

Research on selected elements of the propulsion system used in an anti-aircraft missile

Badania wybranych elementów układu napędowego stosowanego w przeciwlotniczym pocisku raketowym

DOI: 10.15199/62.2024.4.12

Selected elements of the propulsion system used in the missile code W-755 were presented. The elements included in the fire chain that generate a strong stream of combustion products were described. The tests were carried out on missiles, dismantling individual elements and devices of the fire chain. X-rays were taken, and the igniters, pyrocartridges and powder grains contained in the first stage engine and the powder ballasts were dismantled and examined. Selected electrical parameters of fire chain systems were verified, including for PP-9RS igniters and PZ-253M5 pyrocartridge. The idea of the operation of the ignition system used in the W-755 missile and the issues related to the impact of combustion products in the fire chain as well as the durability of missile propulsion systems in the process of long-term storage were presented.

Keywords: rocket, missile, explosives, DSC, TG

Proces spalania stałego paliwa raketowego¹⁾ jest zapożyczony oddziaływaniem produktów spalania²⁻⁴⁾ zespołu pirotechnicznego (ładunku wzmacniającego) stanowiącego końcowy element łańcucha ogniowego, powstałych w wyniku działania zapłonika⁵⁾. Oddziaływanie to musi być skuteczne⁶⁾, gdyż w przeciwnym razie może nastąpić niestabilna praca silnika raketowego⁷⁻⁹⁾, a w konsekwencji brak wykonania zadania bojowego. Współcześnie stosowane zapłoniki do pocisków raketowych mają łańcuch ogniowy składający się z kilku kolejno po sobie inicjowanych podzespołów, generujących coraz silniej-

szczy strumień produktów spalania¹⁰⁻¹²⁾. Zainteresowanie autorów skupiło się wokół zastosowanych rozwiązań inicjacji łańcucha ogniowego^{13, 14)} za pomocą podzespołu zapłonika w pocisku raketowym produkcji rosyjskiej o kryptonimie W-755 Volhow (Wołchow, nazwa kodowa NATO: SA-2 Guideline). Rakieta W-755 należy do rodziny pocisków SAM (*surface-to-airmissile*) ziemia-powietrze opartych na systemie S-75, do którego zaliczają się m.in. SA-75M Dvina (Dźwina), S-75 Desna (Desna) oraz S-75M Volhow¹⁵⁻²⁰⁾. Przedmiotem badań były elementy raket W-755 zawierające materiały wyso-

Słowa kluczowe: pocisk raketowy, materiały wybuchowe, mikrokalorymetria skaningowa (DSC), termogravimetria (TG)



Mgr inż. Piotr A. BARAN (ORCID: 0000-0002-4309-1278) w roku 2002 ukończył studia na kierunku technologia chemiczna na Wydziale Chemicznym Politechniki Warszawskiej. Jest asystentem w Wojskowym Instytucie Technicznym Uzbrojenia w Zielonce. Specjalność – spektrometria mas; posiada bogate doświadczenie w pracy z różnymi rodzajami aparatów (LC-MS/MS, MALDI-TOF/TOF, LC-MS/Q-TOF) i typami jonizacji (ESI, APCI, MALDI), a także w dziedzinie spektroskopii magnetycznego rezonansu jądrowego (NMR) oraz wysokosprawnej chromatografii cieczowej (HPLC/UPLC).



Dr inż. Piotr KASPRZAK (ORCID: 0000-0002-8911-4682) w roku 2003 ukończył studia na Wydziale Chemicznym Politechniki Warszawskiej. Jest zatrudniony w Wojskowym Instytucie Technicznym Uzbrojenia w Zielonce na stanowisku szefa Pionu Badawczego. Specjalność – badania materiałów wybuchowych i bezpieczeństwo eksploatacji środków bojowych.

Table 1. Tactical and technical characteristics of the SAM S-75 system¹⁵⁾

Tabela 1. Charakterystyka taktyczna i techniczna systemu SAM S-75¹⁵⁾

Nazwa	Urządzenie/ jednostka	SA-75M	S-75	S-75M
		Dźwina	Desna	Wołchow
Uzbrojenie	SAM	W-750	W-750VN	W-755
Masa startowa SAM	kg	2300	2350	2398
Masa głowicy bojowej	kg	130	191	196
Typ głowicy bojowej	n/d	OF	OF	OF
Metoda detonacji głowicy bojowej	n/d	komenda radiowa	bezkontaktowe VC	bezkontaktowe VC
Prędkość SAM na trajektorii	liczba M	3,1	3,5	3,5
Długość SAM	m	10,7	10,7	10,8
Średnica 1 stopnia	m	0,7	0,7	0,7
Średnica 2 stopnia	m	0,5	0,5	0,5
Zasięg rażenia celu	km	7–30	7–34	7–43
Docelowa wysokość rażenia	km	3–25	0,5–27	0,1–30
Maksymalna prędkość trafionego celu	km/h	1100	1500	2300
Czas gotowości do przejścia celu	min	4–5	4–5	4–5
Liczba pocisków do wystrzelenia w tym samym czasie	szt.	1	1	1
Czas na wprowadzenie kompleksu do walki	h	3	3	3
Czas na ustawienie kompleksu w pozycji bojowej	h	4–5	4–5	4–5
System naprowadzania rakiet	n/d	komenda radiowa	komenda radiowa	komenda radiowa

