

Materiały Wysokoenergetyczne / High-Energetic Materials, 2016, 8, 47 – 55

ISSN 2083-0165

Copyright © 2016 Institute of Industrial Organic Chemistry, Poland

Analiza procesu zapłonu ładunku napędowego silnika raketowego inteligentnego antypocisku **Analysis of the ignition process of the solid rocket propellant charge of a smart counter-projectile rocket motor**

Zbigniew Leciejewski,^{*} Zbigniew Surma

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna,

ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, PL

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

Streszczenie. *W artykule zaprezentowano wybrane wyniki realizowanego w Wojskowej Akademii Technicznej od 2013 r. projektu badawczego, którego celem jest wykonanie demonstratora technologii inteligentnego antypocisku służącego do zwalczania pocisków przeciwpancernych w ustalonej odległości od ochranianego obiektu. Przyjęto, że układem napędowym antypocisku będzie silnik raketowy na paliwo stałe. W [1, 2] przedstawiono koncepcję oraz badania układu napędowego antypocisku dla przyszłościowego systemu ochrony aktywnej. W projektowanym układzie napędowym do zapalenia ładunku stałego paliwa raketowego zostanie wykorzystany ładunek zapłonowy, w skład którego wchodzić będzie określona masa prochu czarnego. Ładunek ten będzie zamknięty w gnieździe znajdującym się w przednim dnie komory spalania. Pod wpływem gazów powstałych ze spalania ładunku zapłonowego nastąpi rozerwanie pokrywy zamykającej i uwolnienie (transfer) gazów zapłonowych do komory spalania. Z kolei zainicjowanie spalania prochu czarnego będzie dokonane wskutek impulsu cieplnego powstałego w wyniku przepływu prądu w zapłonniku elektrycznym (splonce). W niniejszym artykule skoncentrowano się na analizach teoretycznych związanych z określeniem czasu trwania zapłonu paliwa raketowego oraz czasem działania silnika raketowego w kontekście wymaganych parametrów eksploatacyjnych antypocisku oraz na prezentacji wyników badań laboratoryjnego układu napędowego antypocisku polegających na obserwacji (wraz z rejestracją czasu) efektów działania układu: zapłonnik – ładunek prochu czarnego – ładunek paliwa raketowego po podaniu impulsu prądowego na zapłonnik.*

Abstract: *The paper presents indicative results of a research project carried out at the Military University of Technology (Warsaw, Poland), whose aim was to prepare a technology demonstrator of an active protection system against anti-armour missiles. One of the elements of this system is a smart counter-projectile designed to combat anti-tank missiles at a pre-determined distance from their intended target. The counter-projectile war-head includes electronic components sensitive to high launch loads. With this in mind, it was decided to use a solid propellant rocket motor as the propulsion system. The design concept of the counter-projectile and its propulsion system were developed on the basis of assessed requirements [1].*

In the proposed propulsion system, a defined mass of black powder (ignition charge) ignites the solid rocket propellant. This ignition charge is enclosed in a pocket situated at the forward base of the combustion chamber. The igniter gases rupture the protective cover enabling the remaining gases to enter combustion chamber and ignite the main charge.

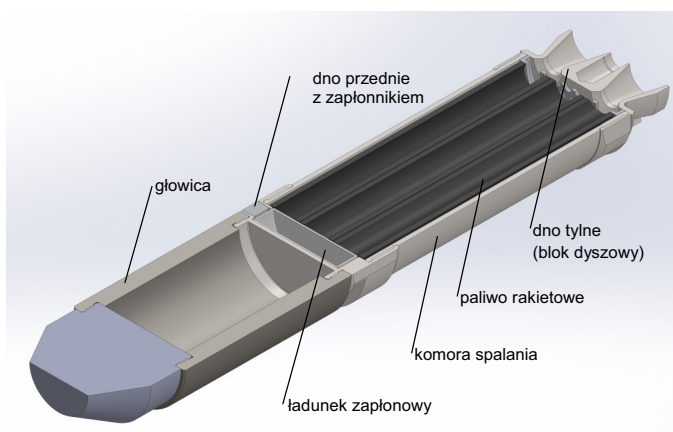
The paper focuses on the theoretical analysis related to determining the duration of the ignition of rocket propellant and rocket motor operation time with regard to the required parameters. The paper presents the results of laboratory scale trials into the operation of the system: igniter – charge of black powder – a charge of solid rocket propellant after supply of an electrical pulse to the igniter.

