PROBLEMY MECHATRONIKI Uzbrojenie, Lotnictwo, Inżynieria Bezpieczeństwa



7, 2 (24), 2016, 53-72

Symulacja komputerowa balistyki 122 mm pocisku rakietowego ze zmodernizowanym zespołem napędowym

Bogdan ZYGMUNT, Krzysztof MOTYL^{*}

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. gen. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa *autor korespondencyjny, e-mail: krzysztof.motyl@wat.edu.pl

Artykuł wpłynął do redakcji 17.12.2014. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano 11.03.2015

DOI 10.5604/20815891.1203118

Streszczenie. Rozpatrzono możliwości zmiany technologicznej i konstrukcyjnej silnika rakietowego 122 mm pocisku rakietowego GRAD, polegające na zastąpieniu paliwa rakietowego typu homogenicznego paliwem o znacznie podwyższonej kaloryczności oraz wyraźnie większym impulsie jednostkowym. Zbudowano model matematyczno-fizyczny rakietowego 122 mm pocisku rakietowego z uwzględnieniem charakterystyk aerodynamicznych, geometrycznych i masowo-bezwładnościowych. Model zaimplementowano w programie symulacyjnym MathCAD14. Uzyskano analizę numeryczną podstawowych parametrów toru pocisku rakietowego GRAD ze zmodernizowanym zespołem napędowym i porównano je z zespołem dotychczasowym pocisku i zespołem napędowym pocisku rakietowego FENIKS. Przedstawiono wyniki symulacji komputerowej w postaci wykresów.

Słowa kluczowe: mechanika, silnik rakietowy, model matematyczny, symulacja komputerowa

1. WSTĘP

Artyleria rakietowa odgrywa znaczącą rolę w ugrupowaniu wojsk lądowych, w szczególności polowe wyrzutnie rakietowe, które przeznaczone są do niszczenia siły żywej i celów powierzchniowych. Znajdujące się na uzbrojeniu Wojsk Lądowych niekierowane pociski rakietowe klasy z-z wystrzeliwane z wyrzutni BM-21 (GRAD) są konstrukcją sprzed pół wieku (rys. 1). Najstarsze z eksploatowanych obecnie pocisków tego typu wyprodukowano 25 lat temu. Należy więc poddać je stopniowym remontom z wymianą ładunków napędowych, które wykonane są z paliwa nitroglicerynowego o przeciętnej kaloryczności 3600 kJ/kg (860 kcal/kg).



Rys. 1. Strzelanie 122 mm pociskami M-21OF z wyrzutni BM-21 GRAD Fig. 1. BM-21 GRAD launcher shooting the 122 mm M-21OF missile

Wprowadzane od kilku lat do uzbrojenia Wojsk Lądowych pociski 122 mm nowej generacji FENIKS są kilkakrotnie droższe, przy czym zespół napędowy jest importowany z Francji. Paliwo rakietowe typu heterogenicznego tworzące ładunek napędowy charakteryzuje się wysoką kalorycznością, przekraczającą 5028 kJ/kg (1200 kcal/kg). W ostatnim czasie również w Polsce opracowano i przetestowano demonstrator analogicznego zespołu napędowego [6, 7]. W produktach spalania importowanego paliwa heterogenicznego występują takie związki chemiczne, jak chlorowodór, kwas solny oraz produkty hydrolizy tlenochlorku aluminium. Przy podwyższonej wilgotności powietrza związki te tworzą wysoce korozyjne środowisko, zwłaszcza dla metali. W rejonie otaczającym wyrzutnię, roślinność oraz instalacje techniczne są narażone na szkodliwe oddziaływanie wysoce korozyjnych gazów o wysokim ciśnieniu i prędkości początkowej, wytwarzanych w trakcie startu pocisku rakietowego. Pomimo zwiększonego zasięgu pocisków FENIKS (do 40 km), ich stosowanie wiąże się z szybkim zużyciem wieloprowadnicowych wyrzutni z powodu destrukcyjnego oddziaływania na metalowe elementy silnie korozyjnych produktów spalania paliwa heterogenicznego. Z tego powodu jest wysoce prawdopodobne, że żywotność wyrzutni pocisków kal. 122 mm FENIKS ograniczy się do kilku lat użytkowania po niezbyt intensywnej eksploatacji, np. po oddaniu pełnej salwy (40 startów pocisków). Inną zaobserwowaną niekorzystną cechą bojową pocisków o wydłużonym zasięgu jest bardzo duży rozrzut pocisków, zarówno produkcji krajowej, jak i tych z importu. Takiego efektu nie obserwowano dla pierwotnej wersji pocisków z napędem zawierającym paliwo homogeniczne.