koenergetyczne pobrane podczas demontażu silników startowych rakiet W-755 wraz z oceną techniczną tych urządzeń. Z każdego silnika pobrano próbkę ziarna prochowego²¹⁾. Przeprowadzono też demontaż elementów pirotechnicznych²²⁾ (pierzawór rozruchowy, pierzawór odciążenia, pierzawór gazu, pironóż) oraz mechanizmów zabezpieczająco-wykonawczych (MZW)²³⁾. Celem pracy jest przedstawienie istotnych badań układów napędowych pocisków raketowych w aspekcie m.in. odporności ich wybranych elementów na długoletnie przechowanie. Kompleksowy opis oraz przegląd układu zapłonowego i zastosowanych przez konstruktorów rozwiązań oparto na wybranych wynikach badań prowadzonych w Wojskowym Instytucie Technicznym Uzbrojenia (WITU), dotyczących wielu rodzajów środków bojowych^{24–27)}.



Prof. dr hab. inż. Mariusz MAGIER (ORCID: 0000-0002-4431-9537) w roku 1997 ukończył studia na Wydziale Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie. W 2005 r. uzyskał stopień doktora nauk technicznych w zakresie mechaniki-balistyki na Wydziale Mechatroniki tej samej uczelni, a w 2015 r. stopień doktora habilitowanego w dyscyplinie budowa i eksploatacja maszyn nadany uchwałą Rady Naukowej Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. W 2023 r. otrzymał tytuł profesora nauk inżynierjno-technicznych. Obecnie pełni obowiązki kierownika Zakładu Mechaniki i Techniki Uzbrojenia w Instytucie Mechaniki i Poligrafii Wydziału Mechanicznego Technologicznego Politechniki Warszawskiej. Specjalność – inżynieria mechaniczna.

* Adres do korespondencji:

Wydział Mechaniczny Technologiczny, Politechnika Warszawska, ul. Narbutta 85, 02-524 Warszawa, e-mail: mariusz.magier@pw.edu.pl

Część badawcza

Przedmiot badań

Rakietę kierowaną W-75 stosuje się wraz z zestawami S-75M do obrony przeciwlotniczej. Jest ona przeznaczona do niszczenia celów powietrznych i skonstruowana wg normalnego układu aerodynamicznego, gdzie stery znajdują się za nieruchomymi skrzydłami w części nosowej kadłuba. W tabeli 1 zestawiono charakterystykę taktyczną i techniczną systemów SAM opartych na tych zestawach.

Badania laboratoryjne

Badania silnika rakiety

W rakiecie W-755 jako układ napędowy zastosowane są dwa rodzaje silników²⁶⁾ (układ dwustopniowy). Silnik startowy (pierwszy stopień) wypełniony jest nitroglicerynowymi ziarnami prochowymi RST-4K oraz podsypką prochową o masie 2 kg. Pod względem składu chemicznego stałe paliwa raketowe zawierają, oprócz elementów głównych, również metaliczne substancje palne, katalityczne dodatki nieorganiczne i stabilizatory spalania. Udział masowy specjalnych dodatków w niektórych preparatach sięga 16–18% (w tym w rodzinie prochów stosowanych w rakiecie W-755, czyli RST-4K, ale też w innych ziarnach prochowych, takich jak RSAM i RAM-10K). W tabeli 2 zestawiono składy nitroglicerynowych paliw raketowych (w tym proch RST-2K; należy zaznaczyć, że liczba w symbolu prochu oznacza jego wersję produkcyjną).

Table 2. Composition of selected nitroglycerin missile fuels

Tabela 2. Skład wybranych nitroglicerynowych paliw rakietowych

Składnik	Funkcja składnika	Zawartość, %			
		NMF-2	RST-2K	RNDSI-5K	RAM-10K
Koloksylina ^a	podstawy energetyczne i fizykomechaniczne	57	56	59	51
Triazotan glicerolu ^b	baza energetyczna, plastyfikator	26	26,7	16,5	33
Diazotan glikolu dietylenowego ^c	baza energetyczna, plastyfikator	-	-	15,5	-
Dinitrotoluen ^d	dodatek chłodzący i gazowujący	11,7	11,3	2	2,5
Ftalan dibutyli (DBP)	dodatkowy plastyfikator	2	-	-	-
Centralit I	stabilizator odporności chemicznej	-	3	2,5	1,5
Olej wazelinowy	substancja pomocnicza	1	1,2	1	0,8
Węglan magnezu	trudnopalne	2,3	-	-	-
Tlenek ołowiu	katalizator spalania	-	0,9	2	-
Difenyloamina	stabilizator odporności chemicznej	-	-	0,5	1
Tlenek kobaltu	katalizator spalania	-	-	0,5	-
Stop RAM	suplement energetyczny	-	-	-	10
Kreda	trudnopalne	-	0,9	0,5	-

