

Modelowanie i symulacja procesu aktywacji radiozapalnika rakiety przeciwlotniczej

Modeling and simulation of the activation process radio fuze anti-aircraft missiles

STANISŁAW ŻYGADŁO
JAKUB MIERNIK *

Materiały z XX SKWPIE, Jurata 2016 r.
DOI: 10.17814/mechanik.2016.7.220

Praca zawiera opis analizy końcowej fazy lotu rakiety przeciwlotniczej naprowadzanej na cel oraz badanie procesu aktywacji radiozapalnika na skuteczność rażenia głowicy bojowej.

SŁOWA KLUCZOWE: rakieta, głowica bojowa, radiozapalnik

The work describes the analysis of the final phase of flight anti-aircraft missiles guidance on the purpose and study the activation process radiozapalnika the effectiveness of destruction warhead.

KEYWORDS: missile, warhead, radio fuze

Skuteczności rakiety przeciwlotniczej, przy uwzględnieniu rzeczywistych warunków ostrzeliwania celów, jest uwarunkowana skutecznością rażenia rakiety, gdy ta znajdzie się tak blisko celu, że odległość do niego będzie mniejsza od promienia skutecznego rażenia głowicy bojowej. Możliwość rakiety przeciwlotniczej w zakresie porażenia celu określa strefa rażenia, definiowana jako obszar otaczający środek detonacji głowicy bojowej, w którym cel może być rażony (z zadaniem prawdopodobieństwem) energią wybuchu lub innymi czynnikami rażącymi, np. odłamkami. Energia rażąca kształtuje się w momencie detonacji głowicy bojowej, a następnie przemieszcza w czasie w ten sposób, że w danej chwili jest zawarta tylko w pewnym obszarze, przy czym jej gęstość w różnych punktach jest różna. Dlatego też skuteczność rażenia celu zależy nie tylko od rodzaju głowicy bojowej, ale także od momentu zainicjowania detonacji głowicy bojowej przez radiozapalnik (dalej: RZ). Tak więc głowica, RZ oraz warunki zbliżania rakiety do celu oraz jego wrażliwość na oddziaływanie energii rażącej określają rzeczywistą strefę rażenia rakiety. Jej wyznaczenie to zadanie bardzo trudne, wymagające między innymi dopasowania obszaru reagowania RZ do dynamicznej charakterystyki rozprzestrzeniania się energii rażącej, z uwzględnieniem rzeczywistych warunków zbliżania rakiety do celu. Uzyskanie dobrych wyników w tym zakresie wymaga rozpatrywania łącznie charakterystyk głowicy bojowej i RZ.

Strefa zadziałania radiozapalnika

Strefa zadziałania (obszar reagowania) RZ jest funkcją promień–wektor $r(\varphi)$, określoną względem środka detonacji, przy czym kąt φ wyznacza kierunek na cel, na którym RZ powinien zainicjować detonację głowicy, a promień r stanowi górną granicę zbioru odległości $(0; r > \text{skutecznego porażenia celu z zadaniem prawdopodobieństwem})$.

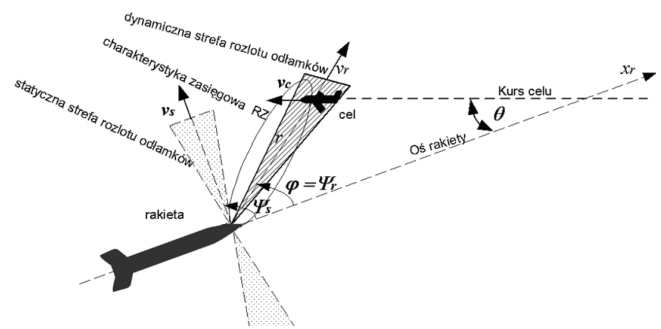
Z powyższej definicji jasno wynika, że osiągnięcie zamierzonej skuteczności rażenia rakiety wymaga jej naprowadzenia (przez system kierowania) w bliskie otoczenie celu, z błędem nieprzekraczającym wartości r , oraz zdetonowania głowicy odłamkowej, gdy cel znajdzie się na kierunku symetrycznej charakterystyki rozlotu odłamków.