Przez co najmniej 10 lat pociski rakietowe kal. 122 mm będą stosowane przez znaczną część artylerii rakietowej wojsk lądowych. Konieczne w najbliższym czasie ich remonty można więc połączyć z zaproponowaną modernizacją, której najważniejszym efektem będzie zwiększenie zasięgu do ok. 30 km (obecnie 20 km), przy jednoczesnym zachowaniu obecnej dokładności rażenia celów powierzchniowych. Dopełnieniem modernizacji pocisku rakietowego kal. 122 mm z dowolną wersją napędu powinno być również wyposażenie go w nowy zapalnik zbliżeniowy, opracowany przez konsorcjum WAT i MESKO.

W artykule zaproponowano zmiany technologiczne silnika rakietowego 122 mm pocisku rakietowego GRAD, polegające na wymianie paliwa rakietowego typu homogenicznego na paliwo tego samego typu, lecz o znacznie podwyższonej kaloryczności oraz wyraźnie większym impulsie jednostkowym. Przedstawiono analizę numeryczną podstawowych parametrów toru pocisku rakietowego GRAD ze zmodernizowanym zespołem napędowym i porównano z odpowiadającymi im parametrami z zespołem dotychczasowym oraz z zespołem napędowym pocisku rakietowego FENIKS. Wyniki uzyskane z symulacji komputerowej przedstawiono w formie graficznej.

2. OBIEKT BADAŃ – 122 MM NIEKIEROWANY POCISK RAKIETOWY

Obiektem badań i analiz jest 122 mm niekierowany wirujący pocisk rakietowy (rys. 2) składający się z silnika rakietowego na stały materiał napędowy z czterema rozkładanymi statecznikami, głowicy bojowej oraz zapalnika uderzeniowego. Pociski rakietowe tego typu wystrzeliwane są z 40 prowadnic rurowych stanowiących wyrzutnię zamontowaną na pojeździe kołowym. W chwili obecnej i najbliższej przyszłości w Wojskach Lądowych RP będą wycofywane wyrzutnie polowe BM-21 GRAD (prod. rosyjskiej) i RM-70 (prod. czeskiej), a zastępowane polskimi kwyrzutniami WR-40 LANGUSTA (rys. 3).



- Rys. 2. Widok ogólny i przekrój 122 mm pocisku rakietowego M-21 FHE (FENIKS-Z): 1 – zapalnik MRW-U, 2 – głowica SPALL, 3 – silnik rakietowy, 4 – dysza, 5 – stateczniki
- Fig. 2. General view and cross-section of 122 mm M-21 FHE (PHOENIX-Z) missile: 1 – MRW-U fuse, 2 – SPALL warhead, 3 – rocket engine, 4 – rocket nozzle, 5 – rocket fins

Wyrzutnia rakietowa LANGUSTA jest przeznaczona do strzelania następującymi pociskami rakietowymi kalibru 122 mm: pociskiem rakietowym odłamkowo-burzącym M-21OF, pociskami rakietowymi FENIKS-Z o zwiększonej donośności M-21 FHE z głowicą odłamkowo-burzącą SPALL i M-21 FK oraz z głowicą kasetową HESYT. Podstawowe charakterystyki konstrukcyjno-balistyczne 122 mm pocisków rakietowych wystrzeliwanych z wyrzutni WR-40 LANGUSTA zestawiono w tabeli 1.



Rys. 3. Wyrzutnia polowa WR-40 LANGUSTA prezentowana na wystawie MSPO Kielce

Fig. 3. WR-40 LANGUSTA rocket launcher at the exhibition MSPO in Kielce

- Tabela 1. Charakterystyki konstrukcyjno-balistyczne 122 mm pocisków rakietowych wystrzeliwanych z wyrzutni WR-40 LANGUSTA
- Table 1. Constructional and ballistic characteristics of the 122 mm missiles launched from WR-40 LANGUSTA

CHARAKTERYSTYKI	M-210F	M-21 FHE	M-21 FK
Masa pocisku [kg]	66	60,9	63,4
Masa głowicy bojowej [kg]	18,4	18,4	21,7
Długość pocisku z zapalnikiem [mm]	2870	2671/2690	2741
Długość głowicy bojowej [mm]	605	605	721
Zasięg maksymalny pocisku [km]	20,4*	42	32
Prędkość pocisku [m/s]	690	1300	1000
Zapalnik	uderzeniowy MRW-U	uderzeniowy MRW-U	czasowy CEZAR- 100 M

*Odleglość strzelania z dużym pierścieniem hamującym do 12 km i z małym pierścieniem hamującym od 12 do 16 km.