Słowa kluczowe: układ napędowy, antypocisk, paliwo raketowe, system zapłonowy

Keywords: propulsion system, smart counter-projectile, solid rocket propellant, ignition system

1. Wprowadzenie

Wojskowa Akademia Techniczna od 2013 r. realizuje projekt badawczo-rozwojowy dofinansowywany z NCBR, którego celem jest opracowanie i wykonanie systemu aktywnej ochrony pojazdów. Jednym z elementów tego systemu jest inteligentny antypocisk służący do zwalczania pocisków przeciwpancernych przeciwnika w ustalonej odległości od ochranianego obiektu, a zadaniem Instytutu Techniki Uzbrojenia WAT było opracowanie koncepcji, zaprojektowanie, wykonanie i przebadanie układu napędowego antypocisku. Ze względu na specyfikę konstrukcji głowicy antypocisku zawierającej elementy elektroniczne, wrażliwe na duże przeciążenia, zdecydowano się zastosować silnik raketowy na paliwo stałe [1] jako układ napędowy antypocisku. Przekrój antypocisku z raketowym układem napędowym przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Przekrój wzdłużny projektowanego antypocisku z widocznym po prawej stronie silnikiem raketowym i układem ziaren paliwa raketowego (koncepcja)

Ze względu na wymagany bardzo krótki czas (maks. 0,2 s) od podjęcia decyzji o wystrzeleniu pocisku do osiągnięcia przez niego odległości ok. 10 m od ochranianego pojazdu pracy założono, że układ napędowy antypocisku będzie miał cechy silnika startowego. Na podstawie analizy wyników badań doświadczalnych i numerycznych procesu spalania stałych paliw raketowych (ciśnienie p gazów w komorze spalania, ciąg P silnika, czas pracy oraz impuls całkowity ciągu I_p) produkowanych w kraju, do dalszych badań i analiz wybrano paliwo Bazalt 2a.

W celu zapewnienia dużej powierzchni spalania ładunku napędowego założono, że ładunek ten składać się będzie z siedmiu ziaren prochowych o kształcie rurowym, o małej grubości warstwy palnej. Charakterystyki masowo-geometryczne pojedynczego ziarna paliwa raketowego zamieszczono w tabeli 1.

Tab. 1. Charakterystyki geometryczno-masowe ziarna paliwa raketowego Bazalt 2a

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

Zastosowanie raketowego silnika startowego w celu spełnienia wymaganego warunku czasowego będzie miało sens jedynie wtedy, gdy nastąpi prawidłowy zapłon paliwa raketowego w tym silniku, o którym decydują

procesy zachodzące w układzie: zapłonnik – ładunek zapłonowy – ładunek paliwa raketowego. Zatem celem niniejszego artykułu jest analiza teoretyczna i doświadczalna czynników determinujących prawidłowy zapłon paliwa raketowego w układzie napędowym projektowanego antypocisku.

2. Czynniki determinujące czas zapłonu i masę ładunku zapłonowego

Spalanie paliwa raketowego jest zjawiskiem rozwijającym się i podtrzymującym samorzutnie, poprzedzonym jednakże etapem zapłonu. Do spowodowania zapłonu paliwa raketowego konieczne jest doprowadzenie energii ze źródła niezależnego od samego paliwa. Typowym zapłonem stosowanym w silnikach raketowych na paliwo stałe jest zapłon pirotechniczny, którego podstawą jest ładunek zapłonowy w postaci ziarnistego prochu czarnego lub odpowiedniej mieszaniny pirotechnicznej. Ładunek zapłonowy zapalany jest zwykle przy użyciu zapłonnika elektrycznego. Stąd też o czasie pracy każdego silnika raketowego, w tym również projektowanego raketowego układu napędowego antypocisku do zwalczania pocisków przeciwpancernych, będą decydowały czasy:

1. zadziałania zapłonnika elektrycznego,
2. spalania ładunku zapłonowego,
3. spalania ładunku paliwa raketowego,

w powiązaniu z efektami procesu oddziaływania cieplnego:

- a) zapłonnika elektrycznego na proces zapalenia i spalania ładunku zapłonowego,
- b) produktów spalania ładunku zapłonowego z powierzchnią spalania paliwa raketowego.

Ze względu na wymagany krótki czas pracy projektowanego raketowego układu napędowego antypocisku ważną rzeczą jest przeprowadzenie analizy czasu trwania etapów 1 i 2. Poczynione w dalszej części rozważania oparte są o tzw. cieplny model spalania stałych paliw raketowych. Model ten uwzględnia następujące założenia [3, 4]:

- spalanie podtrzymywane jest samorzutnie w wyniku wzajemnego oddziaływania między fazą gazową (czyli produktami spalania), a fazą stałą (paliwo raketowe),
- czynnikiem decydującym o przebiegu procesu spalania jest wymiana ciepła między fazą stałą a fazą gazową.

Nawiązując do modelu cieplnego spalania, sumaryczną intensywność wymiany ciepła pomiędzy gazami powstającymi ze spalania ładunku zapłonowego, a powierzchnią paliwa raketowego można wyrazić poprzez strumień cieplny q_z proporcjonalny do różnicy temperatury gazów zapłonowych T_{gz} i temperatury nagrzewanej powierzchni paliwa S_z . Przyjmując następujące założenia:

- paliwo raketowe jest materiałem jednorodnym i izotropowym,
 - właściwości paliwa raketowego nie zależą od temperatury,
 - pomija się straty cieplne na nagrzewanie ścianek silnika raketowego i ciepło reakcji rozkładu fazy stałej,
- to rozkład temperatury w nagrzewanej warstwie paliwa (powodujący jego wstępny rozkład termiczny) można opisać jednowymiarowym równaniem przewodnictwa nieustalonego

$$\frac{\partial T(x,t)}{\partial t} = a \frac{\partial^2 T(x,t)}{\partial x^2} \quad (1)$$

gdzie: t – czas; T – temperatura; x – współrzędna skierowana w głąb fazy stałej; a – współczynnik wyrównania temperatury paliwa.

Rozwiązanie tego równania w analizowanym przypadku przyjmuje postać

$$T(x,t) - T_p = \frac{1}{\sqrt{\pi \cdot \lambda \cdot c \cdot \rho}} \cdot \int_0^t \frac{q(\tau)}{\sqrt{t-\tau}} \cdot \exp\left[-\frac{x^2}{4a(t-\tau)}\right] d\tau \quad (2)$$

gdzie: ρ – gęstość paliwa raketowego; c – ciepło właściwe paliwa raketowego; λ – przewodność cieplna paliwa raketowego; T_p – temperatura początkowa paliwa raketowego.

Warunkiem zapłonu jest nagrzanie powierzchni S_z do temperatury zapłonu T_z . Wtedy powierzchniowa warstwa fazy stałej osiąga taki stopień rozkładu, który umożliwia samorzutny przebieg dalszych reakcji w fazie gazowej. Można wtedy przyjąć, że temperatura zapłonu T_z jest równa temperaturze powierzchni fazy stałej podczas normalnego spalania T_s , co przekłada się na stwierdzenie, że powierzchnia spalania paliwa ($x = 0$) osiąga wartość

$T_z = T_s$ po czasie nagrzewania t_z – czasie zapłonu.

