

Maciej MISZCZAK¹, Andrzej PANAS², Waldemar ŚWIDERSKI¹

¹ WOJSKOWY INSTYTUT TECHNICZNY UZBROJENIA

² WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA

Nowa metoda ciągłego pomiaru szybkości palenia stałego paliwa raketowego za pomocą kamery termowizyjnej

Dr inż. Maciej MISZCZAK

Absolwent Wydziału Chemii i Fizyki Technicznej Wojskowej Akademii Technicznej (1982). Stopień doktora nauk technicznych uzyskał w Instytucie Chemii Przemysłowej w roku 1990. Zainteresowania naukowe to badania fizykochemicznych właściwości materiałów wysoko-energetycznych, zwłaszcza stałych paliw raketowych, prochów bezdymnych i mieszanin pirotechnicznych oraz zagadnienia balistyki wewnętrznej w aspekcie wykorzystania raketowych układów napędowych na paliwo stałe.



Dr inż. Waldemar ŚWIDERSKI

Absolwent Wydziału Elektro-Mechanicznego Uzbrojenia Wojskowej Akademii Technicznej (1978). Stopień doktora nauk technicznych uzyskał w roku 2000 (budowa i eksploatacja maszyn). Od 1980 roku jest pracownikiem Wojskowego Instytutu Technicznego Uzbrojenia. Zainteresowania naukowe to badania nieniszczące z zastosowaniem termografii w podzerwieni oraz zastosowania techniki podzerwieni w aplikacjach militarnych. Autor i współautor ponad 100 publikacji oraz 8 patentów.



e-mail: waldemar.swiderski@wp.pl

Prof. dr hab. inż. Andrzej Jarosław PANAS

Stopień doktora nauk technicznych uzyskał w 1989r. doktora habilitowanego w 1999r., a tytuł profesora w 2009r. Od roku 1984 jest pracownikiem WAT-u, a od 2008r. Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. Główne obszary działalności naukowej to termodynamika techniczna w zakresie badań właściwości cieplno-fizycznych substancji, modelowania zjawisk wymiany ciepła i masy, analiz obciążeń cieplnych oraz pomiarów cieplnych, a także metrologia w obszarze automatyzacji pomiarów i analizy sygnałów.



e-mail: andrzej.panas@wat.edu.pl

copper tubes were confirmed by the results of numerical modeling. The main advantage of the presented method is possibility of continuous thermal observation of burning process of the above mentioned materials.

Keywords: solid rocket propellant, IR camera, pyrographite, anisotropy properties, numerical modeling.

1. Wstęp

Szybkość palenia stałych paliw raketowych jest jedną z najważniejszych charakterystyk eksploatacyjnych tych materiałów, która decyduje o ich przydatności do zastosowań w aspekcie bezpieczeństwa i niezawodności działania w raketowych układach napędowych oraz łańcuchach ogniowych amunicji raketowej.

Znane, klasyczne metody pomiaru szybkości palenia stałych paliw raketowych usytuowanych w komorach spalania, w których panuje określone, ustalone ciśnienie, polegają na określaniu czasu palenia ładunków tych materiałów, inicjowanych do palenia czołowo (z jednego końca), na odcinkach wzdłużnych (bocznych) wyznaczonych przez co najmniej dwa bazowe punkty pomiarowe, określone miejscem usytuowania czujników termoelektrycznych w badanej próbce materiałowej, reagujących na przemieszczanie się frontu palenia [1-3, 15,16].

Bardziej nowoczesne metody ciągłego pomiaru szybkości palenia stałych paliw raketowych realizowane są za pomocą optycznej rejestracji w zakresie widzialnym, przemieszczania się frontu palenia, poprzez okna obserwacyjne wykonane w komorze spalania, w której umieszczona jest badana próbka paliwa [4-7].

