



## Opracowanie technologii i badania balistyczne zespołu napędowego do 122 mm pocisku raketowego o wydłużonym zasięgu

Bogdan FLORCZAK<sup>1\*</sup>, Andrzej CHOLEWIAK<sup>2</sup>, Marek BIAŁEK<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Instytut Przemysłu Organicznego, ul. Annopol 6, 03-236 Warszawa*

<sup>2</sup>*ZPS „GAMRAT” Sp. z o.o., ul. Mickiewicza 108, 38-200 Jasło*

\* *autor korespondencyjny, e-mail: florczak@ipo.waw.pl*

*Artykuł wpłynął do redakcji 06.06.2014. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano 02.12.2014*

DOI: 10.5604/20815891.1149759

**Streszczenie.** W artykule przedstawiono wyniki badań balistycznych silnika raketowego demonstratora 122 mm pocisku raketowego o wydłużonym zasięgu z heterogenicznym stałym paliwem raketowym. Opracowana technologia wytwarzania materiału pędnego stałego może być wdrożona w zakładach przemysłu obronnego i wykorzystana do produkcji silników raketowych różnego przeznaczenia.

**Słowa kluczowe:** mechanika, heterogeniczne paliwo raketowe, demonstrator, pocisk raketowy

### 1. WSTĘP

Heterogeniczne paliwo raketowe (HPR) charakteryzuje się osobliwymi właściwościami fizykochemicznymi, fizycomechanicznymi, energetycznymi i balistycznymi.

Jednym z rodzajów ładunków napędowych wytwarzanych z HPR są ładunki związane ze ścianką komory silnika raketowego poprzez elastyczną warstwę pośrednią [1], w których zawartość fazy stałej wynosi 84-86%.

HPR w końcowej fazie technologicznej – mieszania – jest wysoko napełnioną zawiesiną o właściwościach cieczy nienewtonowskiej zawierającą utleniacz (nadchloran amonu, NA), pył aluminiowy (Al) i dodatki równomiernie rozproszony w fazie ciekłej składającej się z: prepolimeru (kauczuku HTPB), plastyfikatora i środka utwardzającego. W wyniku reakcji chemicznej utwardzenia HTPB diizocyjanianem powstaje matryca polimerowa wiążąca wszystkie składniki paliwa, tworząc ciało stałe.

Główną energetyczną charakterystyką HPR jest impuls jednostkowy ( $I_j$ ), zależny przede wszystkim od temperatury spalania  $T_k$  i masy molowej produktów spalania  $M_p$  ( $I_j \sim (T_k/M_p)^{0.5}$ ). Skład HPR określony jest chemiczną naturą komponentów i ich masowym udziałem w HPR. Od składu zależy także gęstość i udział masowy HPR w pocisku raketowym.

Optymalne balistyczne parametry silnika raketowego i charakterystyki pocisku raketowego mogą być realizowane przy określonych znanych charakterystykach balistycznych HPR między innymi szybkości spalania  $u$  i jej zależności od ciśnienia ( $p$ ) i temperatury ( $T_p$  – temperatura początkowa HPR).

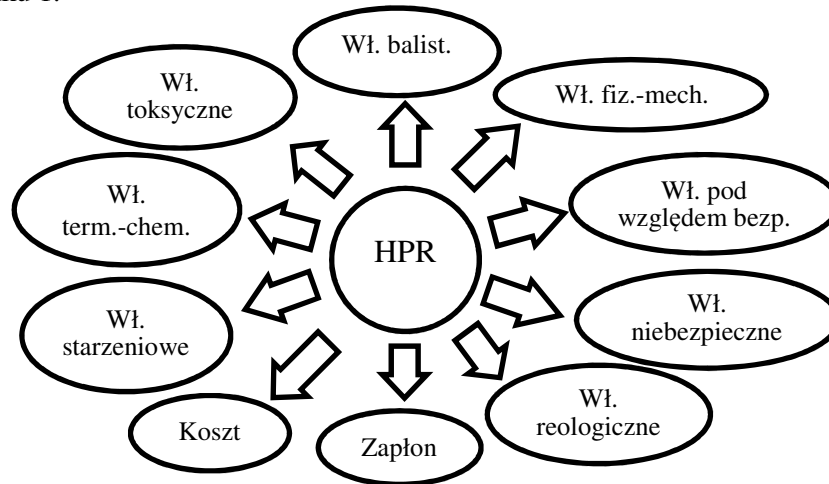
Obecnie metodą najczęściej stosowaną do określania  $u$  jest metoda badań w układzie laboratoryjnego silnika raketowego (LSR), ponieważ warunki spalania są bardziej zbliżone do rzeczywistych, jakie mają miejsce podczas pracy silnika raketowego [2].

