



Analiza wpływu zakłóceń na tor lotu 122 mm wirującego pocisku raketowego*

Bogdan MACHOWSKI, Krzysztof MOTYL, Konrad SIENICKI

*Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna,
ul. Gen. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa*

Streszczenie. W artykule przedstawiono analizę wpływu zakłóceń na tor lotu 122 mm niekierowanego wirującego pocisku raketowego. Efektem działania zakłóceń na torze lotu niekierowanego pocisku raketowego jest jego rozrzut w postaci uchylenia w donośności i uchylenia bocznego. Wpływ gazodynamicznego mimośrodowego ciągu i wiatru na tor lotu wirującego pocisku raketowego przeanalizowano przy wykorzystaniu symulacji komputerowej. Wyniki analiz i badań przedstawiono w postaci wykresów i tabel.

Słowa kluczowe: mechanika, pocisk wirujący, modelowanie matematyczne, symulacja komputerowa

1. WSTĘP

Dużą rolę w ugrupowaniu wojsk lądowych odgrywa artyleria raketowa (rys. 1), w szczególności polowe wyrzutnie raketowe, które przeznaczone są do niszczenia siły żywej i celów powierzchniowych. Wspomniane wyrzutnie polowe wyposażone są w niekierowane pociski raketowe charakteryzujące się znacznym rozrzutem wszerz i w donośności i dlatego nie nadają się do niszczenia celów punktowych.

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



Rys. 1. Polowe wyrzutnie rakietowe i niekierowane pociski rakietowe

Fig. 1. Field rocket launchers and unguided missiles

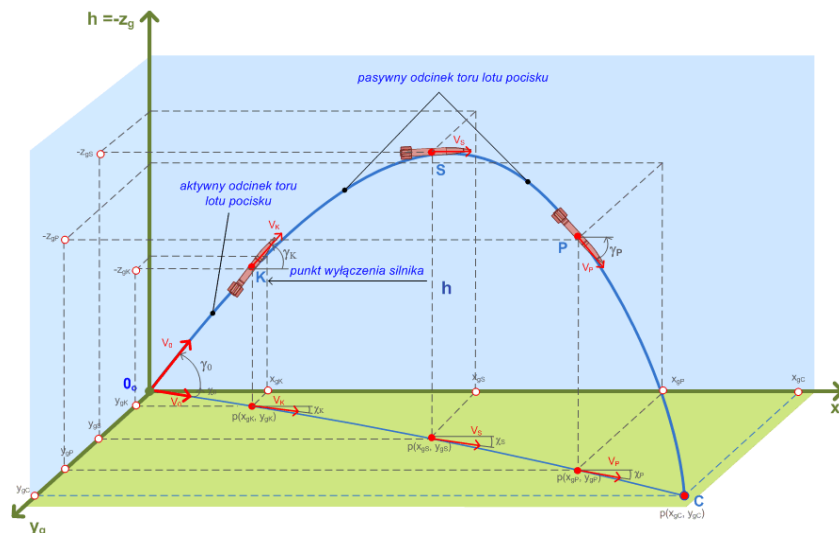
Niekorzystny wpływ rozrzutu pocisków rakietowych minimalizuje się, prowadząc z wyrzutni ogień salwami. Oznacza to, że w krótkim czasie cel powierzchniowy zostaje pokryty dużą ilością pocisków, co z kolei pociąga za sobą znaczne zużycie amunicji. Przeniesiona w ten sposób znaczna ilość materiału wybuchowego jest w stanie skutecznie niszczyć cele powierzchniowe.

W artykule przedstawiono analizę wpływu zakłóceń na tor lotu 122 mm niekierowanego wirującego pocisku rakietowego. Efektem działania zakłóceń na torze lotu niekierowanego pocisku rakietowego jest jego rozrzut w postaci uchylenia w donośności i uchylenia bocznego. W dalszej części artykułu scharakteryzowano typowe zakłócenia działające na niekierowany pocisk rakietowy na jego torze lotu. Wpływ gazodynamicznego mimośrodowego ciągu i wiatru na tor lotu niekierowanego wirującego pocisku rakietowego przeanalizowano przy wykorzystaniu symulacji komputerowej. Wyniki analiz i badań przedstawiono w formie wykresów i tabel.

2. OBIEKT BADAŃ – 122 MM WIRUJĄCY NIEKIEROWANY POCISK RAKIETOWY

Obiektem badań i analiz jest 122 mm niekierowany wirujący pocisk rakietowy. Pociski rakietowe tego typu wystrzeliwane są z 40 prowadnic rurowych zamontowanych na rakietowej wyrzutni polowej BM-21, RM-70 lub WR-40 LANGUSTA (rys. 1).

Przewód każdej prowadnicy ma bruzdę, wytłoczoną według linii śrubowej, z którą współpracuje wkręt prowadzący pocisku, podczas ruchu pocisku w prowadnicy. W wyniku tego pocisk zaczyna wirować wokół swej osi podłużnej, uzyskując odpowiednią prędkość kątową, powodującą zmniejszenie wpływu niektórych zakłóceń działających w czasie lotu na pocisk raketowy, co w konsekwencji wywołuje zmniejszenie rozrzutu pocisku raketowego.



