



## Badania nad modyfikacją składu heterogenicznego paliwa dla dwuzakresowego silnika raketowego\*

Bogdan FLORCZAK<sup>1</sup>, Andrzej CHOLEWIAK<sup>2</sup>

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

<sup>2</sup> Zakład Produkcji Specjalnej Sp. z o.o., ul. Mickiewicza 108, 38-200 Jastko

**Streszczenie.** W pracy przedstawiono wyniki z badań zmodyfikowanych ładunków napędowych dla dwuzakresowego silnika raketowego. Modyfikacja polegała na optymalizacji składu heterogenicznego paliwa raketowego na bazie nadchloranu amonu jako utleniacza i lepiszcza na bazie ciekłego kauczuku PBAN z dodatkiem Al. W rezultacie otrzymano paliwo z lepszymi parametrami energetycznymi w porównaniu do paliwa odniesienia.

**Słowa kluczowe:** stałe heterogeniczne paliwo raketowe, dwuzakresowy silnik raketowy, materiał wysokoenergetyczny

### 1. WPROWADZENIE

W rozwiązaniu problemu modyfikacji heterogenicznego paliwa raketowego dla dwuzakresowego silnika raketowego skoncentrowano się głównie nad możliwością modyfikacji paliwa, biorąc pod uwagę krajowe zasoby surowcowe, jak również prowadzone badania laboratoryjne oraz opracowane już i wdrożone technologie otrzymywania z nich ładunków napędowych, pod kątem zwiększenia ich właściwości energetycznych. W tym celu dokonano optymalizacji składu paliwa w kierunku zwiększenia jego parametrów energetycznych.

\* Artykuł był prezentowany na VIII Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa”, Pułtusk, 6-8 października 2010 r.

Podstawowe składniki paliwa to: chloran (VII) amonu – NA, lepiszcze na bazie kauczuku PBAN, Al i katalizatory prędkości spalania.

Dwuzakresowy silnik raketowy charakteryzuje się dwoma zakresami pracy – startową i marszową. Czasy pracy na poszczególnych zakresach są zróżnicowane. W przypadku badanych ładunków napędowych pierwszy zakres charakteryzuje się krótkim czasem spalania poniżej 3 sekund, a drugi jest znacznie dłuższy – wynosi kilkanaście sekund. Silnik pracujący w drugim zakresie ma za zadanie utrzymać prędkość pocisku raketowego na stałym poziomie.

## 2. ROZWAŻANIA NAD MODYFIKACJĄ SKŁADU PALIWA

Efektywność paliwa raketowego jako najważniejsza właściwość charakteryzuje stopień przydatności paliwa dla wykorzystania w rakiecie. W praktyce dla oceny efektywności paliwa raketowego szeroko stosuje się termin „efektywność balistyczna”.

W pełnym kompleksie charakterystyk rakiety określających efektywność jej bojowego zastosowania wyodrębnia się grupę charakterystyk bezpośrednio wpływających na dynamikę lotu rakiety, tj. zasięg lub odpowiadającą prędkość lotu na końcu aktywnego toru lotu rakiety, charakterystyczną prędkość itp. W charakterze współczynnika efektywności balistycznej paliwa raketowego wykorzystuje się idealną prędkość rakiety [1-4], zależną od impulsu jednostkowego ( $I_j$ ) i gęstości paliwa ( $\rho_p$ ):

$$V_{\max} = I_j \ln \left( 1 + \frac{V_p \rho_p}{m_k} \right) = I_j \ln (1 + \sigma_k \rho_p) = I_j \ln \mu_k \quad (1)$$

gdzie  $\sigma_k = V_p/m_k$ ,  $\mu_k = m_0/m_k$ ,  $m_0 = m_p + m_k$ ,  $m_p = V_p \rho_p$ ;  
 $V_p$  – objętość paliwa;  
 $\rho_p$  – gęstość paliwa;  
 $m_0$  – całkowita masa rakiety;  
 $m_k$  – masa rakiety po wypaleniu paliwa (końcowa).