Próbki paliw raketowych wykorzystywane w dotychczas stosowanych metodach pomiaru szybkości palenia mają najczęściej postać pasków lub prętów inhibitowanych na bocznych powierzchniach powłoką ekranującą, która ma zapobiegać nieregularnemu paleniu, przy czym próbki opcjonalnie mogą być otoczone powłoką obojętnego gazu albo być umieszczone w termicznie odpornych, zazwyczaj metalowych komorach spalania. Niestety, znane metody posiadają istotne ograniczenia oraz wady. Metody klasyczne umożliwiają jedynie pomiar średniej szybkości palenia, a ponadto wymagają zamontowania czujników w badanej próbce, co wpływa niekorzystnie na zwartość jej materiału. Metody optyczne, co prawda umożliwiają ciągłą rejestrację przemieszczania się frontu palenia, lecz wymagają zastosowania dosyć skomplikowanych, pneumatycznych, przepływowych układów pomiarowych w celu utrzymywania próbki w otulinie gazowej oraz zabiegów zapobiegających przesłanianiu palącego się materiału przez własne produkty spalania [3]. Warunki, w jakich zachodzi palenie próbki materiałowej w atmosferze obojętnego gazu wyraźnie odbiegają od warunków rzeczywistych występujących w komorach spalania silników raketowych, wpływając istotnie na wielkość szybkości palenia [8]. Ponadto, ze względu na wysokie temperatury palenia ww. materiałów, możliwe jest zastosowanie

Streszczenie

W pracy zaprezentowano możliwości wykorzystania anizotropowych właściwości grafitu pirolitycznego do pomiaru nową metodą liniowej szybkości palenia stałych paliw raketowych. Przedstawiono wyniki porównawczych badań doświadczalnych spalania stałego paliwa raketowego w tulei z grafitu pirolitycznego i miedzi, które zostały potwierdzone modelowaniem numerycznym. Podstawową zaletę proponowanej metody należy upatrywać w stworzeniu możliwości ciągłej obserwacji procesu palenia tego rodzaju materiałów.

Słowa kluczowe: stałe paliwo raketowe, kamera termowizyjna, grafit pirolityczny, własności anizotropowe, modelowanie numeryczne.

A new method for continuous measurements of solid rocket propellant burning rate with use of IR camera

Abstract

In this paper there is presented a new method for continuous burning rate measurement of cylindrical grain of solid, homogeneous propellant whose main components are nitrocellulose and nitroglycerine. The propellant was initiated to burn from one side (end burning propellant) by a CO₂ laser beam. The propellant grain was situated in the tube made from pyrolytic graphite (pyrographite). The rocket propellant burning rate was determined on a basis of recording the burning front/zone movement on the pyrographite tube external surface by an IR camera. The continuous recording of the burning front/zone was possible thanks to application of unique, very high anisotropy of heat conductivity in pyrographite in its crystallographic perpendicular directions i.e. along crystallographic plane – the plane of deposition of hexagonal graphite crystallographic net and along crystallographic axis being vertical to the above plane. The continuous recording of the burning front displacement was also possible due to direct contact of the propellant grain side surface to the internal cylindrical surface of the pyrographite tube possessing higher coefficient of heat transfer along its radius than to longitudinal axis direction. Suitability of pyrographite for measurements of solid rocket propellant burning rate was shown by comparing application of tubes of anisotropic and isotropic properties of heat conductivity, i.e. made from pyrographite and copper, respectively. The results of comparative experimental investigations by burning the solid rocket propellant grains inserted in pyrographite and

jedynie stosunkowo niewielkich okien obserwacyjnych umożliwiających obserwację optyczną w zakresie światła widzialnego, wykonanych z materiałów o ograniczonej żaroodporności, np. szkła kwarcowego.

Prezentowana w niniejszej pracy nowa metoda umożliwia poprzez zastosowanie nieskomplikowanego układu badawczego, ciągłą rejestrację przemieszczania się frontu palenia oraz rozkładu temperatury w komorze spalania o prostej konstrukcji, przy zachowaniu warunków palenia badanego materiału, bardzo zbliżonych do rzeczywistych, tj. takich, które występują podczas pracy silnika raketowego.