Rys. 2. Przestrzenny tor lotu niekierowanego pocisku raketowego

Fig. 2. Spatial trajectory of unguided missile

Przestrzenny tor lotu rozpatrywanego pocisku raketowego składa się z dwóch odcinków: aktywnego i pasywnego (rys. 2). W punkcie O_0 znajduje się raketowa wyrzutnia polowa, której prowadnice rurowe skierowane są w kierunku celu pod kątem podniesienia γ_0 . Zapłon ładunku napędowego wywołuje wzrost ciśnienia gazów prochowych w komorze spalania, powodując przemieszczenie się pocisku w prowadnicy rurowej. Pocisk raketowy z pracującym silnikiem raketowym opuszcza prowadnicę rurową z prędkością około 50 m/s i przemieszcza się na odcinku aktywnym w czasie około 2 s do punktu K, w którym następuje koniec pracy silnika raketowego. Bezpośrednio po wylocie pocisku z prowadnicy, rozkładają się cztery brzechwy. Stabilizują one pocisk na torze, wymuszając odpowiedni ruch wirowy w celu zmniejszenia rozrzutu. Od punktu K pocisk raketowy na odcinku pasywnym porusza się torem balistycznym w kierunku celu C.

3. ANALIZA TYPOWYCH ZAKŁÓCEŃ DZIAŁAJĄCYCH NA POCISK RAKIETOWY

Rzeczywiste warunki lotu pocisków odbiegają na ogół od warunków normalnych (tabelarycznych, obliczeniowych, nominalnych) określanych dla idealnej konstrukcji pocisku raketowego oraz przyjętych umownych wartości parametrów otoczenia, określonych jako standardowe (normalne) np. według Normalnej Atmosfery Artyleryjskiej (NAA). Powoduje to powstanie wypadkowego wektora sił i momentów zakłócających, które są przyczyną zmiany położenia pocisków w przestrzeni w stosunku do toru obliczeniowego (tabelarycznego).

Z uwagi na stochastyczny charakter zakłóceń, badania modeli ruchu pocisków raketowych możliwe są tylko przy zastosowaniu stochastycznych metod symulacyjnych, co jest przyczyną odpowiednio długiego czasu badań i nie zawsze zadowalającej dokładności otrzymywanych wyników. Pewne uproszczenie, przy stosunkowo niezłych rezultatach, stanowi podejście polegające na opracowaniu typowych modeli zakłóceń dla rozpatrywanych zagadnień i analizie modelu ruchu pocisku z uwzględnieniem zakłóceń traktowanych jako zdeterminowane wielkości fizyczne.

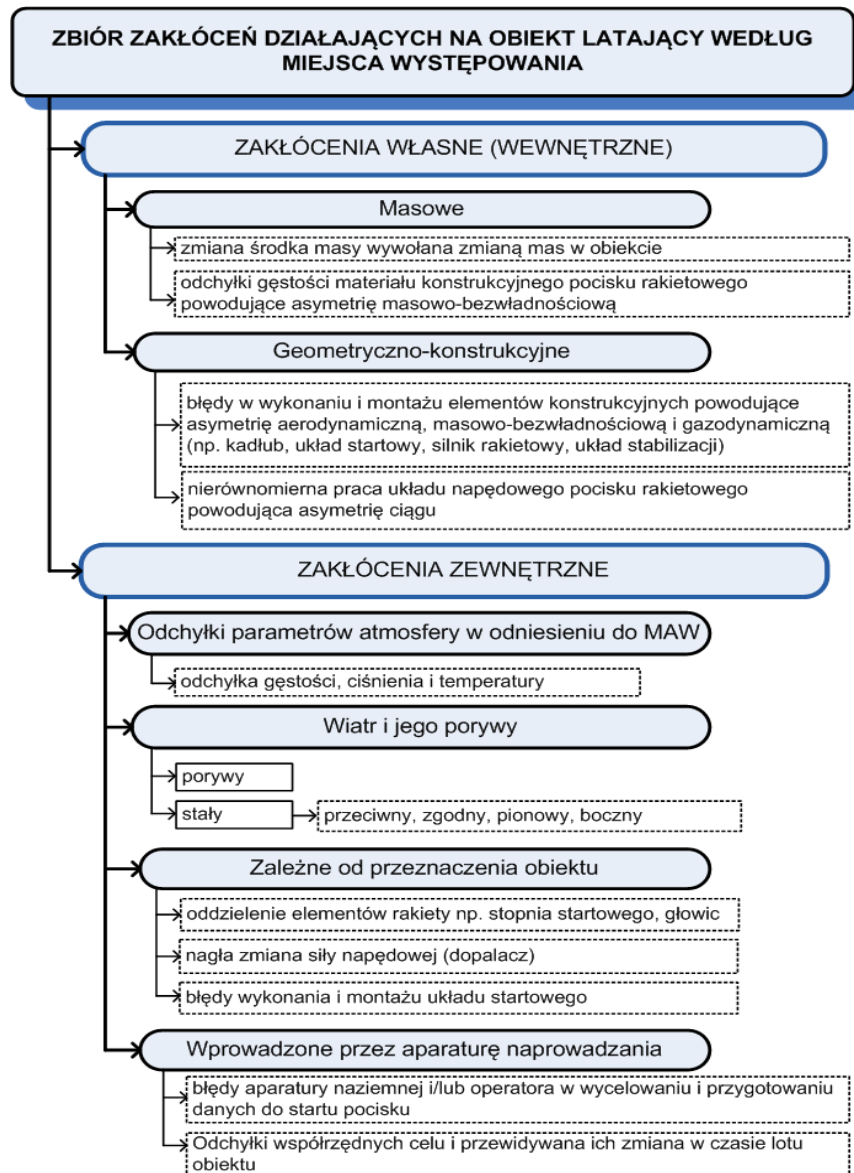
3.1. Klasyfikacja zakłóceń i ich charakterystyka