Założmy wariant stałej objętości paliwa ( $V_p = \text{const}$ ) i końcowej masy rakiety ( $m_k$ ), a więc współczynnik konstrukcyjnej sprawności  $\sigma_k = \text{const}$ . Zapisując równanie (1) w różniczkowej postaci, otrzymamy:

$$dV_{\max} = \ln \mu_k dI_j + I_j \frac{m_k}{m_0} \cdot \frac{V_p}{m_k} d\rho_p \quad (2)$$

Maksimum  $V_{\max}$  odpowiada warunek  $dV_{\max} = 0$ . Przyjmując  $m_{up} = m_p/m_0$  (masowy udział paliwa w rakiecie), otrzymamy

$$\frac{d I_j}{I_j} + \frac{m_{up}}{\ln\left(\frac{1}{1-m_{up}}\right)} \cdot \frac{d \rho_p}{\rho_p} = 0 \text{ lub } \frac{d I_j}{I_j} + c \frac{d \rho_p}{\rho_p} = 0 \quad (3)$$

gdzie wielkość  $c = \frac{m_{up}}{\ln\left(\frac{1}{1-m_{up}}\right)}$  jest praktycznie niezależna od gęstości paliwa.

Oczywiście

$$\frac{dV_{\max}}{V_{\max}} = \frac{d I_j}{I_j} + c \frac{d \rho_p}{\rho_p} = 0$$

lub

$$d \ln V_{\max} = d \ln I_j + cd \ln \rho_p = 0.$$

Jeżeli przyjąć, że  $c$  jest niezmiennie, równe średniej wartości w rozpatrywanym zakresie, to w wyniku całkowania równania (3) otrzymamy

$$V_{\max} = I_j \rho_p^c = \text{const} \quad (4)$$

W takim przypadku maksimum  $V_{\max}$  odpowiada maksimum iloczynu  $I_j \rho_p^c$ . Wyrażenie (4) określa poziom efektywności paliwa raketowego.

Z powyższych rozważań wynika, że  $V_{\max}$  jest zależne nie tylko od impulsu właściwego ( $I_j$ ), ale także od gęstości paliwa ( $\rho_p^c$ ). Parametry te – jak wynika ze wzoru (4) – decydują o prędkości rakiety i jej maksymalnym zasięgu. Dlatego też powyższe parametry rozpatrywano podczas opracowywania modyfikacji składu paliwa dla ładunku napędowego badanego silnika raketowego.

Przyjęto, że ładunek silnika raketowego powinien być wykonany z heterogenicznego, stałego paliwa raketowego na bazie NA jako utleniacza, syntetycznego kauczuku PBAN jako lepiszcza, aluminium jako dodatku energetycznego oraz modyfikatora prędkości spalania. Powinien być otrzymywany metodą odlewania pod obniżonym ciśnieniem i nie mieć wad struktury wewnętrznej. Ponadto w ładunku w jego części obejmującej II zakres pracy powinny być inkorporowane druty srebrne o odpowiednio dobranej średnicy i długości zapewniającej odpowiednią powierzchnię i prędkość spalania.

### 3. OPTIMALIZACJA SKŁADU CHEMICZNEGO

Badaniom poddano paliwa heterogeniczne o składzie: ciekły kauczuk butadieno-karboksylo-nitrylowy (PBAN), plastyfikator – adypinian dioktylu (ADO), żywica epoksydowa (E-5), nadchloran amonowy drobnoziarnisty i gruboziarnisty (dwie frakcje) – NA, proszek aluminiowy (Al), oktogen oraz

modyfikatory prędkości spalania (tab. 1), z których sporządzano, zgodnie z obowiązującą technologią w ZPS Gamrat Sp. z o.o., ładunki napędowe o składzie chemicznym przedstawionym w tabeli 2. Ładunki elaborowano do komór balistycznych i spalano na stacji badań balistycznych w ZPS Gamrat, rejestrując wykresy ciśnienia ( $p$ ) i ciągu ( $F$ ) w czasie.