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 rakietowy, co w konsekwencji wywołuje zmniejszenie jego rozrzutu.

Przestrzenny tor lotu 122 mm pocisku rakietowego składa się z dwóch odcinków: aktywnego i pasywnego (rys. 4).



Fig. 4. The spatial trajectory of a unguided missile [1]

W punkcie O_0 znajduje się rakietowa wyrzutnia polowa, której prowadnice rurowe skierowane są w kierunku celu pod kątem podniesienia β . Zapłon ładunku napędowego wywołuje wzrost ciśnienia gazów prochowych w komorze spalania, powodując przemieszczenie się pocisku w prowadnicy rurowej. Pocisk rakietowy z pracującym silnikiem rakietowym opuszcza prowadnicę rurową z prędkością około 50 m/s i przemieszcza się na odcinku aktywnym toru w czasie około (2÷3) s do punktu **K**, w którym następuje koniec pracy silnika rakietowego. 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 rakietowy na odcinku pasywnym porusza się torem balistycznym w kierunku celu **C**.

3. ANALIZA CHARAKTERYSTYK KONSTRUKCYJNO--BALISTYCZNYCH SILNIKÓW RAKIETOWYCH 122 MM POCISKÓW RAKIETOWYCH

Rozpatrywane 122 mm pociski rakietowe wyposażone są w silniki rakietowe na stały materiał pędny. Zadaniem tego silnika jest nadanie odpowiedniego przyspieszenia i prędkości lotu napędzanego pocisku, w celu jego przemieszczenia w przestrzeni. Do podstawowych charakterystyk silnika rakietowego zaliczono (tabela 2):

- czas pracy silnika rakietowego t_s
- średni ciąg silnika:

$$P = \frac{1}{t_k} \int_0^{t_t} P(t) dt = \frac{I_c}{t_k} \quad [N]$$
(1)

impuls całkowity:

$$I_c = \int_{0}^{t_k} P(t) dt$$
 [Ns] (2)

impuls właściwy (jednostkowy):

$$I_w = \frac{1}{m_p} \int_0^{t_k} P(t) dt = \frac{I_c}{m_p} [\text{Ns/kg}]$$
(3)

Podstawowe charakterystyki układów napędowych rozpatrywanych 122 mm pocisków rakietowych zamieszczono w tabeli 2, natomiast opis budowy układów napędowych przedstawiono w dalszej części artykułu. Tabela 2. Charakterystyki układów napędowych rozpatrywanych pocisków rakietowych kalibru 122 mm

Parametr	M-21 OF ZM*	M-21 OF		M-21 FHE	
	+18°C	-40°C	+50°C	-40°C	+50°C
Ciśnienie max. [MPa]	12,2	8,77	14,9	14,535	17,406
Średni czas pracy [s]	2,5	2,374	1,765	3,3	2,8
Średni ciąg [N]	22000	16300	22730	18770	22516
Impuls całkowity [Ns]	55000	38880	39790	61942	63043
Impuls jednostkowy [Ns/kg]	2200	1881,9	1932	2498	2542
Masa paliwa [kg]	25	20,6		24,8	
Masa układu napędowego [kg]	45	47,6		41,7	
Długość układu napędowego [mm]	2200	2125		1988	

Table 2. Engine systems characteristics for caliber 122 mm missiles

*122 mm pocisk rakietowy M-21 OF GRAD ze zmodernizowanym układem napędowym w temperaturze normalnej +18°C

3.1. Charakterystyka układu napędowego 122 mm pocisku rakietowego M-21OF GRAD

System rakietowy oparty na wyrzutni BM-21 opracowany w byłym Związku Radzieckim jest wyrobem bardzo rozpowszechnionym na świecie. Polska przejęła ten system łącznie z amunicją rakietową o kryptonimie "GRAD". Budowę 122 mm pocisku rakietowego tego typu przedstawiono na rysunku 5.