W dostępnej literaturze technicznej z zakresu balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu można znaleźć charakterystykę poszczególnych zakłóceń oraz ich wpływu na właściwości dynamiczne pocisków raketowych na torze lotu. Brak jednak jest fachowych opracowań traktujących powyższe zagadnienia w sposób kompleksowy. Utrudnia to analizę jednoczesnego wpływu wielu zakłóceń na dynamikę pocisku raketowego.

Zakłóceniem nazywamy zaburzenie, nakładające się na sygnał odbierany przez obiekt, wywołane oddziaływaniem innych źródeł energii niż źródło informacji. Dla potrzeb analizy ruchu rzeczywistych pocisków niekierowanych, zbiór zakłóceń można podzielić na dwie podstawowe grupy:

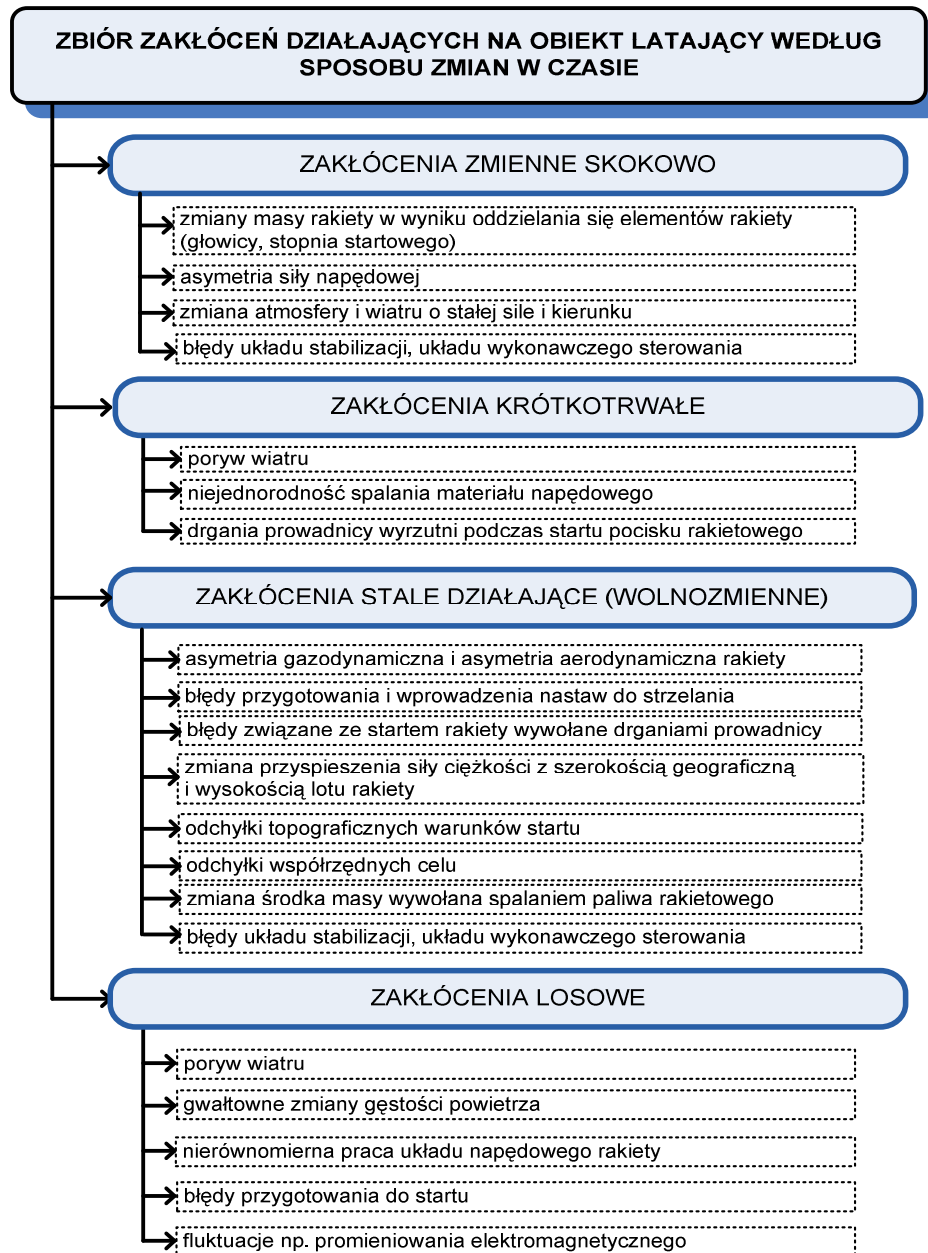
- a) zakłócenia struktury pocisku raketowego, czyli wielkości fizyczne będące odchyłkami charakterystyk geometrycznych, masowych, sprężystości, tłumienia, gazodynamicznych i sterowania w odniesieniu do odpowiadających im wielkości uznanych za nominalne (np. w odniesieniu do wartości podanych w dokumentacji technicznej pocisku); zakłócenia tego typu można uwzględniać np. w postaci asymetrii pocisku: masowo-bezwładnościowej i aerodynamicznej;
- b) zakłócenia ośrodka ruchu pocisku raketowego będące odchyłkami charakterystyk ośrodka ruchu od ich wielkości przyjętych za nominalne, np. wartości parametrów atmosfery (oraz ich zmian) podanych

w Międzynarodowej Atmosferze Wzorcowej (MAW) lub Normalnej Atmosferze Artyleryjskiej (NAA).



