

Materiały Wysokoenergetyczne / High-Energetic Materials, 2015, 7, 44 – 52
ISSN 2083-0165

Teoretyczno-doświadczalne badania raketowego układu napędowego antypocisku systemu ochrony aktywnej pojazdów

Theoretical and experimental investigations on rocket propulsion system of projectile intended for vehicle active protection system

Zbigniew Surma¹⁾, Zbigniew Leciejewski^{1, *)}, Arkadiusz Dzik²⁾, Marek Bialek²⁾

1) Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna,
ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, PL

2) Zakład Produkcji Specjalnej „GAMRAT” Sp. z o.o., ul. Mickiewicza 108, 38-200 Jasło, PL

*E-mail: zbigniew.leciejewski@wat.edu.pl

Streszczenie: W artykule zaprezentowano wybrane wyniki realizowanego w Wojskowej Akademii Technicznej projektu badawczego, którego celem jest wykonanie demonstratora technologii systemu ochrony aktywnej pojazdów oraz jego elementu w postaci inteligentnego antypocisku służącego do zwalczania pocisków przeciwpancernych w ustalonej odległości od ochraniającego obiektu. Ze względu na specyfikę konstrukcji głowicy antypocisku zawierającej elementy elektroniczne, wrażliwe na duże przeciążenia, zdecydowano się zastosować jako układ napędowy antypocisku silnik raketowy na paliwo stałe. Na podstawie określonych wymagań (założeń) w stosunku do układu napędowego antypocisku wyznaczono wymiary ładunku napędowego oraz bloku dyszowego, a następnie przeprowadzono obliczenia charakterystyk pracy projektowanego układu (ciśnienie gazów w komorze spalania i ciąg silnika w funkcji czasu, impuls całkowity ciągu). Analizy i badania przeprowadzono przyjmując znane właściwości homogenicznych stałych paliw raketowych produkcji krajowej. W celu weryfikacji wyników analizy teoretycznej zrealizowano we współpracy z ZPS „GAMRAT” Sp. z o. o. w Jasle doświadczalne badania na hamowni, które potwierdziły prawidłowość doboru paliwa oraz postawione na wstępie założenia dotyczące działania układu napędowego projektowanego antypocisku.

Abstract: The paper presents selected results of a research project carried out at the Military University of Technology (Warsaw, Poland), whose aim is to perform the technology demonstrator of active protection system for vehicles. One of the elements of this system is a smart counterprojectile which is designed to combat anti-tank missiles at a fixed distance from the protected object. Counterprojectile head design includes electronic components sensitive to high overload. For this reason, it was decided to use a solid propellant rocket motor as a propulsion system. On the basis of specific requirements (assumptions), design concept of counterprojectile and its propulsion system have been developed. Based on the energy-ballistic properties of homogeneous solid rocket propellant domestic production, adopted dimensions of the propellant charge and nozzle block, were carried out calculations of ballistic characteristics of the proposed propulsion system (gas pressure in the combustion chamber and motor thrust as a function of time, a total impulse). In order to verify the results of the theoretical analysis, was carried out experimental study in collaboration with the ZPS “GAMRAT” Sp. z o. o. (Jasło, Poland), which confirmed the correctness of the solid propellant selection, and posed at the outset assumptions as to the operation of the propulsion system of designed counterprojectile.

Słowa kluczowe: układ napędowy, antypocisk, stałe paliwo raketowe, system ochrony aktywnej

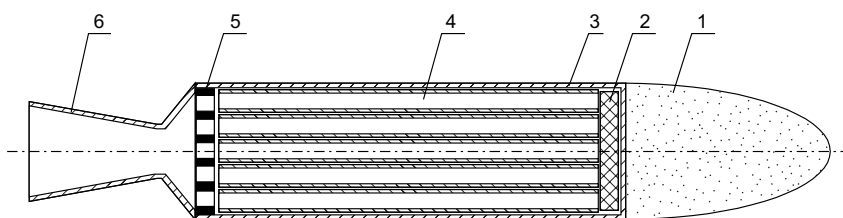
Keywords: propulsion system, counterprojectile, solid rocket propellant, active protection system