Z powyższego wynika, że warunek wystąpienia zapłonu, umożliwiającego dalsze samorzutne spalanie jest zapisany równaniem

$$T_s - T_p = \frac{1}{\sqrt{\pi \cdot \lambda \cdot c \cdot \rho}} \cdot \int_0^{t_z} \frac{q(t)}{\sqrt{t_z - t}} dt \quad (3)$$

Do zagwarantowania niezakłóconego spalania bezpośrednio po zapłonie, jednocześnie z warunkiem określonym w powyższym równaniu powinien być spełniony tzw. warunek prawidłowości zapłonu, zapewniający pokrywanie się pola temperatury $T(x, t_z)$ oraz *quasi* ustalonego pola temperatury w paliwie raketowym $T(x)$ określonego zależnością

$$\frac{T(z) - T_p}{T_s - T_p} = \exp\left(-\frac{u}{a} \cdot z\right) \quad (4)$$

gdzie: u – szybkość spalania paliwa raketowego; z – grubość warstwy przypowierzchniowej paliwa raketowego, określona jako

$$z = x - u \cdot t \quad (5)$$

Nagrzanie zbyt cienkiej warstwy przypowierzchniowej paliwa może spowodować (po zapłonie) przerwanie spalania ładunku napędowego, natomiast z kolei nagrzanie zbyt grubej warstwy przypowierzchniowej paliwa może doprowadzić do nadmiernego podwyższenia ciśnienia spowodowanego nieustalonym wzrostem szybkości spalania ponad założoną wartość u . Zatem odpowiednie warunki prawidłowego zapłonu istnieją wówczas, gdy spełnione jest nie tylko równanie (3), ale także równanie poniższe

$$\frac{1}{\sqrt{\pi \cdot \lambda \cdot c \cdot \rho}} \cdot \int_0^{t_z} \frac{q(t)}{\sqrt{t_z - t}} \exp\left[-\frac{x^2}{4a(t_z - t)}\right] \cdot dt = (T_s - T_p) \exp\left[-\frac{u}{a} x\right] \quad (6)$$

Z powyższych rozważań wynika, że warunki prawidłowego zapłonu paliwa raketowego, wpływające na czas pracy silnika raketowego, zależą m.in. od takich czynników jak:

- szybkość spalania paliwa raketowego (u),
- właściwości paliwa raketowego (λ , c , ρ , T_s),
- temperatura początkowa paliwa raketowego (T_p).

Przyjmując kolejne założenie, że następuje natychmiastowe spalanie ładunku zapłonowego, czyli zachodzi przypadek opisany poniższą zależnością

$$q_z(t) = q(t_z) \approx \alpha_z \cdot T_{gz} = \text{const} \quad (7)$$

możliwa jest wstępna ocena wpływu szybkości spalania u oraz temperatury początkowej T_p ładunku paliwa raketowego na czas zapłonu.

W takim przypadku do uzyskania prawidłowego zapłonu wymagane jest natężenie strumienia cieplnego opisane następującą zależnością

$$q_z = \lambda \cdot (T_s - T_p) \cdot \frac{u}{a} \quad (8)$$

Stąd podstawiając zależność (8) do równania (3) otrzymujemy zależność na czas zapłonu paliwa raketowego, czyli czas potrzebny do odpowiedniego nagrzania warstwy wierzchniej i uzyskania odpowiedniego profilu temperatury w tej warstwie

$$t_z = \frac{\pi \cdot a}{4u^2} \quad (9)$$

Z zależności (8) oraz (9) wynika, że czas zapłonu określonego paliwa raketowego (o temperaturze początkowej równej temperaturze normalnej) jest odwrotnie proporcjonalny do szybkości spalania (w kwadracie), a natężenie strumienia cieplnego q_z powinno być proporcjonalne do szybkości spalania u . Oznacza to, że intensywność działania cieplnego gazów zapłonowych powinna wzrastać ze zwiększaniem szybkości spalania, a więc również ze wzrostem ciśnienia gazów w komorze spalania.