Szybkość spalania HPR i jej zależność od ciśnienia można regulować przez dodanie modyfikatorów szybkości spalania [3-13], jak również przez stosowanie odpowiedniego środka utwardzającego [13]. Właściwości składników stosowanych do wytwarzania HPR są ważne z punktu widzenia technologii wytwarzania z nich gotowych wyrobów i zapewnienia odpowiedniej ich jakości, co wymaga przestrzegania reguł:

1. Przechowywanie i utrzymywanie wejściowych składników przed procesem wytwarzania HPR jest zgodne z obowiązującymi normami.
2. Proces wytwarzania HPR jest zgodny z opisem procesu technologicznego (OPT).
3. Przeprowadzone są badania odbiorcze gotowych wyrobów zgodnie z opracowaną metodyką i programem badań pozwalające na skontrolowanie, czy zapewnione są charakterystyki balistyczne zgodne z warunkami technicznymi (WT).
4. Przechowywanie i magazynowanie gotowych wyrobów odbywa się w odpowiednich warunkach.

## 2. PROJEKTOWANIE ŁADUNKU NAPĘDOWEGO

Podczas projektowania ładunku napędowego należy brać pod uwagę następujące charakterystyki HPR, które obrazuje diagram przedstawiony na rysunku 1.



Rys. 1. Charakterystyki HPR

Fig. 1. Characteristics of HPR

O zastosowaniu HPR do wytwarzania ładunków napędowych decydują:

- szybkość spalania,
- właściwości mechaniczne,
- zakres temperatur eksploatacji,
- klasyfikacja pod względem bezpieczeństwa,
- starzenie,
- toksyczność,
- niewrażliwość,
- reologia/zdolność do przetwarzania,
- koszt produkcji.

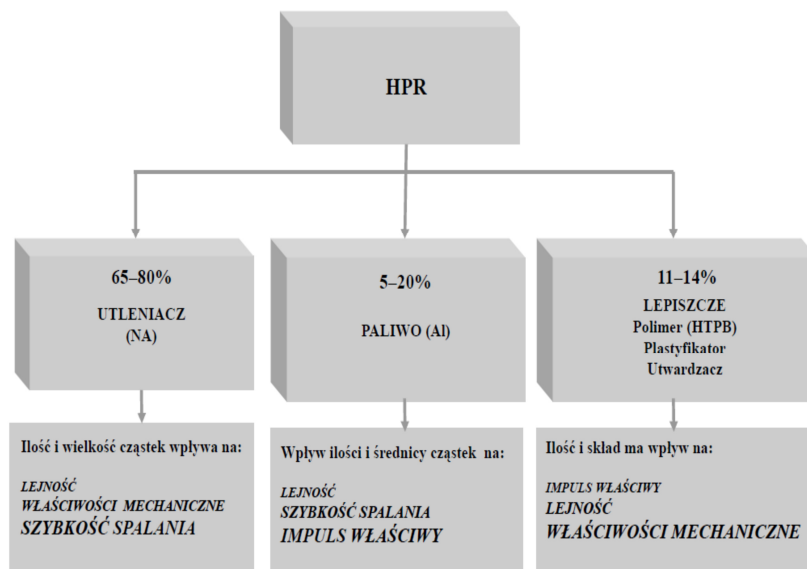
Najważniejsze charakterystyki i właściwości, które brano pod uwagę podczas opracowania składu HPR przy realizacji pracy na bazie kauczuku HTPB to:

- impuls właściwy (określony przez skład, narzucony przez konstrukcję),
- szybkość spalania (dopasowana do wymagań, spalanie w laboratoryjnym silniku raketowym),
- właściwości mechaniczne,

- przetwórcze/lejne (umożliwiające wytwarzanie na skalę przemysłową ładunków bez wad, które są źródłem potencjalnego zagrożenia i niekontrolowanego spalania).

## 2.1. Wpływ poszczególnych składników

Na ogół HPR składa się z trzech podstawowych składników: nadchloranu amonu, pyłu aluminiowego i lepiszcza. Wpływ głównych trzech składników na właściwości paliwa ilustruje rysunek 2.

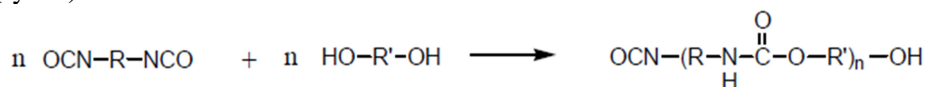


Rys. 2. Diagram ilustrujący wpływ składników na właściwości HPR

Fig. 2. Diagram illustrating the effect of the components on the properties of HPR

Właściwości typowych kauczuków HTPB przedstawiono w pracy [14]. Natomiast właściwości pozostałych składników paliwa opisano szczegółowo w publikacjach [9, 11], a skład np. w pracy [15].

