

Kpt. mgr inż. Kamil WACŁAWIK
Płk rez. dr inż. Konrad SIENICKI
Ppłk dr inż. Krzysztof MOTYL
Mjr dr inż. Dariusz RODZIK
Wojskowa Akademia Techniczna

DOI: 10.17814/mechanik.2015.7.313

KOMPUTEROWA SYMULACJA DZIAŁANIA GŁOWICY BOJOWEJ POCISKÓW RAKIETOWYCH KLASY Z-Z

Streszczenie: W artykule przedstawiono model symulacyjny lotu rakiety i zadziałania zapalnika zbliżeniowego pocisku raketowego klasy z-z. Wykonano badania symulacyjne pozwalające na analizę i optymalizację zadziałania zapalnika zbliżeniowego w układzie pocisk raketowy – cel.

COMPUTER SIMULATION OF WARHEAD DETONATION OF SURFACE-SURFACE CLASS ROCKET

Abstract: This paper presents a simulation model of a rocket flight and detonation of the proximity fuse of surface-surface class rocket. The simulation studies are made, their results allows to make analysis and optimization of proximity fuse detonation in the system rocket - target.

Słowa kluczowe: pocisk raketowy, zapalnik zbliżeniowy, symulacja komputerowa

Keywords: missile, proximity fuse, computer simulation

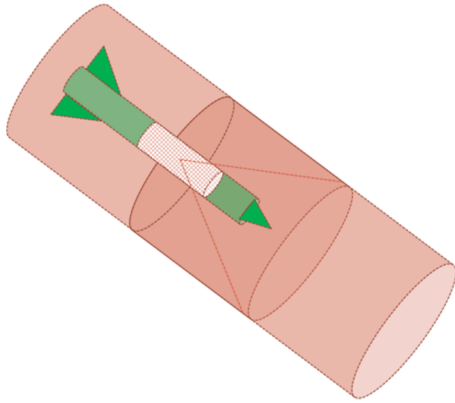
1. WPROWADZENIE

W dostępnej literaturze niewiele miejsca poświęca się na rozważania dotyczące wąskiego i trudnego zagadnienia, jakim jest określanie skuteczności zadziałania zapalników zbliżeniowych. Wynika to z oczywistego faktu, że skuteczność działania, jak również sama konstrukcja zapalnika, jest tajemnicą producentów tego sprzętu, nierozpowszechnianą ogólnodostępnie.

Podstawowe elementy pocisku raketowego nazywane zespołem bojowym to: głowica bojowa, zapalnik i urządzenia zabezpieczające. Głowica bojowa dostarcza energii potrzebnej do porażenia celu. Urządzenia zabezpieczające stosuje się w celu zabezpieczenia obsługi przed przedwczesnym wybuchem głowicy. Za wywołanie wybuchu pocisku w określonym miejscu i czasie, tak aby uzyskać najlepsze rezultaty porażenia celów, odpowiada poprawnie skonstruowany zapalnik.

Do rozważań nad zagadnieniami rozrzutu oraz skuteczności rażenia należy wprowadzić pojęcie obszaru rażenia głowicy bojowej. Zakładając, że pocisk jest punktowym ogniskiem, w którym została skupiona cała energia rażąca, i że wokół tego punktu jest utworzona powierzchnia określająca granice efektywnego działania pocisku (przy rażeniu określonych celów), przestrzeń zawartą wewnątrz tej powierzchni nazywa się obszarem rażenia pocisku lub ściślej głowicy bojowej. Obszar ten będzie równy objętości samego pocisku, jeżeli pocisk nie posiada głowicy z ładunkiem bojowym [1].

Obszar rażenia istnieje jedynie potencjalnie wokół głowicy bojowej do chwili jej zadziałania i porusza się wraz z pociskiem na torze (rys. 1).



Rys. 1. Obszar rażenia głowicy bojowej

Zadaniem zapalnika jest wybór punktu inicjowania wybuchu ładunku bojowego w chwili, gdy zaistnieją optymalne warunki zbliżenia pocisku z celem.

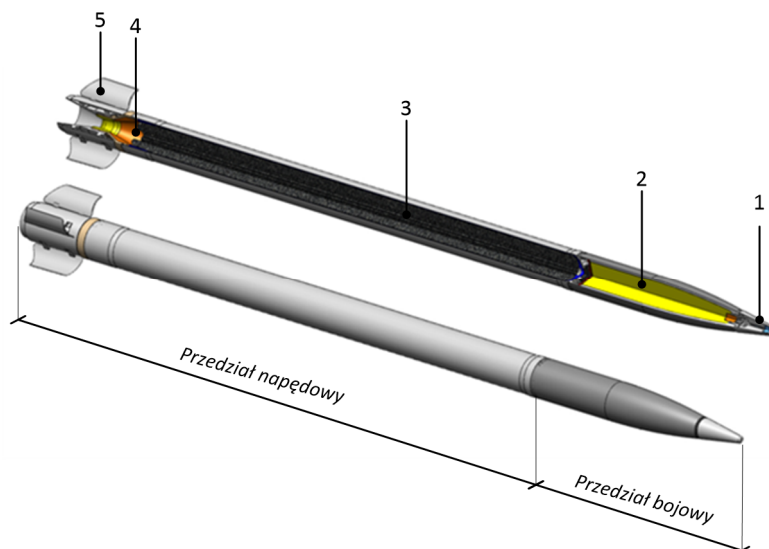
Z punktu widzenia porażalności celów nieistotny jest obszar, w którym cele mogą być rażone w ogóle, lecz obszar, w którym cele będą rażone skutecznie. Jeżeli powierzchnia ekwipotencjalna będzie powierzchnią graniczną, na której cel będzie jeszcze rażony skutecznie, to obszar zawarty wewnątrz tej powierzchni nazwiemy obszarem skutecznego rażenia [1].