Z kolei masę m_z ładunku zapłonowego potrzebną do prawidłowego i skutecznego zapłonu ładunku paliwa raketowego można wstępnie wyznaczyć przyjmując założenie, że współczynnik przejmowania ciepła jest

liniową funkcją gęstości ρ_z gazów zapłonowych (tzn. $\alpha_z = \alpha_{z0}\rho_z$) i wtedy

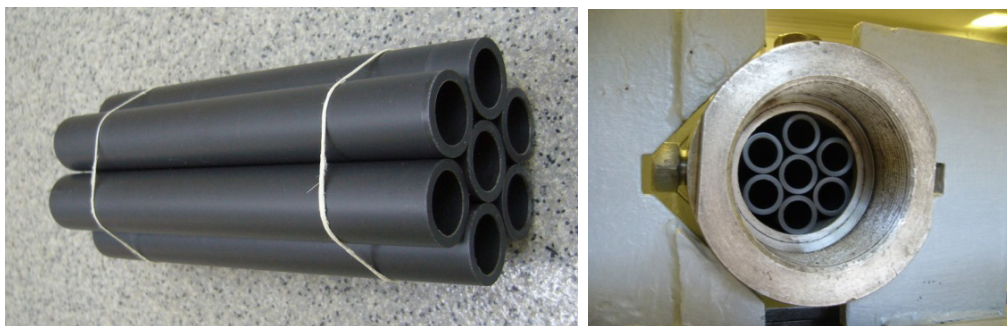
$$m_z = \frac{\rho \cdot c}{\alpha_{z0}} \cdot \left(\frac{T_s - T_p}{T_{gz}} \right) \cdot V \cdot u \quad (10)$$

gdzie: V – objętość zajmowana przez gazy zapłonowe; α_{z0} – współczynnik przejmowania ciepła zależny od rodzaju materiału zapłonowego (składu gazów zapłonowych), możliwy do wyznaczenia na drodze doświadczalnej. Zależności na czas zapłonu (9) i masę ładunku zapłonowego (10) są relacjami o charakterze ogólnym ze względu na przyjęte założenia upraszczające i są z reguły weryfikowane podczas badań doświadczalnych, w których znajdują zastosowanie rzeczywisty ładunek zapłonowy, paliwo raketowe oraz silnik raketowy.

3. Badania doświadczalne układu: zapłonnik – ładunek zapłonowy – ładunek paliwa raketowego

W projektowanym układzie napędowym do zapalenia ładunku stałego paliwa raketowego zostanie wykorzystany ładunek zapłonowy, w skład którego wchodzić będzie określona masa prochu czarnego. Ładunek ten będzie zamknięty w gnieździe znajdującym się w przednim dnie komory spalania (rys. 1). Pod wpływem gazów powstałych ze spalania ładunku zapłonowego nastąpi rozerwanie pokrywy zamykającej z folii aluminiowej i uwolnienie (transfer) gazów zapłonowych do komory spalania. Z kolei zainicjowanie spalania prochu czarnego będzie dokonane wskutek impulsu cieplnego powstałego w wyniku przepływu prądu w zapłonniku elektrycznym (spłonce).

Dla określenia czasu trwania poszczególnych faz: zadziałania zapłonnika elektrycznego, spalania ładunku zapłonowego oraz spalania ładunku paliwa raketowego przeprowadzono badania eksperymentalne ze spalaniem 7. ziarnowego ładunku stałego paliwa raketowego Bazalt 2a w laboratoryjnym silniku raketowym (fot. 1), którego konstrukcja i wymiary geometryczne komory spalania i dyszy odpowiadały silnikowi projektowanego antypocisku. Podczas badań rejestrowano zmiany ciśnienia w komorze spalania.



