

Modelowanie i symulacja wpływu kąta ataku rakiety przeciwlotniczej na skuteczność rażenia głowicy bojowej

Modeling and simulation of the impact angle of attack missiles the effectiveness of warhead

STANISŁAW ŻYGADŁO
JAKUB MIERNIK *

Materiały z XX SKWPWiE, Jurata 2016 r.
DOI: 10.17814/mechanik.2016.7.219

Praca zawiera opis analizy końcowej fazy lotu rakiety przeciwlotniczej naprowadzanej na cel oraz badanie wpływu kąta ataku 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 impact angle of attack on the effectiveness of destruction warhead.

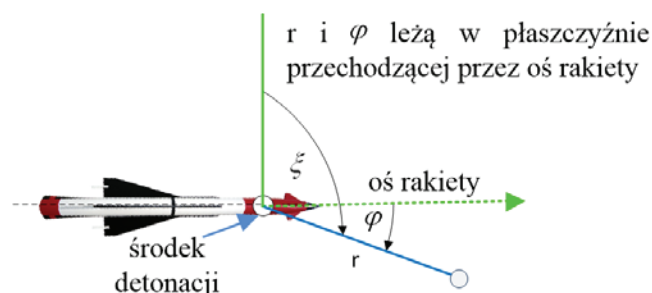
KEYWORDS: missile, warhead, radio fuze

Porażenie celu odłamkami głowicy bojowej jest możliwe w sytuacji, gdy odległość spotkania rakieta – cel umożliwia zadziałanie radiozapalnika [1]. Pod pojęciem porażenia celu należy rozumieć całkowite jego zniszczenie lub uszkodzenie, które uniemożliwia mu wykonanie zadania. Przy określaniu tego pojęcia należy ustalić, jakie elementy celu i w jakiej kolejności powinny być rażone. W przypadku samolotów uszkodzenie lub zniszczenie przez raketę jest wynikiem porażenia przedziałów wrażliwych, m.in. silnika, zbiornika paliwa czy kabiny pilota. Na skuteczność rażenia odłamkowego mają też wpływ takie czynniki, jak: kąt nachylenia osi głowicy bojowej rakiety przeciwlotniczej do płaszczyzny atakowanego celu, prędkość rakiety w chwili spotkania z celem oraz zadziałanie radiozapalnika.

Obszar rażenia odłamków zależy od parametrów geometryczno-masowych oraz energii kinetycznej głowicy bojowej w chwili jej zadziałania. Poruszają się one wraz z raketą na torze lotu, tworząc przestrzenny obszar rażenia.

Strefa rażenia rakiety przeciwlotniczej

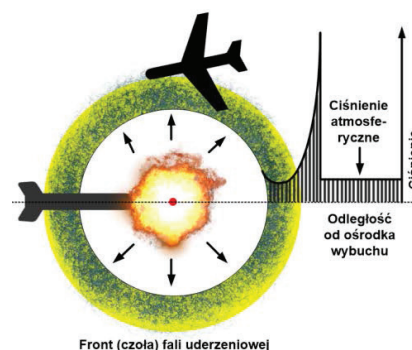
Strefę rażenia rakiety opisuje funkcja $r = f(\phi, \xi)$, gdzie r jest maksymalnym promieniem skutecznego rażenia na kierunku określonym współrzędnymi kątowymi ϕ i ξ , wyprowadzonymi ze środka detonacji rakiety (rys. 1).



Rys. 1. Współrzędne określające strefę rażenia rakiety przeciwlotniczej

Z zasady rozkład energii rażącej jest izotropowy, a wtedy $r = f(\phi, \xi) = \text{const.}$ (rys. 2), lub anizotropowy – wtedy $r = f(\phi, \xi) = f(\phi)$ (rys. 3). Zależy to od rodzaju ładunku wybuchowego, typu głowicy bojowej i ośrodka, w jakim nastąpi detonacja. Podczas wybuchu głowic odłamkowych, kumulacyjnych, kulkowych itp. mamy do czynienia ze strefą anizotropową.

Z chwilą wybuchu ładunku bojowego energia rażąca przemieszcza się z prędkością równą prędkości rozprzestrzeniania się tej energii.