* Dr inż. Stanisław Żygadło (stanislaw.zygadlo@wat.edu.pl); mgr inż. Jakub Miernik (jakub.miernik@wat.edu.pl) – Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

Analiza strefy zadziałania pozwala wnioskować o wpływie: kąta ataku θ , prędkości celu v_c i rakiety v_p , względnej gęstości rażenia głowicy i bezwładności układów RZ na współrzędne biegunowe φ i r , czyli na funkcję $r(\varphi)$ [3]. Dla sytuacji przedstawionej na rys. 1 kąt φ wyznacza się z zależności:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{v_s \sin \psi_s - v_c \sin \theta}{v_s \cos \psi_s + v_p + v_c \cos \theta} = \frac{\sin \psi_s - \varepsilon_c \sin \theta}{\cos \psi_s + \varepsilon_p + \varepsilon_c \cos \theta} \quad (1)$$

gdzie: $\varepsilon_p = v_p/v_s$; $\varepsilon_c = v_c/v_s$; v_c – prędkość celu; v_p – prędkość rakiety; v_s – prędkość rozlotu odłamków w warunkach statycznych; θ – kąt ataku; ψ_s – kąt środka sektora rozlotu odłamków w warunkach statycznych.



Rys. 1. Sytuacja do określenia przybliżonej strefy zadziałania RZ

Z kolei odległość r w chwili detonacji powinna być mniejsza od odległości skutecznego rażenia r_r , którą wyznacza się z funkcji skuteczności głowicy:

$$G(r) = 1 - e^{-\frac{\delta_o^2}{r^2}} \quad (2)$$

gdzie: $\delta_o^2 = \frac{l_{odl} S_c}{2\pi \alpha_{st}}$ – parametr głowicy określany z uwzględnieniem powierzchni wrażliwej celu S_c .

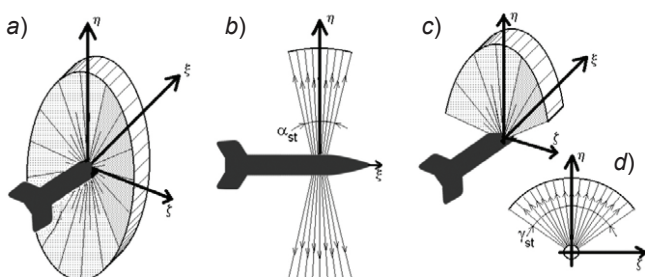
Dla wymaganego poziomu skuteczności $G_W(r_r)$, przy spełnieniu warunku $E_{Kodl}(r \leq r_r) \geq E_{WK}$ i podstawieniu do (2) $G(r) = G_W(r_r)$, otrzymano:

$$r = r_r \frac{\delta_o}{\sqrt{|\ln(1 - G_W)|}} = \sqrt{\frac{l_{odl} S_c}{2\pi \alpha_{st} |\ln(1 - G_W)|}} = \sqrt{\frac{P_G P_c}{2\pi}} \quad (3)$$

Jeśli zainicjowanie przez RZ detonacji głowicy nastąpi w chwili, gdy linia łącząca rakiety i cel osiągnie kąt $\varphi = \psi_r$, to cel znajdzie się w środku dynamicznego sektora rozlotu odłamków w chwili, gdy te dotrą do niego. Porażenie celu będzie skuteczne, gdy odległość $r_c \leq r$.

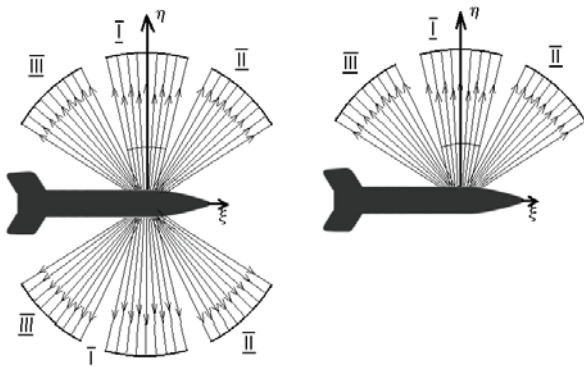
Obszar rażenia

Obszar rażenia, czyli obszar rozlotu odłamków może być nieukierunkowany lub ukierunkowany. Pierwszy z nich charakteryzuje się jednakowym prawdopodobieństwem rażenia celu we wszystkich kierunkach od punktu wybuchu głowicy. Gęstość odłamków w otoczeniu punktu wybuchu rozłożona jest wówczas równomiernie na powierzchni strefy oraz jest proporcjonalna do kwadratu odległości od tego punktu. Energia wybuchu i możliwość rażenia celu nie są tu w pełni wykorzystane, gdyż tylko niewielka część odłamków pokrywa cel. Natomiast drugi obszar rażenia jest ograniczony do pewnej strefy, która może być symetryczna lub niesymetryczna. Strefa symetryczna jest ograniczona dwiema powierzchniami stożkowymi z wierzchołkami w punkcie wybuchu. Określa ją tzw. osiowy kąt rażenia α_{st} (rys. 2a, b). Strefę niesymetryczną określają dwa kąty: osiowy α_{st} oraz radialny γ_{st} kąt rażenia (rys. 2c, d).