Rys. 5. Przekrój pocisku rakietowego M-21OF GRAD: 1 – zapalnik, 2 – głowica bojowa, 3, 5 – ładunki prochowe, 4 – zapłonnik, 6 – zespół dysz, 7 – zespół rozkładanych stabilizatorów

Fig. 5. M-21OF GRAD missile cross section: 1 – fuse, 2 – warhead, 3, 5 – gunpowder loads, 4 – starter, 6 – set of nozzles, 7 – fold stabilizers set Technologia wykonania dwuczęściowego korpusu silnika GRAD przewidywała materiał wyjściowy w postaci krążka, a następnie obróbkę plastyczną przez tłoczenie na zimno. Zmianę rzeczywistego ciągu w czasie pocisku M-210F GRAD w zależności od temperatury paliwa rakietowego przedstawiono na rysunku 6.



Rys. 6. Zmiana rzeczywistego ciągu w czasie pocisku M-21OF GRAD w zależności od temperatury paliwa rakietowego [6, 7]

3.2. Charakterystyka układu napędowego 122 mm pocisku rakietowego M-21 FHE FENIKS-Z

W ramach projektu celowego NCBR poddano modernizacji silnik rakietowy pocisku GRAD, z zamiarem wydłużenia zasięgu rakiety. W zależności od rodzaju głowicy bojowej, istotnym osiągnięciem prowadzonych zmian jest zwiększenie zasięgu rakiety z maksymalnej wartości wynoszącej 20 000 m na maksymalną odległość 40 000 m z głowicą odłamkowo-burzącą, 32 000 m z głowicą kasetową, tak jak w przypadku dla paliwa kompozytowego w importowanym zespole napędowym. Ponieważ sama wyrzutnia na samochodzie nie uległa zmianom, pozostałe parametry rakiety, jak kaliber i długość pocisku, pozostały niezmienione. Modernizacja konstrukcji silnika w pierwszym rzędzie polegała na zastąpieniu korpusu skręcanego z dwóch elementów korpusem jednoczęściowym. Zwiększenie zasięgu jest również powiązane z masą rakiety, stąd zmniejszono grubość ścianki komory silnika z 3,6 mm do 2 mm.

Fig. 6. Real-time engine thrust change of the M-21OF GRAD missile depending on the rocket fuel temperature [6, 7]

W celu uzyskania wytrzymałości korpusu silnika podobnej jak dla pocisku GRAD, zmieniono gatunek stali z niskowęglowej Bw13GNA na stal stopową opracowaną przez Instytut Metalurgii Żelaza w Gliwicach i oznaczoną symbolem 15HGMV.

Zmieniono również paliwo rakietowe, układ dyszowy i usterzenia rakiety oraz usytuowanie zapłonnika ładunku napędowego (rys. 7). Nowy pocisk z nowym paliwem rakietowym został oznaczony symbolem "FENIKS". Zmianę rzeczywistego ciągu w czasie pocisku M-21FHE FENIKS-Z w zależności od temperatury paliwa rakietowego przedstawiono na rysunku 8.



Rys. 7. Konstrukcja silnika rakietowego pocisku FENIKS-Z: 1 – komora, 2 – izolacja termiczna, 3 – dysza, 4 – wkładka dyszy, 5 – paliwo

Fig. 7. The construction of the FENIKS-Z missile rocket engine: 1 – chamber, 2 – thermal insulation, 3 – nozzle, 4 – nozzle insert, 5 – fuel



Rys. 8. Zmiana rzeczywistego ciągu w czasie pocisku M-21FHE FENIKS-Z w zależności od temperatury paliwa rakietowego [6, 7]

Fig. 8. Real-time engine thrust change of the M-21FHE FENIKS-Z missile depending on the rocket fuel temperature [6, 7]

Korpus jednoczęściowy rakiety FENIKS-Z jest wykonywany według nowoczesnej technologii z materiału w postaci kęsa drogą wyciskania na gorąco, a następnie zgniatania obrotowego na zimno. Prace badawcze i wdrożeniowe nad pociskiem rakietowym FENIKS-Z zostały zakończone pozytywnie.

3.3. Charakterystyka zmodernizowanego układu napędowego 122 mm pocisku rakietowego M-210F GRAD

Podstawowe zmiany technologiczne dotyczą jednostki napędowej, czyli silnika rakietowego i polegają na wymianie paliwa rakietowego typu homogenicznego na paliwo o znacznie podwyższonej kaloryczności oraz wyraźnie większym impulsie jednostkowym [8, 9].