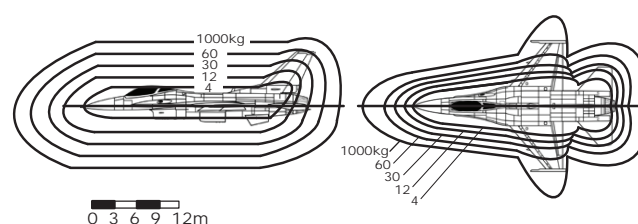
Rys. 2. Izotropowa strefa rażenia



Rys. 3. Anizotropowa strefa rażenia

W miarę wzrostu odległości od miejsca wybuchu wymiary strefy ulegają zwiększeniu, przy jednoczesnym zmniejszeniu się gęstości strumienia energii i jej intensywności.

Strefę rażenia rakiet przeciwlotniczych określa się oddzielnie dla fali uderzeniowej i rażącego działania odłamków, powstałych w wyniku detonacji głowicy bojowej, przy czym ta ostatnia decyduje o skuteczności rakiety i odpowiada charakterystyce rozlotu odłamków skutecznych (rys. 4).



Rys. 4. Strefa zniszczenia samolotu falą uderzeniową ($D = r$) [3]

* 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

Strefę rażenia określa zależność:

$$D = K\sqrt{W} \quad (1)$$

gdzie: W [kg] – masa materiału wybuchowego; K – współczynnik zależny do rodzaju celu; D [m] – zasięg skutecznego oddziaływania fali uderzeniowej.

Przyjmuje się, że dla stosowanych materiałów wybuchowych stosunek objętości produktów detonacji po pełnym rozszerzeniu v_{pd} do objętości materiału wybuchowego przed wybuchem v_0 wynosi:

$$\frac{v_{pd}}{v_0} = \frac{\frac{4}{3}\pi r_{pd}^3}{\frac{4}{3}\pi r_0^3} = 800 \div 1600 \quad (2)$$

To pozwala oszacować promień skutecznego działania produktów detonacji przy wybuchu głowicy bojowej w rozrzedzonej atmosferze:

$$r = r_{pd} = r_0 \sqrt[3]{800 - 1600} = (9,3 - 11,8)r_0 \quad (3)$$

W przypadku małych wysokości promień ten jest znacznie większy i wynosi:

$$r_{pd} = (25 - 150)r_0 \quad (4)$$

przy czym można go również oszacować ze wzoru:

$$r_{pd} = \sqrt[3]{G}(1,6 - 9,4) \quad (5)$$

gdzie: r_0 – promień materiału wybuchowego przed detonacją; G – ciężar materiału wybuchowego.

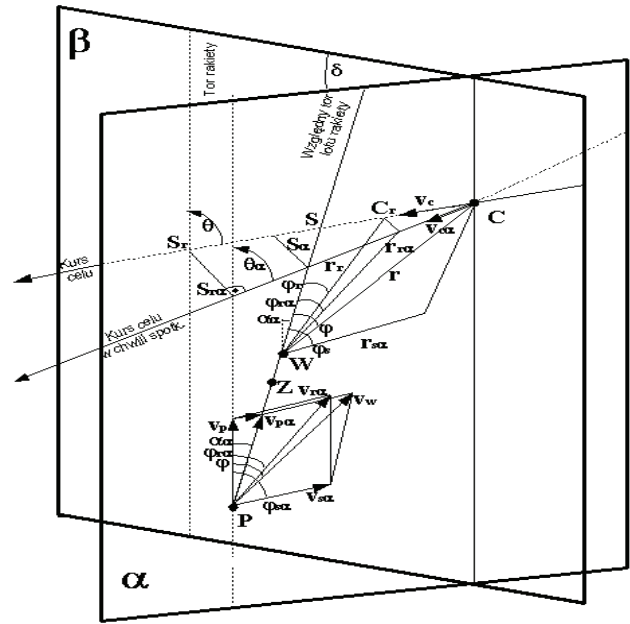
Wpływ kąta ataku rakiety przeciwlotniczej na działanie odłamków

W celu zwalczania środków napadu powietrznego w określonym ośrodku ruchu przy zastosowaniu głowicy odłamkowej dąży się do otrzymania określonego obszaru rażenia. Obszarem rażenia głowicy bojowej nazywamy taką przestrzeń wokół głowicy, w której przebywanie celu będzie warunkiem jego porażenia elementami rażącymi [2]. Dla określenia obszaru rażenia głowica bojowa pocisku rozpatrywana jest jako punkt materialny, stanowiący źródło energii niszczącej i skupiający cały ładunek bojowy głowicy. Ponadto:

- punkt środka masy głowicy jest środkiem rozlotu odłamków,
- tory lotu odłamków są prostoliniowe i mają początek w punkcie rozlotu;
- wektor prędkości maksymalnej odłamka od wybuchu jest przyłożony w środku punktu rozlotu.