1. Wprowadzenie

W Wojskowej Akademii Technicznej realizowany jest projekt badawczy (współfinansowany przez NCBR) nr DOBR-BIO4/031/13249/2013, którego celem jest wykonanie demonstratora technologii systemu ochrony aktywnej pojazdów przed pociskami przeciwnika. Ochrona aktywna na współczesnym polu walki może być realizowana zarówno bezpośrednio przy ochranianym pojeździe (w tak zwanej strefie przyburtowej), jak również w pewnej odległości od ochranianego obiektu [1] co wtedy pozwala na zmniejszenie niebezpieczeństwa porażenia sił własnych, a także daje dodatkowy czas na podjęcie decyzji o innym sposobie ochrony pojazdu, w przypadku gdyby pierwsza próba neutralizacji pocisku zakończyła się niepowodzeniem. Jednym z elementów opracowywanego systemu jest inteligentny antypocisk służący do zwalczania pocisków przeciwpancernych przeciwnika w ustalonej odległości od ochranianego obiektu. W realizowanym projekcie badawczym zadaniem Instytutu Techniki Uzbrojenia WAT było opracowanie koncepcji, zaprojektowanie, wykonanie i przebadanie układu napędowego antypocisku. Na etapie analizy koncepcyjnej wykonano szereg badań modeli laboratoryjnych pocisków mających na celu ocenę ich przydatności dla rozważanego systemu ochrony aktywnej [2, 3]. Ze względu na specyfikę konstrukcji głowicy antypocisku zawierającej elementy elektroniczne, wrażliwe na duże przeciążenia, zdecydowano się zastosować jako układ napędowy silnik raketowy na paliwo stałe. W celu przeprowadzenia obliczeń balistycznych przyjęto wymagania (założenia) konstrukcyjno-eksploatacyjne w stosunku do antypocisku (tab. 1). Przekrój antypocisku zawierającego raketowy układ napędowy przedstawiono na rys. 1.

Tab. 1. Założenia konstrukcyjno-eksploatacyjne dla antypocisku

Parametr	Jednostka	Wartość
Masa głowicy pocisku, m_g	[kg]	2,50
Masa silnika raketowego (korpusu bez masy stałego paliwa raketowego), m_{sr}	[kg]	2,00
Średnica zewnętrzna silnika raketowego, D	[m]	0,081
Prędkość maksymalna pocisku (po zakończeniu pracy silnika raketowego), V_{max}	[m/s]	150
Maksymalna odległość od ochranianego obiektu, w jakiej następuje zakończenie pracy silnika raketowego, X	[m]	15
Maksymalny czas pracy silnika raketowego, t_p	[s]	0,2



Rys. 1. Przekrój poprzeczny projektowanego antypocisku: 1 – głowica; 2 – zapłonnik; 3 – korpus silnika raketowego; 4 – stałe paliwo raketowe; 5 – ruszt; 6 – dysza

Ze względu na krótki czas pracy założono, że układ napędowy antypocisku będzie miał cechy silnika startowego. Startowe silniki raketowe na paliwo stałe zawierają w swoich komorach spalania ładunki napędowe spalane na powierzchniach bocznych (obwodowo). Takie ładunki charakteryzują się małą grubością warstwy palnej e_1 (która ogranicza czas pracy tych silników w stosunku do silników marszowych), ale za to dużą powierzchnią spalania S , dzięki czemu mogą rozwijać znacznie większy ciąg.

W oparciu o znane właściwości energetyczno-balistyczne homogenicznych stałych paliw raketowych produkowanych przez Zakład Produkcji Specjalnej „GAMRAT” Sp. z o. o. w Jaśle (Szron, Nefryt, Marmur 3D, Bazalt 2a) oraz wyznaczone wymiary ładunku napędowego i bloku dyszowego, przeprowadzono obliczenia charakterystyk pracy projektowanego układu napędowego (m. in. ciśnienie gazów w komorze spalania i ciąg silnika w funkcji czasu). Ponadto przeprowadzono analizę zmian szybkości spalania paliw raketowych

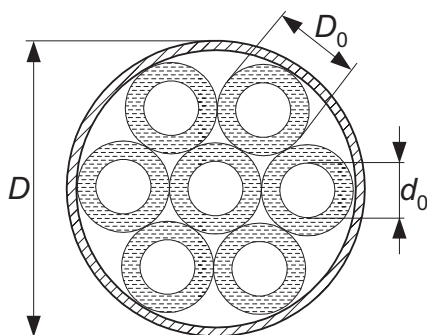
pod wpływem zmian ich temperatury początkowej. Na podstawie wyników tej analizy do dalszych badań doświadczalnych układu napędowego antypocisku wybrano paliwo Bazalt 2a.