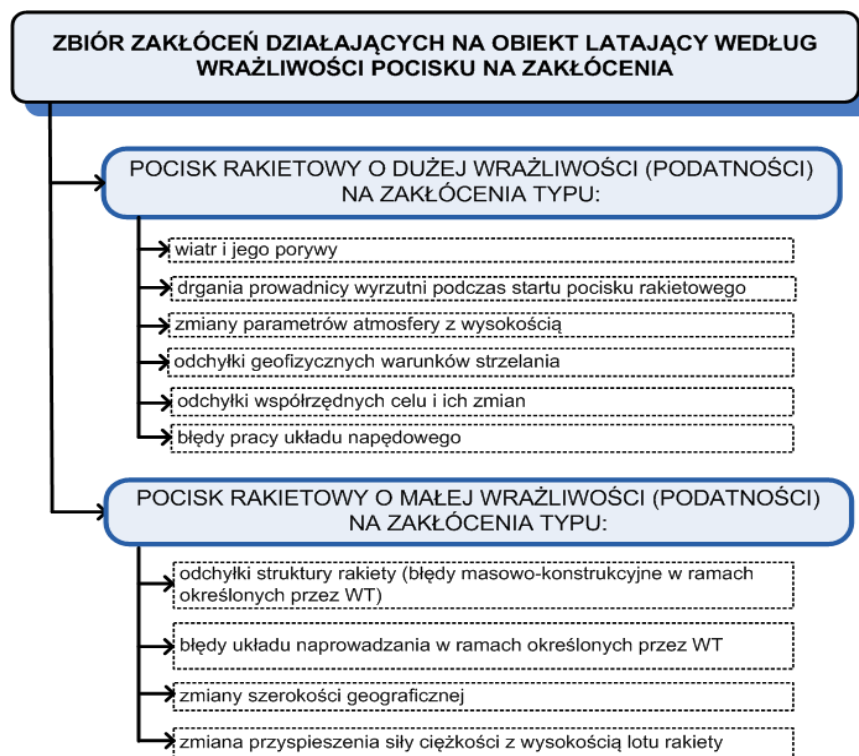
Rys. 3a. Przyjęty podział zakłóceń działających na pocisk raketowy w locie ze względu na miejsce występowania zakłóceń

Fig. 3a. Established division of interferences operating on missile during flight due to location of occurrence



Rys. 3b. Przyjęty podział zakłóceń działających na pocisk raketowy w locie ze względu na sposób zmiany zakłóceń

Fig. 3b. Established division of interferences operating on missile during flight due to way to change interferences



Rys. 3c. Przyjęty podział zakłóceń działających na pocisk raketowy w locie ze względu na wrażliwość na zakłócenia

Fig. 3c. Established division of interferences operating on missile during flight due to sensitivity of interferences

Podczas rozwiązywania zagadnień z zakresu dynamiki lotu niekierowanych pocisków raketowych, w celu ułatwienia identyfikacji zakłóceń działających na rozpatrywany pocisk w locie, istotne zakłócenia (z punktu widzenia rozpatrywanego zagadnienia) możemy sklasyfikować według kryteriów uwzględniających przede wszystkim (rys. 3):

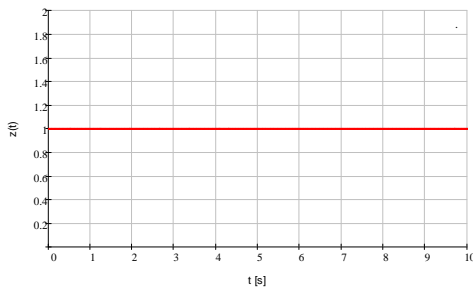
- miejsce występowania zakłóceń;
- charakter zmiany zakłóceń w czasie lub w funkcji wybranych elementów przyjętego modelu fizycznego pocisku;
- wrażliwość (podatność) pocisku na zakłócenia.

Odpowiednie struktury przedstawiono na rysunkach 3a, 3b i 3c. Ze względu na bogactwo zjawisk fizycznych wpływających na powstawanie zakłóceń, ograniczono zakres rozpatrywanego tematu jedynie do podania najistotniejszych cech poszczególnych grup zakłóceń w celu dokonania wyboru reprezentatywnych modeli zakłóceń.