2. Opis metody i stanowiska pomiarowego

Idea nowej metody pomiarowej [9] polega na wykorzystaniu unikatowych, niezwykle wysokich anizotropowych właściwości termofizycznych pirografitu, przejawiających się wyraźnie zróżnicowaną przewodnością cieplną wzdłuż płaszczyzn zbudowanych z heksagonalnych siatek krystalograficznych, która wzdłuż tych płaszczyzn jest porównywalna do przewodności cieplnej miedzi, zaś w kierunku prostopadłym do nich, wartość przewodności cieplnej jest zbliżona do przewodności cieplnej materiałów ceramicznych. Wykorzystując bardzo wysoką anizotropię przewodności cieplnej grafitu pirolitycznego, z trzech jednakowych pierścieni pirografitowych połączonych czołowo klejem termoodpornym, posiadających średnicę wewnętrzną wynoszącą 5,2 mm, średnicę zewnętrzną wynoszącą 14,4 mm, wykonano walec z grafitu pirolitycznego o długości 16,7 mm. Walec ten posiadał wysoką przewodność cieplną materiału wzdłuż promienia (ok. 350 W/(m·K)), zaś niską wzdłuż jego tworzącej (ok. 1,77 W/(m·K)). Otwór przelotowy walca wypełniono stałym, jednorodnym paliwem raketowym, którego głównymi składnikami była nitroceluloza oraz nitrogliceryn. Na eksperymentalnym stanowisku pomiarowym sprawdzono możliwość pomiaru szybkości palenia powyższego paliwa raketowego, na podstawie rejestracji przemieszczania się frontu palenia, jednocześnie starając się ocenić stabilność procesu palenia. W tym celu dokonano zapisu procesu palenia paliwa raketowego za pomocą kamery termowizyjnej AGEMA 900 LW (zapis - 14 obrazów/s), której obiektyw usytuowany był prostopadle do osi wzdłużnej ładunku paliwa i tulei. Proces palenia ładunku paliwa został zainicjowany od jednego z jego końców (od czoła) za pomocą lasera CO₂. Dodatkowo proces palenia walcowego ładunku paliwa raketowego (przemieszczanie się frontu palenia) był rejestrowany za pomocą kamery CCD.

Szybkość palenia paliwa raketowego była obliczana na podstawie znanego wzoru dotyczącego wyznaczenia średniej szybkości punktu w ruchu bezwzględny.

Przyjmując, że przebyta przez front palenia droga odpowiada długości spalanej części próbki oraz uwzględniając specyfikę metody pomiaru otrzymuje się zależność na średnią całkowitą szybkość spalania w postaci:

$$r = \frac{N \cdot l_p}{t_N - t_0} \quad (1)$$

gdzie:

N - ilość pikseli na termogramie odpowiadająca długości spalonego odcinka paliwa,

l_p - długość odcinka paliwa odpowiadająca wymiarowi 1 pikseli na termogramie,

t_0 - czas rozpoczęcia palenia zarejestrowany przez kamerę termowizyjną,

t_N - czas, w którym front palenia osiągnie N - ty piksel na termogramie.