W celu weryfikacji wyników analizy teoretycznej zrealizowano doświadczalne badania laboratoryjne prototypowego układu napędowego na hamowni. Charakterystyki pracy opracowanej konstrukcji, a w szczególności ciśnienie gazów w komorze spalania, ciąg silnika, czas pracy oraz impuls całkowity ciągu spełniają postawione na wstępie założenia.

2. Analiza balistyczna układu napędowego

2.1. Charakterystyki ładunku napędowego i dyszy

W celu zapewnienia dużej powierzchni spalania ładunku napędowego założono, że ładunek napędowy składać się będzie z siedmiu ziaren prochowych o kształcie rurowym, o małej grubości warstwy palnej (rys. 2).



Rys. 2. Widok przekroju poprzecznego komory spalania silnika raketowego z ładunkiem napędowym składającym się z siedmiu rurowych ziaren paliwa

W oparciu o założenia konstrukcyjno-eksploatacyjne antypocisku (tab. 1) oraz charakterystyki balistyczne i fizyczne homogenicznych stałych paliw raketowych Szron, Nefryt, Marmur 3D oraz Bazalt 2a (tab. 2), wyznaczono – według typowego schematu opisanego w [4] – podstawowe charakterystyki ładunku napędowego i dyszy, których wartości zamieszczono w tabeli 3.

Tab. 2. Charakterystyki balistyczne i fizyczne stałych paliw raketowych

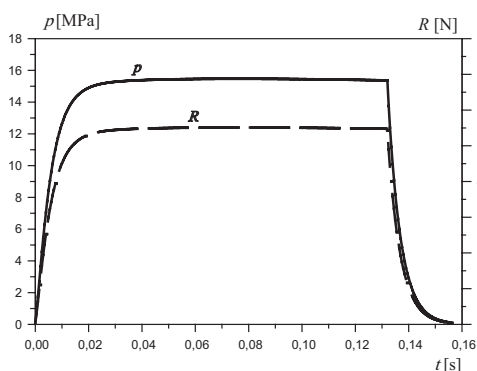
Parametr	Jednostka	Paliwo			
		Szron	Nefryt	Marmur 3D	Bazalt 2a
Współczynnik funkcji ciśnieniowej, A	[m/(sPa ⁿ)]	128,4·10 ⁻⁶	1,19·10 ⁻⁶	24,0·10 ⁻⁶	3,30·10 ⁻⁶
Wykładnik funkcji ciśnieniowej, n	-	0,276	0,565	0,376	0,526
Wykładnik adiabaty, k	-	1,25			
Gęstość paliwa, d	[kg/m ³]	1580	1580	1580	1620

Tab. 3. Charakterystyki ładunku napędowego i dyszy dla rozpatrywanych paliw raketowych

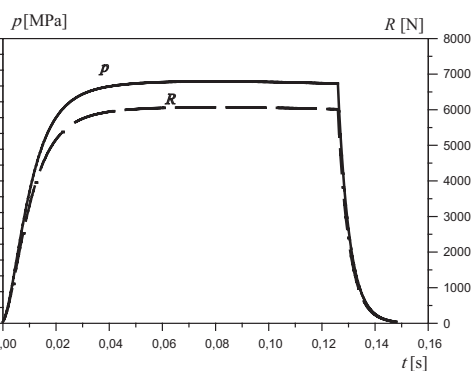
Parametr	Jednostka	Paliwo			
		Szron	Nefryt	Marmur 3D	Bazalt 2a
Średnica minimalna dyszy, d_m	[mm]	18,0	19,0	15,5	25,0
Liczba ziaren ładunku napędowego, N	[szt.]	7			
Średnica wewnętrzna ziarna paliwa, d_0	[mm]	16,4			
Średnica zewnętrzna ziarna paliwa, D_0	[mm]	22,8			
Długość ziarna paliwa, L_0	[mm]	170			
Grubość warstwy palnej ziarna paliwa, e_f	[mm]	1,6			