3.2. Stosowane modele zakłóceń działających na pocisk raketowy w locie

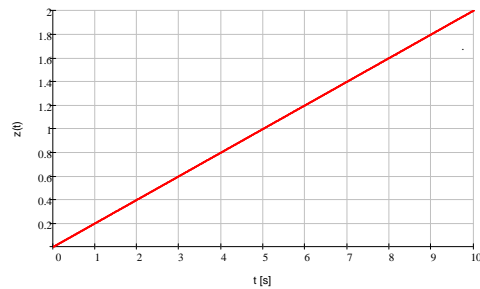
Podczas analizy właściwości dynamicznych w ruchu rzeczywistym (zakłóconym) pocisków raketowych, istotnym zagadnieniem jest przyjęcie właściwego modelu matematycznego zakłóceń. Podczas badań właściwości dynamicznych obiektów metodą symulacji komputerowej, można stosować następujące modele zakłóceń:

- zakłócenia typu skoku jednostkowego (rys. 4);
- zakłócenia liniowo narastające w czasie (rys. 5);
- zakłócenia typu impulsowego (rys. 6);
- zakłócenia typu rozkładu Rayleigha (rys. 7).



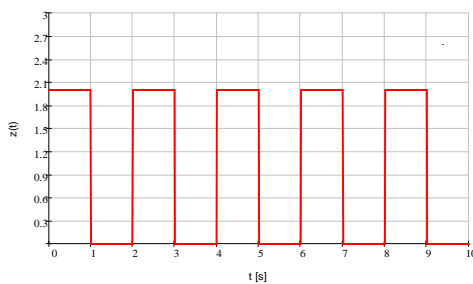
Rys. 4. Schemat działania zakłócenia typu skokowego jednostkowego

Fig. 4. Scheme of action of step type interference



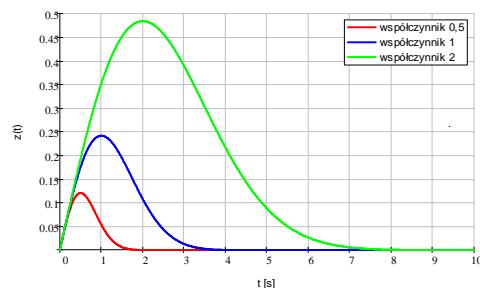
Rys. 5. Schemat działania zakłócenia typu zmiennego w czasie

Fig. 5. Scheme of action of variable in time interference



Rys. 6. Schemat działania zakłócenia typu impulsowego

Fig. 6. Scheme of action of impulse type interference



Rys. 7. Przebieg zakłóceń odpowiadający rozkładowi Rayleigha

Fig. 7. Chart of interferences corresponding of Rayleigh distribution

Ad a) zakłócenia typu skoku jednostkowego

Model matematyczny tego typu zakłóceń przedstawia się w postaci:

$$z(t) = 1(t) \cdot z_0 \quad (1)$$

gdzie: z_0 – amplituda zakłóceń.

Tego typu model matematyczny zakłócenia może być zastosowany do opisu wszelkich zakłóceń wynikających z błędów konstrukcyjnych, działania wiatru o stałej sile i kierunku, odchyłek od Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej, gwałtownych zmian masy obiektu, błędów przygotowania danych do strzelania.

Ad b) zakłócenia liniowo narastające w czasie

Model matematyczny tego typu zakłóceń przedstawia się w postaci:

$$z(t) = z_0 \cdot 1(t) \cdot t \quad (2)$$

Modelem tego typu można opisywać zakłócenia wolnozmiennie, np. zmianę charakterystyk masowych rakiety wywołaną pracą silnika raketowego, zmianę przyspieszenia siły ciężkości z wysokością lotu.

Ad c) zakłócenia typu impulsowego

Tego typu modelem matematycznym można opisywać zakłócenia uwzględnione np. podczas analizy wpływu jednorazowych impulsów sterujących na właściwości dynamiczne lotu pocisku raketowego, drgań prowadnicy rurowej na zmianę parametrów początkowych ruchu pocisku raketowego. Opisuje je model matematyczny:

$$z(t) = z_0 \cdot \sum_{i=1}^{k-1} \{1(t - n \cdot T) - [t - (n \cdot T + t_i)]\} \quad (3)$$

gdzie: k – liczba impulsów zakłócających; t_i – czas trwania impulsu; T – okres powtarzania impulsu; z_0 – amplituda siły zakłócającej.

Ad d) zakłócenia typu rozkładu Rayleigha

Model matematyczny tego typu zakłóceń przedstawia się w postaci:

$$z(t) = \frac{t}{\sqrt{\delta^2}} \exp\left(-\frac{t^2}{2\delta^2}\right) \quad (4)$$

Zmieniając wartość współczynnika δ (0,5; 1; 2), można modelować zakłócenia pochodzące np. od porywu wiatru.

4. KOMPUTEROWA SYMULACJA WŁAŚCIWOŚCI DYNAMICZNYCH WIRUJĄCEGO POCISKU RAKIETOWEGO NA TORZE LOTU W WARUNKACH WYSTĘPUJĄCYCH ZAKŁÓCEŃ

W wyniku przeprowadzonej symulacji komputerowej opracowanej w pakiecie MATLAB-SIMULINK oraz MATHCAD wyznaczono podstawowe parametry dynamiczne i kinematyczne na nominalnym (niezakłóconym) torze lotu 122 mm wirującego pocisku raketowego.