3. Badania doświadczalne porównawcze

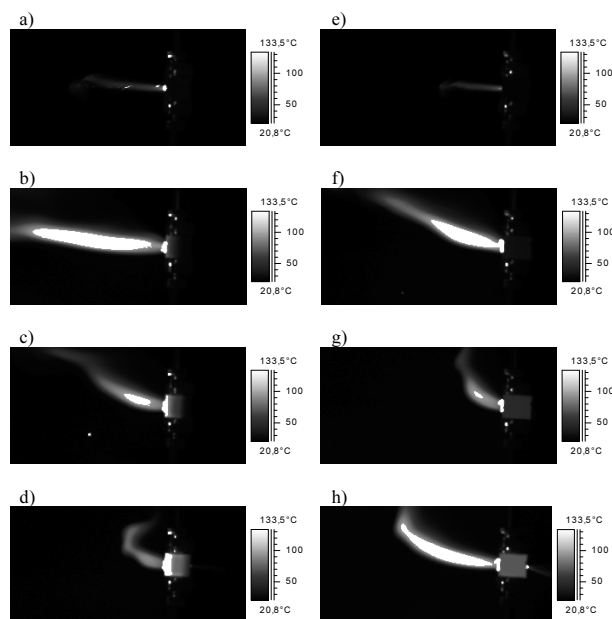
W celu porównania przydatności materiału o izotropowych właściwościach przewodnictwa cieplnego – miedzi z przydatnością pirografitu do rejestrowania przemieszczania frontu palenia paliwa raketowego, przeprowadzono badania eksperymentalne z tuleją wykonaną z pirografitu i miedzi (pomalowaną czarną matową farbą na zewnętrznej powierzchni bocznej). Na termogramach (rys.1 a-d) wyraźnie widać, iż dzięki znacznemu zróżnicowaniu przewodności cieplnej pirografitu w kierunku wzdłuż osi walca i jego promienia, można z dokładnością do pikseli rozdzielczości obrazu termogramu określić, gdzie w poszczególnych fazach spalania paliwa raketowego znajduje się front fali palenia badanego paliwa (rys. 2). To z kolei umożliwia wyznaczenie zmian położenia frontu palenia, a zatem - szybkości palenia na wybranych odcinku długości ładunku paliwa. Jak widać na termogramach (rys.1 e-h) dla tulei wykonanej z miedzi jest to niemożliwe, ponieważ miedziana tuleja prawie równomiernie nagrzewa się na całej długości (rys. 3). Powyższe obserwacje potwierdzają przedstawiono profile zmian temperatury na powierzchni tulei pirografitowej wzdłuż jej osi podczas palenia paliwa raketowego w różnych jego etapach palenia (rys. 2) oraz profile temperatury podczas spalania paliwa raketowego w tulei miedzianej (rys. 3).

W tabeli 1 przedstawione są wyniki pomiaru szybkości palenia (przemieszczania się frontu palenia) paliwa raketowego w tulei pirografitowej, w różnych fazach palenia paliwa dla arbitralnie przyjętej wartości przyrostu temperatury powierzchni, która określa aktualne położenie frontu, równej 303 K.

Tab. 1. Wyznaczona eksperymentalnie średnia całkowita szybkość palenia paliwa raketowego w tulei pirografitowej

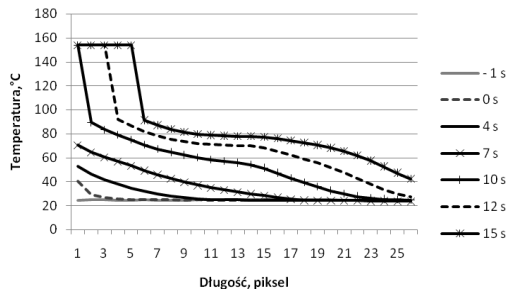
Tab. 1. Experimental average total burning rate of rocket propellant in pyrographite tube

t_N, s	4	7	10	12	15
$r, mm/s$	1,4	1,69	1,38	1,2	1,12



rys. 1. Termogramy wykonane podczas procesu palenia homogenicznego paliwa raketowego w tulei wykonanej z pirografitu (a-d) i miedzi (e-h)

Fig. 1. Thermograms obtained during burning homogeneous rocket propellant in tube made from pyrographite (a-d) and copper (e-h)