Utwardzanie to jeden z ważniejszych etapów technologicznych otrzymywania HPR. Związki chemiczne posiadające w swej strukturze cząsteczkowej grupy cyjanianowe ( $-N=C=O$ ) tworzą chemiczne wiązania poliuretanowe z grupami funkcyjnymi hydroksylowymi kauczuku HTPB (rys. 3).



Rys. 3. Schemat reakcji utwardzania

Fig. 3. Curing reaction scheme

Tego rodzaju reakcje chemiczne powodują przemianę lepkiej substancji prepolimerycznej w postać stałego lepiscza o właściwościach gumopodobnych, tworząc tzw. matrycę polimerową, w której osadzone są cząstki stałe NA (dwie frakcje – grubokrystaliczna i drobna) i proszku aluminiowego.

W celu uzyskania skutecznego i efektywnego utwardzenia, do odpowiedniej ilości kauczuku HTPB musi być dodana odpowiednia ilość substancji utwardzającej. Idealnie stosunek liczby gramorównoważników substancji utwardzającej do liczby gramorównoważników HTPB powinien wynosić 1. W rzeczywistości stosunek ten dla HPR na bazie HTPB (dobrze upakowanego cząstkami stałymi, zwłaszcza utleniacza) wynosi  $< 1$  ( $\approx 0,8$ ) [1].

Rodzaj i ilości środka utwardzającego ma wpływ na proces technologiczny mieszania, czas przydatności technologicznej zawiesiny paliwa (ang. *pot life*), szybkość spalania HPR i procesy starzeniowe.

### 3. BADANIA WŁAŚCIWOŚCI HPR

Skład i wyniki badań właściwości fizykochemicznych (gęstość, temperatura zeszklenia), termochemicznych (kaloryczność) i wrażliwości na bodźce mechaniczne i termiczne (tarcie, uderzenie, temperatura rozkładu) oraz szybkości spalania HPR określone w LSR wg metodyki opisanej w pracach [2, 16-19] przedstawiono w tabelach 1 i 2.

Tabela 1. Skład HPR

Table 1. Composition of HPR

Składniki	Zawartość, %
Składniki ciekłe: $\alpha,\omega$ - dihydroksypolibutadien (HTPB), diizocyjanian dimerylu (DDI), adypinian dioktylu (ADO), 2,2' - bis(ethyloferrocenylo)propan (BEFP)	13,40÷13,57
Pył aluminiowy (Al)	16,01÷16,04
Nadchloran amonu (NA)	70,07÷70,21
Dodatki (antyutleniacz, środek wiążący, środek powierzchniowo czynny, spowalniacz procesu utwardzania)	0,35

Tabela 2. Współczynniki wrażliwości, parametry termodynamiczne, fizykochemiczne i balistyczne HPR [20]

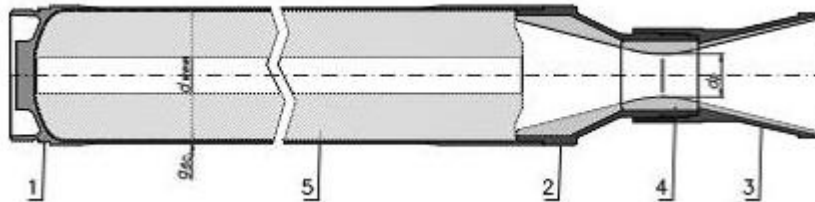
Table 2. Sensitivity coefficients, thermodynamic, physicochemical and ballistic parameters HPR [20]

Współczynniki wrażliwości na:		
– uderzenie		7,5 J
– tarcie		120 N
Temperatura rozkładu		508 K
Kaloryczność		6548 kJ/kg
Temperatura zeszklenia		207,5 K
Gęstość		1,76 g/cm <sup>3</sup>
Szybkość spalania w mm/s i zakres $p$ w MPa:		
Temperatura	BEEP = 0,4%	BEEP = 0,2%
323 K	$u = 9,80p^{0,13}$ ; $5,52 \leq p \leq 11,48$	$u = 8,48p^{0,15}$ ; $6,17 \leq p \leq 10,10$
233 K	$u = 9,07p^{0,09}$ ; $6,00 \leq p \leq 9,67$	$u = 7,16p^{0,16}$ ; $5,33 \leq p \leq 8,91$

## 4. WYNIKI BADAŃ DEMONSTRATORA SILNIKA RAKIETOWEGO

### 4.1. Wprowadzenie

Konstrukcję silnika raketowego demonstratora [21] przedstawiono na rysunku 4. Silnik składał się ze stalowego korpusu (1), wykonanego w kształcie tulei cienkościennej z dnem, stanowiącego komorę spalania, oraz zespołu dyszowego, w skład którego wchodzi: stożek przedni (2), stożek tylny (3) i umieszczona centralnie pomiędzy stożkami wkładka dyszy (4) o ściśle określonej średnicy przekroju krytycznego  $d_k$ . Wnętrze korpusu ograniczone średnicą  $d_{wew}$  wypełnione jest HPR (5).