2.2. Ciśnienie, ciąg i czas pracy w warunkach normalnych

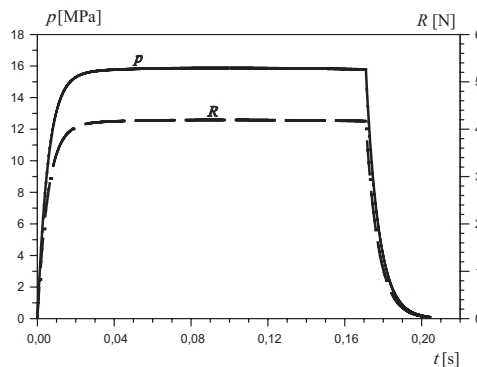
Wykorzystując właściwości paliw raketowych (zestawione w tabeli 2) oraz wymiary ładunku napędowego i dyszy (zestawione w tabeli 3) rozwiązano numerycznie problem główny balistyki wewnętrznej silników raketowych na paliwo stałe, dokonując porównawczych obliczeń podstawowych charakterystyk pracy projektowanego układu napędowego (ciśnienie p gazów w komorze spalania i ciąg silnika R_w funkcji czasu t), w których wykorzystano analizowane paliwa raketowe. Obliczenia przeprowadzono w Laboratorium Balistyki Instytutu Techniki Uzbrojenia WAT, a wyniki obliczeń w postaci wykresów $p(t)$ oraz $R(t)$ przedstawiono na rysunkach 3-6. Na wykresach tych linią ciągłą zaznaczono zmiany ciśnienia p natomiast linią przerywaną zmiany ciągu R .



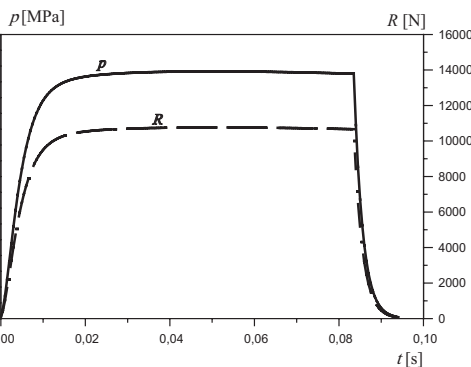
Rys. 3. Wykresy $p(t)$ oraz $R(t)$ dla paliwa Szron



Rys. 4. Wykresy $p(t)$ oraz $R(t)$ dla paliwa Nefryt



Rys. 5. Wykresy $p(t)$ oraz $R(t)$ dla paliwa Marmur 3D



Rys. 6. Wykresy $p(t)$ oraz $R(t)$ dla paliwa Bazalt 2a

Z przeprowadzonych obliczeń wynika, że paliwo Bazalt 2a jest najbardziej predystynowane do tego, aby zagwarantować wymagany czas pracy i osiągi silnika raketowego w szerokim zakresie temperatur eksploatacji ($-35^{\circ}\text{C} \div 50^{\circ}\text{C}$). Jednoznaczne potwierdzenie przydatności paliwa Bazalt 2a do zastosowania go w układzie napędowym antypocisku wymaga określenia funkcji temperaturowej tego paliwa, pozwalającej na ocenę wpływu temperatury początkowej paliwa na szybkość jego spalania, a tym samym również na czas pracy układu napędowego.

2.3. Ocena wpływu temperatury początkowej paliwa Bazalt 2a na szybkość jego spalania

Zjawisko wzrostu szybkości spalania ze wzrostem temperatury początkowej homogenicznego (niemodyfikowanego) paliwa raketowego T_0 jest powszechnie znane, a wpływ temperatury na szybkość spalania opisuje ogólnie funkcja temperaturowa [5] jako stosunek szybkości spalania u_{T_0} przy pewnej temperaturze początkowej

ładunku T_0 do szybkości spalania $u_{T_{0N}}$ przy tzw. normalnej temperaturze ładunku T_{0N} , czyli