Zaproponowany model i przedstawione w artykule badania symulacyjne pozwalają z dużym przybliżeniem na określenie optymalnych warunków zadziałania zapalników w celu zwiększenia skuteczności rażenia pocisków. Model symulacyjny zadziałania głowicy bojowej w pocisku raketowym klasy z-z został opracowany w pakiecie *Mathcad*.

2. OBIEKT DO BADAŃ SYMULACYJNYCH I JEGO MODEL FIZYCZNY

Obiektem modelowania matematycznego jest 122 mm niekierowany wirujący pocisk raketowy składający się z zapalnika zbliżeniowego, głowicy bojowej, silnika raketowego na stały materiał napędowy i czterech małych stateczników. Przykładowy wygląd pocisku raketowego przedstawiono na rys. 2.

Przyjęto typ głowicy bojowej odłamkowo-burzący z przeznaczeniem do zwalczania celów energią kinetyczną odłamków oraz fali uderzeniowej powstałej w wyniku wybuchu. Stosowana jest do niszczenia siły żywej, umocnień polowych i lekko opancerzonych celów. Przyjęto parametry głowicy pocisku raketowego przedstawione w tabeli 1. W tabeli 2 znajdują się typowe dane wyników fragmentacji głowicy.



Rys. 2. Widok ogólny i przekrój pocisku raketowego:

1 – zapalnik; 2 – głowica odłamkowo-burząca; 3 – silnik raketowy; 4 – dysza; 5 – stateczniki

Tabela 1. Przyjęte parametry głowicy bojowej

Parametry głowicy bojowej	Wartość
Kaliber	122 mm
Długość	605 mm
Masa całkowita	18,4 kg
Średnia masa kadłuba	12,3 kg
Średnia masa ładunku wybuchowego (TGAF-5)	6,1 kg
Liczba odłamków skutecznych o masie 0,25-3 g	ok. 6000 szt.
Procentowy udział masy odłamków w masie skorupy	83%
Promień skutecznego rażenia	21 m

Tabela 2. Zestawienie wyników fragmentacji głowicy

Nr grupy masowej	Zakres masy odłamka [g]	Ilościowy rozkład odłamków [szt.]	Masowy rozkład odłamków [g]
I	0÷0,25	-	125
II	0,25÷0,50	1239	432
III	0,50÷1,00	1177	825
IV	1÷2	2250	4216
V	2÷3	1344	3595
VI	3÷5	70	265
VII	5÷10	63	440
VIII	10÷15	11	127
IX	15÷30	2	32
X	>30	0	0

Opracowanie modelu fizycznego pocisku wymagało przyjęcia układów współrzędnych niezbędnych do opisu ruchu pocisku oraz sił na niego działających, określenia jego struktury (charakterystyk geometrycznych, masowo-bezwładnościowych, układów napędowych), wyznaczenia działających na pocisk składowych sił zewnętrznych, momentów i funkcji ich opisujących. W tabeli 3 zamieszczono wyznaczone charakterystyki struktury pocisku obejmujące: parametry geometryczne, masowo-bezwładnościowe i parametry silnika raketowego.

Tabela 3. Wartości liczbowe wyznaczonych charakterystyk struktury 122 mm pocisku raketowego

Charakterystyki dyskretnego modelu fizycznego pocisku raketowego	Wartość liczbową
Masa startowa pocisku raketowego m_0 [kg]	60,51
Masa paliwa m_{pal} [kg]	24,8
Masa pocisku po wypaleniu się paliwa m_k [kg]	35,71
Współrzędna położenia środka masy pocisku w chwili startu $x_{s,m}$ [m]	1,317
Współrzędna położenia środka masy pocisku bez paliwa $x_{s,mk}$ [m]	1,145
Masowy moment bezwładności pocisku w chwili startu I_{x0} [kgm ²]	0,1445015
Masowy moment bezwładności pocisku w chwili startu I_{y0} [kgm ²]	34,0378047
Masowy moment bezwładności pocisku w chwili startu I_{z0} [kgm ²]	34,0378047
Masowy moment bezwładności pocisku po wypaleniu się paliwa I_{xk} [kgm ²]	0,09802673
Masowy moment bezwładności pocisku po wypaleniu się paliwa I_{yk} [kgm ²]	23,35557
Masowy moment bezwładności pocisku po wypaleniu się paliwa I_{zk} [kgm ²]	23,35557
Długość pocisku raketowego L_p [m]	2,671
Średnica kadłuba d [m]	0,1216
Pole powierzchni przekroju poprzecznego kadłuba S_k [m ²]	0,0116133
Rozpiętość stateczników z częścią podkadłubową L_{st} [m]	0,254
Średni ciąg silnika raketowego [N]	20 000
Czas pracy silnika raketowego t_k [s]	3