^aBawelna kolodionowa (koloksylina) – rodzaj nitrocelulozy o zawartości azotu 11,1–12,3%²⁸; ^bNitrogliceryna, C₃H₅(ONO₂)₃ – organiczny związek chemiczny z grupy azotanów, ester kwasu azotowego i glicerolu²⁹; ^cNitroglikol, znany także jako diazotan glikolu etylenowego lub diazotan 1,2-etanodiolu o wzorze (CH₂ONO₂)₂, należy do materiałów wybuchowych kruszących; nadaje się bardzo dobrze do sieciowania nitrocelulozy²⁹; ^dDinitrotoluen (DNT, 2,4-(NO₂)₂-C₆H₃-CH₃) jest materiałem wybuchowym kruszącym

Przeprowadzono badania nitroglicerynowych ziaren prochowych RST-4K, na które składała się m.in. mikrokalorymetria skaningowa (DSC) oraz termogravimetria (TG); obie techniki badań wykorzystywane w WITU także do oceny materiałów balistycznych hiperelastycznych³⁰ oraz tworzyw sztucznych^{31–33}. Otrzymano termogramy przemian energetycznych, ciepła oraz temperatury maksymalne tych przemian dla ziaren prochowych pobranych z 43-letnich (tabele 3 i 4), 36-letnich (tabele 5 i 6) i 28-letnich (tabele 7 i 8) silników rakietowych.

Stwierdzono stabilną pracę silników po tych okresach przechowywania. Parametry przemian energetycznych na przestrzeni lat uległy tylko niewielkim zmianom. Na odcinku lotu napędzonym pierwszym stopniem rakieta nie jest kie-

Table 3. Results of thermal analysis (DSC) of material taken from a 43-year-old engine (WITU)

Tabela 3. Wyniki analizy termicznej (DSC) materiału pobranego z 43-letniego silnika (WITU)

Temperatura początku przemiany, °C	184,6±0,1	183,7±0,1	182,5±0,1
Temperatura maks. piku, °C	205,2±0,1	208,3±0,1	204,3±0,1
Ciepło przemiany, J/g	2207±10	2306±10	2389±10

Table 4. Results of thermogravimetric analysis (TG) of material taken from a 43-year-old engine (WITU)

Tabela 4. Wyniki analizy termogravimetrycznej (TG) materiału pobranego z 43-letniego silnika (WITU)

Parametr	I przemiana	II przemiana
Temperatura początku przemiany, °C	101,0±0,1	186,5±0,1
Temperatura końca przemiany, °C	135,7±0,1	210,5±0,1
Zmiana masy, %	25,8±0,1	54,9±0,1

Table 5. Results of thermal analysis (DSC) of material taken from a 36-year-old engine (WITU)

Tabela 5. Wyniki analizy termicznej (DSC) materiału pobranego z 36-letniego silnika (WITU)

Temperatura początku przemiany, °C	182,6±0,1	181,3±0,1	181,6±0,1
Temperatura maks. piku, °C	206,4±0,1	204,5±0,1	205,9±0,1
Ciepło przemiany, J/g	2271±10	2326±10	2269±10

Table 6. Results of thermogravimetric analysis (TG) of material taken from a 36-year-old engine (WITU)

Tabela 6. Wyniki analizy termogravimetrycznej (TG) materiału pobranego z 36-letniego silnika (WITU)

Parametr	I przemiana	II przemiana
Temperatura początku przemiany, °C	100,0±0,1	187,2±0,1
Temperatura końca przemiany, °C	133,3±0,1	213,7±0,1
Zmiana masy, %	27,3±0,1	53,5±0,1

Table 7. Results of thermal analysis (DSC) of material taken from a 28-year-old engine (WITU)

Tabela 7. Wyniki analizy termicznej (DSC) materiału pobranego z 28-letniego silnika (WITU)

Temperatura początku przemiany, °C	182,9±0,1
Temperatura maks. piku, °C	203,6±0,1
Ciepło przemiany, J/g	2383±10

Table 8. Results of thermogravimetric analysis (TG) of material taken from a 28-year-old engine (WITU)

Tabela 8. Wyniki analizy termogravimetrycznej (TG) materiału pobranego z 28-letniego silnika (WITU)

Parametr	I przemiana	II przemiana
Temperatura początku przemiany, °C	102,9±0,1	186,1±0,1
Temperatura końca przemiany, °C	137,0±0,1	210,0±0,1
Zmiana masy, %	26,1±0,1	56,5±0,1