Drugą istotną zmianą będzie modernizacja kształtu ładunku oraz całkowicie nowa technologia inhibitowania powierzchni zewnętrznych ładunku przy zastosowaniu taśmy etylocelulozowej. Zostanie przy tym wykorzystane bogate doświadczenie uzyskane w ostatnich latach przez członków konsorcjum przy realizacji projektu celowego (1993-1995) oraz przy realizacji (2010-2014) projektu badawczego rozwojowego pt.: "Opracowanie demonstratora dwustopniowej rakiety przeciwlotniczej krótkiego zasięgu" [4, 5]. Na wykresach (rys. 9-12) przedstawiono podstawowe charakterystyki gazodynamiczne silników rakietowych 122 mm pocisków rakietowych.



Rys. 9. Średni ciąg rozpatrywanych pocisków

Fig. 9. Average missiles engine thrust



Rys. 10. Impuls całkowity silników rakietowych

Fig. 10. Rocket engine total impulse



Rys. 11. Impuls jednostkowy paliwa rakietowego

Fig. 11. Rocket fuel unit impulse



Rys. 12. Czas pracy silników rakietowych Fig. 12. Rocket engines operating time

4. KOMPUTEROWA SYMULACJA BALISTYKI ZEWNĘTRZNEJ POCISKU RAKIETOWEGO

4.1. Model fizyczny i matematyczny 122 mm pocisku rakietowego

W procesie opracowywania modelu fizycznego 122 mm pocisku rakietowego uwzględniono cechy mające istotny wpływ na analizowane zjawisko. Opracowanie modelu fizycznego pocisku wymagało przede wszystkim [1-3]:

- 1. Przyjęcia układów współrzędnych niezbędnych do opisu ruchu pocisku oraz sił na niego działających.
- 2. Określenia struktury pocisku, czyli:
 - charakterystyk geometrycznych;
 - charakterystyk masowo-bezwładnościowych;
 - charakterystyk układów napędowych.
- 3. Wyznaczenia składowych sił zewnętrznych i momentów tych sił działających na pocisk wraz z funkcjami je opisującymi, czyli:
 - siły ciężkości i jej momentu;
 - siły aerodynamicznej i jej momentu;
 - siły Coriolisa i jej momentu.
- 4. Określenia charakterystyk ośrodka ruchu obiektu, tzn.: gęstości, lepkości, temperatury, ciśnienia w zależności od wysokości lotu.

Równania stanowiące model matematyczny pocisku rakietowego wyprowadzono w oparciu o twierdzenia zmiany pędu i krętu ciała o zmiennej masie. Skalarne równania opisujące pełny ruch przestrzenny pocisku rakietowego przedstawiono w postaci [1-3]:

$$m \cdot \frac{dV}{dt} = F \cdot \cos\alpha \cdot \cos\beta - P_x - m \cdot g \cdot \sin\gamma$$
(4)

$$m \cdot V \cdot \cos\gamma \cdot \frac{d\kappa}{dt} = F \cdot (\sin\alpha \cdot \sin\mu_a + \cos\alpha \cdot \sin\beta \cdot \cos\mu_a) + P_y \cdot \cos\mu_a + P_z \cdot \sin\mu_a$$
(5)

$$-m \cdot V \cdot \frac{d\gamma}{dt} = -F \cdot (\cos\alpha \cdot \sin\beta \cdot \sin\mu_a + \sin\alpha \cdot \cos\mu_a) + P_y \cdot \sin\mu_a + -P_z \cdot \cos\mu_a + m \cdot g \cdot \cos\gamma$$
(6)

$$p_z \cdot \cos\mu_a + m \cdot g \cdot \cos\gamma$$

$$\frac{dx_g}{dt} = V \cdot \cos \gamma \cdot \cos \kappa \tag{7}$$

$$\frac{dy_g}{dt} = V \cdot \cos \gamma \cdot \sin \kappa \tag{8}$$

$$\frac{dz_g}{dt} = -V \cdot \sin \gamma \tag{9}$$

$$I_x \cdot \frac{dp}{dt} - (I_y - I_z) \cdot q \cdot r = L$$
⁽¹⁰⁾

$$I_{y} \cdot \frac{dq}{dt} - (I_{z} - I_{x}) \cdot p \cdot r = M$$
⁽¹¹⁾

$$I_z \cdot \frac{dr}{dt} - (I_x - I_y) \cdot p \cdot q = N$$
(12)