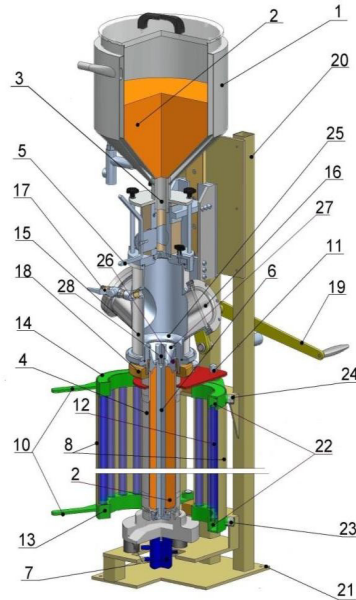


Rys. 4. Konstrukcja silnika raketowego demonstratora: 1 – komora, 2 – izolacja termiczna, 3 – dysza, 4 – wkładka dyszy, 5 – paliwo

Fig. 4. The design of rocket engine demonstrator: 1 – chamber, 2 – thermal isolation, 3 – nozzle, 4 – insole nozzle, 5 – propellant

Zawiesinę masy paliwa o składzie podanym w tabeli 2 sporządzano przy użyciu planetarnego mieszalnika firmy Drais o pojemności 30 dm<sup>3</sup>.

Realizacja przedsięwzięcia wymagała także opracowania aparatury technologicznej umożliwiającej napełnianie komory silnika raketowego zawiesiną paliwową. Aparaturę, którą zaprojektowano i opatentowano, przedstawiono na rysunku 5.



Rys. 5. Aparatura do napełniania zawiesiną paliwa komory silnika raketowego [22]:

- 1 – dozownik, 2 – paliwo, 3 – kanał spustowy, 4 – komora formująca,
- 5 – zawór spustowy, 6 – rdzeń formujący, 7 – wibrator, 8 – półobejma,
- 9 – otwór przelotowy, 10 – zatrzask, 11 – zawias, 12 – rurki grzewcze,
- 13 – dolny kołnierz, 14 – górny kołnierz, 15 – komora próżniowa,
- 16 – okno wziernikowe, 17 – zawór próżniowy, 18 – pierścień uszczelniający,
- 19 – mechanizm dźwigniowy, 20 – stojak, 21 – podstawa,
- 22 – kanał przelotowy, 23 – króciec doprowadzający,
- 24 – króciec odprowadzający, 25 – profilowana tuleja, 26 – profilowane dno,
- 27 – stożkowa wnęka, 28 – nasadka

Fig. 5. Apparatus for filling slurry propellant of the rocket motor chamber [22]:

- 1 – feeder, 2 – propellant, 3 – drain channel, 4 – forming chamber,
- 5 – drain valve, 6 – forming a core, 7 – vibrator, 8 – half clamp,
- 9 – through hole, 10 – latch, 11 – hinge, 12 – heating tube, 13 – lower flange,
- 14 – upper flange, 15 – vacuum chamber, 16 – viewing window,
- 17 – vacuum valve, 18 – ring, 19 – a lever mechanism, 20 – stand, 21 – base,
- 22 – through duct, 23 – supply conduit, 24 – nipple discharge, 25 – profiled sleeve,
- 26 – profiled bottom, 27 – cone niche, 28 – cap

Proces otrzymania HPR obejmował wymieszanie w odpowiedniej kolejności składników paliwa w mieszalniku planetarnym w podwyższonej temperaturze (333 K) oraz pod obniżonym ciśnieniem 5 kPa.

Ładunek napędowy wykonywano metodą napełniania półpłynną masą (zawiesiną) paliwową pod obniżonym ciśnieniem korpusu silnika. Wymiary (kształt) i średnicę wewnętrzną zabezpieczały wymiary wewnętrzne korpusu silnika z rdzeniami o przekroju cztero- (4r) i siedmioramiennym (7r) gwiazdy. Korpus był umieszczony w układzie termostatującym z płaszczem wodnym o temperaturze 333 K, a półpłynną masę dozowano pod obniżonym ciśnieniem 5 kPa (rys. 6).