Fot. 1. Ładunek stałego paliwa raketowego i jego rozmieszczenie w komorze spalania laboratoryjnego silnika raketowego

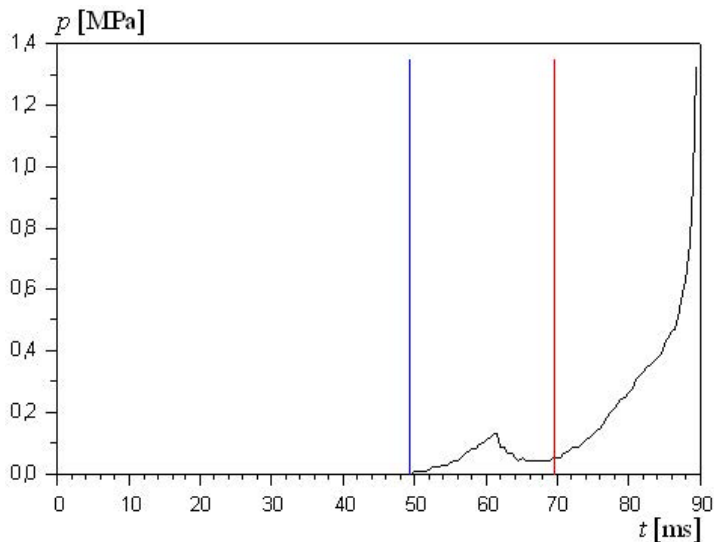
3.1. Rozpoczęcie spalania ładunku napędowego

Do określenia czasu trwania poszczególnych faz: zadziałania zapłonnika elektrycznego, spalania ładunku zapłonowego oraz spalania ładunku paliwa raketowego zastosowano ładunek zapłonowy z prochu czarnego o masach $m_{z1} = 5,5$ g oraz $m_{z2} = 7,0$ g. W trakcie badań doświadczalnych rejestrowano czas od podania sygnału elektrycznego na zapłonnik do rozpoczęcia spalania ładunku napędowego.

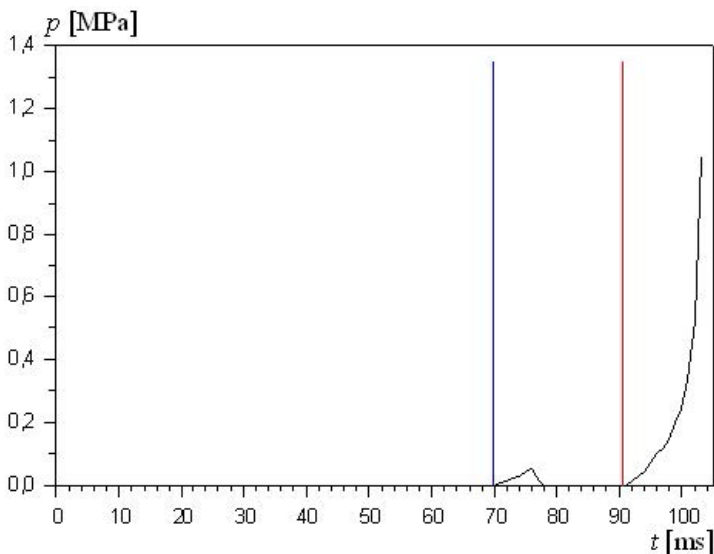
Informację o wartości tego czasu wnioskowano na podstawie zarejestrowanych zmian ciśnienia gazów w komorze spalania laboratoryjnego silnika raketowego. Przykładowe wykresy $p(t)$ przedstawiające początkowe procesy w komorze spalania po podaniu sygnału elektrycznego na zapłonnik zaprezentowano na rys. 2 i 3. Na rysunkach tych widoczny jest – znajdujący się pomiędzy liniami niebieską i czerwoną – wykres ciśnienia pochodzący ze

spalania ładunku zapłonowego w objętości komory spalania silnika.

Dla obu mas ładunków zapłonowych, w każdej z przeprowadzonych prób badawczych, czas od podania sygnału elektrycznego na zapłonnik do rozpoczęcia spalania ładunku napędowego (odstęp pomiędzy pionowymi liniami) wynosi ok. 20 ms.