$$\frac{d\Theta}{dt} = q \cdot \cos\Phi - r \cdot \sin\Phi \tag{13}$$

$$\frac{d\Phi}{dt} = p + \tan\Theta \cdot (q \cdot \sin\Phi + r \cdot \cos\Phi) \tag{14}$$

$$\frac{d\Psi}{dt} = (q \cdot \sin\Phi + r \cdot \cos\Phi) \cdot \sec\Theta \tag{15}$$

gdzie:

g

- gęstość powietrza, $_{F}^{
 ho}$ _
 - składowa ciągu pocisku rakietowego wzdłuż osi x w układzie _ 0xyz,
- α, β odpowiednio: kąt natarcia i kąt ślizgu, —
- odpowiednio: kąt pochylenia i odchylenia wektora prędkości ү, к _ obiektu,

- μ_{a} kąt przechylenia układu prędkościowego $0x_{a}y_{a}z_{a}$,
- p, q, r składowe prędkości kątowej $\boldsymbol{\Omega}$ rakiety w układzie 0xyz odpowiednio wzdłuż osi x, y oraz z,
- I_x, I_y, I_z momenty bezwładności rakiety względem osi: x, y, z układu współrzędnych, związanego z obiektem 0xyz,
- *L*, *M*, *N* odpowiednio: moment przechylający, pochylający i odchylający względem odpowiednich osi pocisku rakietowego,
- P_x , P_y , P_z odpowiednio: opór czołowy, siła boczna i siła nośna,
- Θ, Ψ, Φ odpowiednio: kąt pochylenia, odchylenia i przechylenia obiektu latającego.

Przedstawiony układ równań różniczkowych należy uzupełnić zależnościami wprowadzonymi geometrycznymi między układami współrzędnych, równaniami dodatkowymi opisującymi współczynniki aerodynamiczne sił i momentów aerodynamicznych oraz funkcjami zmiany masy i ciągu silnika rakietowego.

4.2. Założenia do symulacji komputerowej lotu 122 mm pocisku rakietowego z różnymi układami napędowymi

Opracowany na podstawie modelu fizycznego i matematycznego program symulacji komputerowej w pakiecie Mathcad, przeznaczony do badania dynamiki 122 mm wirującego pocisku rakietowego w locie, pozwala na wyznaczenie niezbędnych parametrów lotu rozpatrywanego pocisku w każdym punkcie jego toru lotu. Tor lotu rozpatrywanego pocisku podzielono na dwa odcinki lotu: aktywny i balistyczny.

W tabeli 3 zamieszczono wartości wybranych parametrów geometrycznych i masowo-bezwładnościowych rozpatrywanego pocisku rakietowego, stanowiące dane wejściowe do symulacyjnego programu komputerowego. Symulację komputerową przeprowadzono dla następujących nastaw do strzelania: prędkość początkowa pocisku $V_0 = 50$ [m/s], kąt podniesienia lufy na stanowisku ogniowym $\chi = 50^\circ$.

Symulacje komputerowe przeprowadzono dla 122 mm pocisku rakietowego, w którym zastosowano kolejno dwa różne układy napędowe na paliwo stałe zmrożone do temperatury ujemnej 40°C i podgrzane do temperatury dodatniej 50°C i jeden silnik rakietowy o temperaturze paliwa rakietowego 18°C. Zamodelowane silniki rakietowe na paliwo stałe odpowiadają charakterystykom pocisków: M-21 FHE FENIKS, M-21 OF GRAD i zmodernizowanego M-21 OF GRAD (rys. 13 i 14).

Tabela 3. Wartości liczbowe wybranych parametrów wejściowych dla 122 mm pocisku rakietowego