3. MODEL MATEMATYCZNY I NUMERYCZNY LOTU POCISKU RAKIETOWEGO W PŁASZCZYŹNIE PIONOWEJ

3.1. Model matematyczny lotu pocisku raketowego

Równania stanowiące model matematyczny pocisku raketowego zostały wyprowadzone zgodnie z PN-83 [11] w oparciu o twierdzenia zmiany pędu i krętu ciała o zmiennej masie. Skalarne równania opisujące ruch pocisku raketowego w płaszczyźnie pionowej wraz z równaniami dodatkowymi zamieszczono poniżej [9, 10]:

a) skalarne równania dynamiczne ruchu postępowego środka masy pocisku raketowego:

$$m \cdot \frac{dV}{dt} = F \cdot \cos \alpha - P_x - m \cdot g \cdot \sin \gamma, \quad -m \cdot V \cdot \frac{d\gamma}{dt} = -F \cdot \sin \alpha - P_z + m \cdot g \cdot \cos \gamma; \quad (1)$$

b) skalarne równania kinematyczne ruchu postępowego środka masy pocisku raketowego:

$$\frac{dx_g}{dt} = V \cdot \cos \gamma, \quad \frac{dz_g}{dt} = -V \cdot \sin \gamma; \quad (2)$$

c) skalarne równania dynamiczne ruchu pocisku raketowego wokół jego środka masy:

$$I_y \cdot \frac{dq}{dt} = M; \quad (3)$$

d) skalarne równania kinematyczne ruchu pocisku raketowego wokół jego środka masy:

$$\frac{d\Theta}{dt} = q; \quad (4)$$

e) równania uzupełniające opisujące siły, momenty i współczynniki aerodynamiczne:

$$P_x = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \text{ gdzie } C_x = C_{x0} + C_{x\alpha^2} \cdot \alpha^2; \quad (5)$$

$$P_z = C_z \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \text{ gdzie } C_z = C_{z\alpha} \cdot \alpha; \quad (6)$$

$$M = C_m^A \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l_r, \text{ gdzie } C_m^A = C_{m\alpha}^A \cdot \alpha + C_{mq}^A \cdot \bar{q}; \quad (7)$$

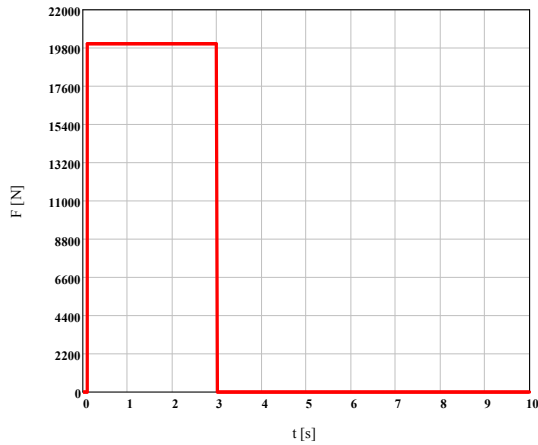
gdzie:

- g – przyspieszenie ziemskie,
- m – masa pocisku raketowego,
- S – powierzchnia największego przekroju poprzecznego kadłuba,
- l_r – długość pocisku raketowego,
- V – prędkość środka masy obiektu względem Ziemi,
- ρ – gęstość powietrza,
- F – ciąg pocisku raketowego,
- α – kąt natarcia,
- γ – odpowiednio: kąt pochylenia i odchylenia wektora prędkości obiektu,
- q – prędkość kątowna pocisku raketowego w jego kącie pochylenia,
- I_y – momenty bezwładności rakiety,
- M – moment pochylający względem środka masy pocisku raketowego,
- P_x, P_z – odpowiednio: siła oporu, siła nośna,
- C_x, C_z – odpowiednio: współczynnik oporu aerodynamicznego, współczynnik siły nośnej,
- Θ – kąt pochylenia pocisku raketowego.

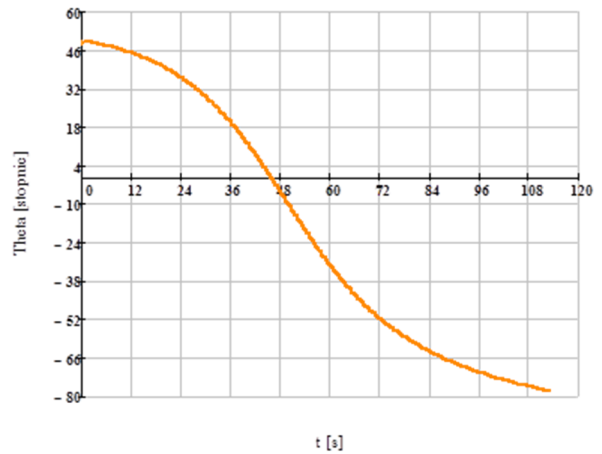
Dodatkowo należy uzupełnić układ równań różniczkowych (1)-(4) zależnościami opisanymi funkcjami zmiany masy i ciągu silnika raketowego.