$$f_1(T_0) = \frac{u_{T_0}}{u_{T_{0N}}} \quad (1)$$

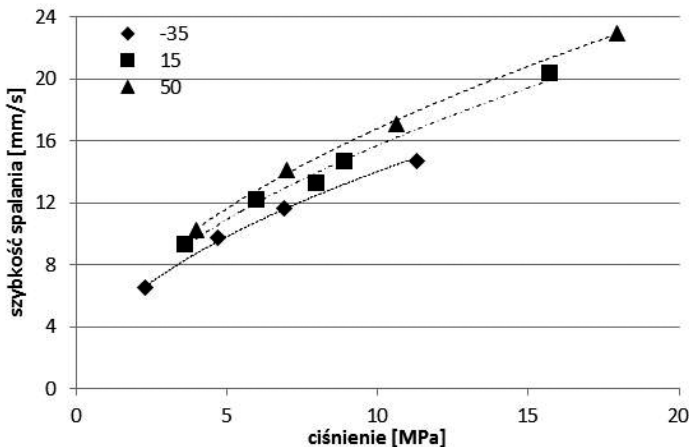
Z uwagi na zakładany bardzo krótki czas pracy silnika raketowego antypocisku konkretna wartość funkcji temperaturowej praktycznie nie zmienia się podczas pracy silnika raketowego, zatem w obliczeniach może być uwzględniana jako stały współczynnik poprawkowy funkcji ciśnieniowej w postaci

$$\bar{f}(p) = A_1 \cdot p^n \quad (2)$$

gdzie: $A_1 = A \cdot f_1(T_0)$; A , n – odpowiednio współczynnik i wykładnik funkcji ciśnieniowej prawa szybkości spalania, zależne od rodzaju paliwa.

Badania oceniające wpływ temperatury początkowej paliwa na jego szybkość spalania polegały na spalaniu w laboratoryjnym silniku raketowym określonych próbek paliwa raketowego o tych samych charakterystykach geometryczno-masowych, ale o różnych temperaturach początkowych (-35 °C, $+15$ °C oraz $+50$ °C). Dla każdej temperatury początkowej paliwa raketowego stosowano w badaniach dysze o różnej wartości pola przekroju krytycznego w celu uzyskania różnego poziomu ciśnienia gazów w komorze spalania. W trakcie badań dokonywano rejestracji ciśnienia gazów w komorze spalania, ciągu raketowego oraz czasu pracy silnika raketowego. Badania przeprowadzono w ZPS „GAMRAT” Sp. z o. o. w Jaśle. Szybkość spalania określono na podstawie znajomości grubości warstwy palnej oraz czasu spalania paliwa raketowego w trakcie prowadzonych badań doświadczalnych.

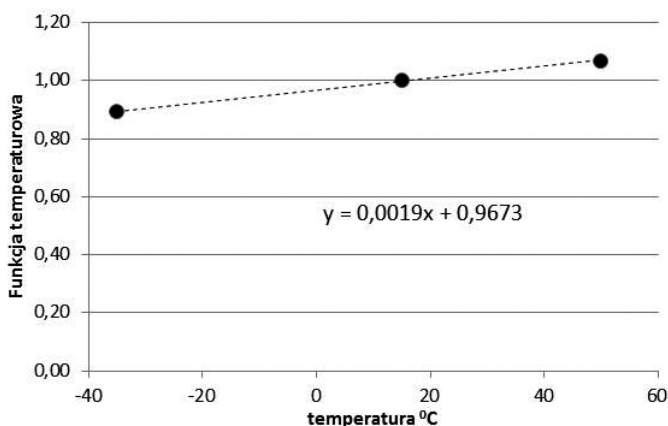
Obliczone dla różnych temperatur początkowych szybkości spalania paliwa Bazalt 2a, zobrazowane w postaci charakterystycznych znaczników dla określonych wartości ciśnienia gazów w komorze spalania, przedstawiono na rysunku 7. Na rysunku tym zaznaczono również linie trendu o charakterze potęgowym, w których wykładnik miał wartość zbliżoną do wartości wykładnika funkcji ciśnieniowej ($n = 0,526$).



Rys. 7. Zależność szybkości spalania od ciśnienia gazów i temperatury początkowej paliwa raketowego Bazalt 2a

Równania linii trendu (dla rozpatrywanych temperatur) pozwoliły na wyznaczenie szybkości spalania dla wybranych, wspólnych wartości ciśnienia gazów, a następnie korzystając z zależności (1) zostały określone charakterystyczne wartości funkcji temperaturowej paliwa raketowego Bazalt 2a w badanym zakresie temperatur, co zaprezentowano na rysunku 8. Z rysunku tego wynika, że dla skrajnych temperatur eksploatacji wartość funkcji temperaturowej zmienia się w zakresie około 90-110% wartości tej funkcji określonej dla

temperatury normalnej. W związku z tym podczas pracy silnika, dla danego ciśnienia równowagi, zgodnie z zależnością (2) należy spodziewać się około 10% wzrostu szybkości spalania przy temperaturze początkowej paliwa równej $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ oraz odpowiednio około 10% obniżenia szybkości spalania przy temperaturze początkowej paliwa równej $-35\text{ }^{\circ}\text{C}$. Taki poziom obniżenia szybkości spalania spowoduje z pewnością wydłużenie czasu pracy silnika raketowego, nie powinien spowodować jednak przekroczenia założonego maksymalnego czasu pracy silnika antypocisku ($t_p = 0,2\text{ s}$).



