

MACIEJ MISZCZAK*, WALDEMAR ŚWIDERSKI*, DARIUSZ SZABRA*, ZYGMUNT PIERECHOD*

Badanie wybranych, termicznych charakterystyk węglowych modeli dysz hybrydowych pocisków raketowych na paliwo stałe

Słowa kluczowe

Hybrydowe dysze pocisków raketowych, grafit polikrystaliczny, pirografit, temperatura zewnętrznej powierzchni dyszy, pomiar temperatury za pomocą termopar i kamerą termowizyjną, erozja przekroju krytycznego dyszy, badania stacjonarne spalaniem z wykorzystaniem palnika acetylenowo-tlenowego

Streszczenie

Przedstawiono wyniki badań rozkładu temperatur i ich przebieg w funkcji czasu na zewnętrznych powierzchniach korpusów modeli dysz pocisków raketowych na paliwo stałe, zbudowanych z grafitu polikrystalicznego opcjonalnie nasycanego węglem pirolitycznym albo składających się z korpusu z grafitu polikrystalicznego nasycanego węglem pirolitycznym i żaroodpornej wkładki z pirografitu, czyli modeli tzw. „dysz hybrydowych”. Określono także stopień zużycia (erozji) przekrojów krytycznych tych modeli. Badania przeprowadzono na stanowisku stacjonarnym z wykorzystaniem strumienia gorących gazów o temperaturze około 3000 K, wylatujących z dyszy palnika acetylenowo-tlenowego z prędkością około 0,5 Macha, dostarczanych do stożka wlotowego modelu dyszy grafitowej, co w określonym stopniu odpowiada rzeczywistym warunkom oddziaływania gazowych produktów spalania na zespół dyszowy silnika raketowego podczas jego pracy.

Pomiary temperatur wykonywano podczas ogrzewania dysz gazem z palnika oraz podczas ich stygnięcia, za pomocą termopar i kamery termowizyjnej, usytuowanych po przeciwnych stronach korpusu dysz, prostopadle do ich osi wzdłużnej i na wysokości kanału przelotowego o przekroju krytycznym. Wyniki badań wskazują na realną możliwość wykorzystania ww. rodzajów materiałów węglowych do budowy dysz małogabarytowych pocisków raketowych na paliwo stałe, których układ napędowy pracuje do 10 sekund, wytwarzając gazowe produkty spalania o temperaturze około 3000 K. Powinny to potwierdzić badania stacjonarne spalaniem stałych ładunków napędowych w komorach spalania silników raketowych, wyposażonych w dysze hybrydowe. W ramach tych badań zostaną wykonane analogiczne pomiary temperatur i erozji przekroju krytycznego dysz a także pomiary podstawowych charakterystyk roboczych silników raketowych, czyli ciągu i ciśnienia produktów spalania w komorze spalania w funkcji czasu pracy silnika. Badania stacjonarne spalaniem silników raketowych na paliwo

* Dr inż., Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, Zielonka k. Warszawy.

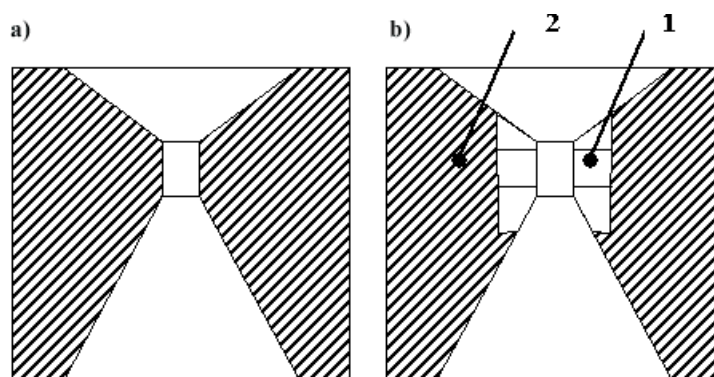
stałe, wyposażonych w grafitowe dysze hybrydowe, stanowią ostatni etap badań eksperymentalnych Projektu Badawczego Nr 0 T00B 026 29 p.t. „Badanie dysz hybrydowych”, przyznanego Wojskowemu Instytutowi Technicznemu Uzbrojenia przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego, finansowanego ze środków na naukę w latach 2005–2007.