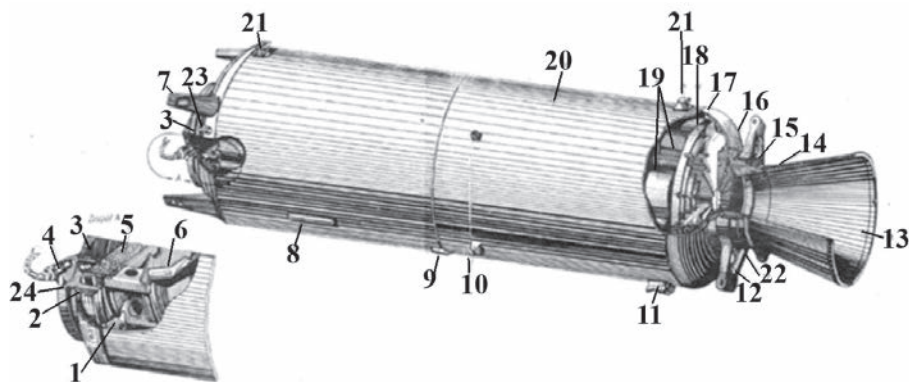


Fig. 1. Missile launch engine²²⁾; 1 – perforated shield, 2 – front connector, 3 – cover, 4 – pyrocandle, 5 – powder priming charge, 6 – frame, 7 – front supports, 8 – hitch, 9 – thrust lug, 10 – lugs, 11 – rear supports, 12 – cross, 13 – nozzle, 14 – membrane, 15 – nozzle insert, 16 – rear stub, 17 – collar, 18 – grate, 19 – powder sticks, 20 – hull, 21 – T-handles, 22 – washer, 23 – gas connector, 24 – washer

Rys. 1. Rakiety silnik startowy²²⁾; 1 – tarcza perforowana, 2 – przedni króciec, 3 – pokrywa, 4 – piroświeca, 5 – podsyłka prochowa, 6 – szkielet, 7 – wsporniki przednie, 8 – zaczep, 9 – występ oporowy, 10 – ucho, 11 – wsporniki tylne, 12 – krzyżak, 13 – dysza, 14 – przepona, 15 – wkład dyszy, 16 – tylny króciec, 17 – chomaćko, 18 – ruszt, 19 – laski prochu, 20 – kadłub, 21 – uchwyty teowe, 22 – podkładka, 23 – króciec gazowy, 24 – podkładka

rowana. Zasadniczą częścią wykonującą lot kierowany jest drugi stopień układu napędowego, silnik marszowy S2.720, który działa, wykorzystując paliwo ciekłe TG-02³⁴⁾ utworzone na bazie mieszaniny³⁵⁾ ksylenoaminy ($(\text{CH}_3)_2\text{C}_6\text{H}_3\text{NH}_2$) oraz trietyloaminy $\text{C}_6\text{H}_{15}\text{N}$ o wadze 169,5 kg, gdzie jako utleniacz stosowana jest mieszanina AK-20K będąca roztworem tetra-tlenku diazotu N_2O_4 oraz kwasu azotowego HNO_3 w ilości 545 kg²²⁾. Paliwo ciekłe TG-02 pod względem właściwości toksykologicznych należy do trzeciej klasy zagrożenia (maksymalne dopuszczalne stężenie wynosi 3 mg/m³). Skład paliwa został opracowany w Niemczech podczas II wojny światowej i miał niemiecką nazwę „Tonka-250”. Udziały masowe w TG-02 to: trietyloamina zanieczyszczona dietyloaminą 50–52%, izomeryczne ksylidyny³⁴⁾ 48–50%, woda 0,20% i zanieczyszczenia mechaniczne nie więcej niż 0,003%. Temperatura samozapłonu paliwa wynosi 380°C, a gęstość w 20°C zawiera się w granicach 0,835–0,855 g/cm³.

Badania układu zapłonowego silnika startowego rakiety

Układ zapłonowy silnika startowego (jednorazowego działania) (rys. 1) rakiety W-755 składa się z pironabojów oraz podsyłki prochowej. Praca silnika rozpoczyna się w momencie podłączenia prądu elektrycznego do dwóch piroświec z pironabojami PP-9RS zawierającymi po 10 g prochu czarnego. Następuje wtedy rozżarzenie się spirali drutu oporowego z nici platynowo-irydowej i zapalenie masy pirotechnicznej pironaboju. Od płomienia pironaboju zapala się podsyłka prochowa.

W wyniku zapalenia podsyłki prochowej w komorze spalania wytwarza się odpowiednie ciśnienie oraz temperatura, które są niezbędne do zapalenia ziaren prochowych silnika startowego.

Silnik startowy (pierwszy stopień) wypełniony jest 12 nitroglicerynowymi ziarnami prochowymi RST-4K

o wymiarach 157×42×1740 mm i wadze 607 kg oraz podsyłki prochowej o masie 2 kg. Na podstawie prowadzonych badań oszacowano³⁵⁾, że zawartość wody i części lotnych w ziarnach prochowych w rakiety W-755 kształtuje się w zakresie 0,25–0,30%, gęstość paliwa w zakresie 1,70–1,75 g/cm³, a stałość paliwa (ubytek masy próbki po termostataowaniu) 1,20–1,35%. Trwałość chemiczna paliwa oznaczana wg metody Bergmanna i Junka wynosi 0,75–0,90 cm³.

