

Badanie temperatury zewnętrznych powierzchni zespołów dyszowych pocisków raketowych GROM z równoczesnym wykorzystaniem kamery termowizyjnej i termopar

Maciej Miszczak, Waldemar Świdorski, Jacek Borkowski

Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, ul. Prymasa Stefana Wyszyńskiego 7, 05-220 Zielonka k. Warszawy

Streszczenie: *Prezentowane wyniki badań rozkładu temperatury w funkcji czasu na zewnętrznej powierzchni metalowych korpusów zespołów dyszowych pocisku raketowego GROM, zbudowanych z grafitu polikrystalicznego i żaroodpornej wkładki z grafitu pirolitycznego (pirografitu).*

Pomiary temperatur wykonywano podczas stacjonarnych badań spalaniem marszowego ładunku stałego paliwa raketowego do pocisku GROM w laboratoryjnym silniku raketowym za pomocą termopar i kamery termowizyjnej, usytuowanych po przeciwnych stronach korpusów dysz, prostopadle do ich osi wzdłużnej i na wysokości kanału przelotowego o przekroju krytycznym.

1. Wstęp

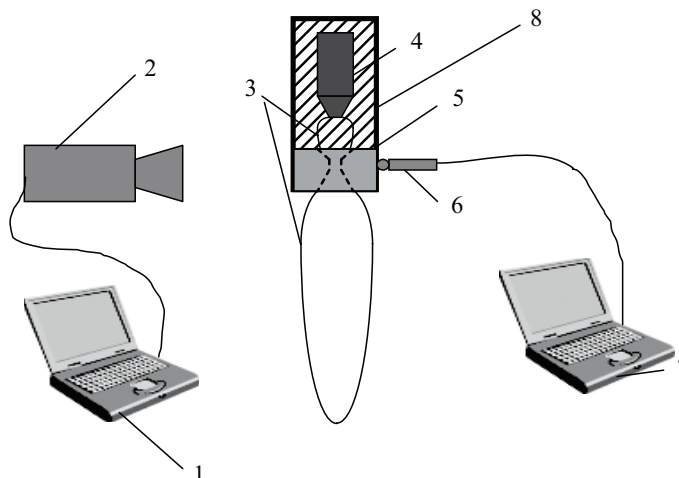
Badania temperaturowe zespołów dyszowych, w tym ich elementów nośnych w postaci metalowych korpusów, mają kardynalne znaczenie w zakresie zapewnienia prawidłowego, zgodnego z wymaganiami działania silnika raketowego i bezpieczeństwa podczas jego eksploatacji [1, 3] oraz stacjonarnych badań spalaniem [2]. W ramach wymagań projektowych silnika raketowego określany jest czas pracy silnika oraz dopuszczalna maksymalna wartość temperatury, którą mogą osiągnąć materiały konstrukcyjne silnika raketowego, zwłaszcza materiały nośne tylnej części komory spalania sąsiadującej z zespołem dyszowym, jak i materiały samego zespołu dyszowego.

2. Badania eksperymentalne

Do badań eksperymentalnych spalaniem w warunkach stacjonarnych z wykorzystaniem laboratoryjnego silnika raketowego przygotowano zespoły dyszowe do pocisku GROM posiadające dysze węglowe zbudowane z grafitu polikrystalicznego R 8500 firmy SGL CARBON POLSKA S.A. oraz pirografitu. Korpusy dysz zbudowane były z grafitu polikrystalicznego, zaś ich żaroodporne wkładki obejmujące część wlotową, przekrój krytyczny i część stożka wylotowego dyszy wykonano w postaci stosu krążków pirografitowych o wysokości 20 mm wklejonych w cylindryczną wnękę korpusu. Badania temperatury zewnętrznych powierzchni zespołów dyszowych przeprowadzono równocześnie za pomocą kamery termowizyjnej AGEMA 900 LW oraz trzech termopar typu K (NiCr-Ni) w ramach stacjonarnych badań spalaniem ładunku marszowego wykonanego z heterogenicznego, aluminiowanego paliwa raketowego na bazie azotanu amonu, zaelaborowanego w silniku laboratoryjnym. Podczas ogrzewania oraz stygnięcia zespołu dyszowego, mierzono temperaturę zewnętrzną powierzchni jego korpusu, na wysokości przekroju krytycznego. Zastosowanie kamery termowizyjnej umożliwiło przeprowadzenie pomiarów rozkładu temperatury na całej powierzchni dyszy, a nie tylko punktowo, jak w przypadku termopar. Zastosowanie termopar jako dodatkowych elementów pomiarowych umożliwiających uzyskanie informacji na temat przebiegu zmian temperatury w punktach pomiarowych ma istotne znaczenie przy wyznaczeniu dokładnej wartości współczynnika emisyjności, który ma podstawowe znaczenie dla prawidłowego pomiaru temperatury kamerą termowizyjną.