Rys. 6. Aparatura do napełniania komory silnika raketowego zawiesiną paliwa [19]

Fig. 6. Apparatus for filling chamber rocket motor propellant suspension [19]

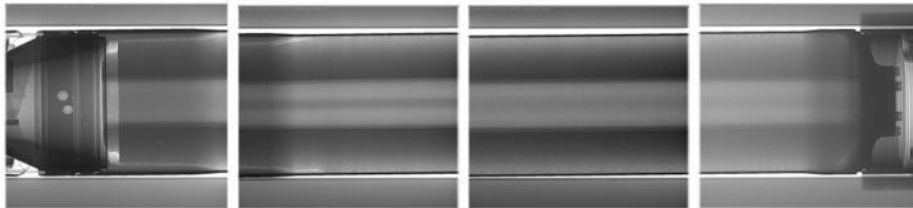
Po zadozowaniu odpowiedniej ilości zawiesiny HPR do komory silnika, wstawiano ją do komory termostatującej na okres 5 dni w celu utwardzenia HPR. Po utwardzeniu i wyciągnięciu rdzenia [23], korpus silnika wraz z HPR i wkręconym układem dyszowym badano metodą defektoskopii rentgenowskiej z wykorzystaniem detektora HDR na stanowisku badań defektoskopowych (rys. 7). Przykładowe zarejestrowane rentgenogramy przedstawiono na rysunku 8.





Rys. 7. Silnik raketowy demonstratora na stanowisku badań rentgenowskich [19]

Fig. 7. Rocket motor test bench demonstrator on a bench X-ray tests [19]



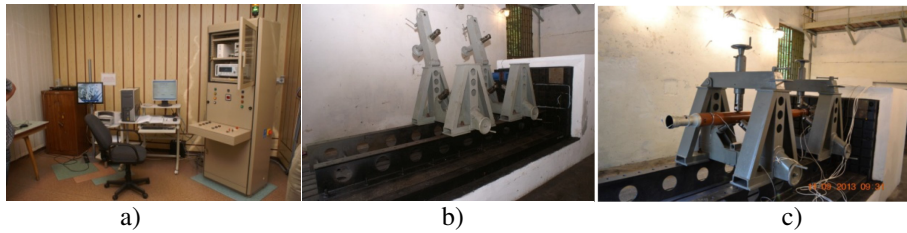
Rys. 8. Przykładowe rentgenogramy [19]

Fig. 8. Sample radiographs [19]

#### 4.2. Wyniki z badań stacjonarnych

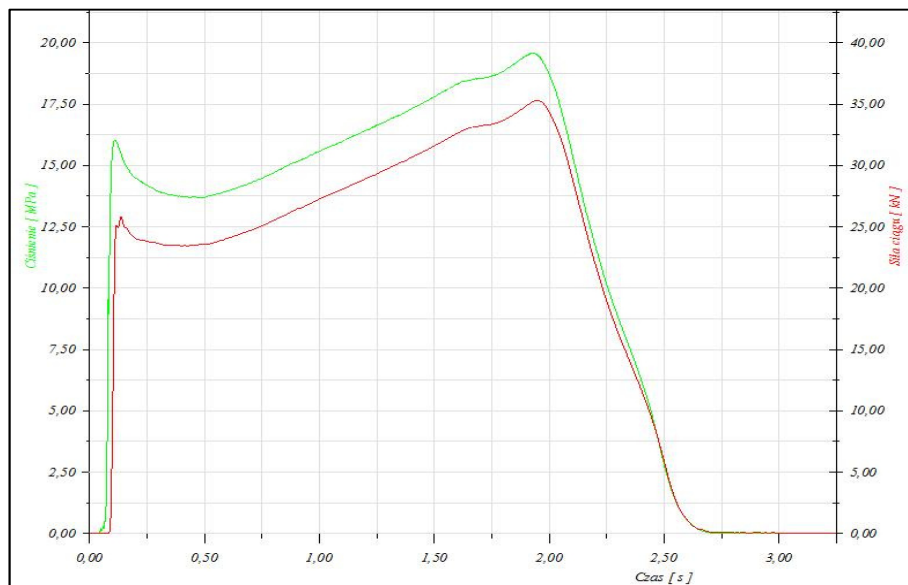
Badania stacjonarne demonstratorów silników raketowych przeprowadzono na stacji badań balistycznych w ZPS „GAMRAT” Sp. z o.o. (rys. 9) dla skrajnych temperatur eksploatacji, tj. 233 i 323 K, po uprzednim ich termostataowaniu przez 18 godzin w tych temperaturach.