Rys. 2. Kształty obszaru rażenia (rozlotu odłamków)

Zamierzony obszar rażenia otrzymuje się przez odpowiednią konstrukcję głowicy lub przez odpowiednie zaprogramowanie wybuchu (to ostatnie uzyskuje się przy specjalnym doborze rozkładu punktów inicjujących detonacji). Sterowanie wybuchem polega wówczas na zainicjowaniu detonacji przy określonym położeniu rakiety względem celu. Sterowanie nim ma za zadanie nie tylko określenie chwili wybuchu, ale i orientację obszaru rozlotu odłamków. Kierowanie położeniem tego obszaru może być osiągnięte przez obrót rakiety wokół osi podłużnej. Statyczna strefa rażenia jest tu figurą przestrzenną, określoną dodatkowo kątem nachylenia bisektrisy (rys. 3). Kąt ten może być równy 90° (strefa I) lub mniejszy niż 90° (strefa II) lub też większy od 90° (strefa III). Sterowanie wybuchem głowicy jest realizowane przez urządzenia pokładowe rakiety przy sprzężeniu z RZ.



Rys. 3. Obszary rozlotu odłamków w warunkach wybuchu sterowanego

Istotnymi parametrami i charakterystykami są:

- kształt, rozmiar, masa m_{odl} i prędkość v_{odl} odłamka, a także liczba odłamków l_{odl} ;
- wielkości energii detonacji w warunkach stacjonarnych $W(r_s)$ i w warunkach dynamicznych $W(r_r)$, gdzie r_s i r_r – od-

ległości od miejsca detonacji w warunkach stacjonarnych i w warunkach dynamicznych;

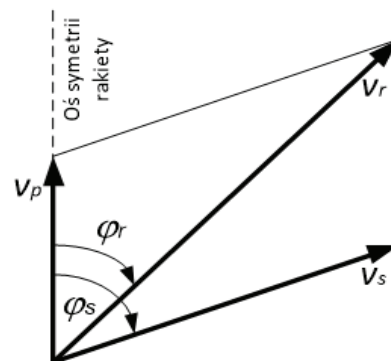
- funkcje rozkładu energii w warunkach stacjonarnych $f(\varphi_s)$ i w warunkach dynamicznych $f(\varphi_r)$, gdzie φ_s i φ_r – kierunek przemieszczania się energii (rys. 4) w warunkach stacjonarnych i w warunkach dynamicznych.

W wyniku detonacji powstają odłamki o tej samej masie m_{odl} oraz jednakowym kształcie i rozmiarze – te wielkości wyznacza się na drodze doświadczalnej. Gotowe odłamki mają formę klocków, sześcianów lub kulek, a nacięte osłony głowicy o fragmentacji wymuszonej – kształt rombów lub prostokątów. Ich prędkość można wyznaczyć z zależności:

$$v_s(r) = v_s \exp\{-r\rho C_x S_o\} \quad (4)$$

$$v_r(r) = \sqrt{v_p^2 + 2v_p v_s(r) \cos \varphi_s + v(r)_p^2} = v_s \sqrt{\varepsilon_p^2 + 2\varepsilon_p \cos \varphi_s + 1} \exp\{-r\rho C_x S_o\} \quad (5)$$

gdzie: v_p – prędkość rakiety; $\varepsilon_p = v_p/v_{odl}$; φ_s – patrz rys. 4; v_s – maksymalna prędkość odłamka; r – odległość od środka głowicy o fragmentacji wymuszonej; $S_o = uf(m_{odl})$ – powierzchnia charakterystyczna odłamka; u i $f(m)$ – współczynniki i funkcja wyznaczone eksperymentalnie; C_x – współczynnik oporu czołowego odłamka; ρ – gęstość powietrza.