Wprowadzenie

Badanie termicznej wytrzymałości na wysoką temperaturę, zwłaszcza odporności na działanie produktów spalania o wysokiej temperaturze, przepływających z dużą szybkością, najbardziej narażonych na tego rodzaju oddziaływania newralgicznych elementów konstrukcyjnych pocisków raketowych, zwłaszcza zespołu dyszy i jej elementów nośnych, ma kardynalne znaczenie w zakresie zapewnienia prawidłowego, zgodnego z wymaganiami działania silnika raketowego i bezpieczeństwa podczas jego eksploatacji (Fachrutdinow, Kotelnikow 1987), w tym również podczas badań (FR/GE/UK/US International Technical Operation Procedure... 2000) W ramach wymagań projektowych silnika raketowego określany jest czas pracy silnika oraz dopuszczalny zakres temperatur uzależniony w dużym stopniu od tego czasu, w którym materiały konstrukcyjne silnika raketowego, zwłaszcza materiały nośne tylnej części komory spalania sąsiadującej z zespołem dyszowym, jak i materiały samego zespołu dyszowego, są w stanie wytrzymać obciążenia fizyko-chemiczne, zwłaszcza termiczne spowodowane spalaniem ładunku paliwa raketowego.

1. Badania eksperymentalne

Aby sprawdzić przydatność materiałów węglowych oraz układów materiałowych do konstrukcji dysz, takich jak grafit polikrystaliczny opcjonalnie nasycany albo nienasycany węglem pirolitycznym, dwuwarstwowy układ materiałowy zbudowany z wewnętrznej warstwy grafitu pirolitycznego w postaci wkładki kanału przelotowego dyszy o przekroju krytycznym i z zewnętrznej warstwy grafitu polikrystalicznego nasycanego węglem pirolitycznym, stanowiącej korpus dyszy, opracowano dwa typy modeli dysz (rys. 1), które rokują nadzieje na zastosowanie ich do przeciwlotniczego, kierowanego pocisku raketowego GROM. Pierwszy typ modeli dysz zbudowany był z jednego rodzaju materiału, tj. grafitu polikrystalicznego opcjonalnie nasycanego albo nienasycanego węglem pirolitycznym, zaś drugi typ modeli dysz zbudowany był z korpusu z grafitu polikrystalicznego nasycanego węglem pirolitycznym oraz żaroodpornej wkładki pirografitowej o grubości z zakresu od 0,9 do 2,9 mm na wysokości przelotowego kanału o przekroju krytycznym, zbudowanej ze stosu krążków osadzonych w korpusie dyszy od strony jej stożka wlotowego. Zastosowany do konstrukcji dysz grafit polikrystaliczny typu R 8500 należy do grupy specjalnych grafitów elektrodowych, otrzymywanych za pomocą prasowania izostatycznego, produkowanych przez firmę SGL ANGRAF. Grafit ten posiada gęstość wynoszącą 1770 kg/m³, otwartą porowatość wynoszącą 13% (obj.) oraz przewodność cieplną wynoszącą w warun-



Rys. 1. Podstawowe typy badanych modeli dysz do małowabarytowych pocisków raketowych krótkiego zasięgu

a) dysza wykonana z grafitu polikrystalicznego opcjonalnie nasycanego węglem pirolitycznym; b) dysza zbudowana z żaroodpornej wkładki w postaci stosu krążków pirografitowych (1) i korpusu (2) z grafitu polikrystalicznego nasycanego węglem pirolitycznym

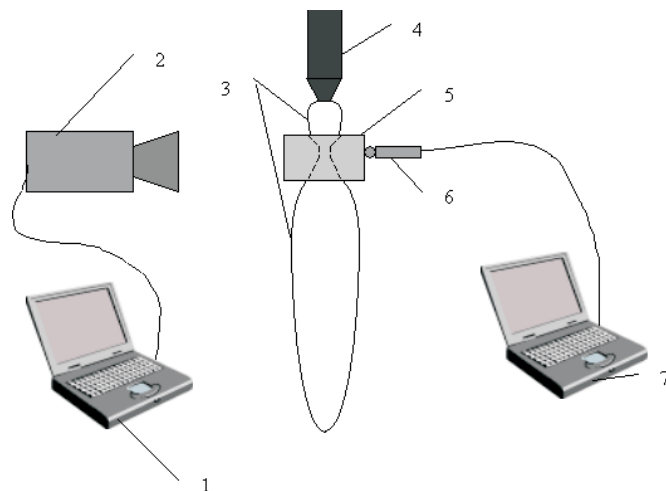
Fig. 1. Basic types of tested nozzles models for small-caliber, short range missiles

a) a nozzle made of polycrystalline graphite optionally saturated by pyrolytic carbon; b) a nozzle made of thermal-resistant insert in form of stock of pyrographite discs (1) and body (2) made of polycrystalline graphite saturated by pyrolytic carbon