Najważniejszym parametrem odłamków jest posiadana przez nie energia, która zapewnia skuteczne rażenie poszczególnych przedziałów wrażliwych celu. Jeśli zainicjowanie przez radiozapalnik (dalej: RZ) detonacji głowicy nastąpi wtedy, gdy linia łącząca raketę i cel osiągnie kąt $\phi = \psi_r$, to cel znajdzie się w środku dynamicznego sektora rozlotu odłamków w chwili, gdy te dotrą do niego. Porażenie celu będzie skuteczne, gdy odległość $r_c \leq r$.

Analizę zbliżania rakiety do celu prowadzono dla sytuacji pokazanej na rys. 5.



Rys. 5. Sytuacja dla określenia współrzędnych ϕ i r

Przyjęto założenia:

- rakieta i cel są punktami materialnymi,
- w pewnej chwili rakieta „P” znalazła się w obszarze krytycznego zbliżania z celem „C”,
- tory lotu rakiety, celu i odłamków są prostoliniowe,
- prędkości v_s , v_p i v_c są stałe,
- ruch celu opisuje się względnymi współrzędnymi ϕ i r , związanymi z raketą,
- zbliżanie rakiety do celu rozpatruje się w chwilowej płaszczyźnie spotkania „ α ”, przechodzącej przez oś rakiety.

Przy tego rodzaju założeniach można wyodrębnić dwa przypadki zbliżania:

- wczesnego przelotu – kiedy rakieta wyprzedza cel na prostej względem zbliżania,
- późnego przelotu – kiedy cel wyprzedza raketę na prostej względem zbliżania.

Jeżeli zasadniczy kierunek rażenia głowicy w danym momencie lotu rakiety określony jest przez $\phi_{rz} = \phi_r$, to cel może być skutecznie rażony, gdy detonacja głowicy nastąpi na prostej PS_α w punkcie „W”, z którego cel będzie widziany pod kątem ϕ dla określonego kąta ataku θ (w płaszczyźnie spotkania – θ_α). Pod takim kątem RZ powinien zareagować (bez zwłoki) na cel i wywołać detonację głowicy odłamkowej.

Przy założonym położeniu rakiety i celu (punkty „P” i „C”) detonacja powinna nastąpić z pewną zwłoką Δt , po przebyciu drogi $PW = \Delta r_{ra}$. Można ją wyznaczyć z zależności:

$$\Delta t = t \left[\frac{\sin \varphi_s \cos \eta' + \varepsilon_c \sin \theta \cos \delta - (\cos \varphi_s + \varepsilon_c \cos \theta + \varepsilon_p) \operatorname{tg} \varphi}{\varepsilon_c \sin \theta \cos \delta - (\varepsilon_c \cos \theta + \varepsilon_p) \operatorname{tg} \varphi} \right] \quad (6)$$

gdzie: $\cos \eta' = \sqrt{1 - \varepsilon_c^2 \sin^2 \theta \sin^2 \delta}$.

Powyższy wzór jest niewygodny przy określaniu kierunku ϕ , ponieważ wiąże odstęp Δt z czasem lotu celu i rakiety. Ponadto opracowanie RZ, który by wyznaczał Δt , jest rzeczą skomplikowaną i niecelową. Podczas mijania się celu i rakiety występuje takie wzajemne położenie, w którym cel jest „widziany” ze środka głowicy pod kątem ϕ , a wtedy $\Delta t = 0$, natomiast kąt ϕ można wyznaczyć z zależności:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\sin \varphi_s \cos \eta' + \varepsilon_c \sin \theta \cos \delta}{\cos \varphi_s + \varepsilon_c \cos \theta + \varepsilon_p} \quad (7)$$