Rys. 2. Zmiany ciśnienia p w funkcji czasu t w okresie zapłonowym dla $m_{z1} = 5,5$ g



Rys. 3. Zmiany ciśnienia p w funkcji czasu t w okresie zapłonowym dla $m_{z2} = 7,0$ g

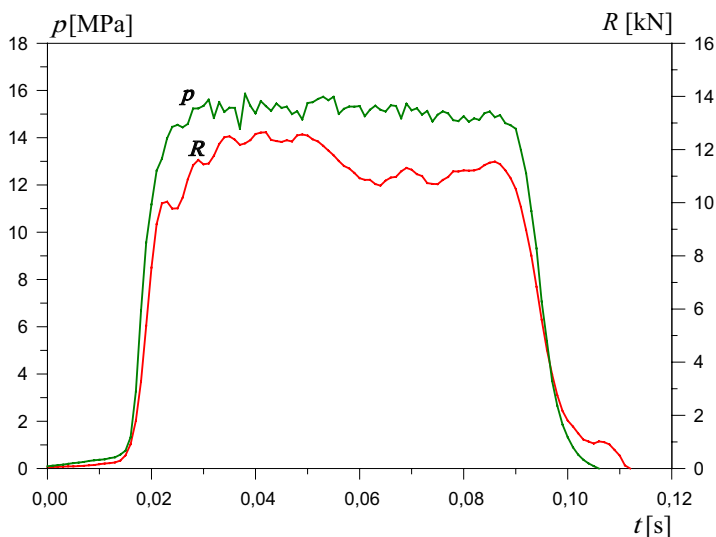
3.2. Ignition Delay Time i czas spalania ładunku napędowego

W literaturze przedmiotu rozpatruje się zagadnienie zapoczątkowania spalania paliwa raketowego pod pojęciem tzw. czasu opóźnienia zapalenia (ang. *ignition delay time*) definiowanego jako czas liczony pomiędzy

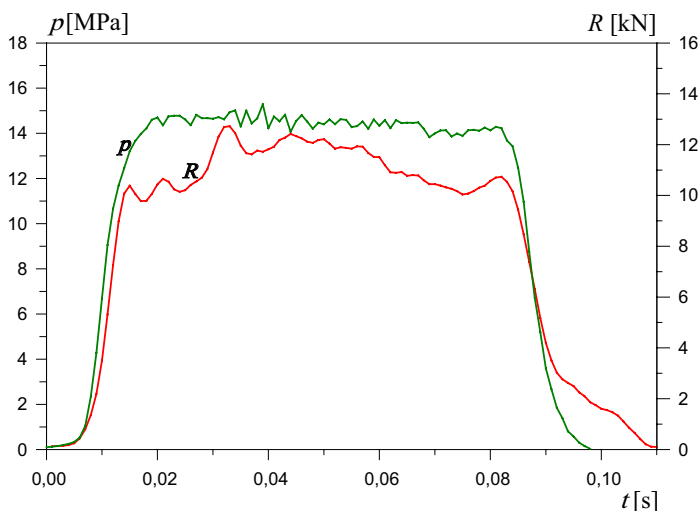
pojawieniem się określonego impulsu zapłonowego a początkiem procesu spalania paliwa liczonym zwykle jako czas osiągnięcia 10% wartości ciśnienia maksymalnego gazów w komorze spalania podczas pracy silnika raketowego [6]. Czas opóźnienia zapalenia może być obliczany z następującej zależności

$$t_{id} = \frac{1}{4} \cdot \pi \cdot \lambda_p \cdot c_p \cdot T_p^2 \cdot t^2 \cdot S^2 \cdot Q_z^{-2} \quad (11)$$

gdzie: t – czas oddziaływania energii cieplnej Q_z gazów zapłonowych na powierzchnię S paliwa raketowego. Badania doświadczalne czasu opóźnienia zapalenia jak również czasu spalania ładunku napędowego wykonano wykorzystując laboratoryjne stanowisko badawcze zaprezentowane na fot. 1. Otrzymane przebiegi ciśnienia $p(t)$ i ciągu $R(t)$ dla dwóch ładunków zapłonowych różniących się masą prochu czarnego zaprezentowano na rys. 4 i 5.