kach normalnych $80 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$. Grafit ten nasycany był węglem pochodzącym z pirolizy propanu w ramach metody grzania pośredniego. Pirolizę (nasycanie) prowadzono przez 3 h w temperaturze 1100°C przy ciśnieniu $1,33 \text{ hPa}$. Zabieg nasycania grafitu polikrystalicznego węglem pirolitycznym powoduje zmniejszenie porowatości otwartej warstw grafitu polikrystalicznego, co z kolei istotnie przyczynia się do wzrostu wytrzymałościowych (mechanicznych) charakterystyk tego materiału oraz utrudnia erozję kanału przelotowego o przekroju krytycznym, zwłaszcza przez utleniające produkty spalania. Na wysokości odcinka kanału o przekroju krytycznym całkowita grubość ścianki dyszy (włącznie z wkładką żaroodporną) wynosiła $5,5 \text{ mm}$. Boczne powierzchnie wkładek obejmowały dolną część stożka wlotowego, cały kanał o przekroju krytycznym oraz górną część stożka wylotowego. Czołowe płaszczyzny krążków pirografitowych były zgodne z płaszczyznami (ab) krystalograficznej siatki grafitu, zapewniając skuteczne, ukierunkowane wzdłuż tych płaszczyzn odprowadzanie ciepła od wewnętrznych ścianek kanału przelotowego dyszy do zewnętrznych ścianek jej korpusu. Zmierzona w tym kierunku przewodność cieplna grafitu pirolitycznego wynosiła $380 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$ w warunkach normalnych, czyli ponad czterokrotnie więcej niż przewodność cieplna grafitu polikrystalicznego typu R 8500 w tych samych warunkach pomiaru. Wewnętrzny, przelotowy kanał modeli dysz poddany został przez 15 s działaniu płomienia, tj. gazowych produktów spalania o temperaturze ok. 3000 K wypływających z króćca palnika acetylenowo-tlenowego z szybkością ok. $0,5 \text{ Macha}$. Zastosowanie palnika wynikało ze względów oszczędnościowych, co jest uzasadnione na wstępnym, rozpoznawczym etapie badań eksperymentalnych, ponieważ przy stosunkowo niewielkich kosztach tych badań w porównaniu z analogicznymi badaniami z udziałem silników raketowych,

zapewnia uzyskanie w znacznym stopniu warunków zbliżonych do rzeczywistych warunków ogrzewania dyszy, występujących podczas pracy silnika raketowego. Podczas ogrzewania oraz stygnięcia dyszy mierzono temperaturę zewnętrznej powierzchni jej korpusu, ze szczególnym uwzględnieniem odcinka przekroju krytycznego, za pomocą termopar typu K (NiCr-Ni) umożliwiających pomiar temperatury do 1200°C oraz kamery termowizyjnej AGEMA 900 LW. Zastosowanie kamery termowizyjnej umożliwia przeprowadzenie pomiarów rozkładu temperatury na całej powierzchni dyszy a nie tylko punktowo jak w przypadku termopary. Zastosowanie termopary jako dodatkowego źródła informacji o przebiegu zmian temperatury w punkcie pomiarowym ma istotne znaczenie przy wyznaczeniu dokładnej wartości współczynnika emisyjności, który ma podstawowe znaczenie dla prawidłowego pomiaru temperatury kamerą termowizyjną. Po ostygnięciu dyszy określano stopień zużycia (zakres erozji) jej przekroju krytycznego za pomocą pomiaru zmian średnicy tego przekroju. Pomiar tego parametru dyszy ma decydujące znaczenie, ponieważ zachowanie ustalonych, wymaganych wymiarów przekroju krytycznego dyszy zapewnia utrzymanie stabilnego przebiegu ciągu silnika raketowego i ciśnienia w komorze spalania silnika podczas jego pracy, co z kolei stanowi warunek konieczny utrzymania wymaganych charakterystyk lotu i pracy systemów pokładowych pocisku raketowego.

Stanowisko badawcze do pomiarów temperatury zewnętrznej powierzchni dyszy (rys. 2) zbudowane było z palnika acetylenowo-tlenowego usytuowanego współosiowo względem



Rys. 2. Schemat stanowiska badawczego do pomiaru temperatury zewnętrznej powierzchni korpusów dysz pocisków raketowych, ogrzewanych palnikiem acetylenowo-tlenowym
1 – system sterujący kamerą termowizyjną, 2 – kamera termowizyjna, 3 – strumień gorących gazów, 4 – króciec palnika acetylenowo-tlenowego, 5 – dysza pocisku raketowego, 6 – termopara, 7 – komputer rejestrujący pomiary termoparą

Fig. 2. Schematic diagram of test stand for measurement of temperatures of outer surfaces of the missile nozzle bodies heated by oxygen-acetylene blow-pipe
1 – IR camera control system, 2 – IR camera, 3 – flow (flame) of hot gases, 4 – oxygen-acetylene blow-pipe outlet, 5 – a nozzle for the missile, 6 – thermocouple, 7 – thermocouple recording unit