Tabela 1. Zestawienie wartości liczbowych podstawowych parametrów pocisku raketowego

Table 1. Summary of the basic parameters numerical values of the missile

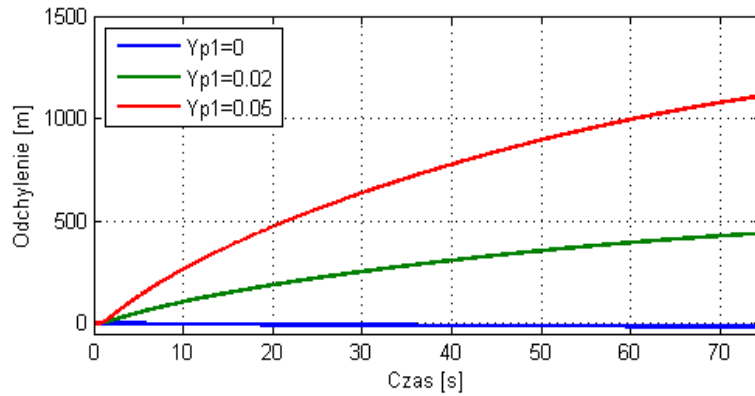
Lp.	Dane wejściowe do symulacji komputerowej	Wartości liczbowe
Wybrane parametry geometryczne pocisku i nastaw do strzelania		
1	Masa pocisku z paliwem raketowym [kg]	66,28
2	Masa paliwa raketowego [kg]	22,5
3	Długość pocisku raketowego [m]	2.86
4	Powierzchnia charakterystyczna [m ²]	0,0117
5	Osiowy moment bezwładności J_x [kg·m ²]	0,123
6	Równikowy moment bezwładności J_y i J_z [kg·m ²]	45,171
7	Kąt skosu stateczników [°]	3
8	Czas pracy silnika raketowego [s]	1,88
9	Ciąg silnika raketowego [kN]	22

W tabeli 1 zamieszczono wartości wybranych parametrów geometrycznych i masowo-bezwładnościowych rozpatrywanego pocisku raketowego, stanowiące dane wejściowe do symulacyjnego programu komputerowego. Symulację komputerową przeprowadzono dla następujących nastaw do strzelania: prędkość początkowa pocisku $V_0 = 50$ [m/s] i kąt podniesienia lufy na stanowisku ogniowym $\gamma = 50^\circ$.

4.1. Wpływ mimośrodów ciągu na tor lotu wirującego pocisku raketowego

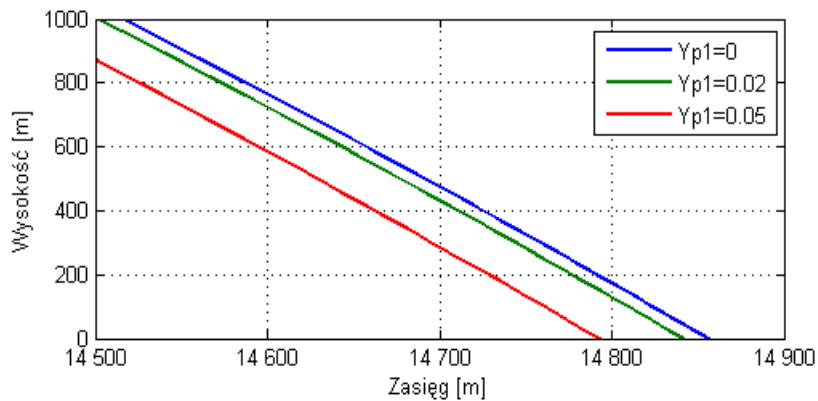
Analizę wpływu gazodynamicznego mimośrodu ciągu silnika raketowego na tor lotu pocisku raketowego przeprowadzono przy zastosowaniu symulacji komputerowej opracowanej w pakiecie MATLAB-SIMULINK wykorzystującej algorytm zbudowany na podstawie modelu fizycznego i modelu matematycznego wirującego pocisku raketowego.

Szczególną uwagę zwrócono na analizę aktywnego odcinka toru lotu, na którym pocisk raketowy napędzany jest silnikiem raketowym. Badania symulacyjne w tym etapie pracy dotyczyły wyznaczenia wpływu kąтового odchylenia ciągu F (mimośrodu kąтового γ_{p1}) na rozrzut niekierowanego pocisku raketowego.



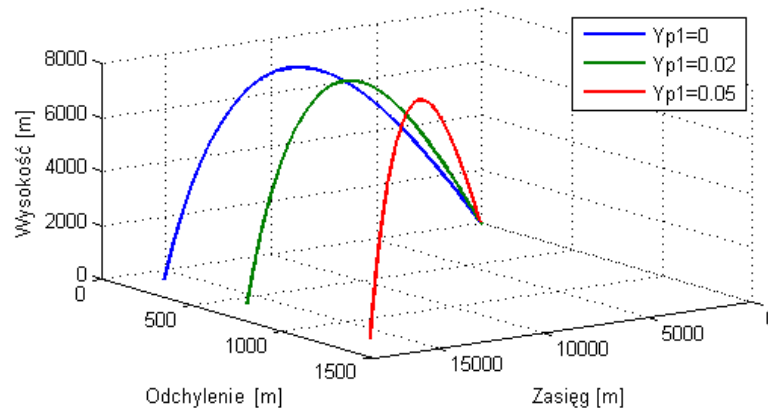
Rys. 8. Zmiana odchylenia toru lotu pocisku w funkcji czasu w zależności od γ_{p1}

