maksymalna, jak i zerowa gazodynamiczna siła sterująca, natomiast dla wariantu 2. maksymalna sterująca siła gazodynamiczna działa w jednym kierunku, próbując zakrzywić tor lotu do góry.

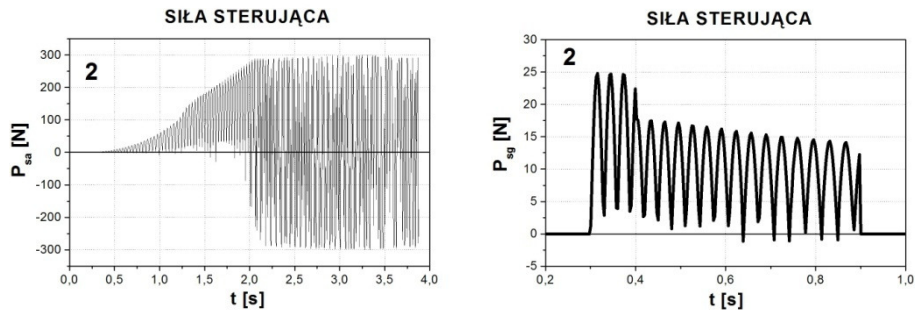


Rys. 1. Trajektoria lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 2. i 3. wariantu lotu celu
Fig. 1. Missile flight trajectory while shooting to the target for 1, 2 and 3 variant of the target flight

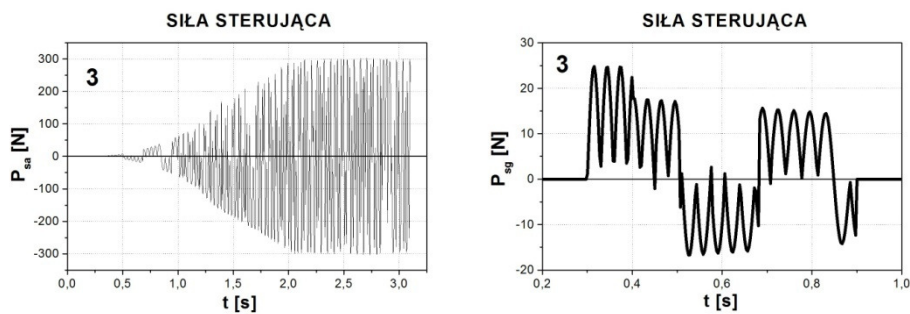


Rys. 2. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 1. wariantu lotu celu
Fig. 2. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 1 variant of the target flight

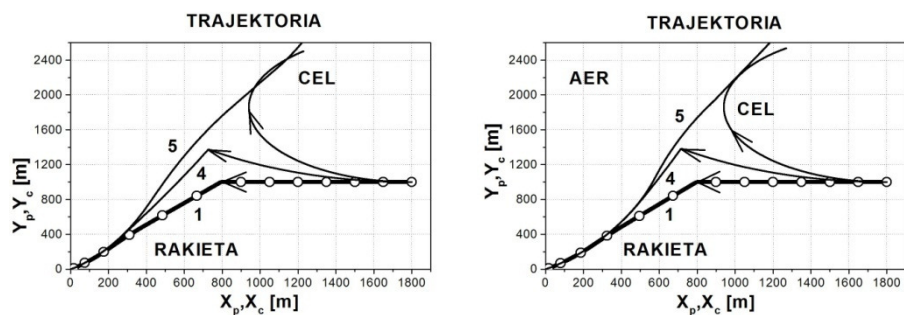
Na rysunku 5. są przedstawione trajektorie lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 4. i 5. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym i wyłącznie aerodynamicznym. Podobnie jak dla wariantów 1., 2. i 3., dla wariantów 4. i 5. w przypadku sterowania aerogazodynamicznego kąt wyprzedzenia jest wcześniej wypracowywany. Mimo że rakieta startuje z tzw. obszaru skutecznego strzelania, w przypadku wariantu 5. rakieta nie osiąga celu, mijając go w zbyt dużej odległości. Na rysunkach 6. i 7. jest przedstawiony przebieg