Stanowisko badawcze do pomiarów temperatury zewnętrznej powierzchni dyszy (rys. 1) składało się z laboratoryjnego silnika raketowego wyposażonego w zespół dyszowy. Po jednej stronie zespołu dyszowego, na jej zewnętrznej powierzchni, na wysokości kanału przelotowego o przekroju krytycznym, prostopadle do osi dyszy, zamontowano trzy termopary, zaś po drugiej stronie dyszy, na przeciw termopar, prostopadle do osi zespołu dyszowego skierowano obiektyw kamery termowizyjnej. Usytuowanie termopar i kamery termowizyjnej na

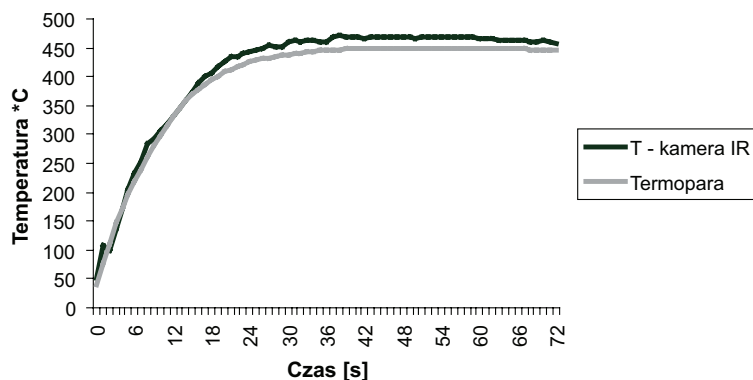
przeciw siebie, po obu stronach dyszy umożliwiło niezakłócony pomiar temperatury zewnętrznej powierzchni korpusu dyszy przez oba te urządzenia.



Rys. 1. Schemat stanowiska badawczego podczas stacjonarnych badań spalaniem: 1 - system sterujący kamerą termowizyjną; 2 - kamera termowizyjna; 3 - strumień produktów spalania; 4 - ładunek marszowy pocisku rakietowego GROM; 5 - zespół dyszowy pocisku rakietowego GROM; 6 - zespół termopar; 7 - komputer sterujący pomiarami termopar; 8 - komora spalania silnika rakietowego.

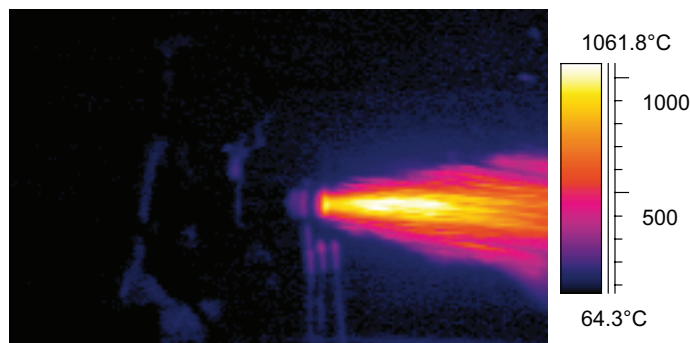
3. Wyniki badań eksperymentalnych oraz ich dyskusja

Pomiary temperatury zewnętrznych powierzchni korpusów wszystkich badanych zespołów dyszowych na wysokości kanału przelotowego o przekroju krytycznym, mierzone za pomocą termopar i kamery termowizyjnej, wykazały bardzo podobne przebiegi zmian temperatury podczas ich grzania i stygnięcia. Uśredniony, charakterystyczny przebieg tych zmian w funkcji czasu nagrzewania się i stygnięcia zespołu dyszowego do pocisku GROM mieszczący się w przedziale 72 s przedstawiono na rys. 2 [7]. Różnice zmierzonych temperatur za pomocą kamery termowizyjnej i termopar były stosunkowo niewielkie, ponieważ mieściły się w przedziale od kilku do kilkunastu stopni.