3.2. Model symulacyjny lotu pocisku raketowego

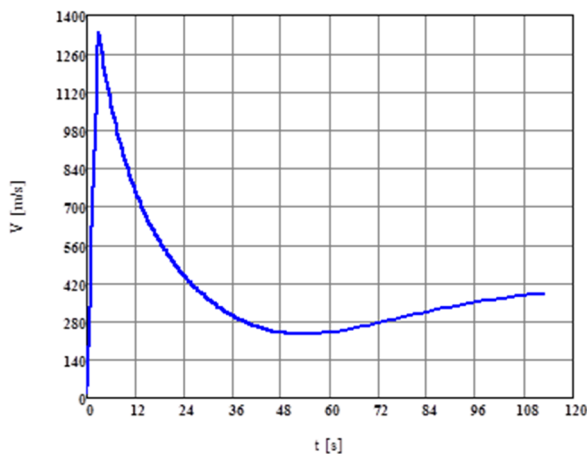
Do implementacji modelu fizycznego i matematycznego pocisku wybrano środowisko *Mathcad*. Na rys. 3÷8 przedstawiono wybrane parametry lotu przestrzennego pocisku uzyskane z symulacji komputerowej dla parametrów wejściowych przedstawionych w tabeli 1 i dla prędkości początkowej 20 m/s i kąta startu $\gamma = 50^\circ$.



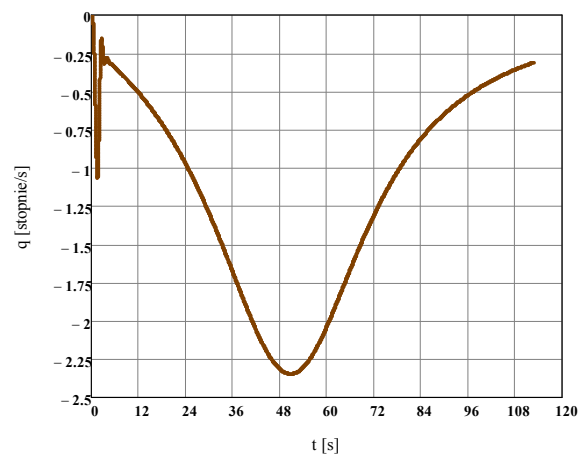
Rys. 3. Zmiana ciągu silnika raketowego w czasie



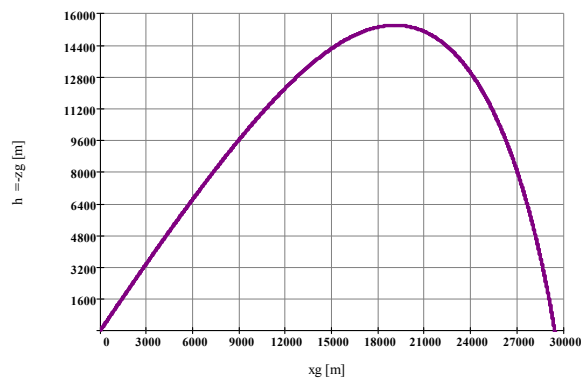
Rys. 4. Zmiana kąta pochylenia pocisku raketowego w czasie



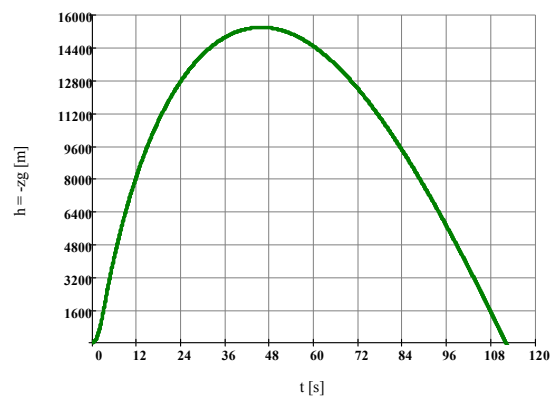
Rys. 5. Zmiana prędkości pocisku raketowego w czasie