Fig. 8. Change of flight path deviations as a function of time depending on γ_{p1}



Rys. 9. Fragment końcowego odcinka toru lotu pocisku w płaszczyźnie pionowej w zależności od γ_{p1}

Fig. 9. Part of the flight path on the vertical plane depending on γ_{p1}



Rys. 10. Balistyczny tor lotu pocisku w przestrzeni w zależności od γ_{p1}

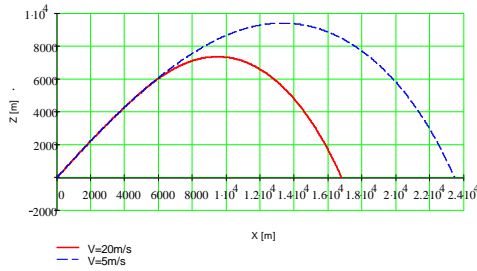
Fig. 10. Ballistic missile trajectory in space depending on γ_{p1}

Obliczenia, przy wykorzystaniu opracowanego programu symulacyjnego, przeprowadzono dla parametrów wejściowych zamieszczonych w tabeli 1. Niektóre wyniki uzyskane w trakcie przeprowadzonych symulacji komputerowych przedstawiono w formie wykresów na rysunkach 8-10.

4.2. Wpływ wiatru na tor lotu niekierowanego pocisku raketowego

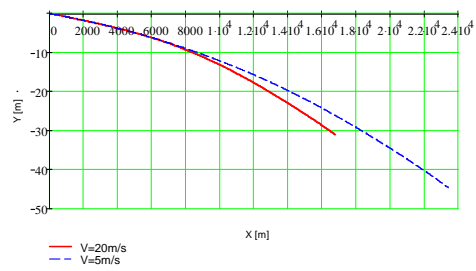
Analizę wpływu wiatru przeprowadzono przy wykorzystaniu symulacji komputerowej opracowanej w pakiecie MATHCAD, powstałej przy wykorzystaniu algorytmu zbudowanego na podstawie modelu fizycznego i matematycznego wirującego pocisku raketowego. Podczas badania parametrów przyjęto, że wyjściowym punktem symulacji jest prędkość początkowa pocisku w chwili jego wylotu z prowadnicy rurowej, pominięto zaś zjawiska zachodzące w czasie ruchu pocisku raketowego w prowadnicy wyrzutni. W pierwszej części badań symulacyjnych przeanalizowano wpływ wiatru na parametry lotu wirującego pocisku raketowego. Eksperyment symulacyjny przeprowadzono dla dwóch przypadków występowania wiatru:

- działanie tzw. podmuchu wiatru podłużnego i boczno od chwili $t_1 = 10$ s do $t_2 = 15$ s o wartości 5 m/s i 20 m/s;
- działanie wiatru ciągłego podłużnego i boczno o wartości 5 m/s i 20 m/s.



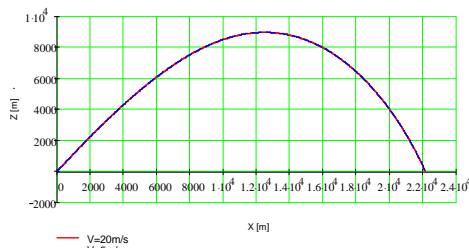
Rys. 11. Wpływ podmuchu wiatru podłużnego na donośność pocisku raketowego

Fig. 11. Influence of longitudinal wind blast on the missile range



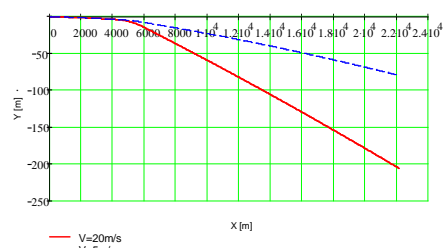
Rys. 12. Wpływ podmuchu wiatru podłużnego na odchylenie boczne pocisku raketowego

Fig. 12. Influence of longitudinal wind blast on the missile lateral deflection



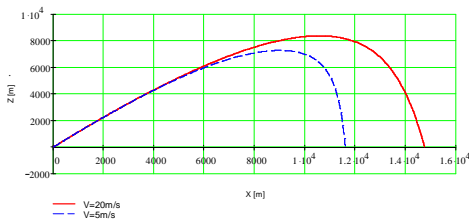
Rys. 13. Wpływ podmuchu wiatru bocznego na donośność pocisku raketowego

Fig. 13. Influence of lateral wind blast on the missile range



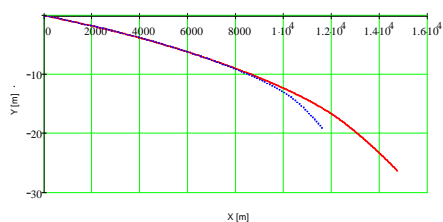
Rys. 14. Wpływ podmuchu wiatru bocznego na odchylenie boczne pocisku raketowego

Fig. 14. Influence of lateral wind blast on the missile lateral deflection



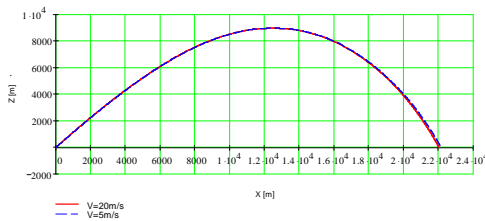
Rys. 15. Wpływ podłużnego wiatru ciągłego podłużnego na donośność pocisku raketowego