Zadziałanie RZ będzie skuteczne tylko wtedy, gdy odległość do celu będzie mniejsza niż:

$$r = r_s \sqrt{\varepsilon_\Sigma^2 + 2\varepsilon_c [\cos\theta(\varepsilon_p + \cos\varphi_s) - \varepsilon_c^2 \sin^2\theta \sin^2\delta + \sin\theta \sin\varphi_s \cos\delta \cos\eta]} + \varepsilon_c^2 \quad (8)$$

gdzie: $\varepsilon_\Sigma = \sqrt{\varepsilon_p^2 + 2\varepsilon_p \cos\varphi_s + 1}$; $\cos\eta = \frac{1}{\varepsilon_\Sigma} \sqrt{\varepsilon_\Sigma^2 - \varepsilon_c^2 \sin^2\theta \sin^2\delta}$.

Współrzędne ϕ i r osiągają ekstrema dla $\delta = 0$ i $\delta = 180^\circ$, a ich wartości można wyznaczyć ze wzorów:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{\sin\varphi_s + \varepsilon_c \sin\theta}{\cos\varphi_s + \varepsilon_c \cos\theta + \varepsilon_p} \quad (9)$$

$$r = r_s \sqrt{\varepsilon_\Sigma^2 + 2\varepsilon_c [\cos(\theta + \varphi_s) + \varepsilon_p \cos\theta]} + \varepsilon_c^2 \quad (10)$$

Jak wynika z (9) i (10), zasadniczy wpływ na współrzędne ϕ i r ma kąt ataku θ , który może przyjmować wartości z przedziału $\langle 0; 360^\circ \rangle$. Wyznaczając pochodną (9) względem θ , znajdujemy kąt:

$$\sin\theta = \frac{1}{\varepsilon_\Sigma^2} \left[\sqrt{(\varepsilon_\Sigma^2 - \varepsilon_c^2)(\varepsilon_\Sigma^2 - \sin^2\varphi_s)} \mp \varepsilon_c \sin\varphi_s \right] \quad (11)$$

dla którego kąt ϕ przyjmuje wartości ekstremalne.

Postępując analogicznie z (10), otrzymujemy:

$$\operatorname{tg}\theta = \mp \frac{\sin\varphi_s}{\cos\varphi_s + \varepsilon_p} \quad (12)$$

W (11) i (12) górny znak odpowiada przypadkowi wczesnego przelotu rakiety, a dolny – przypadkowi wczesnego przelotu celu.

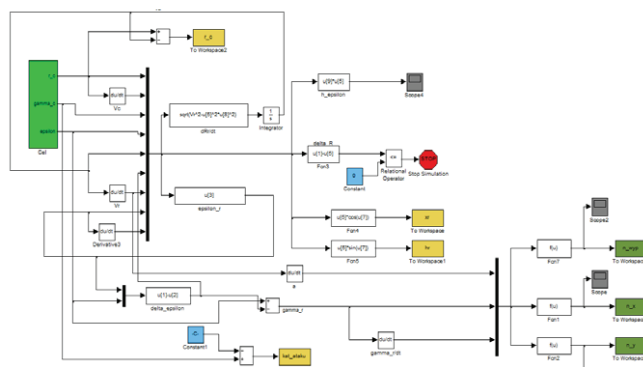
Modelowanie i symulacja

Na podstawie badanych zjawisk fizycznych sformułowano modele matematyczne, które symulowano w środowisku Matlab [4÷8]. W celu uzyskania wyników skuteczności zniszczenia 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 wykorzystanego w procesie symulacji oraz wyniki przykładowej symulacji przedstawiono na rys. 6÷8. Opracowane w ten sposób algorytmy zostały następnie zaimplementowane w modułach programu Symulator OPL [9].