Rejestrację charakterystyk  $p = f(t)$  i  $F = f(t)$  przeprowadzono za pomocą tensometrycznych czujników i cyfrowego wzmacniacza MGC Plus. Dane pomiarowe przesyłane były w trybie *on-line* i archiwizowane na komputerze. Przykładowe zarejestrowane charakterystyki  $p = f(t)$  i  $F = f(t)$  przedstawiono na rysunku 10.



Rys. 9. a) Stanowisko do sterowania i rejestracji wyników z badań ładunków napędowych na stacji badań balistycznych wraz z możliwością obserwacji w czasie rzeczywistym procesu spalania, b) stanowisko do prób stacjonarnych silników rakietowych, c) silnik rakietowy demonstratora na stanowisku badawczym [24]

Fig. 9. a) The position of control and registration of the test results on the propulsion loads ballistic testing station together with the possibility of real-time observation of the combustion process, b) the position of the stationary tests of rocket motors, c) demonstrator rocket motor on a test bench [24]



Rys. 10. Przykładowe charakterystyki  $p = f(t)$  i  $F = f(t)$

Fig. 10. Sample characteristics  $p = f(t)$  and  $F = f(t)$

Natomiast wyniki badań przedstawiono w tabeli 3.

Tabela 3. Wyniki badań demonstratorów na hamowni [24]

Table 3. The results of the tests of demonstrators on stand [24]

Nr demonstratora	Rdzeń	Ilość BEFP [%]	$m_p$ [kg]	$p_m$ [MPa]	$F_m$ [kN]	$t_p$ [s]	$I_c$ [kNs]	$I_j$ [kNs/kg]	Temperatura badań [°C]
5	4r	0,4	25,23	15,91	28,33	2,93	61,92	2,454	-40
6	7r	0,4	25,54	16,36	28,96	2,90	62,75	2,457	
10	7r	0,4	25,48	15,60	27,76	2,93	62,67	2,460	
12	7r	0,2	25,57	12,28	24,69		61,70	2,414	
17	4r	0,2	25,12	14,56	25,69	3,14	61,83	2,461	
2/7 cz	7r	0,2	25,32	17,17	27,84	3,00	61,75	2,439	
8	4r	0,4	25,31	19,07	34,13	2,50	63,08	2,492	+50
9	7r	0,4	25,49	19,60	35,29	2,45	63,65	2,497	
11	4r	0,4	25,41	15,60	27,81	2,97	62,17	2,447	
13	7r	0,2	25,49	17,40	31,36		63,43	2,488	
3/7 cz	7r	0,2	25,21	17,21	30,89	2,70	62,83	2,492	

Przeprowadzone badania stacjonarne demonstratorów na stacji badań balistycznych pozwoliły na uzyskanie charakterystyk balistycznych zapewniających wydłużenie zasięgu pocisku raketowego 122 mm.

### 4.3. Wyniki badań poligonowych

Badania poligonowe demonstratorów pocisków raketowych z HPR przeprowadzone zostały w Ośrodku Strzelań Poligonowych Wojsk Lądowych Nowa Dęba przez zespół badawczy Wojskowego Instytutu Technicznego Uzbrojenia w Zielonce. Zakres badań obejmował:

- sprawdzenie wytrzymałości i funkcjonowania 122 mm demonstratorów pocisków raketowych o zwiększonej donośności na wyrzutni i torze lotu,
- wstępne określenie parametrów balistycznych 122 mm pocisków raketowych o wydłużonym zasięgu.

W trakcie badań strzelaniem określano następujące parametry:

- prędkość pocisków  $V_m$  na końcu aktywnego odcinka toru lotu,
- funkcjonowanie pocisków na wyrzutni i torze lotu,
- donośność pocisków.

Przed strzelaniem pociski raketowe termostatowano w komorach termostatów w temperaturach 233, 288 i 323 K przez 48 h. Strzelanie przeprowadzono w następującej kolejności:

- 3 pociski o temperaturze 288 K,
- 3 pociski o temperaturze 323 K,
- 1 pocisk o temperaturze 232 K.

Przy siódmym strzale stwierdzono nieprawidłową pracę silnika raketowego demonstratora po ok. 0,5 s od momentu startu z wyrzutni. Prędkość i donośność wyznaczona została za pomocą radaru Dopplera. Funkcjonowanie określano wzrokowo i za pomocą kamery do zdjęć szybkich. Na rysunku 11 przedstawiono sfotografowany lot demonstratora pocisku raketowego 122 mm o wydłużonym zasięgu z temperatury otoczenia. Uzyskane wyniki badań dynamicznych (poligonowych) zamieszczono w tabeli 4.