Rys. 8. Wykres funkcji temperaturowej paliwa Bazalt 2a w przedziale temperatury ($-35 \div 50$) $^{\circ}\text{C}$ z przytoczonym równaniem linii trendu

Uwzględnienie zależności szybkości spalania u od ciśnienia p oraz temperatury T_0 jest konieczne zarówno na etapie projektowania jak i na etapie eksploatacji wszystkich silników, niezależnie od ich rozwiązania konstrukcyjnego. Dlatego też analiza pracy silnika raketowego do projektowanego antypocisku w szerokim zakresie temperatury eksploatacji, szczególnie dla różnych wartości temperatury początkowej paliwa raketowego, jest ważnym krokiem w procesie projektowania tego układu napędowego.

2.4. Funkcja erozyjna

Przepływ gazów wzdłuż bocznych powierzchni spalania ziaren ładunku paliwa może w określonych warunkach mieć istotny wpływ na jego szybkość spalania, a tym samym na ciśnienie gazów w komorze spalania i ciąg silnika [6, 7]. Wpływ takiego przepływu gazów na szybkość spalania uwzględniany jest za pomocą tzw. funkcji erozyjnej $\varphi(w)$. Wtedy uzależnimy szybkość spalania u danego paliwa nie tylko od ciśnienia gazów w komorze spalania i początkowej temperatury paliwa raketowego, ale również od prędkości przepływu gazów. W odniesieniu do silników z ładunkami spalnymi na powierzchniach bocznych zależność na szybkość spalania u (tzw. prawo szybkości spalania) formułowana jest w postaci

$$u = Ap^n \cdot f_i(T_0) \cdot \varphi(w) \quad (3)$$

Największe prędkości gazów w komorze spalania są osiągane w początkowym etapie spalania ładunku napędowego i wtedy też wartości ciśnień p_{max} w pikach erozyjnych często mogą być znacznie większe od przewidywanych, co w niektórych przypadkach powoduje rozerwanie komory spalania. Ponadto silniki raketowe, których praca obliczona jest na ciśnienie robocze wyższe od tzw. ciśnienia granicznego stosowanego paliwa raketowego (spalanego na jego powierzchni bocznej) oraz których stopień wypełnienia ε komory spalania paliwem jest duży mogą wykazywać skłonność do pracy charakteryzującej się niestabilnością erozyjną. Na etapie projektowania raketowego układu napędowego praktycznym wskaźnikiem stabilności erozyjnej (o charakterze generalnym) jest spełnienie następującego warunku (tzw. kryterium Pobiedonoscewa)

wiążącego początkowe pole powierzchni spalania S_0 ładunku paliwa oraz początkowe pole przekroju kanału przepływowego F_{p0}

$$\kappa_0 = S_0/F_{p0} \leq \kappa_{dop} \quad (4)$$

W odniesieniu do typowych stałych paliw raketowych oraz eksploatacyjnego przedziału ciśnień roboczych przyjmuje się $\kappa_{dop} = 200-220$.

W przypadku zastosowania ładunków napędowych o wielu ziarnach formułowane są następujące wskaźniki stabilności dla:

a) kanałów wewnętrznych

$$\kappa_{wew} = 4 \cdot L_0/d_0 \quad (5)$$

b) przestrzeni między ziarnami paliwa

$$\kappa_{zew} = (4 \cdot N \cdot D_0 \cdot L_0)/(D_k^2 \cdot N \cdot D_0^2) \quad (6)$$

gdzie: D_k – średnica wewnętrzna komory spalania ($D_k = 0,070$ mm).

Biorąc za podstawę zależności (4-6) oraz dane z tabeli 3 wyznaczono liczbowe wartości wskaźników stabilności. Dla proponowanej konstrukcji raketowego układu napędowego wynoszą one następująco:

$$\kappa_0 = 59,35$$

$$\kappa_{wew} = 41,46$$

$$\kappa_{zew} = 86,06$$

co – biorąc pod uwagę przeprowadzone rozważania – powinno świadczyć o tym, że chociaż charakter spalania powinien mieć cechy spalania erozyjnego to nie powinna wystąpić w tym przypadku niestabilność erozyjna.