Rys. 6. Zmiana prędkości kątowej w kącie pochylenia raketowego w czasie



Rys. 7. Trajektoria lotu pocisku raketowego



Rys. 8. Zmiana wysokości lotu pocisku w czasie

4. SYMULACJA ZADZIAŁANIA RADIOZAPALNIKA ZBLIŻENIOWEGO POCISKU RAKIETOWEGO

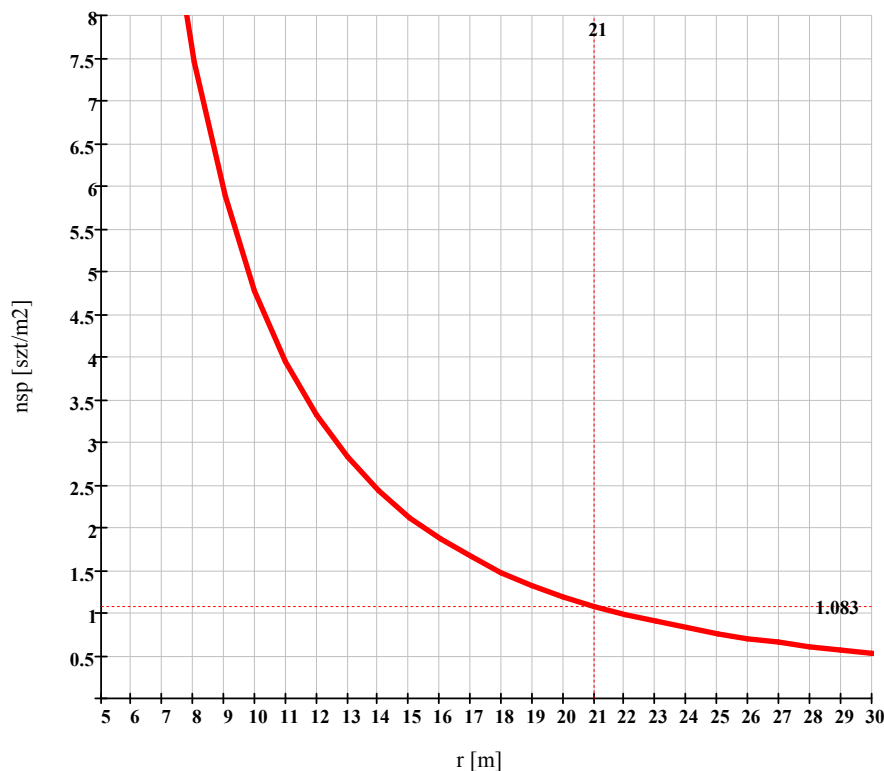
4.1. Obszar skutecznego rażenia pocisku

Do określania obszaru skutecznego rażenia głowicy bojowej w stacjonarnych warunkach wybuchu wymagana jest znajomość takich wielkości jak [1]:

- Odległość, na jakiej produkty wybuchu (elementy rażące) zachowują energię niezbędną do porażenia celu, bądź odległość, na jakiej energia przenoszona przez ośrodek (np. w postaci fali uderzeniowej) jest wystarczająca, aby cel mógł być rażony skutecznie,
- rozkład energii w poszczególnych kierunkach, określanych w stosunku do osi symetrii głowicy bojowej,
- gęstość energii (bądź impuls) na jednostkę powierzchni prostopadłej do kierunku jej rozprzestrzeniania się od miejsca wybuchu,
- wrażliwość celu na porażenie przez określony rodzaj energii przy określonej gęstości.

Zależnie od rodzaju ładunku wybuchowego, energia wybuchu (w warunkach stacjonarnych) może rozprzestrzeniać się we wszystkich kierunkach z jednakowym natężeniem (głowice izotropowe), bądź też z różnym natężeniem w poszczególnych kierunkach (głowice anizotropowe).

W celu określenia obszarów rażenia odłamków dla poszczególnych grup masowych zrealizowano w modelu obliczenia gęstości odłamków na jednostkę powierzchni stożka rozlotu. Przyjmując uproszczenia o izotropowości głowicy i średniej liczby odłamków: $n_0 = 6000$ uzyskano pożądane wyniki w formie wykresu (rys. 9). Rażenie odłamkowe celów grupowych uznawane jest za skuteczne, gdy ich liczba jest równa lub większa od 1 szt. na 1 m^2 . Dla rozpatrywanego pocisku granicę skutecznego promienia rażenia określono na odległości 21 m, co znajduje potwierdzenie w danych podawanych przez producentów głowic.



Rys. 9. Liczba odłamków na jednostkę powierzchni w zależności od promienia stożka rozlotu, określenie granicznego promienia

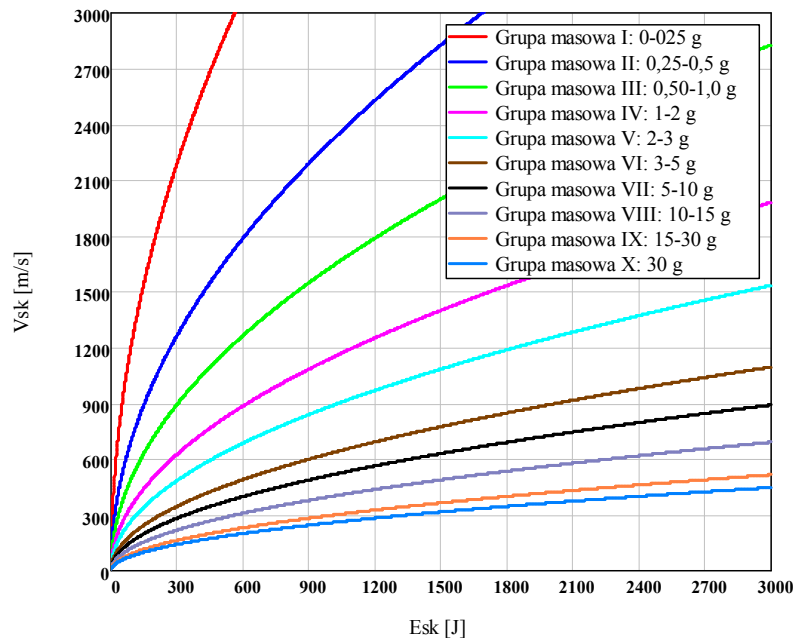
4.2. Obliczenia prędkości wymaganej do skutecznego porażenia poszczególnych celów

W oparciu o dane doświadczalne [1] uważa się, że do porażenia celów żywych (ludzi) energia kinetyczna odłamka (skuteczna) powinna wynosić nie mniej niż 80 J. Rażenie skuteczne poszczególnych części np. samolotów jest możliwe przy energii odłamków 1000÷3000 J, przy czym ciężar odłamków powinien wynosić 10÷20 G, a liczba trafień od 20÷80.