Rys. 4. Zobrazowanie kątów φ_s i φ_r oraz prędkości v_s i v_r w stosunku do osi symetrii rakiety (jej prędkości v_p)

Odłamek o masie m_{odl} i prędkości $v(r) = v_s(r)$ w warunkach detonacji stacjonarnej lub $v(r) = v_r(r)$, gdy detonacja następuje w trakcie lotu rakiety, ma energię kinetyczną:

$$E_{Kodl} = \frac{m_{odl} \cdot v(r)^2}{2} \quad (6)$$

i jest zdolny skutecznie razić cel, jeżeli:

$$E_{Kodl} \geq E_{KW} = W_y \cdot S \cdot h \quad (7)$$

lub

$$v(r) \geq v_{smin} = \sqrt{\frac{2W_y S h}{m_{odl}}} \quad (8)$$

gdzie: E_{KW} i v_{smin} – energia i prędkość odłamka wymagane do skutecznego rażenia celu; W_y – energia potrzebna do wyparcia materiału przegrody; S – powierzchnia przebicia (otworu); h – grubość przegrody.

Z powyższych zależności, po podstawieniu $E_{Kodl} = E_{KW}$, można wyznaczyć maksymalny promień skutecznego rażenia odłamka:

- przy detonacji w warunkach stacjonarnych:

$$r_{sE} = \frac{2m_{odl}}{\rho C_x S_o} \left| \ln \frac{v_s}{v_{smin}} \right| \quad (9)$$

- przy detonacji w warunkach dynamicznych:

$$r_{rE} = \frac{2m_{odl}}{\rho C_x S_o (\varepsilon_p^2 + 2\varepsilon_p \cos \varphi_s + 1)} \left| \ln \frac{v_s}{v_s} \right| \quad (10)$$

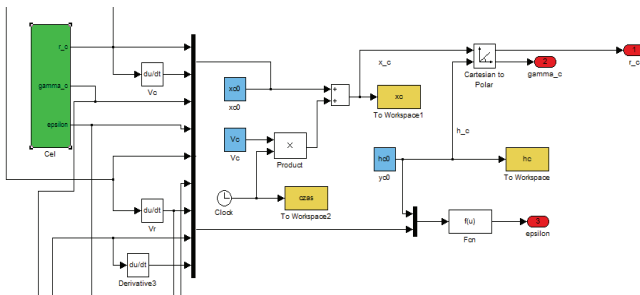
Ponadto wzór:

$$W(r) = l_{odl} E_{Kodl}(r) = \frac{l_{odl} m_{odl} v^2(r)}{2} \quad (11)$$

określa wielkość energii rażącej odłamków w funkcji promienia r .

Modelowanie i symulacja

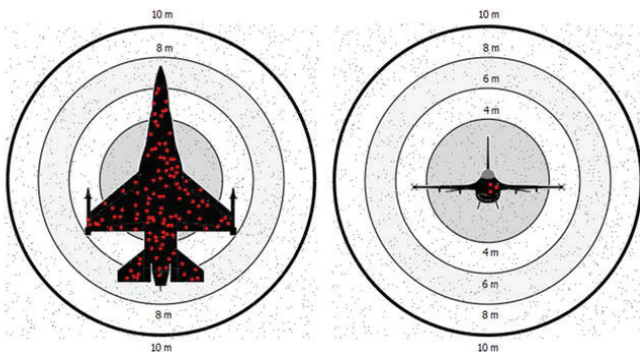
Na podstawie badanych zjawisk fizycznych sformułowano modele matematyczne, które symulowano w środowisku Matlab [5+9]. W celu uzyskania wyników skuteczności znisz-



Rys. 4. Wybrany wycinek schematu modelu symulacyjnego

BADANIE NUMERYCZNE	
WARUNKI BADANIA	
Rodzaj celu powietrznego samolot myśliwski/wielozadaniowy	
Azymut celu 90 [st.]	Uchyb naprowadzania 15 [m]
WYNIK BADANIA	
Energia początkowa odłamka [kJ]:	58,00
Energia odłamka w chwili uderzenia w cel [kJ]:	8,89
Średnia liczba odłamków w celu [szt.]:	57
Szacowany status celu:	zniszczony

Rys. 5. Wyniki symulacji



Rys. 6. Wynik symulacji porażenia celu powietrznego

czenia celu dla różnych przypadków położenia rakiety – cel dane symulacyjne były zmieniane w szerokim zakresie, ze szczególnym uwzględnieniem kątów ataku, prędkości rakiety oraz celu. Wybrany schemat modelu (rys. 4) wykorzystano w procesie symulacji, a przykładowe wyniki przedstawiono na rys. 5+6. Opracowane w ten sposób algorytmy zostały następnie zaimplementowane w modułach programu Symulator OPL [10].