Tabela 1. Skład chemiczny badanych paliw raketowych w %

Table 1. Composition (% wt.) of the tested propellants

Lp.	Składniki	Paliwo		
		13	15	16
1	PM (przedmieszka)	27,34	26,56	19,92
2	PBAN/ADO/E5	7,66	8,84	10,38
3	Katocen	1,00	0	0
4	Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0	1,00	1,00
5	Al	15,00	16,00	16,00
6	Oktogen	0	0	17,00
7	NA	49,00	47,60	35,70

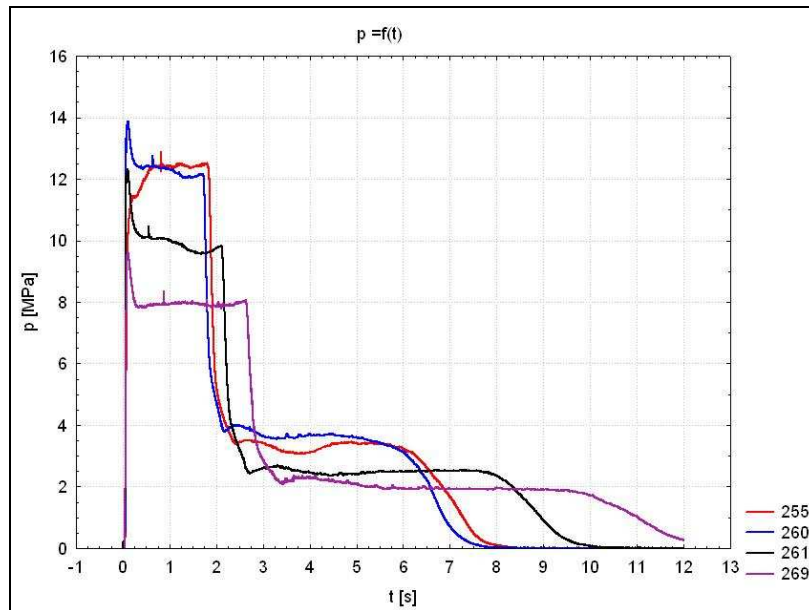
Tabela 2. Charakterystyka badanych ładunków

Table 2. The characteristic of the tested propellant charges

Lp.	Nr ładunku	Gęstość paliwa [g/cm <sup>3</sup> ]	Masa ładunku $m_p$ [g]	Q [J/g]
1	255	1,73	<u>4463</u> 4082	5750
2	260	1,77	<u>4558</u> 4177	6385
3	261	1,78	<u>4571</u> 4190	6400
4	269	1,78	<u>4590</u> 4209	5847

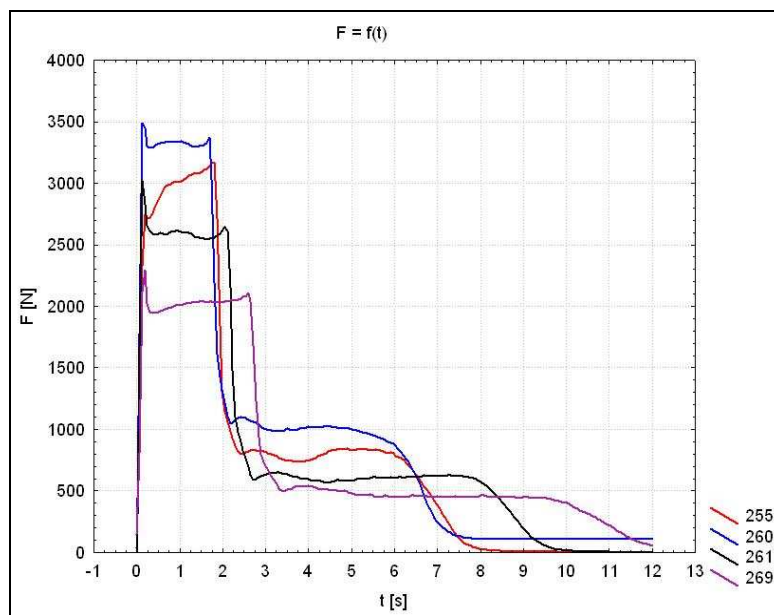
Pomiary izochorycznego ciepła spalania, tzw. kaloryczności ( $Q$ ), przeprowadzono w kalorymetrze adiabatycznym typu C 4000 firmy IKA. Stałą kalorymetru wyznaczono za pomocą prochu wzorcowego o kaloryczności 4911 J/g. Naważka badanych próbek paliw wynosiła 6,0 g.