Na podstawie analizy nieprawidłowego przebiegu pracy demonstratora silnika raketowego z temp. 233 K można stwierdzić, że najbardziej prawdopodobną przyczyną tego było uszkodzenie (przepalenie) powłoki termoizolacyjnej. Dlatego też stwierdzono, że najistotniejszym elementem do poprawienia jest izolacja termiczna – jej parametry fizyczne, przyczepność i dokładność wykonania.



Rys. 11. Demonstrator po wystrzeleniu – temperatura pocisku 288 K  
(zdj. B. Florczak)

Fig. 11. Demonstrator after launch – the temperature of the projectile 288 K  
(fot. B. Florczak)

Tabela 4. Wyniki badań dynamicznych [24]

Table 4. The results of the dynamic test [24]

Nr strzału	Temp. pocisku [K]	$V_m$ [m/s]	Czas pracy silnika [s]	Doność [m] przy kącie podniesienia 8°	Funkcjonowanie
1	288	1262	2,85	–	prawidłowe
2		1255	2,82	10 500	prawidłowe
3		1258	2,86	9 500	prawidłowe
4	323	1305	2,60	10 800	prawidłowe
5		1282	2,66	11 000	prawidłowe
6		1296	2,66	11 000	prawidłowe
7	233	–	~ 0,5	–	nieprawidłowe

## 5. PODSUMOWANIE

Opracowano kompozycję HPR i masy termoizolacyjnej oraz wykładzinowej dla korpusu komory silnika raketowego, jak również proces technologiczny zalewania masą paliwa wyłożonych termoizolacją i warstwą wykładzinową komór silnika raketowego. Zaprojektowano i wykonano aparaturę technologiczną niezbędną do wytwarzania demonstratorów silnika raketowego 122 mm.

Uzyskane wyniki badań są mocną podstawą do kontynuowania prac rozwojowych w dziedzinie nowoczesnych silników raketowych na stałe heterogeniczne paliwo raketowe związane ze ścianką komory silnika oraz pozwalają na przyszłościowe podejmowanie prac badawczych, w których można będzie wykorzystać zdobyte doświadczenia technologiczne, oprzyrządowanie i aparaturę badawczo-produkcyjną do opracowań rozwiązań stałych napędów do bardziej nowoczesnych i pokrewnych pocisków raketowych i artyleryjskich.

*Artykuł zawiera wyniki pracy finansowanej przez NCBiR ze środków na naukę w latach 2010-2013 jako projekt rozwojowy nr O R00 0090 09.*

**LITERATURA**

- [1] Giants T.W., Case bond liner systems for solid rocket motors, *Aerospace report no. TR-0090(5935-02)-1*, 1991.
- [2] Fry R.S. i inni, *Evaluation of Methods for Solid Propellant Burning Rate Measurements*, Report no. RTO-TR-043, 2002.
- [3] Florczak B., Cudziło S., The catalytic effect of nano Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> on burning rate of the aluminized PBAN/AP/HMX composite propellant, *Proceedings of the 11<sup>th</sup> Seminar New Trends in Research of Energetic Materials*, Pardubice, Czechy, pp. 524-530, 2008.
- [4] Sałaciński T., Skupiński W., Dziura R., Florczak B., Cieślukowska M., Modyfikowanie stałych paliw raketowych polifunkcyjnymi pochodnymi ferrocenu, *Materiały Wysokoenergetyczne*, tom 1, Wyd. Inst. Przem. Org., Warszawa, s. 117-126, 2009.
- [5] Florczak B., Cudziło S., Katalityczny efekt nanocząstek Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> na spalanie heterogenicznego stałego paliwa raketowego PBAN/NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub>/HMX/Al, *Biuletyn WAT*, vol. LVIII, nr 4, s. 187-196, 2009.
- [6] Florczak B., Cholewiak A., Badania nad modyfikacją składu heterogenicznego paliwa dla dwuzakresowego silnika raketowego, *Problemy mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa*, nr 2 (4), s. 43-49, 2011.
- [7] Florczak B., Lipiński M., Szymczak J., The composite propellants with high-burning rate and low-pressure exponent, *Polish Journal of Applied Chemistry*, 47, s. 227, 2003.
- [8] Florczak B., Niejednorodne stałe paliwo raketowe na bazie kauczuku polibutadienowego produkcji krajowej, *Materiały V Konferencji Naukowo--Technicznej „Perspektywy rozwoju krajowej produkcji napędów raketowych oraz amunicji strzeleckiej i artyleryjskiej”*, z. 2, Amunicja 2011, s. 51-73, Kołobrzeg, 11-14.05.2011, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, 2011.
- [9] Florczak B., Komponenty niejednorodnych stałych paliw raketowych, *Przemysł Chemiczny*, vol. 90, nr 12, s. 2164-2169, 2011.
- [10] Florczak B., Investigation of an aluminized binder/AP composite propellant containing FOX-7, *Central European Journal of Energetic Materials*, vol. 5, no. 3-4, pp. 65-75, 2008.
- [11] Florczak B., Witkowski W., Perspektywy rozwoju stałych heterogenicznych paliw raketowych, *Problemy Techniki Uzbrojenia*, z. 98, nr 2, s. 67-78, 2006.
- [12] Florczak B., Stan obecny i perspektywy rozwoju stałych paliw raketowych, *Materiały wybuchowe. Badania – Zastosowanie – Bezpieczeństwo*, tom I, Wyd. Inst. Przem. Org., Warszawa, s. 95-104, 2006.