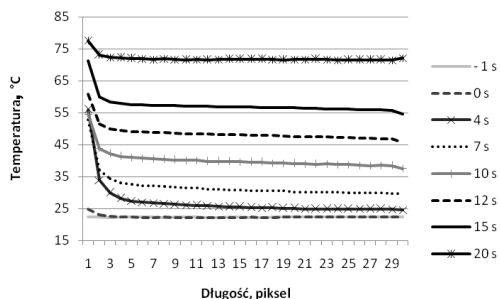


Rys. 2. Profile przebiegu zmian temperatury na powierzchni tulei pirografitowej w funkcji jej długości podczas różnych faz palenia paliwa raketowego

Fig. 2. Changes of temperature profiles on the pyrographite tube surface vs. its length during different phases of rocket propellant burning

4. Modelowanie numeryczne

Opisaną powyżej metodę pomiaru szybkości palenia z wykorzystaniem anizotropowych właściwości grafitu pirolitycznego postanowiono poddać weryfikacji numerycznej. Ze względu na ograniczone możliwości dokładnego odtworzenia warunków obu przeprowadzonych doświadczeń, uwagę skupiono na określeniu jakościowych różnic wymiany ciepła dla spalania w tulei pirografitowej i miedzianej, oraz na sprawdzeniu możliwości wyznaczenia szybkości przemieszczania się frontu palenia (wyznaczenia szybkości palenia) z pomiarów temperatury powierzchni tulei pirografitowej.



Rys. 3. Profile przebiegu zmian temperatury na powierzchni tulei miedzianej w funkcji jej długości podczas różnych faz palenia paliwa raketowego

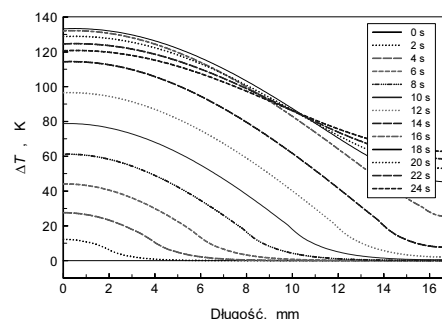
Fig. 3. Changes of temperature profiles on the copper tube surface vs. its length during different phases of rocket propellant burning

Do modelowania wykorzystano pakiet obliczeń numerycznych metodą elementów skończonych (MES) Comsol [10]. Modelowano liniowe zagadnienie dwuwymiarowego osiowoosymetrycznego przewodzenia ciepła. Nie uwzględniono zatem obwodowych różnic uwarunkowanych przede wszystkim warunkami konwekcji powietrza wokół badanych próbek i przyjęto założenie niezależności właściwości termofizycznych od temperatury. Problem zatem sprowadza się do równania różniczkowego cząstkowego Fouriera [11] z odpowiednimi warunkami początkowymi i brzegowymi. Modele geometryczne sporządzono odtwarzając geometrię rzeczywistych obiektów, tzn. tulei pirografitowej i miedzianej. W przypadku miedzi zastosowano wartości biblioteczne (por. [10]): ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu $385 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$, gęstość $8700 \text{ kg}/\text{m}^3$ oraz przewodność $400 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$. Dla grafitu założono różnicze wartości przewodności cieplnej w kierunku osiowym i promieniowym [12] przyjmując przewodność promieniową równą $300 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, natomiast osiową równą $3 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, przy ciepłe właściwym $800 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ oraz gęstości $2200 \text{ kg}/\text{m}^3$. Jako warunek początkowy przyjęto jednorodny rozkład temperatury równej $273,15 \text{ K}$. Przy modelowaniu warunków na brzegach zewnętrznych uwzględniono straty konwekcyjne i radiacyjne. Dla konwekcji na poboczniczy i na powierzchniach podstaw założono temperaturę otoczenia równą temperaturze początkowej próbki