3. Badania doświadczalne laboratoryjnego układu napędowego antypocisku z paliwem Bazalt 2a

W celu weryfikacji wyników analiz przeprowadzonych w punkcie 2 oraz potwierdzenia słuszności przyjętej koncepcji konstrukcji układu napędowego antypocisku i wyboru paliwa Bazalt 2a, przeprowadzono doświadczalne badania układu na hamowni. W ZPS „GAMRAT” Sp. z o. o. wykonano ładunki stałego paliwa raketowego o charakterystykach przedstawionych w tabeli 4, zestawiono laboratoryjny układ badawczy oraz wykonano badania doświadczalne [8]. Badania pracy silników, podczas których rejestrowano ciśnienie gazów prochowych w komorze spalania oraz ciąg silnika w funkcji czasu, przeprowadzono w trzech temperaturach początkowych t_0 : -35 °C, 16 °C oraz 50 °C.

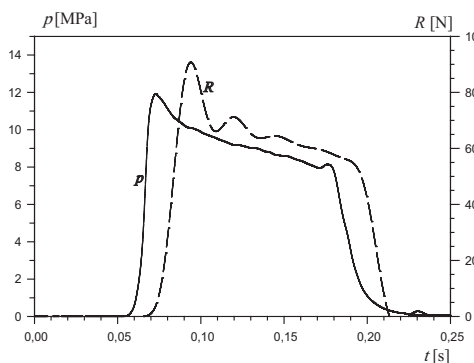
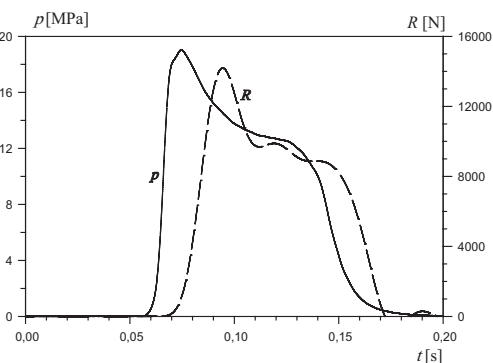
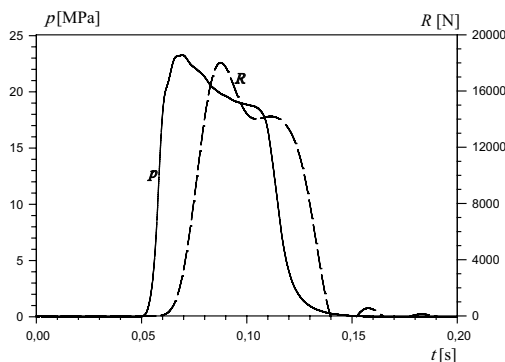
Tab. 4. Charakterystyki geometryczno-masowe ziaren paliwa raketowego Bazalt 2a, użytych podczas badań doświadczalnych

Parametr	Jednostka	Wartość
Masa ziarna paliwa, m	[g]	54,70
Średnica wewnętrzna ziarna paliwa, d_0	[mm]	16,42
Średnica zewnętrzna ziarna paliwa, D_0	[mm]	22,84
Długość ziarna paliwa, L_0	[mm]	170

Przykładowe wykresy ciśnienia p gazów w komorze spalania oraz ciągu R silnika raketowego, dla trzech wartości temperatury początkowej t_0 , przedstawiono na rysunkach 9-11. Na wykresach tych linią ciągłą zaznaczono zmiany ciśnienia p natomiast linią przerywaną zmiany ciągu R . Charakterystyczne wyniki badań zamieszczono w tabeli 5.