Rys. 3. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 2. wariantu lotu celu
 Fig. 3. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 2 variant of the target flight

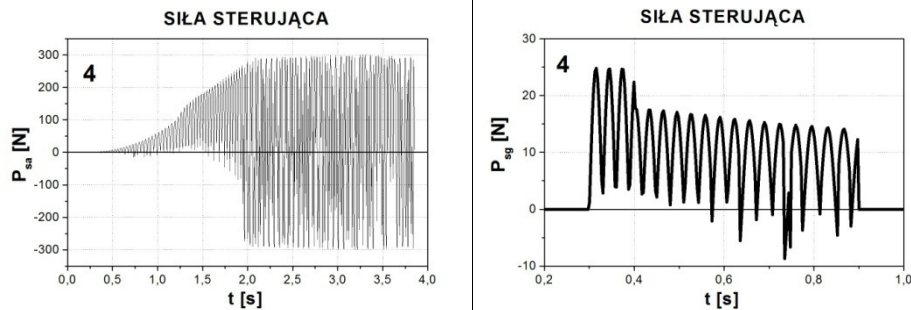


Rys. 4. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 3. wariantu lotu celu
 Fig. 4. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 3 variant of the target flight



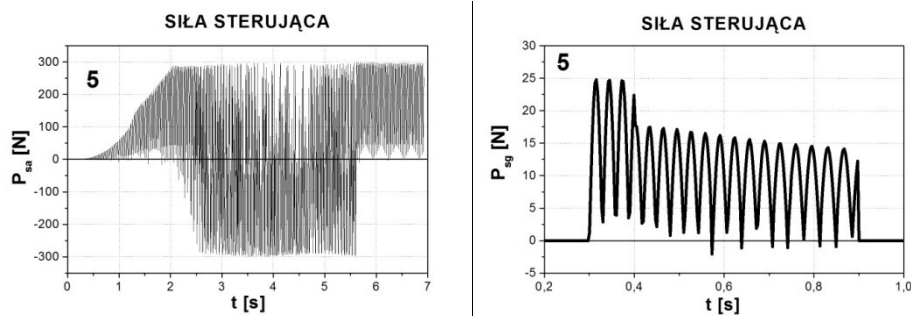
Rys. 5. Trajektoria lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 4. i 5. wariantu lotu celu
 Fig. 5. Missile flight trajectory while shooting to the target for 1, 4 and 5 variant of the target flight

zmienności aerodynamicznej i gazodynamicznej siły sterującej dla 4. i 5. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym. W każdym przypadku w pierwszej fazie lotu jest generowana maksymalna aerodynamiczna siła steru-



Rys. 6. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 4. wariantu lotu celu

Fig. 6. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 4 variant of the target flight

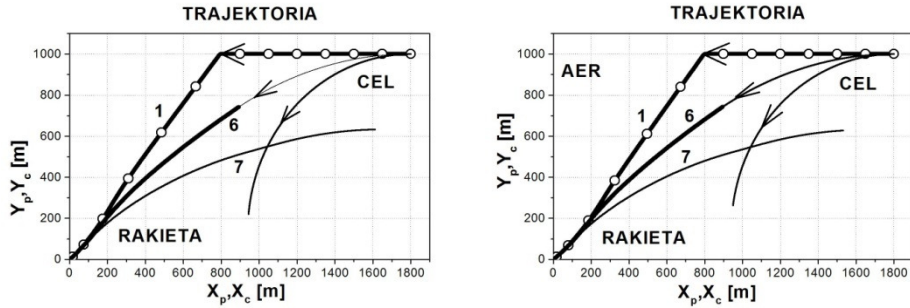


Rys. 7. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 5. wariantu lotu celu

Fig. 7. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 5 variant of the target flight

jąca P_{sa} . Czas lotu rakiety z taką siłą jest inny dla każdego wariantu. Najszybciej właściwy kąt wyprzedzenia jest wypracowany dla wariantu 1., następnie 4., a na końcu 5. Następnie w każdym przypadku jest wytwarzana zerowa aerodynamiczna siła sterująca lub siła wynikająca z korekty trajektorii lotu rakiety. W przypadku wariantu 5. rakietę po ominięciu celu usiłuje ponowić próbę trafienia, generując maksymalną aerodynamiczną siłą sterującą zakrzywiającą tor lotu do góry. Przebieg zmienności gazodynamicznej siły sterującej P_{sg} dla wariantów 4. i 5. jest zbliżony. W obu przypadkach jest generowana maksymalna gazodynamiczna siła sterująca działająca w jednym kierunku, próbując zakrzywić tor lotu do góry.