Fig. 15. Influence of longitudinal continuous wind on the missile range



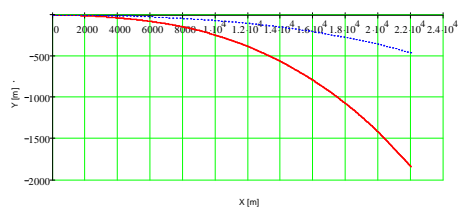
Rys. 16. Wpływ podłużnego wiatru ciągłego na odchylenie boczne pocisku raketowego

Fig. 16. Influence of longitudinal continuous wind on the missile lateral deflection



Rys. 17. Wpływ bocznego wiatru ciągłego na donośność pocisku rakietowego

Fig. 17. Influence of lateral continuous wind on the missile range



Rys. 18. Wpływ bocznego wiatru ciągłego na odchylenie boczne pocisku rakietowego

Fig. 18. Influence of lateral continuous wind on the missile lateral deflection

Symulację komputerową przeprowadzono dla następujących nastaw do strzelania: prędkość początkowa pocisku $V_0 = 50$ m/s i kąt podniesienia lufy na stanowisku ogniowym $\gamma_0 = 50^\circ$. Wyniki uzyskane w trakcie przeprowadzonej symulacji komputerowej dla analizowanych przypadków występowania wiatru przedstawiono w formie wykresów na rysunkach 11-18.

5. PODSUMOWANIE

Na podstawie analizy wyników uzyskanych w trakcie przeprowadzonych komputerowych badań symulacyjnych oraz dostępnych danych literaturowych można sformułować następujące wnioski:

1. Rzeczywiste warunki lotu pocisku odbiegają od warunków normalnych (tabelarycznych, obliczeniowych, nominalnych) określanych dla idealnej konstrukcji pocisku rakietowego oraz przyjętych umownych wartości parametrów ośrodka ruchu według atmosfery wzorcowej. Odchyłki parametrów toru lotu rzeczywistego od obliczeniowego są zwykle spowodowane zakłóceniami struktury pocisku i ośrodka ruchu pocisku.
2. Przeprowadzone badania symulacyjne wykazały, że występowanie gazodynamicznego mimośrodowego ciągu silnika rakietowego niekorzystnie wpływa na parametry toru lotu pocisku (szczególnie znaczny rozrzut w szerz) oraz na dynamiczne parametry lotu rozpatrywanego pocisku. Badania symulacyjne wykazały, że w przypadku pocisku niewirującego z występującym mimośrodowym ciągiem w płaszczyźnie poziomej rozrzut w szerz jest znacznie większy (7-krotnie) niż w przypadku pocisku wirującego.
3. Drugim znaczącym zakłóceniem oddziałującym na tor lotu pocisku rakietowego jest wiatr i jego porywy. Rozpatrzone przypadki dotyczyły działania wiatru o stałej prędkości i kierunku, co zasadniczo upraszcza rozważania, gdyż nie uwzględnia się wtedy dodatkowych zjawisk, jakie

pojawiają się przy wietrze wiejącym ze zmienną prędkością i charakteryzującym się różnorodnymi porywami.

4. Porywy wiatru można traktować jako impulsowe zmiany warunków opływu, a więc obok rozpatrywanych sił momentów powstających pod wpływem wiatru o stałej prędkości należałoby uwzględnić dodatkowo ich przyrosty powodowane zmiennością wiatru. Działanie tych przypadkowych sił i momentów, których znak ulegałby bardzo szybkim zmianom, powodowałby powstawanie głównie wahań pocisku raketowego na torze, a tym samym wpływałby na zmianę jej właściwości stabilizacyjnych.

*Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2009-2011
jako projekt badawczy rozwojowy nr OR00003208.*

LITERATURA

- [1] Gacek J., *Balistyka zewnętrzna, cz. I, Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Warszawa, 1997.
- [2] Gacek J., *Balistyka zewnętrzna, cz. II, Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, Warszawa, 1998.
- [3] Lebediew A.A., Czernobrowkin Ł.S., *Dynamika poljota. Maszinstrojenije*, Moskwa, 1973.
- [4] Motyl K., *Analiza dynamiki lotu przestrzennego wirującego pocisku moździerzowego sterowanego gazodynamicznie*, Rozprawa doktorska, Warszawa, 2002.
- [5] Polska Norma PN-83, *Mechanika lotu samolotów i szybowców*.
- [6] Torecki S., *Silniki raketowe*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1984.

The Analysis of Trajectory of 122 mm Rotary Missile under the Influence of Interferences

Bogdan MACHOWSKI, Krzysztof MOTYL, Konrad SIENICKI

Abstract. In this paper the analysis of influence on trajectory of 122 mm unguided rotary missile has been presented. Results of interferences that act during the flight of unguided missile are his dispersion in the form of range and lateral deflections. The influence of deviation of thrust has been researched by means of computer simulation. Results of analysis and research work have been presented in the form of graphs and charts.

Keywords: mechanics, rotary missile, mathematical modelling, computer simulation