Tab. 5. Średnie wyniki badań doświadczalnych na hamowni

t_0 [°C]	p_{\max} [MPa]	$p_{\text{śr}}$ [MPa]	I_{cp} [MPa·s]	R_{\max} [N]	$R_{\text{śr}}$ [N]	I_{cR} [N·s]	t_p [s]
-35	13,0	8,5	1,16	9460	5920	804	0,14
16	19,2	12,8	1,17	14200	8640	823	0,10
50	24,5	17,6	1,19	18700	12030	849	0,07

Rys. 9. Wykresy $p(t)$ oraz $R(t)$ dla temperatury początkowej paliwa $t_0 = -35$ °CRys. 10. Wykresy $p(t)$ oraz $R(t)$ dla temperatury początkowej paliwa $t_0 = 16$ °CRys. 11. Wykresy $p(t)$ oraz $R(t)$ dla temperatury początkowej paliwa $t_0 = 50$ °C

4. Wnioski

Otrzymane wyniki przeprowadzonej analizy teoretycznej oraz wykonanych badań doświadczalnych układu napędowego z paliwem raketowym Bazalt 2a pozwalają na sformułowanie poniższych wniosków:

1. Przeprowadzona analiza przydatności homogenicznych stałych paliw raketowych i ostateczny wybór paliwa Bazalt 2a do projektowanego raketowego układu napędowego antypocisku potwierdziły spełnienie postawionych na wstępie założeń, dotyczących w szczególności czasu pracy (poniżej 0,2 s) oraz impulsu całkowitego ciągu umożliwiającego napędzenie pocisku do prędkości co najmniej 150 m/s.
2. Pomimo praktycznie neutralnej powierzchni spalania rurowych ziaren paliwa raketowego Bazalt 2a, ciśnienie gazów w komorze spalania nie ma charakteru stałego; powodem „wyskoku” ciśnienia jest prawdopodobnie erozyjny charakter spalania w początkowej fazie pracy silnika, o czym świadczą wartości parametru Pobiedonoscewa. Zjawisko to ma jednak wymiar pozytywny, gdyż wyższe cienienie powoduje większą szybkość spalania, a w konsekwencji skrócenie czasu spalania i pracy silnika.
3. Zaprojektowany układ napędowy nie jest obciążony niestabilnością erozyjną.

Podziękowanie

Projekt współfinansowany przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach projektu nr DOBR-BIO4/031/13249/2013.



Literatura

- [1] Kupidura Przemysław, Leciejewski Zbigniew, Panowicz Robert, Surma Zbigniew, Trębiński Radosław. 2012. „Experimental and Model Scale Tests of an Additional Protection Structure Against RPG Rockets”. *Zeszyty Naukowe Instytutu Pojazdów - Mechanika, Ekologia, Bezpieczeństwo, Mechatronika* 3 (89) : 81-88.
- [2] Kołodziejczyk Damian, Kupidura Przemysław, Leciejewski Zbigniew, Panowicz Robert, Surma Zbigniew, Zahor Mirosław. 2013. „Counterprojectile for Active Protection System”. Proceedings of the 27th International Symposium on Ballistics, 1904-1913. Freiburg, Germany.
- [3] Kupidura Przemysław, Leciejewski Zbigniew, Surma Zbigniew, Trębiński Radosław, Zahor Mirosław. 2013. „Wybrane wyniki badań modeli pocisków dla systemu ochrony aktywnej”. Materiały XIX Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej „Problemy Rozwoju, Produkcji i Eksploatacji Techniki Uzbrojenia”, 92. Jachranka.
- [4] Gacek Józef, Kupidura Przemysław, Leciejewski Zbigniew, Surma Zbigniew, Zahor Mirosław. 2015. „Koncepcja raketowego układu napędowego antypocisku systemu ochrony aktywnej”. VII Konferencja Naukowo-Techniczna – Perspektywy rozwoju krajowej produkcji napędów raketowych oraz amunicji strzeleckiej i artyleryjskiej, 15-26, Kołobrzeg.
- [5] Weiss Jerzy, Torecki Stanisław, Majewski Sylwester. 1966. *Podstawy teorii i konstrukcji silników raketowych na paliwo stałe*. Warszawa : Wyd. WAT.
- [6] Torecki Stanisław. 1984. *Silniki raketowe*. Warszawa : WKiŁ, ISBN 83-206-0470-2.
- [7] Leciejewski Zbigniew. 1993. „Specyfika spalania wydłużonych ładunków napędowych w silniku raketowym na paliwo stałe”. Rozprawa doktorska, Warszawa : Wyd. WAT.
- [8] Białek Marek, Cholewiak Andrzej, Dzik Arkadiusz. 2015. „Wykonanie i przebadanie elementów prochowych z masy Bazalt 2A”. Sprawozdanie z pracy badawczej, ZPS „Gamrat” Jasło.