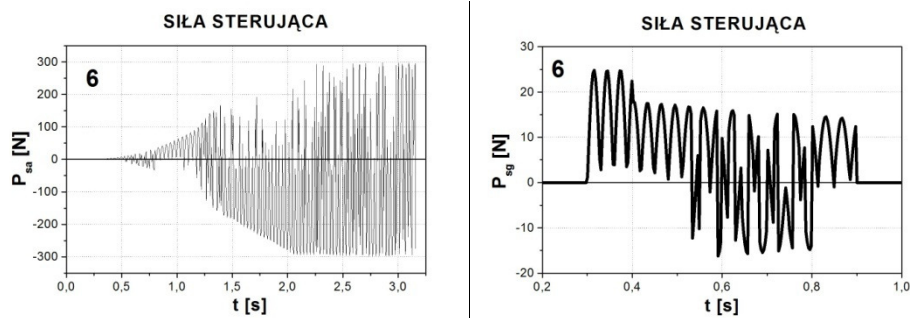
Na rysunku 8. są przedstawione trajektorie lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 6. i 7. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym i wyłącznie aerodynamicznym. W przypadku wariantów 6. i 7. nie ma wyraźnej różnicy między sterowaniem hybrydowym a sterowaniem aerodynamicznym. Mimo że rakietę startuje z tzw. obszaru skutecznego strzelania, w przypadku wariantu 7. rakietę nie osiąga celu, mijając go w zbyt dużej odległości.



Rys. 8. Trajektoria lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 6. i 7. wariantu lotu celu

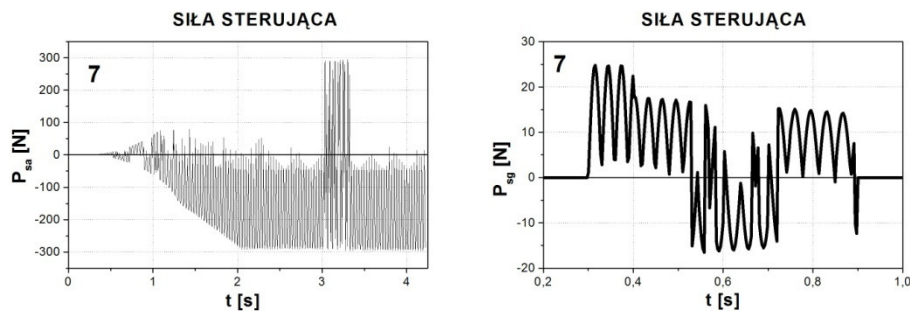
Fig. 8. Missile flight trajectory while shooting to the target for 1, 6 and 7 variant of the target flight

Na rysunkach 9. i 10. jest przedstawiony przebieg zmienności aerodynamicznej i gazodynamicznej siły sterującej dla 6. i 7. wariantu lotu celu przy nrowadzaniu hybrydowym. W każdym przypadku w pierwszej fazie lotu jest



Rys. 9. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 6. wariantu lotu celu

Fig. 9. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 6 variant of the target flight



Rys. 10. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 7. wariantu lotu celu

Fig. 10. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 7 variant of the target flight

generowana maksymalna aerodynamiczna siła sterująca P_{sa} . Czas lotu rakiety z taką siłą jest inny dla każdego wariantu. Najszybciej właściwy kąt wyprzedzenia jest wypracowany dla wariantu 6., następnie 1., a na końcu 7. Następnie w każdym przypadku jest generowana zerowa aerodynamiczna siła sterująca lub siła wynikająca z korekty trajektorii lotu rakiety. W przypadku wariantu 7. rakietą prawie w całym zakresie lotu porusza się z maksymalną aerodynamiczną siłą sterującą. Po ominięciu celu usiłuje ponowić próbę trafienia, wytwarzając maksymalną aerodynamiczną siłę sterującą zakrzywiającą tor lotu do dołu. Przebieg zmienności gazodynamicznej siły sterującej P_{sg} dla wariantów 6. i 7. jest inny. W obu przypadkach gazodynamiczna siła sterująca wprowadza niewielką korektę w trajektorii lotu rakiety w porównaniu z opcją sterowania wyłącznie aerodynamicznego.