Jeżeli energię odłamka, zapewniającą skuteczne rażenie celu, oznaczymy przez E_{sk} , to jego prędkość początkową o ciężarze q_0 , przy której odłamek zachowuje jeszcze wymaganą energię E_{sk} , określimy ze wzoru:

$$v_{sk} = \sqrt{\frac{2E_{sk}g}{q_0}}, \quad \text{gdzie: } g \text{ – przyspieszenie ziemskie.} \quad (8)$$

Na podstawie powyższego równania można stwierdzić, że im mniejszy jest ciężar odłamka tym większą powinien mieć prędkość w chwili zderzenia z celem, aby była zachowana wartość wymaganej energii E_{sk} . Dla wymaganej energii rażenia dla siły żywej (80 J) można obliczyć prędkości odłamków dla danej grupy masowej (rys. 10).



Rys. 10. Zależność wymaganej prędkości odłamków od założonej ich energii skutecznej dla poszczególnych grup masowych głowicy

4.3. Obliczanie prędkości początkowej odłamków

Na podstawie pomiarów prędkości odłamków, przeprowadzanych przez różnych autorów [1], można stwierdzić, że przy określonych warunkach wybuchu prędkości te w zasadzie będą zależne od stosunku ciężaru ładunku wybuchowego do ciężaru całej głowicy.

Jeżeli ω oznacza ciężar ładunku wybuchowego (łącznie z ładunkiem pobudzającym), a q_{os} – ciężar osłony, to można napisać, że prędkość początkowa odłamków będzie funkcją:

$$v_{s0} = f\left(\frac{\omega}{q_{os} + \omega}\right) = f(\alpha), \quad \text{gdzie } \alpha \text{ – jest współczynnikiem napełnienia.} \quad (9)$$

W wyniku przeprowadzanych doświadczeń [1] opracowano różne wzory empiryczne dla określania prędkości początkowej odłamków przy wybuchu w warunkach statycznych, np.:

$$v_{s0} = k_{\omega} \sqrt{\alpha}, \quad (10)$$

$$v_{s0} = \frac{D}{8} \sqrt{\frac{\alpha}{1 - \alpha/2}}. \quad (11)$$

We wzorach (10) i (11) k_ω jest współczynnikiem charakteryzującym ładunek kruszący, który dla np. trotylu wynosi 2512, a D – prędkością detonacji. Wzór (10) znajduje zastosowanie przy głowicach o fragmentacji przypadkowej, wzór (11) stosuje się przy określaniu prędkości początkowych odłamków głowic z fragmentacją wymuszoną.

Korzystając ze wzoru (10) i wyliczając współczynnik napelnienia głowicy α , który jest równy stosunkowi ciężaru ładunku wybuchowego do ciężaru całej głowicy, można obliczyć prędkość początkową odłamków v_{s0} . Obliczając współczynnik napelnienia głowicy:

$$\alpha = \frac{6,1}{18,4} = 0,332, \quad \alpha_{proc} = 0,332 \cdot 100\% = 33,2\%,$$

prędkość początkowa odłamków wyniesie: $v_{s0} = 1,446 \times 10^3$.

4.4. Obliczenia odległości drogi lotu odłamków skutecznych

Najważniejszą charakterystyką odłamka skutecznego, która pozwoli określić granice obszaru skutecznego rażenia jest jego energia kinetyczna, która przy określonym ciężarze odłamka zależy od jego prędkości. Należy zatem rozpatrzyć spadek prędkości odłamka w funkcji odległości od miejsca wybuchu.

Przy określaniu spadku prędkości odłamków przyjmuje się przybliżone rozwiązania wprowadzające szereg założeń upraszczających. Ze względu na złożony proces i niedostateczną dokładności parametrów, wykorzystuje się następującą zależność (wyprowadzaną z prawa oporu powietrza):

$$v_s = v_{s0} e^{-\frac{c_x \rho_p H(y) S_e g}{2m_e} r_s}, \quad (12)$$

w którym c_x jest współczynnikiem uwzględniającym położenie powierzchni czołowej odłamka w stosunku do kierunku lotu i waha się w granicach $1 \leq c_x \leq 2$, ρ_p – gęstością powietrza przy normalnych warunkach atmosferycznych, S_e – powierzchnią czołową odłamka, $H(y)$ – funkcją zmiany ciężaru właściwego powietrza wraz z wysokością, m_e – masą odłamka. W modelu przyjęto następujące wartości średnie (przybliżone) parametrów głowicy:

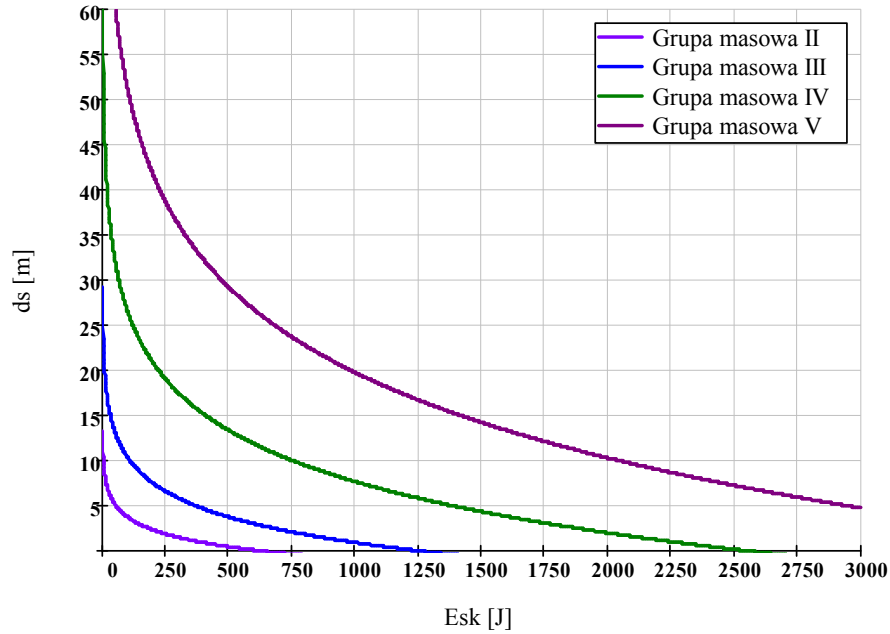
- współczynnik charakteryzujący ładunek kruszący TGAF-5, $k_\omega = 2512$, jak dla trotylu;
- średni współczynnik oporu czołowego: $c_x = 1,5$,
- średnia powierzchnia czołowa odłamka: $s_0 = 1 \times 10^{-4}$.

Posiadając te dane i rozkład masowy rozlotu odłamków głowicy, można, przekształcając wzór (12), wyliczyć długość drogi przebytej przez odłamek do granicy powierzchni ekwipotencjalnej uznawanej za granicę obszaru skutecznego rażenia:

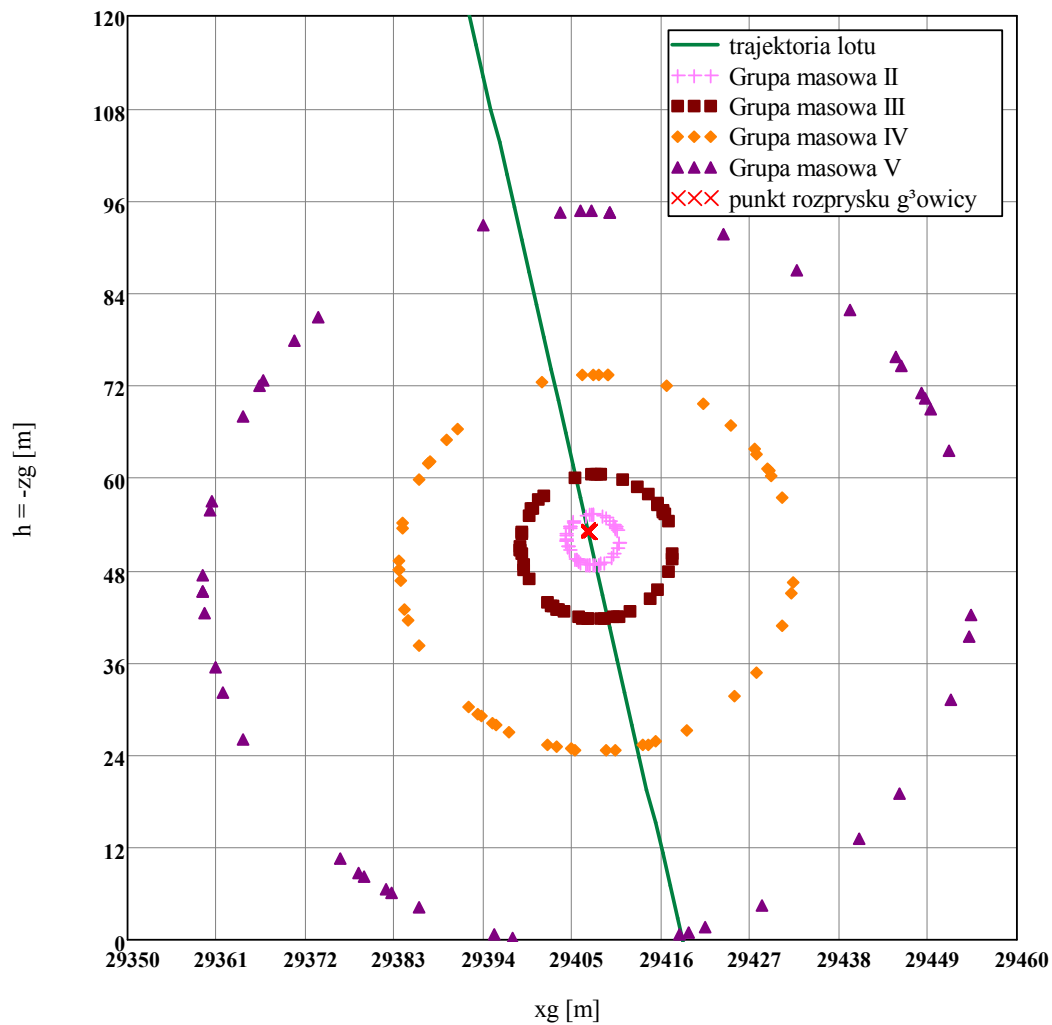
$$d_s = 2 \frac{m_{odl}}{r_x \cdot c_x \cdot s_0} \cdot \ln \left(\frac{v_{s0}}{v_{min}} \right). \quad (13)$$

Uzależniając natomiast wartość prędkości od szerokiego zakresu zmian energii, można, wykorzystując środowisko *Mathcad*, uzyskać wykresy zależności promienia skutecznego rażenia danej grupy odłamków od założonej ich energii skutecznej (patrz rys. 11).