Rys. 4. Zmiany ciśnienia p i ciągu R w czasie pracy silnika raketowego; masa zapłonika 5,5 g



Rys. 5. Zmiany ciśnienia p i ciągu R w czasie pracy silnika raketowego; masa zapłonika 7,0 g

W obu przypadkach czas opóźnienia zapalenia nie przekracza 20 ms, a czas spalania ładunku napędowego w laboratoryjnym silniku raketowym nie przekracza 100 ms.

4. Podsumowanie

Z przeprowadzonych badań doświadczalnych wynika, że dla założonych warunków eksperymentu cały proces związany z zadziałaniem zapłonika elektrycznego, spalaniem ładunku zapłonowego oraz spalaniem ładunku paliwa raketowego trwa znacznie poniżej 200 ms (0,2 s). Pozwala to na spełnienie założenia, by czas od chwili podania napięcia na zapłonnik do chwili dolotu antypocisku na odległość 10 m nie przekraczał 0,2 s. Z dotychczas przeprowadzonych analiz teoretycznych (z zakresu balistyki wewnętrznej i zewnętrznej) i badań doświadczalnych wynika, że na całkowity czas pracy układu napędowego antypocisku, tj. od chwili podania napięcia na zapłonnik do chwili dolotu antypocisku na odległość 10 m składają się czasy dwóch zasadniczych procesów:

- zadziałania ładunku zapłonowego (ok. 20 ms),
- od rozpalenia paliwa raketowego (rozpoczęcia pracy silnika i w jego następstwie rozpoczęcia ruchu antypocisku) do chwili osiągnięcia przez antypocisk odległości 10 m od wyrzutni (ok. 65 ms).

Z powyższego wynika, że czas od chwili podania napięcia na zapłonnik do chwili dolotu antypocisku na odległość 10 m wynosi ok. 85 ms co w zupełności spełnia przyjęte założenia.

Jednym z etapów dalszej pracy może być analiza możliwości zastosowania zapłonika pirogenicznego w projektowanym układzie napędowym zamiast zapłonika pirotechnicznego, ukierunkowana na skrócenie czasu pracy rozpatrywanego raketowego układu napędowego. Wskazówką do przeprowadzenia takich analiz mogą być wyniki badań mieszanin pirogeniczných (Zr/KNO₃, B/KNO₃) zaprezentowane w [7].

Podziękowanie

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



Literatura

- [1] Surma Zbigniew, Leciejewski Zbigniew, Dzik Arkadiusz, Białek Marek. 2015. Teoretyczno-doświadczalne badania raketowego układu napędowego antypocisku systemu ochrony aktywnej pojazdów. *Materiały Wysokoenergetyczne* 7 : 44-52.
- [2] Kupidura Przemysław, Leciejewski Zbigniew, Surma Zbigniew, Zahor Mirosław. 2016. *Theoretical and experimental investigations on rocket propulsion of counterprojectile of active protection system*. Proceedings of the 29th International Symposium on Ballistics, Edynburg, Wielka Brytania, Volume I : 680-691.
- [3] Torecki Stanisław. 1984. *Silniki raketowe*. Warszawa : Wydawnictwa Komunikacji i Łączności; ISBN 83-206-0470-2.
- [4] Smoleński Dionizy. 1979. *Spalanie materiałów wybuchowych*. Warszawa : Wydawnictwo MON.
- [5] Baer P.G. 1979. *Practical Interior Ballistic Analysis of Guns*. In: Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 66 - Interior Ballistics of Guns, (H. Krier and M. Summerfield ed.) Washington : American Institute of Aeronautics and Astronautics : 37-66.
- [6] Taylor M. J., Woodley C. R., Fuller S. R., Gilbert S., Gransden J.I. 2008. *Consideration of the Ignition*

Delay of Gun Propellants, Proceedings of the 24th International Symposium on Ballistics, New Orleans, USA, Volume I : 59-66.

- [7] Wolszakiewicz Tomasz. 2016. Zapłon stałych paliw raketowych – wybór z prac własnych i analiza literaturowa. *Chemik* 70 (1) : 27-32.

Received: 5th May 2016

Accepted: 7th December 2016

Published: 30th December 2016