Podsyłka prochowa WG-2000A przeznaczona jest do zapalenia ziaren prochowych silnika. Ładunek podsyłki prochowej powinien spalić się prawie natychmiast, aby w komorze spalania wytworzyć ciśnienie niezbędne do rozpoczęcia procesu palenia się ziaren prochowych silnika startowego.

Ładunek podsyłki prochowej jest aluminiowym zasobnikiem wypełnionym gruboziarnistym prochem czarnym. Obrzeże pudełka i pokrywy są zawalcowane. Zakładka połączenia obu części jest uszczelniona lakierem.

Na podstawie prowadzonych badań oszacowano, że masa prochu czarnego z podsyłki prochowej wynosi 2005–2020 g, a zawartość wody mieści się w przedziale 0,10–1,00%.

Badania pironabojów

W piroświecach silnika startowego występują pironaboje PP-9RS. Są one w postaci łuski miedzianej wypełnionej mieszaniną pirotechniczną i wyposażonej w układ stykowy. Od wewnątrz łuska pokryta jest lakierem izolacyjnym. Zespół stykowy składa się z kapturka stykowego, rdzenia stykowego i znajdującej się między nimi spłonki elektrycznej. Spłonkę elektryczną stanowią dwa cienkie miedziane paski połączone na końcu za pomocą wtopionego włókna platynowo-irydowego. Na końcu spłonki elektrycznej znajduje się łatwo zapalna masa zapłonowa.

W pirozaworach rozruchowych, pirozaworach odcięcia, pirozaworach gazu, pironożu oraz mechanizmie zabezpieczająco-wykonawczym (rys. 2 i 3) zastosowano pironaboje PZ253-M5 (rys. 4). Pironabój PZ253-M5 składa się z łuski i kapturka, wykonanych z miedzi o grubości 0,5 mm. Łuska jest pokryta wewnątrz lakierem izolacyjnym. W łusce znajduje się



Fig. 2. Protection and execution mechanism before disassembly (WITU)

Rys. 2. Mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy przed demontażem (WITU)



Fig. 3. Protection and execution mechanism after disassembly (WITU)

Rys. 3. Mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy po demontażu (WITU)

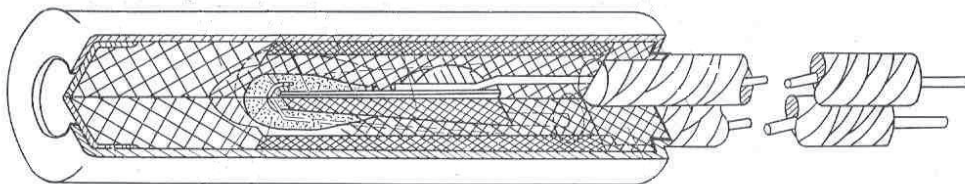


Fig. 4. Diagram of the internal structure of the PZ-253M5 pyrocartridge²²⁾

Rys. 4. Schemat budowy wewnętrznej pironaboju PZ-253M5²²⁾

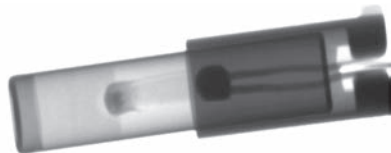


Fig. 5. Internal structure of the PZ-253M5 device (WITU)

Rys. 5. Budowa wewnętrzna urządzenia PZ-253M5 (WITU)



Fig. 6. External view of the PZ-253M5 pyrocartridges (WITU)

Rys. 6. Wygląd zewnętrzny pironabojów PZ-253M5 (WITU)

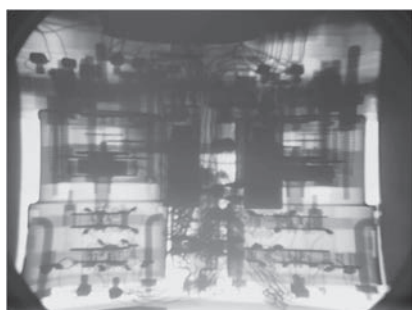


Fig. 7. X-ray of the protection and execution mechanism (WITU)

Rys. 7. Rentgenogram mechanizmu zabezpieczająco-wykonawczego (WITU)