Wykorzystując możliwości oprogramowania *Mathcad* i wcześniejsze obliczenia można uzyskać dowolne wizualizacje przybliżonego rozlotu odłamków na wykresach w zależności od edytowalnych parametrów. Na rys. 12 przedstawiono przykładową końcową trajektorię lotu pocisku oraz losowy rozlot odłamków (dla losowo generowanego kąta rozlotu) dla głównych czterech grup masowych odłamków, przy wyliczonych odcinkach drogi dla energii skutecznej 80 J, czyli do rażenia siły żywej. W celu dogodnego zobrazowania całkowitych torów lotów przyjęto wysokość $y_g = 53$ m rozprysku głowicy (znacznie poza granicą skutecznego rażenia $y_{gskmax} = 21$ m).



Rys. 11. Zależność długości promieni skutecznego rażenia dla zasadniczych grup masowych odłamków od zakładanej energii skutecznej odłamków



Rys. 12. Granice obszaru skutecznego rażenia dla założonej $E_{sk} = 80$ J wyznaczone przez losowo wygenerowane punkty dla zasadniczych grup masowych

5. PODSUMOWANIE

W wyniku realizacji badań symulacyjnych opracowano model lotu rakiety w płaszczyźnie pionowej dla pocisków raketowych klasy z-z oraz wykonano obliczenia pozwalające na analizę wyników pod względem optymalnego zadziałania radiozapalnika w układzie pocisk raketowy–cel. Badania symulacyjne pozwalają z dużym przybliżeniem na określenie warunków zadziałania zapalników w celu zwiększenia skuteczności rażenia dla modelowanych pocisków. Dla rozpatrywanego przypadku za dolną granicę obszaru skutecznego rażenia (wyznaczoną przez promień rozlotu odłamków) można przyjąć wartość ok. 3 m (wszystkie zasadnicze grupy masowe odłamków posiadają jeszcze zdolność do skutecznego rażenia siły żywej), natomiast górną granicę wyznacza wartość promienia rozlotu, przy której liczba odłamków spada do 1 szt. na 1 m² powierzchni, czyli 21 m, co pokrywa się z danymi podawanymi w literaturze. Edytowalny model, stworzony za pomocą oprogramowania *Mathcad*, w którym można dowolnie zmieniać parametry wejściowe, pozwala uzyskać wyniki dla szerokiej gamy pocisków.

Rozwijając dalej opracowany model, można likwidować poszczególne uproszczenia. Można wykonać model przestrzenny, dokonać weryfikacji działania głowicy (głowic innych pocisków), zwłaszcza pod kątem rozlotu odłamków w warunkach stacjonarnego wybuchu. Zweryfikowane parametry poszczególnych głowic pozwoliłyby z dobrym przybliżeniem na określenie warunków rozlotu odłamków na torze lotu dla poszczególnych pocisków oraz wyznaczenie optymalnej wysokości zadziałania zapalnika w celu zwiększenia obszaru rażenia (przy zachowaniu wymaganej energii rażenia) dla szerokiej gamy określonych celów do zniszczenia.

LITERATURA

- [1] Klus S.: *Zespoły bojowe pocisków raketowych*, WAT, Warszawa, 1965.
- [2] Gacek J.: *Modelowanie i badanie dynamicznych właściwości obiektów balistycznych*, WAT, Warszawa, 1992.
- [3] Gacek J.: *Balistyka zewnętrzna, cz. I. Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Warszawa, 1997.
- [4] Gacek J.: *Balistyka zewnętrzna, cz. II. Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, Warszawa, 1998.
- [5] Dębecki A., Dubiel S.: *Konstrukcja rakiet. Część III. Podstawy projektowania. Charakterystyki aerodynamiczne i optymalne programy lotu rakiet*, WAT, Warszawa, 1988.
- [6] Dubiel S.: *Konstrukcja rakiet. Część I. Przeciężenia*, WAT, Warszawa, 1980.
- [7] Koruba Z., Osiecki J.W.: *Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia*, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, 2006.
- [8] Misiak J.: *Mechanika techniczna. Kinematyka i dynamika*, WNT, Warszawa, 1996.
- [9] Baranowski L.: *Wpływ uproszczeń modelowych na symulację procesu samonaprowadzania rakiet z-p*, „Biul. WAT”, 2 (486), Warszawa, 1996, s. 79-93.
- [10] Baranowski L.: *Modelowanie, identyfikacja i badania numeryczne dynamiki lotu obiektów balistycznych na potrzeby systemów kierowania ogniem artylerii naziemnej*, WAT, Warszawa, 2011.
- [11] PN-83/L-01010-10, *Mechanika lotu samolotów i śmigłowców*, Dz. Norm i Miar nr 1/1984 poz. 1.