i współczynnik przejmowania ciepła równy $4 \text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$. Wartość ta wynikała z oszacowania wymiany ciepła przy konwekcji swobodnej wokół nieskończonego walca [11, 13]. Dla promieniowania założono wymianę ciepła z otoczeniem o temperaturze $273,15 \text{ K}$ z emisyjnością grafitu $0,96$ oraz miedzi $0,70$. Najważniejsze, z punktu widzenia rozpatrywanego zagadnienia, było zamodelowanie wymiany ciepła na powierzchni wewnętrznej tulejek. Przemieszczanie się frontu palenia z prędkością $1 \text{ mm}/\text{s}$ zamodelowano skokową, przemieszczającą się w sposób ciągły wzdłuż tworzącej powierzchni wewnętrznej, zmianą warunków brzegowych. Wykorzystano przy tym wyniki obserwacji przebiegu eksperymentów opisanych w [15] i [16]. Przed frontem założono warunek adiabatyczności powierzchni, za frontem konwekcyjną wymianę ciepła do otoczenia o temperaturze 2300 K ze współczynnikiem przejmowania ciepła równym $80 \text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$. Wartość temperatury ustalono arbitralnie kierując się jedynie orientacyjnymi wartościami maksymalnych temperatur spalania paliw węglowodorowych w mieszkach stechiometrycznych [14]. Orientacyjną wartość współczynnika przejmowania ciepła wyznaczono posługując się zależnościami kryterialnymi dla przepływu turbulentnego gazu o właściwościach spalin z prędkością $1 \text{ m}/\text{s}$ w kanale o przekroju kołowym [13]. Prędkość przepływu odpowiada orientacyjnej zmianie objętości czynnika przy spalaniu bez uwzględnienia zmian powodowanych wzrostem ciśnienia i temperatury.

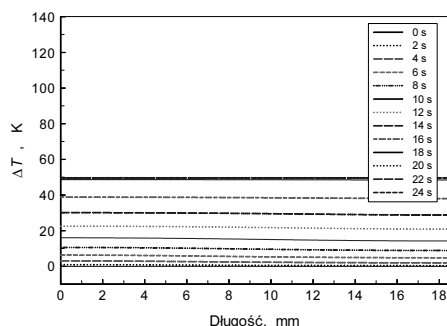
Do obliczeń zastosowano podział regularny na elementy prostokątne z 10-ciomą elementami wzdłuż promienia i odpowiednio 17-ma wzdłuż osi dla pirografitu oraz 19-toma dla miedzi. W obu przypadkach obliczenia wykonano dla 25 s procesu z krokiem $0,2 \text{ s}$. Wybrane wyniki symulacji przedstawiono na rys. 5, 6 i 7.

Ogólnie rzecz biorąc wyniki symulacji numerycznej są zgodne z rezultatami doświadczeń (por. rys. 1 i 2 oraz 4 a także rys. 3 i 5). We wszystkich przypadkach widoczna jest zdecydowana jakościowa różnica w przebiegu nagrzewania się badanych tulei. Oczywistym jest brak możliwości wyznaczenia orientacyjnych chociażby wartości szybkości palenia paliwa przy zastosowaniu tulei miedzianej, która nagrzewa się w miarę równomiernie (rys. 5). W przeciwieństwie do miedzi i zgodnie z oczekiwaniami tuleja pirografitowa nagrzewa się plastrami. Wprowadzie aktualne położenie frontu palenia nie jest oczywiste, ale uzyskane wyniki „pomiaru” temperatury powierzchni pozwalają na określenie szybkości ruchu frontu. W tym celu wystarczy dokonać porównania położenia danej izotermy na powierzchni dla różnych chwil czasu. Zestawienie wybranych położonych izoterm odpowiadających przyrostowi temperatury ponad wartość początkową o odpowiednio 5, 10 i 20 K przedstawiono w tabeli 2. Na podstawie danych z tabeli 2 obliczono wartości średniej chwilowej (uśrednianie pomiędzy sąsiednimi identyfikowanymi wartościami) i średniej całkowitej (uśrednianie od początku procesu do danej chwili) szybkości ruchu frontu palenia, czyli szybkości palenia. Wyniki obrazuje rys. 6. Jak widać we wszystkich analizowanych przypadkach możliwe jest zidentyfikowanie szybkości ruchu frontu palenia.