Dane wejściowe do programu symulacji komputerowej	Wartość liczbowa
Masa startowa pocisku rakietowego m_0 [kg]	60,51
Masa paliwa m _{pal} [kg]	25
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 _{ś.mk} [m]	1,145
Osiowy masowy moment bezwładności pocisku w chwili startu I_{x0} [kgm ²]	0,1445015
Równikowy masowy moment bezwładności pocisku w chwili startu I_{y0} [kgm ²]	34,0378047
Równikowy masowy moment bezwładności pocisku w chwili startu I_{z0} [kgm ²]	34,0378047
Osiowy masowy moment bezwładności pocisku po wypaleniu się paliwa I_{xk} [kgm ²]	0,09802673
Równikowy masowy moment bezwładności pocisku po wypaleniu się paliwa I_{yk} [kgm ²]	23,35557
Równikowy masowy moment bezwładności pocisku po wypaleniu się paliwa I_{zk} [kgm ²]	23,35557
Długość pocisku rakietowego 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 rakietowego [N]	zgodnie z rys. 9-10
Czas pracy silnika rakietowego t_k [s]	zgodnie z rys. 9-10
Prędkość początkowa pocisku [m/s]	50
Początkowa prędkość obrotowa [rad/s]	12
Kąt podniesienia prowadnicy rurowej na stanowisku ogniowym χ [°]	55

Table 3. The numerical values of selected input parameters for the 122 mm missile



Rys. 13. Przyjęte do obliczeń zastępcze przebiegi ciągu silnika rakietowego dla badanych rodzajów napędów w temperaturze +50°C (* temperatura paliwa rakietowego +18°C)





Rys. 14. Przyjęte do obliczeń zastępcze przebiegi ciągu silnika rakietowego dla badanych rodzajów napędów w temperaturze –40°C (* temperatura paliwa rakietowego +18°C)

Fig. 14. Rocket engine thrust replacement waveforms adopted to calculate propulsion systems for the test at -40° C (* rocket fuel temperature 18° C)

4.3. Analiza numeryczna podstawowych charakterystyk zasięgowych pocisku rakietowego z różnymi układami napędowymi o temperaturze +50°C

Wyniki badań symulacyjnych przedstawiono w formie wykresów na rysunkach 15 i 16. Przedstawione wykresy przedstawiają kolejno zasięg oraz prędkość pocisku rakietowego.



Rys. 15. Trajektorie lotu 122 mm pocisku rakietowego w płaszczyźnie pionowej x_g , z_g dla silników rakietowych o różnych wartościach impulsu całkowitego

Fig. 15. The 122mm missile flight trajectories in the vertical plane x_g , z_g for rocket engines with different values of the total impulse



Rys. 16. Przebiegi prędkości lotu 122 mm pocisku rakietowego dla silników rakietowych o różnych wartościach impulsu całkowitego

Fig. 16. 122 mm missile flight speed waveforms for rocket engines with different values of the total impulse

Przeprowadzone badania symulacyjne dotyczyły analizy wpływu charakterystyk gazodynamicznych układu napędowego (ciągu i czasu pracy) na wybrane parametry balistycznego toru lotu pocisku rakietowego, którego paliwo rakietowe ma temperaturę +50°C.

4.4. Analiza numeryczna podstawowych charakterystyk zasięgowych pocisku rakietowego z różnymi układami napędowymi o temperaturze –40°C

Wyniki badań symulacyjnych przedstawiono w formie wykresów na rysunkach 17 i 18. Przedstawione wykresy przedstawiają kolejno zasięg oraz prędkość pocisku rakietowego.



Rys. 17. Trajektorie lotu 122 mm pocisku rakietowego w płaszczyźnie pionowej x_g , z_g dla silników rakietowych o różnych wartościach impulsu całkowitego

Fig. 17. 122 mm missile flight trajectories in the vertical plane x_g , z_g for rocket engines with different values of the total impulse

Przeprowadzone badania symulacyjne dotyczyły analizy wpływu charakterystyk gazodynamicznych układu napędowego (ciągu i czasu pracy) na wybrane parametry balistycznego toru lotu pocisku rakietowego, którego paliwo rakietowe ma temperaturę –40°C.



Rys. 18. Przebiegi prędkości lotu 122 mm pocisku rakietowego dla silników rakietowych o różnych wartościach impulsu całkowitego

Fig. 18. 122 mm missile flight speed waveforms for rocket engines with different values of the total impulse

5. PODSUMOWANIE I WNIOSKI KOŃCOWE

Opracowano model matematyczno-fizyczny badanego pocisku rakietowego, który został zaimplementowany w pakiecie obliczeniowym MathCAD14. Wykorzystując opracowany algorytm i komputerowy program symulacyjny, wyznaczono podstawowe charakterystyki kinematyczne pocisku rakietowego, których wyniki przedstawiono w tabeli 4.