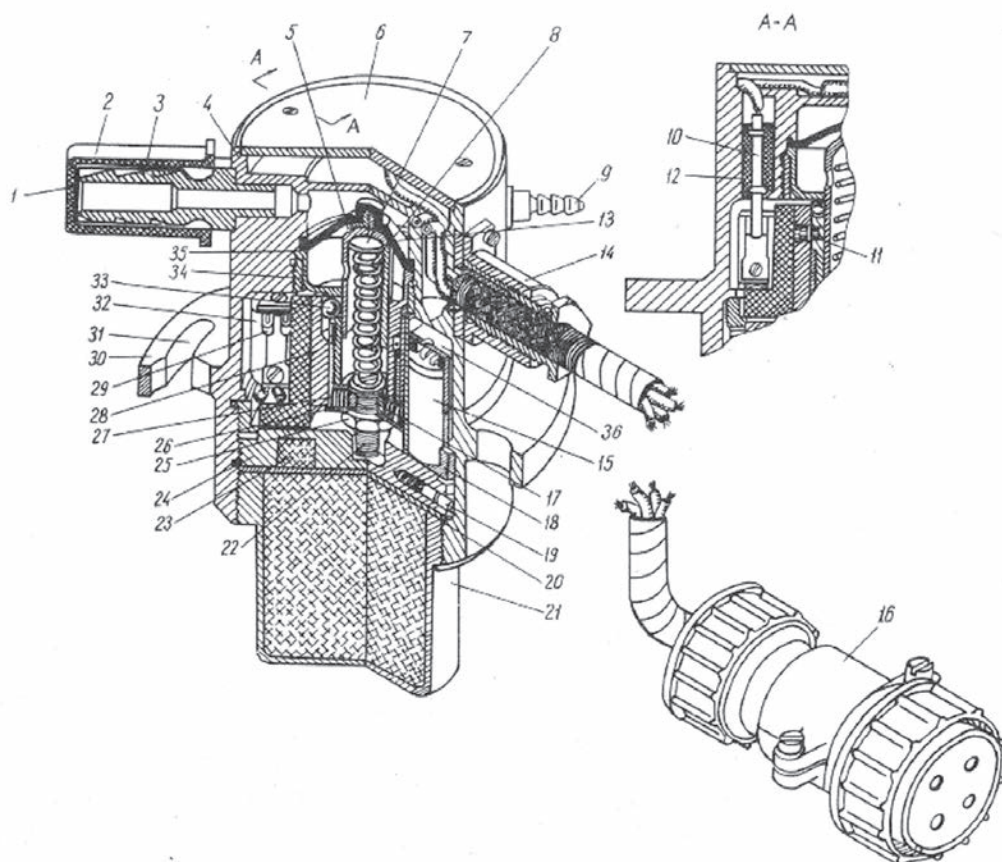


Fig. 8. Booster of the WDM-5²²⁾ combat charge; 1 - rubber cap, 2 - plastic cap, 3 - tube connector, 4 - body, 5 - pin, 6 - cover, 7 - cap, 8 - spring, 9 - connector, 10 - contact, 11 - screw, 12 - sleeve, 13 - rubber diaphragm, 14 - sleeve, 15 - electric primer, 16 - connector, 17 - axle, 18 - ring, 19 - oxidizer, 20 - washer, 21 - can, 22 - screw, 23 - transfer charge, 24 - plate, 25 - nut, 26 - washer, 27 - spring, 28 - sleeve, 29 - clamp, 30 - collar, 31 - notches, 32 - block, 33 - ball, 34 - ring, 35 - sleeve, 36 - plate, 37 - clamp

Rys. 8. Pobudzacz ładunku bojowego typu WDM-5²²⁾; 1 - kapturek gumowy, 2 - kapturek z masy plastycznej, 3 - króciec rurki, 4 - kadłub, 5 - trzpień, 6 - pokrywka, 7 - grzybek, 8 - sprężyna, 9 - króciec, 10 - styk, 11 - wkręt, 12 - tulejka, 13 - przepona gumowa, 14 - tulejka, 15 - splotka elektryczna, 16 - złącze, 17 - oś, 18 - pierścień, 19 - utleniacz, 20 - podkładka, 21 - puszka, 22 - śruba, 23 - ładunek przekazujący, 24 - płytka, 25 - nakrętka, 26 - podkładka, 27 - sprężyna, 28 - tulejka, 29 - zacisk, 30 - kołnierzyk, 31 - wycięcia, 32 - klocek, 33 - kulka, 34 - pierścień, 35 - tulejka, 36 - płytka, 37 - zacisk

stacja dla pironabojów PP-9RS mieści się w przedziale 0,5–0,9 Ω . Prąd bezpieczny dla tych pironabojów wyznaczano, podając prąd 30 mA przez 5 min do każdego zapłonika. Prąd zadziałania wyznaczono na 0,6 A. Dla pironabojów PZ-253M5 oszacowano, że rezystancja mieści się w przedziale 1,2–2,0 Ω . Prąd bezpieczny wyznaczano, podając prąd 150 mA przez 5 min do każdego pironaboju PZ-253M5. Prąd zadziałania podobnie jak dla pironaboju PP-9RS wyznaczono na 0,6 A.

Badania pobudzaczy

Do badań pobrano trzy komplety urządzeń pobudzacza WDM-5 (rys. 8 i 9) zawierających po 0,1 kg pentrytu każdy. W celu oceny bezpieczeństwa dalszej eksploatacji

masa pirotechniczna³⁵⁾ docisnięta plastikową tulejką i spłonką elektryczną. Końce przewodów spłonki są wyprowadzone na zewnątrz. Spłonkę elektryczną stanowią dwie miedziane blaszki, których końce połączone są za pomocą włókna platynowo-irydowego. Na końcu spłonki elektrycznej znajduje się łatwo zapalna masa zapłonowa.