Podsumowanie

Na podstawie przedstawionych rozważań o strefie zadziałania RZ można stwierdzić, że:

- charakterystyki kierunkowe RZ powinno się tak dobrać, aby kąt φ_z pokrywał się z kątem φ , co można uzyskać przez odpowiednie umieszczenie anten RZ względem środka głowicy odłamkowej;
- na optymalny obszar reagowania RZ znacząco wpływają warunki zbliżania rakiety do celu, a głównie kąt ataku θ oraz – w mniejszym stopniu – prędkości v_c , v_p i v_s ;
- system kierowania musi zapewnić takie naprowadzenie rakiety na cel, aby błędy liniowe nie przekraczały odległości skutecznego rażenia głowicy odłamkowej;
- zakres zmian kąta φ można minimalizować przez: ograniczenie przedziału zmian kąta θ (np. na drodze wyboru odpowiedniej metodyki zwalczania celów), zwiększanie prędkości rozprzestrzeniania się energii, tj. zwiększanie prędkości v_p i v_s (maleje wartość ε_r) oraz przez odpowiedni dobór nachylenia statycznej charakterystyki rozlotu odłamków, czyli kąta ψ_s .

Z otrzymanych danych wynika, że praktycznie bardzo trudno jest dopasować rzeczywistą strefę zadziałania RZ do optymalnego obszaru rażenia, co w konsekwencji ogranicza wartość prawdopodobieństwa prawidłowego zadziałania RZ. Uzyskanie zadowalających wyników wymaga:

- dokładnej analizy obszaru reagowania RZ (dla konkretnej rakiety, wybranej głowicy odłamkowej i potencjalnych celów) jako podstawy do podejmowania właściwych decyzji co do charakterystyk kierunkowych i zasięgowych RZ;
- odpowiedniego rozmieszczenia anten RZ względem środka głowicy;
- dopasowania kształtów i nachyleń charakterystyk kierunkowych anten RZ do zakresu zmian nachylenia dynamicznej charakterystyki rozlotu odłamków;
- zapewnienia regulacji zasięgu i opóźnienia zadziałania RZ w zależności od warunków zbliżania rakiety do celu.

LITERATURA

1. Podciechowski M., Zimończuk K. „Dopplerowski czujnik małych wysokości”. WAT. Warszawa 1987.
2. Zimończuk K. „Zapalniki zbliżeniowe” cz.1 i 2. WPT 5/87, WPT 6/87.
3. Grycewicz H. „Systemy radiostawiania. Cz. II. Ocena skuteczności systemów radiokierowania”. WAT. Warszawa 1980.
4. Sznuć K., Zimończuk K. „Kryteria oceny skuteczności rażenia celów grupowych pociskami odłamkowymi”. Biuletyn WAT, Warszawa 1989.
5. Brzózka J., Dorobczyński L. „Matlab. Środowisko obliczeń naukowo-technicznych”. Wydawnictwo MIKOM, Warszawa 2005.
6. Mrozek B., Mrozek Z. „Matlab i Simulink. Poradnik użytkownika”. Wydawnictwo Helion, Gliwice 2004.
7. Warchulski M., Warchulski J., Kurowski W. „Wykorzystanie pakietu MATLAB-SIMULINK do modelowania ruchu rakiety przeciwniczej”. VIII Szkoła Komputerowego Wspomagania Projektowania, Wytwarzania i Eksploatacji, Jurata 2004.
8. Bużantowicz W. „Modelowanie trajektorii lotu rakiety balistycznej w centralnym polu grawitacyjnym”. Mechanik nr 7/2015 (CD), s. 73+82.
9. Pietrasieński J., Warchulski M., Warchulski J., Bużantowicz W. „Uwarunkowania kinematyczne obserwacji pocisków balistycznych”. Mechanik nr 7/2014 (CD), s. 569+574.
10. Pietrasieński J., Podciechowski M., Bużantowicz W., Grzywiński S. „Symulator OPL – oprogramowanie do oceny skuteczności przeciwniczych zestawów raketowych”, materiały konferencyjne, 8. Konferencja „Urządzenia i Systemy Radioelektroniczne”, Jachranka, 27+29 października 2015, s. 18/1+12 (CD).