Rys. 4. Wyznaczone numerycznie profile przebiegu zmian przyrostu temperatury na powierzchni tulei pirografitowej w różnych fazach palenia paliwa raketowego

Fig. 4. Differential temperature profiles on the pyrographite tube surface in different phases of rocket propellant burning obtained by numerical modeling



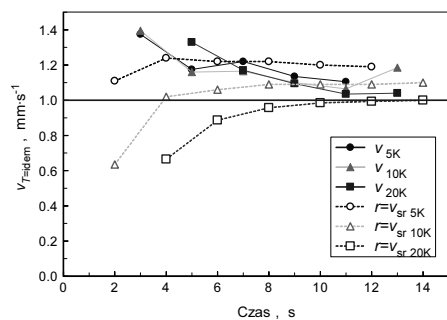
Rys. 5. Wyznaczone numerycznie profile przebiegu zmian przyrostu temperatury na powierzchni tulei miedzianej w różnych fazach palenia paliwa raketowego

Fig. 5. Differential temperature profiles on the copper tube surface in different phases of rocket propellant burning obtained by numerical modeling

Tab. 2. Wyznaczone numerycznie położenia izoterm na zewnętrznej powierzchni tulei pirografitowej, wyrażone w mm odległości od powierzchni jej powierzchni czołowej zapalnej wiązką promieniowania laserowego (w modelu – dolnej)

Tab. 2. Position of isotherms on the pyrographite tube external surface obtained by numerical modeling, expressed in mm of distance from its front surface ignited by laser beam (in model – bottom)

Izoterma ΔT , K	Czas, s						
	2 s	4 s	6 s	8 s	10 s	12 s	14 s
5	2,21	4,96	7,31	9,75	12,02	14,23	
10	1,27	4,06	6,38	8,71	10,91	13,04	15,40
20		2,66	5,32	7,66	9,85	11,92	14,00



Rys. 6. Wyniki identyfikacji szybkości ruchu frontu palenia w modelu numerycznym: średnie prędkości chwilowe (v_{sK}) i średnie prędkości całkowite (v_{sf_sK}) dla różnych izoterm ($x = 5, 10$ i 20 K) przyrostu temperatury w funkcji czasu obserwacji

Fig. 6. Results of speed movement of the burning front in the numerical model: average temporary speeds (v_{sK}) and average total speeds (v_{sf_sK}) for different isotherms ($x = 5, 10$ i 20 K) differential temperature signal vs. observation time

Komentując wyniki należy podkreślić, że pomimo ograniczonych możliwości dokładnego odtworzenia warunków eksperymentu w przeprowadzonych symulacjach uzyskane rezultaty są w pełni reprezentatywne jeżeli chodzi o problem identyfikacji szybkości przemieszczania się frontu palenia. Uzyskaną dokładność identyfikacji można ocenić jako zadowalającą. Na uwypuklenie zasługuje fakt, że przy zastosowaniu przedstawionego sposobu badań możliwa jest ciągła obserwacja procesu. Dopracowania wymaga metodyka analizy zarejestrowanych sygnałów i identyfikacji szybkości palenia, o czym świadczą różnice w przebiegach krzywych przedstawionych na rys. 6. Za celowe należy uznać również modyfikowanie samego modelu numerycznego. W dotychczasowym pominięto np. oddziaływanie płomienia na powierzchnię czołową tulejki walcowej. Efektem tego oddziaływania jest widoczny na rys. 2 i 3 wzrost temperatury czoła tulejek od strony inicjacji procesu palenia.