W rakiecie znajduje się 7 sztuk pironaboju tego rodzaju. Na rys. 5 przedstawiono rentgenogram budowy wewnętrznej PZ253-M5, a na rys. 6 jego wygląd zewnętrzny. Na rys. 7 przedstawiono rentgenogram mechanizmu zabezpieczająco-wykonawczego.

Na podstawie prowadzonych badań oszacowano, że rezy-



Fig. 9. External view of the WDM-5 type combat booster (WITU)

Rys. 9. Wygląd zewnętrzny pobudzacza bojowego typu WDM-5 (WITU)

urządzeń WDM oceniono stan elementów krytycznych tych urządzeń z punktu widzenia bezpieczeństwa dalszej eksploatacji.

W stanie umożliwiającym dalszą eksploatację mechanizm obrotowy urządzenia znajduje się w położeniu zabezpieczonym. Wtedy spłonki elektryczne są przesunięte względem ładunków przekazujących o kąt 60° . Dzięki temu jest wykluczona możliwość przedwczesnej detonacji ładunku od spłonki elektrycznej³⁵. Działanie mechanizmu zabezpieczającego urządzenia związane jest z podaniem powietrza pod odpowiednim ciśnieniem. Pod jego wpływem przepona wygina się, pokonując opór sprężyny i wywołuje przemieszczenie się trzpień. Trzpień przemieszcza się na odległość, przy której jego otwory pokrywają się z kulkami znajdującymi się w wycięciach tulejki. Kulki wpadają w otwory trzpień, oswobodzając w ten sposób tulejkę i umożliwiając jej wykonanie dalszego obrotu, a tym samym uzbrojenie urządzenia.

Z punktu widzenia oceny bezpieczeństwa urządzenia konieczna jest ocena umiejscowienia kulek i stanu sprężyny, którą przeprowadzono za pomocą aparatu rentgenowskiego (rys. 10).



Fig. 10. X-ray of the WDM-5 type combat booster (WITU)

Rys. 10. Rentgenogram pobudzacza bojowego typu WDM-5 (WITU)

Na podstawie przeprowadzonych badań pobudzaczy stwierdzono, że mimo upływu kilkudziesięciu lat od momentu ich wyprodukowania, zarówno elementy chemiczne, jak i mechaniczne nie wykazują zaawansowanych procesów starzenia. Mając na uwadze wiedzę i doświadczenie autorów w badaniu tych elementów, można z pewnością stwierdzić, że w przypadku ich użycia zadziałają one prawidłowo.

Wnioski z przeprowadzonych badań

Po przeprowadzeniu serii badań elementów rakiety W-755 stwierdzono, że jej podzespoły mechaniczne są w bardzo dobrym stanie technicznym. Analiza zaawansowania procesów starzenia elementów pirotechnicznych, materiałów wybuchowych oraz ciekłych i stałych paliw raketowych nie wykazała żadnych niepokojących zmian, które mogłyby wpłynąć na bezpieczeństwo i prawidłowość użytkowania. Może jednak niepokoić mała odporność elementów pirotechnicznych na elektryczność statyczną.

Czas magazynowania podzespołów zawierających materiały pirotechniczne i wybuchowe nie wpływa na ich walory użytkowe oraz bezpieczeństwo. Niemożliwe jest określenie przydatności do użycia danych wyrobów, gdyż technologie oraz wymagania nowoczesnego pola walki ulegają zmianie. Pomimo zachowania prawidłowych parametrów mechanicznych oraz fizykochemicznych, zastosowanie tego typu rozwiązań może nie być wystarczająco efektywne w działaniach bojowych. W systemach tych stosowane jest ciekłe paliwo raketowe, które przysparza wielu problemów podczas przygotowania rakiety do użycia w konflikcie.

Niemniej jednak można skorzystać z technologii stałych paliw raketowych, pirotechniki oraz stosowanych rozwiązań mechanicznych przy projektowaniu nowych pocisków raketowych tej klasy. Należy zauważyć, że w zastosowaniach wojskowych coraz częściej odchodzi się od ciekłych

paliw raketowych. Rozwiązania tego typu mogą być zastosowane przy projektowaniu raket kosmicznych, np. do wynoszenia sztucznych satelitów Ziemi.

Otrzymano: 18-03-2024

LITERATURA

- [1] Pat. US 6 312 538 B1, 2001.
- [2] A.A. Astratiev, A. Dashko, D. Mershin, A. Stepanov, *Russian J. Org. Chem.* 2001, **37**, 729.
- [3] L.P. Ferris, A.R. Ronzio, *J. Amer. Chem. Soc.* 1940, 606.
- [4] D. Powala, R.K. Bazela, A. Orzechowski, *Mat. Konf. 30th International Symposium on Ballistics*, Long Beach, 2017, <https://doi.org/10.12783/ballistics2017/16861>.