Rys. 2. Uśredniony przebieg zmian temperatury na zewnętrznej powierzchni zespołu dyszowego pocisku GROM, na wysokości kanału o przekroju krytycznym, otrzymany podczas badań stacjonarnych spalaniem w rakietowym silniku laboratoryjnym, rejestrowany kamerą termalną oraz za pomocą termopar.

Na rys. 3 przedstawiono przykładowy termogram wykonany podczas badania zespołów dyszowych do pocisku GROM.



Rys. 3. Termogram zespołu dyszowego pocisku GROM, otrzymany podczas końcowej fazy spalania ładunku marszowego w komorze laboratoryjnego silnika raketowego.

Na podstawie otrzymanych pomiarów temperaturowych (rys. 2) stwierdzono, że w wyniku spalania ładunku marszowego do pocisku GROM, zewnętrzna powierzchnia zespołu dyszowego na wysokości kanału przelotowego o przekroju krytycznym nagrzewała się do temperatury ok. 250 °C w ciągu ok. 10 s pracy silnika raketowego, a następnie do temperatury ok. 475 °C po zakończeniu procesu spalania. Temperaturę tę można odpowiednio z dobrym przybliżeniem uznać jako średnią temperaturę (temperaturę równowagi) metalowej konstrukcji nośnej [4,5] zespołu dyszowego pocisku GROM. Osiągnięcie takiej temperatury przez stopowe stale konstrukcyjne nie powoduje wyraźnego obniżenia ich charakterystyk wytrzymałościowych [6].

4. Wnioski

Na podstawie badań eksperymentalnych i ich wyników można wyciągnąć następujące wnioski:

- 1) Istotnym parametrem eksploatacyjnym w zakresie doboru elementów konstrukcyjnych (m.in. układu stabilizacyjnego) bezpośrednio współpracujących z zespołem dyszowym, jest maksymalna temperatura jego zewnętrznej powierzchni, jaka zostaje osiągnięta pod koniec spalania ładunku marszowego (tu wynosząca ok. 250 °C).
- 2) Jednoczesne zastosowanie termopar i kamery termowizyjnej do pomiaru temperatury powierzchni zewnętrznych zespołów dyszowych pocisku GROM podczas statycznych badań spalaniem jest bardzo korzystne ze względu na weryfikację uzyskanych wartości temperatur.

Podziękowanie

Niniejszy artykuł powstał podczas realizacji pracy naukowej finansowanej ze środków na naukę w latach 2005 - 2007 w ramach Projektu Badawczego Nr 0 T00B 026 29 p.t., „Badanie dysz hybrydowych”, przyznanych przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

Literatura

- [1] Fachrutdinow I. H., Kotelnikow A.W., *Konstrukcja i projektowanie raketnych dwigatielej twiordowo topliwa*, 1987, Moskwa, Izdatelstwo Maszynostrojenie, ZSRR
- [2] FR/GE/UK/US International Test Operations Procedure – ITOP 5-2-500; *Static firing tests of solid propellant rocket motors*, 2000, 2nd Edition, US Army Developmental Test Command, Aberdeen Proving Ground, MD – 21005-50, USA
- [3] Sutton G.S., Biblarz O., *Rocket propulsion elements*, 2001, 7th Edition, New York, Chichester, Weinheim, Brisbane, Singapore, Toronto, John Wiley and Sons Inc.

- [4] B. W. Orłow, G.J. Mazing, „*Termodinamiczeskoje i balisticzeskoje osnovy projektowania raketnych dwigatielej na twiordom topliwie*”, 1968, Izdanie 2, Izdatelstwo Maszynostrojenie, Moskwa, ZSRR
- [5] R. N. Wimpres, *Internal ballistics of solid-fuel rockets. Military rockets using dry-processed double-base propellant as fuel*, 1950, McGraw-Hill Book Company, Inc., str. 183-199
- [6] Mikułowski B., *Stopy żaroodporne i żarowytrzymałe – nadstopy*, 1997, Wydawnictwa AGH, Kraków, str.8
- [7] Świdorski W., Miszczak M., Szabra D., *Zastosowanie pomiarów termowizyjnych w badaniach dysz grafitowych stosowanych w układach napędowych przeciwlotniczych pocisków raketowych krótkiego zasięgu* Biuletyn WAT Vol. LVII, Nr 3, 2008, str.285÷293