5. Wnioski

Przedstawione w niniejszym opracowaniu wyniki badań doświadczalnych oraz symulacji numerycznych potwierdzają poprawność proponowanych procedur badania szybkości palenia jednorodnych paliw raketowych. Procedury te z dużym prawdopodobieństwem powinny być przydatne do rejestracji przemieszczania frontu palenia (pomiaru szybkości palenia) innych rodzajów stałych paliw raketowych np. niejednorodnych. Istotą zmodyfikowanych procedur pomiaru jest wykorzystanie anizotropowych właściwości grafitu pirolitycznego tak, by rozkłady temperatury na pobocznicę tulei badawczej odzwierciedlały przebieg procesów wymiany ciepła w otworze wewnętrznym. Zidentyfikowana w doświadczeniach średnia całkowita szybkość spalania badanej mieszanki wynosiła od 1,12 do 1,69 mm/s. Zgodnie z wynikami symulacji numerycznych maksymalny chwilowy względny błąd identyfikacji może sięgać 40%. Zastosowanie odpowiednich procedur opracowania wyników pozwala jednak na zredukowanie tego błędu do dużo niższych wartości. Podstawowych zalet proponowanej metody nie należy jednak upatrywać w samej identyfikacji wartości średniej szybkości palenia, lecz w stworzeniu możliwości ciągłej obserwacji procesu palenia.

6. Literatura

- [1] R. Mayer, J. Kohler, A. Homburg, Explosives, Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2002, p. 66.
- [2] A. Davenas, Solid rocket propulsion technology, Pergamon Press, Oxford, New York, Seoul, Tokyo, 1993, pp. 111-114.
- [3] L. Stiefel, Gun propulsion technology. Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington DC, vol. 109, 1988, pp.49-60.
- [4] J. M. Pauszkin, A. Z. Czulkov, Raketnye topliva, Izdatelstvo MIR, Moskva 1975, pp.171-173.
- [5] N. Eisenreich, A photographic study of the combustion zones of burning double-base propellants strands, Propellants and Explosives, vol. 3, 1978, pp.141-146.
- [6] K.K. Kuo, M. Summerfield, Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, AIAA, New York, vol. 90, 1984, pp. 27-30, 636-650.
- [7] N. Kubota, Propellants and Explosives: Thermochemical Aspects of Combustion, Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2002, pp.123-198, 235.
- [8] G. P. Sutton, O. Biblarz, Rocket propulsion elements, Wiley & Sons Inc., New York, Chichester, Weinheim, Brisbane, Singapore, Toronto, 2001, p. 427.
- [9] M. Miszczak, W. Świdorski, Zgłoszenie wynalazku pt "Sposób detekcji temperaturowego pola badanej powierzchni badanego obiektu", nr ew. w Wojskowym Instytucie Technicznym Uzbrojenia 1/2009 z dn. 5.01.2009 r.
- [10] COMSOL Multiphysics, Heat Transfer MODULE, v. 3.3, COM-SOL AB., August 2006.
- [11] S. Wiśniewski, T.S. Wiśniewski, Wymiana ciepła, WNT, Warszawa 2002.
- [12] M. N. Ozisik, Heat Conduction, John Wiley & Sons, Inc., New York 1993.
- [13] A. Bejan, Convective Heat Transfer. John Wiley & Sons, Inc., New York 1995.
- [14] S. Wiśniewski, Termodynamika techniczna, WNT, Warszawa 1980.
- [15] A.J. Panas, S. Cudziło, Badania zmian temperatury przy przejściu frontu spalania w mieszaninach pirotechnicznych PTFE/Me. Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, Konferencje, Z. 22, t. III, (XVIII Zjazd Termodynamików, 2-6 września, Muszyna 2002), str. 891÷900.
- [16] A.J. Panas, S. Cudziło, Investigations of Temperature Profiles of Deflagration Wave in Me-PTFE Pyrotechnic Mixtures in Proceedings of the 9th International Symposium on Temperature and Thermal Measurements in Industry and Science, Cavtat – Dubrovnik 2004, Volume 2, (Zvizdić D., Bermanec L. G., Stašić T., Veliki T. Eds.) LPM/FSB, Zagreb 2005, Zagreb 2005, pp. 1279÷1284.