4. Podsumowanie

Zastosowanie sterowania hybrydowego aerogazodynamicznego pozwala w większości przypadków na szybsze wypracowanie właściwego kąta wyprzedzenia w porównaniu ze sterowaniem wyłącznie aerodynamicznym, jak na rys. 1. i 5. Mniej skuteczna jest korekta gazodynamiczna w przypadku strzelania do celu realizującego manewr lotu do dołu (rys. 8.).

Mimo startu rakiety z tzw. obszaru skutecznego strzelania nie w każdym przypadku cel może zostać osiągnięty, jak na rys. 5. i 8. dla wariantów 5. i 7. Cel, realizując manewr obronny charakteryzujący się możliwie maksymalną krzywizną, może uniknąć trafienia, jak w przypadkach przedstawionych na rys. 5. i 8. dla wariantów 5. i 7.

Literatura

- [1] Dziopa Z.: The dependence of the launch zone on the characteristics of the controlling gas-dynamic force. Problems of Mechatronics: Armament, Aviation, Safety Engineering. Quarterly, 4(6), 2011, 37-45.
- [2] Osiecki J., Koruba Z.: Budowa, dynamika i nawigacja pocisków raketowych bliskiego zasięgu, cz. I. Politechnika Świętokrzyska, Kielce 1999.
- [3] Dziopa Z.: Sterowanie aerodynamiczne rakieta o układzie „kaczka”. Proc. of 4th Int. Conf. Scientific Aspects of Unmanned Aerial Vehicle, Suchedniów 2010, 161-172.
- [4] Dziopa Z.: Sterowanie hybrydowe rakieta wystrzeloną do nieruchomego celu. Mechanika w Lotnictwie ML-XIV, t. II. PTMTiS, Warszawa 2010, 471-485.
- [5] Dziopa Z.: Gazodynamiczna korekta toru lotu rakiety przeciwlotniczej. [w:] Wybrane zagadnienia sterowania obiektami latającymi, praca zbiorowa pod red. Jana Gruszeckiego. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2011, 61-70.

THE EVALUATION OF THE DEFENSIVE MANEUVERS INFLUENCE ON THE MISSILE CONTROL

Abstract

The aim of the paper is to evaluate the possibilities of reaching the target by a short-range homing missile. The missile revolves around the longitudinal axis and it is equipped with a pair of aerodynamic controls and optionally with a system of two gas-dynamic small engines. The control system has a single-channel apparatus and works within the relay mode generating the resultant force determined after each revolution of the missile. The target performs defensive maneuvers, which are to lead to unsuccessful missile control. In each case the missile is launched from the so-called areas of effective shooting. It turns out that despite the favorable missile launch the target can avoid being hit by performing defensive maneuvers. If the missile has a hybrid control system it can work out a proper lead angle ahead of time. It is important because the missiles of this class have to reach the right flight trajectory in a short time. Aerodynamic control is of little effectiveness at the beginning of the flight. After launching the missile's velocity is too low for the generated control force to change the trajectory in a significant way. Gas-dynamic control is very effective at the beginning of the flight. Low speed of the missile soon after launching helps to generate control force which is large enough to work out the right trajectory. When raising the flight velocity due to the rocket engine operation with launch thrust, aerodynamic control effectiveness grows, while gas-dynamic control decreases. Therefore, the gas-dynamic control is applied during the first stage of the flight. Its effectiveness is proved in computer simulations. The correct alteration of the trajectory in the first phase of the flight allows for developing the optimum lead angle and successful homing during the operation of the missile engine with the marching thrust.

Keywords: missile, short-range homing, gas-dynamic control

DOI:10.7862/rm.2013.21

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013