- [13] Florczak B., Wpływ dodatków na właściwości stałych paliw raketowych niejednorodnych, *Przemysł Chemiczny*, vol. 91, nr 9, s. 1858-1962, 2012.
- [14] Chmielarek M., Skupiński W., Wieczorek Z., Dziura R.,  $\alpha$ ,  $\omega$ -Dihydroksypolibutadien (HTPB). Właściwości i otrzymywanie, *Przemysł Chemiczny*, vol. 91, nr 9, s. 1803, 2012.
- [15] Amtower P.K., *Propellant Formulation*, US Patent 7,011,722, Alliant Techsystems Inc., 2006.
- [16] Florczak B., Białek M., Szczepanik M., Dzik A., Badania nad opracowaniem stałego paliwa raketowego niejednorodnego do ładunków napędowych związanych ze ścianką komory silnika, *Chemik. Nauka-Technika-Rynek*, vol. 67, nr 1, s. 25-32, 2012.
- [17] Florczak B., Białek M., Szczepanik M., Dzik A., Matłok A., Badanie stałego homogenicznego paliwa raketowego w układzie laboratoryjnego silnika raketowego, *Przemysł Chemiczny*, vol. 92, nr 6, s. 1042, 2013.
- [18] Florczak B., Kwilosz S., Cholewiak A., Białek M., Miszczak M., *Laboratoryjny silnik raketowy*, PL Patent 217675, 2014.
- [19] Florczak B., Cholewiak A., Kaczmarek Z., Badania nad opracowaniem podstaw technologii wykonania demonstratorów pocisku raketowego 122 mm o wydłużonym zasięgu z heterogenicznym stałym paliwem raketowym, *Materiały VI Konferencji Naukowo-Technicznej „Perspektywy rozwoju krajowej produkcji napędów raketowych oraz amunicji strzeleckiej i artyleryjskiej”*, *Amunicja 2013*, Kołobrzeg, 18-21.09.2013, Wydawnictwo DIGITOUCH Sp. z o.o., Suchy Las, 2013.
- [20] Sałaciński T., Florczak B., Buczkowski D., Badanie wrażliwości heterogenicznych stałych paliw raketowych, *Przemysł Chemiczny*, vol. 93, nr 2, s. 203-205, 2014.
- [21] Kaczmarek Z., Wybrane problemy badawcze związane z wykonaniem rakiety niekierowanej „Feniks”, *III Konferencja Naukowo-Techniczna „Amunicja 2002”*, Kołobrzeg, 2002.
- [22] Florczak B., Kwilosz S., Cholewiak A., Białek M., Miszczak M., *Urządzenie do próżniowego napełniania w podwyższonej temperaturze komory formującej termoutwardzalną, półpłynną masę paliwa raketowego*, PL Patent 217677, 2013.
- [23] Florczak B., Kwilosz S., Cholewiak A., Białek M., Miszczak M., *Urządzenie do wyciągania formującego rdzenia technologicznego z ładunku stałego, niejednorodnego paliwa raketowego*, PL Patent 217678, 2013.
- [24] Sprawozdanie z realizacji projektu rozwojowego nr O R00 0090 09 pt.: *Opracowanie technologii heterogenicznego paliwa raketowego oraz wykonanie demonstratorów 122 mm pocisku raketowego o wydłużonym zasięgu*, Raport IPO 10188, 2014.

## **Development of Technology and Ballistic Research of the Propulsion Unit for 122 mm Rocket Missile with an Extended Range**

Bogdan FLORCZAK, Andrzej CHOLEWIAK, Marek BIAŁEK

**Abstract.** The paper presents the results of ballistic studies on the demonstrator missile 122 mm rocket motor of an extended range with the heterogeneous solid propellant. The technology for producing the solid propellant can be deployed in the defense industry plants and used for the production of rocket motors for various purposes.

**Keywords:** mechanics, composite propellant, demonstrator, rocket missile