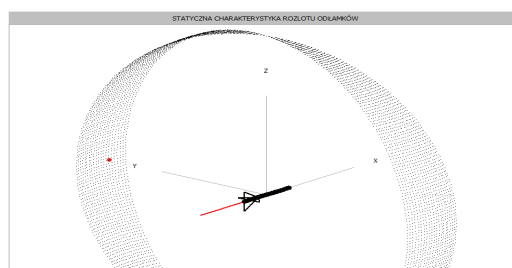
Podsumowanie

Na podstawie przeprowadzonych badań symulacyjnych oraz analizy wpływu kąta ataku na skuteczność zniszczenia celu można stwierdzić, iż optymalny moment wybuchu głowicy bojowej powinien znajdować się powyżej trajektorii celu, w odległości nie większej niż skuteczny zasięg rażenia. Kąt podejścia rakiety do celu powinien być możliwie najbardziej zbliżony do kąta wypadkowego prędkości odłamków w warunkach lotu rakiety. Przy założeniu rozkładu elementów rażenia głowicy bojowej zgodnie z rozkładem Gaussa, gdzie największa liczba odłamków ukierunkowana jest pod kątem wypadkowej prędkości odłamków, taki wybór kąta ataku gwarantuje największe prawdopodobieństwo zniszczenia celu. Kąt wypadkowej prędkości odłamków zależy w dużej mierze od prędkości celu i rakiety oraz zmienia się nieznacznie w zależności od ich wzajemnego położenia.

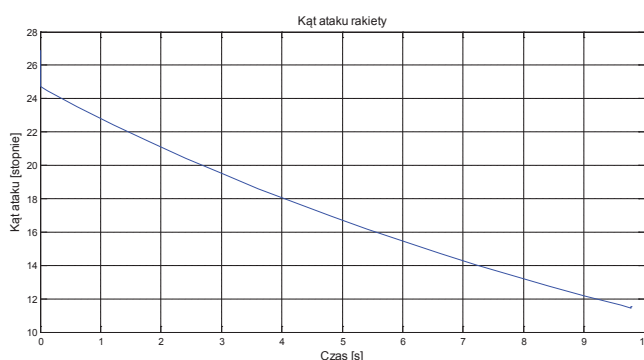
W czasie doboru optymalnego kąta ataku na cel należy zwrócić uwagę na zmianę powierzchni celu, która zależy od kierunku podejścia rakiety do celu i wpływa znacząco na prawdopodobieństwo jego zniszczenia. Wybór odpowiedniego kąta



Rys. 6. Schemat modelu symulacyjnego do wyznaczenia skuteczności rażenia odłamkowego



Rys. 7. Symulacja charakterystyki rozlotu odłamków



Rys. 8. Kąt ataku rakiety na cel

ataku ma również bezpośredni wpływ na osiągane względne prędkości spotkania odłamków i celu, a przez to na posiadaną przez te elementy rażenia energię kinetyczną.

LITERATURA

- Żygadło S., Podciechowski M., Rodzik D. „Komputerowo wspomaganie badania poligonowe zapalników zbliżeniowych”, *Mechanik*, 7, 2012, CD, 1035÷1042.
- Klus S. „Zespoły bojowe pocisków raketowych”. Warszawa 1965.
- Grycewicz H., Mosiewicz R., Pietrasieński J. „Systemy radiosterowania. Część II. Ocena skuteczności systemów radiosterowania”. Warszawa 1984.
- Brzózka J., Dorobczyński L. „Matlab. Środowisko obliczeń naukowo-technicznych”. Wydawnictwo MIKOM, Warszawa 2005.
- Mrozek B., Mrozek Z. „Matlab i Simulink. Poradnik użytkownika”. Wyd. Helion, Gliwice 2004.
- Warchulski M., Warchulski J., Kurowski W. „Wykorzystanie pakietu MATLAB-SIMULINK do modelowania ruchu rakiety przeciwlotniczej”, *VIII Szkoła Komputerowego Wspomagania Projektowania, Wytwarzania i Eksploatacji*, Jurata 2004.
- Bużantowicz W. „Modelowanie trajektorii lotu rakiety balistycznej w centralnym polu grawitacyjnym”, *Mechanik*, 7, 2015, CD, 73÷82.
- Pietrasieński J., Warchulski M., Warchulski J., Bużantowicz W. „Uwarunkowania kinematyczne obserwacji pocisków balistycznych”, *Mechanik*, 7, 2014, CD, 569÷574.
- Pietrasieński J., Podciechowski M., Bużantowicz W., Grzywiński S. „Symulator OPL – oprogramowanie do oceny skuteczności przeciwlotniczych zestawów raketowych”, materiały konferencyjne. 8. Konferencja „Urządzenia i Systemy Radioelektroniczne”, Jachranka, 27÷29 października 2015, s. 18/1÷12 (CD). ■