Analiza uzyskanych wyników pozwala sformułować wnioski, że zastosowanie nowego paliwa rakietowego w 122 mm pocisku rakietowym M-21OF GRAD może skutkować zwiększeniem zasięgu i prędkości lotu. Przeprowadzono komputerowe symulacje trajektorii pocisków rakietowych z silnikami napędowymi o różnych impulsach całkowitych. Wyniki symulacji komputerowych przedstawiono w postaci wykresów podstawowych charakterystyk kinematycznych (prędkość, zasięg, pułap) dla pocisków rakietowych wystrzeliwanych pod różnymi kątami. Pozwoliło to na dokładne określenie zasięgów maksymalnych, co nie jest możliwe w warunkach poligonowych ze względów bezpieczeństwa.

Wyniki pracy wykazały wysoką przydatność pakietu obliczeniowego MathCAD do wyznaczania charakterystyk dynamicznych naddźwiękowych obiektów.

- Tabela 4. Parametry balistyczne lotu 122 mm pocisków rakietowych w zależności od temperatury paliwa rakietowego
- Table 4.
 Ballistics parameters of the flight 122 mm rockets depending on the temperature of the fuel rocket

Parametr	M-21 FHE FENIKS	M-21OF GRAD	M-21OF GRAD ZM	M-21 FHE FENIKS	M-21OF GRAD
	+50°C		+18°C	-40°C	
Zasięg [m]	45625	20899	33439	43850	20100
Prędkość max. [m/s]	1252	819	1100	1219	774

LITERATURA

- [1] Gacek Józef. 1992. *Modelowanie i badanie dynamicznych właściwości obiektów balistycznych*. Warszawa: Wydawnictwo WAT.
- [2] Gacek Józef. 1997. Balistyka zewnętrzna cz. I. Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu. Warszawa: Wydawnictwo WAT.
- [3] Gacek Józef. 1998. Balistyka zewnętrzna cz. II. Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie. Warszawa: Wydawnictwo WAT.
- [4] Zygmunt Bogdan, Krzysztof Motyl. 2011. "Komputerowe wspomaganie procesu modelowania lotu pocisku rakietowego w pakiecie MathCad". *Mechanik* 7 : 973-980 (CD-ROM).
- [5] Zygmunt Bogdan, Krzysztof Motyl, Edward Olejniczak, Tomasz Rasztabiga. 2014. "Eksperymentalna weryfikacja modelu matematycznego lotu rakiety naddźwiękowej". *Mechanik* 7: 735-744 (CD-ROM).
- [6] Florczak Bogdan, Andrzej Cholewiak, Marek Białek. 2014. Badania nad opracowaniem materiału pędnego stałego do demonstratora 122 mm pocisku rakietowego o wydłużonym zasięgu. W Materiały X Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa, 358-375. Warszawa: Wydawnictwo WAT.
- [7] Florczak Bogdan, Andrzej Cholewiak, Marek Białek. 2015. "Opracowanie technologii i badania balistyczne zespołu napędowego do 122 mm pocisku rakietowego o wydłużonym zasięgu". Problemy mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa 6 (1) : 103-118.
- [8] Zygmunt Bogdan. 1997. Modernizacja ładunku napędowego do pocisku rakietowego GRAD (M21). W Materiały Konferencji nt. Badania i rozwój materiałów konstrukcyjnych oraz podstaw technologii wyrobów uzbrojenia, 31-33. Poznań: Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej.

[9] Zygmunt Bogdan, Krzysztof Motyl, Zbigniew Surma. 2008. "Właściwości balistyczne ładunków napędowych do foteli katapultowych samolotów bojowych". *Biuletyn WAT* 57 (3): 97-110.

Computer Simulation Trajectory of 122 mm Missile with a Modernized Rocket Engine

Bogdan ZYGMUNT, Krzysztof MOTYL

Abstract. Technological changes have been proposed for a rocket engine of 122 mm GRAD missile, consisting in the exchange of homogeneous type of rocket propellant into the propellant with significantly increased calorific value and the higher unit pulse. A mathematical-physical model of a 122 mm missile was built, taking into account the aerodynamic, geometric, mass and inertia properties. The model was implemented in a MathCAD14 simulation program. Numerical analysis of primary flight GRAD missile with a modernized driving unit has been performed and compared with the existing driving unit and driving unit of the Phoenix missile. The results of computer simulation are shown in the form of graphs.

Keywords: mechanics, rocket engine, mathematical model, computer simulation