Wyniki pomiarów zestawiono w tabeli 2. W wyniku przeprowadzonych badań balistycznych zarejestrowano następujące charakterystyki:  $p = f(t)$  i  $F = f(t)$ . Wykresy przedstawiono na rys. 1 i 2.



Rys. 1. Zarejestrowane przebiegi  $p = f(t)$  dla badanych ładunków napędowych

Fig. 1. Pressure – time curves for tested propellant charges



Rys. 2. Zarejestrowane przebiegi  $F = f(t)$  dla badanych ładunków napędowych

Fig. 2. Thrust – time curves for tested propellant charges

W tabeli 3 przedstawiono podstawowe parametry zarejestrowane podczas badań ładunków na stacji balistycznej i porównano je z ładunkiem odniesienia.

Tabela 3. Parametry pracy silnika w temperaturze otoczenia

Table 3. Parameters of the rocket engine work in ambient temperature

Lp.	Nr ładunku	$P_{\max}$	$I_{cI}$	$R_{\text{sr II}}$	$t_I$	$t_p$	$t_{IIc}$	$I_c$	$I_j$
		[MPa]	[Ns]	[N]	[s]			[Ns]	[Ns/kg]
1	255 (paliwo odniesienia)	12,89	5561,4	784,2	1,95	7,59	5,64	9434	2311
2	260 (paliwo 13)	13,90	5918,1	977,1	1,84	7,24	5,40	10578	2532
3	261 (paliwo 15)	12,35	5722,1	601,1	2,28	9,44	7,16	9580	2286
4	269 (paliwo 16)	9,68	5548,4	461,2	2,83	11,87	9,04	9227	2192

Oznaczenia zastosowane w tabeli:

- $P_{\max}$  – ciśnienie maksymalne
- $I_{cI}$  – impuls ciągu I zakresu
- $R_{\text{sr II}}$  – średni ciąg II zakresu
- $t_I$  – czas pracy I zakresu
- $t_p$  – całkowity czas pracy
- $t_{IIc}$  – czas pracy II zakresu
- $I_c$  – całkowity impuls ciągu
- $I_j$  – impuls jednostkowy ( $I_j = I_c/m_p$ ).

#### 4. PODSUMOWANIE

Z przeprowadzonych badań wynika, że:

- Podczas spalania ładunku 260 wykonanego z paliwa 13 otrzymano parametry lepsze w porównaniu do paliwa odniesienia (ładunek 255). Całkowity impuls ciągu wzrósł o ok. 12%. Natomiast impuls jednostkowy o ok. 9,5%.
- Paliwo 15 zawierające jako katalizator prędkości spalania  $Fe_2O_3$  wykazuje niższe parametry balistyczne w porównaniu zarówno do paliwa 13, jak i paliwa odniesienia (zbyt niski ciąg na I i II zakresie).

3. Zawartość w paliwie nitroaminy w takiej samej ilości procentowej jak w paliwie odniesienia, ale przy zwiększonej zawartości aluminium (ładunek 269, paliwo 16) nie pozwala uzyskać wzrostu energetyczności paliwa, a tym samym lepszych parametrów balistycznych silnika raketowego.

*Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2008-2010 jako projekt rozwojowy.*

## **LITERATURA**

- [1] Фахрутдинов И.Х., Котелников А.В., *Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива*, Машиностроение, 1987.
- [2] Sutton G.P., Biblarz O., *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, New York, 2001.
- [3] Sarner S.F., *Propellant chemistry*, Chapman & Hall, LTD, London, 1966.
- [4] Torecki S., *Silniki raketowe*, WKŁ, Warszawa, 1984.

## **Studies on Modification of Formulations of Composite Solid Propellant for Dual Thrust Rocket Motor**

Bogdan FLORCZAK, Andrzej CHOLEWIAK

**Abstract.** This paper presents the results of investigations of modified composite solid propellant charges for the dual made rocket motor. The modification has been done by selection of composition of the heterogeneous solid propellant made on the base of ammonium perchlorate as an oxidizer and the binder on the base of liquid rubber PBAN. As a result of modifications it was obtained the composite solid rocket propellant of better energetic and ballistic properties in comparison with the reference composite propellant.

**Keywords:** composite solid propellant, dual thrust rocket motor, high energetic material