- [5] H. Shubert, Proc. of the 4th International Symposium on Explosives Technology and Ballistics, South Africa, Pretoria 1992.
- [6] P. Kasprzak, I. Mazur, *Probl. Tech. Uzbrojenia* 2013, **42**, nr 125, 63.
- [7] J. Isler, *Propellants Explos. Pyrotech.* 1999, **10**, 2.
- [8] NATO Standard AOP-39, *Guidance on the development, assessment and testing of Insensitive Munitions*, 1998.
- [9] D.P. Mishra, *Fundamentals of rocket propulsion*, CRC Press Taylor & Francis Group, Miami 2017.
- [10] NATO STANAG 4240, *Liquid fuel fire tests for munitions*, 1991.
- [11] NATO STANAG 4382, *Slow heating tests for munitions*, 1996.
- [12] NATO STANAG 4241, *Bullet attack test for munitions*, 1991.
- [13] G.P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*, Wiley, New Jersey 2017.
- [14] R. Warchoł, M. Nita, J. Borkowski, R. Bazela, Proc. 28th International Symposium on Ballistics, *Ballistics* 2014, **1**, 55.
- [15] Ministerstwo Obrony Federacji Rosyjskiej, Тактико-технические характеристики ЗПКС-75, Moscow.
- [16] Z. Przężak, Przeciwlotniczy Zestaw Rakietowy S-75M „Wotchow”, http://infowsparcie.net/wria/o_autorze/wsp37dr_s75wolchow.html.
- [17] Air Defence Herald, S-75 anti-aircraft missile system (SA-2 Guideline), <http://pvo.guns.ru/s75/s75.html>.
- [18] M.M. Bondariuk, Space memorial, <http://sm.evg-rumjantsev.ru/desingers/bondaryuk.html>.
- [19] Muzeum Sił Powietrznych w Dęblinie, PZR 2K-11M1 „KRUG”, <https://muzeumsp.pl/eksponaty/pzr-2k-11m1-krug/>.
- [20] Opisy broni, Rakietowy system przeciwlotniczy S-75 „Dwina”/S-75M „Wotchow”, <http://opisybroni.pl/s-75/>.
- [21] A.I. Silantyev, *Solid rocket propellants*, Voennoye Tadatelstvo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskva 1964.
- [22] Dowództwo Wojsk Obrony Powietrznej Kraju, Opis techniczny rakiety W-755, Ministerstwo Obrony Narodowej, Warszawa 1967.
- [23] R.K. Bazela, *J. KONBiN* 2019, **49**, nr 4, 521, DOI: 10.2478/jok-2019-0100.
- [24] R.K. Bazela, *Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia w procesie modernizacji uzbrojenia i środków bojowych Sił Zbrojnych RP. Bezpieczeństwo. Rozwój. Innowacje*, Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, Zielonka 2019.
- [25] O. Goroch, Z. Gulbinowicz, M. Magier i in., *Contin. Mech. Thermodyn.* 2023, **35**, 2193, <https://doi.org/10.1007/s00161-023-01241-9>.
- [26] P. Sweklej, A. Wasilewski, M. Magier, *Sustainability* 2023, **15**, 951, <https://doi.org/10.3390/su15020951>.
- [27] P. Zochowski, M. Cegła, K. Szczurowski i in., *Contin. Mech. Thermodyn.* 2023, **35**, 1745, <https://doi.org/10.1007/s00161-023-01210-2>.
- [28] SOLDAT.PRO, ZRK C-75 Dvina, Desna, Volhow, <https://soldat.pro/en/2018/07/06/zrk-s-75-dvina-desna-volhov/>.
- [29] T. Burakowski, A. Sala, *Rakiety bojowe*, Ministerstwo Obrony Narodowej, Warszawa 1974.
- [30] P. Zochowski i in. [w:] *Fatigue and fracture of materials and structures. Structural integrity* (red. G. Lesiuk, S. Duda, J.A.F.O. Correia, A.M.P. De Jesus), Springer, Cham 2022, https://doi.org/10.1007/978-3-030-97822-8_38.
- [31] F.M. Garbarski, *Polimery* 2005, **50**, nr 3, 190.
- [32] M. Fabijański, *Przem. Chem.* 2023, **102**, nr 9, 954.
- [33] M. Fabijański, *Polymers* 2023, **15**, 3878, <https://doi.org/10.3390/polym15193878>.
- [34] J.D. Clark, *IGNITION! An informal history of liquid rocket propellants*, Rutgers University Press, New Brunswick, New Jersey 1972.
- [35] GOST 17147-80, *Fuel TG-02. Specifications*, 1980.



6th International Symposium on Silsesquioxanes-Based Functional Materials

The event's main topic is the chemistry and applications
of polyhedral oligomeric silsesquioxanes

For the first time, this unique symposium will be held outside Asia
and is organized by the renowned expert in organosilicon
chemistry – **prof. Bogdan Marciniec**

We warmly invite you to attend in our lectures, poster session
and exciting workshops in **3D printing technologies** and
industrial implementations of silsesquioxanes!

Save the date!

8-11 July 2024,
Poznań, Poland



ADAM MICKIEWICZ
UNIVERSITY
POZNAŃ

<https://www.6sfmpoznan.net/>