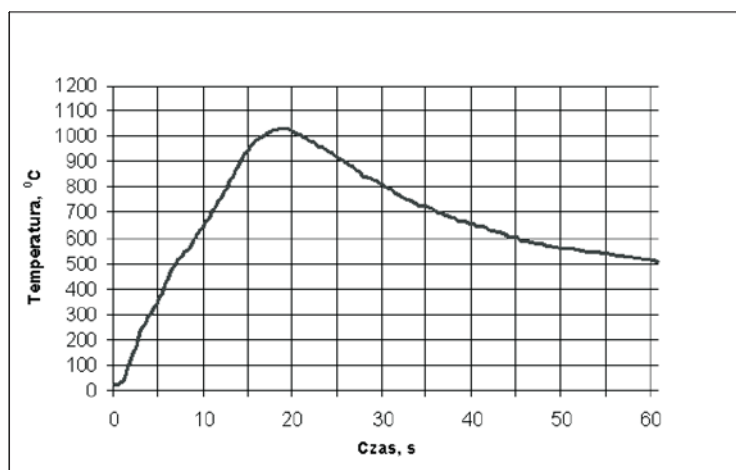
dyszy od strony jej stożka wlotowego. Po jednej stronie dyszy, na jej zewnętrznej powierzchni, na wysokości kanału przelotowego o przekroju krytycznym, prostopadle do osi dyszy, zamontowano termoparę, zaś po drugiej stronie dyszy, naprzeciw termopary, prostopadle do osi dyszy skierowano obiektyw kamery termowizyjnej, obejmujący zewnętrzną powierzchnię kanału o przekroju krytycznym. Aby uzyskać powtarzalne wyniki pomiarów zachowano stały skład i parametry przepływu gazów wylotowych palnika acetylenowo-tlenowego oraz sztywną, niezmienną konfigurację stanowiska badawczego, poprzez zapewnienie sztywnego mocowania termopary i przylegania jej elementu pomiarowego do korpusu dyszy, ustalonego położenia króćca palnika, stałego położenia dyszy oraz obiektywu kamery termowizyjnej. Usytuowanie termopary i kamery termowizyjnej naprzeciw siebie, po obu stronach dyszy umożliwia niezakłócony pomiar temperatury zewnętrznej powierzchni korpusu dyszy przez oba te urządzenia oraz wzajemną weryfikację ich dokładności pomiarowej, pod warunkiem zapewnienia współosiowego położenia dyszy i palnika, co skutkuje powtarzalnym i symetrycznym ogrzewaniem dyszy wzdłuż promienia jej bocznych ścianek na wysokości styku termopary z korpusem dyszy oraz na wysokości osi obiektywu kamery. Ze względu na bliską odległość palnika od elementu pomiarowego termopary, została ona odizolowana od termicznego oddziaływania płomienia osłoną z folii aluminiowej.

2. Wyniki badań eksperymentalnych oraz ich dyskusja

Wszystkie typy badanych modeli dysz wykazały dużą odporność ich kanałów przelotowych o przekroju krytycznym na erozyjne działanie gorących, gazowych produktów powstających podczas procesu spalania acetyleny oraz tlenu w obecności powietrza, takich jak dwutlenek węgla, tlenek węgla, wodór, tlen i para wodna. Wielkość erozji mierzono wzrostem średnicy przekroju krytycznego dysz, który mieścił się w zakresie od 0,05 mm do 0,1 mm, przy czym dolna granica tego zakresu odnosiła się do dysz wykonanych z grafitu polikrystalicznego nasycanego węglem pirolitycznym oraz dysz z wkładką pirografitową, zaś górna granica była charakterystyczna dla dyszy wykonanej z grafitu polikrystalicznego nienasycanego węglem pirolitycznym. Dla średnic przekroju krytycznego dysz małego gabarytów pocisków rakietowych z zakresu od 10 mm do 20 mm, dopuszczalny 5-procentowy wzrost średnicy krytycznej (Sutton 2001) odpowiada zakresowi wzrostu średnicy od 0,5 mm do 1,0 mm. A zatem wzrost średnicy krytycznej badanych modeli dysz jest około 10-krotnie mniejszy niż przedział dopuszczalnego wzrostu tej średnicy. W żadnym z badanych modeli dysz nie stwierdzono nierównomiernego, nadmiernego wypalenia powierzchni kanału przelotowego, powodującego powstanie przekroju krytycznego w postaci owalu, spowodowanego zbyt intensywnym, erozyjnym działaniem przepływającego z dużą szybkością strumienia produktów spalania. Również nie stwierdzono wyraźnego wzrostu chropowatości powierzchni stożka wlotowego, przelotowego kanału o przekroju krytycznym, ani stożka wylotowego po każdym spalaniu.

Pomiary temperatury zewnętrznych powierzchni korpusów wszystkich badanych dysz na wysokości kanału przelotowego o przekroju krytycznym mierzone za pomocą termopar

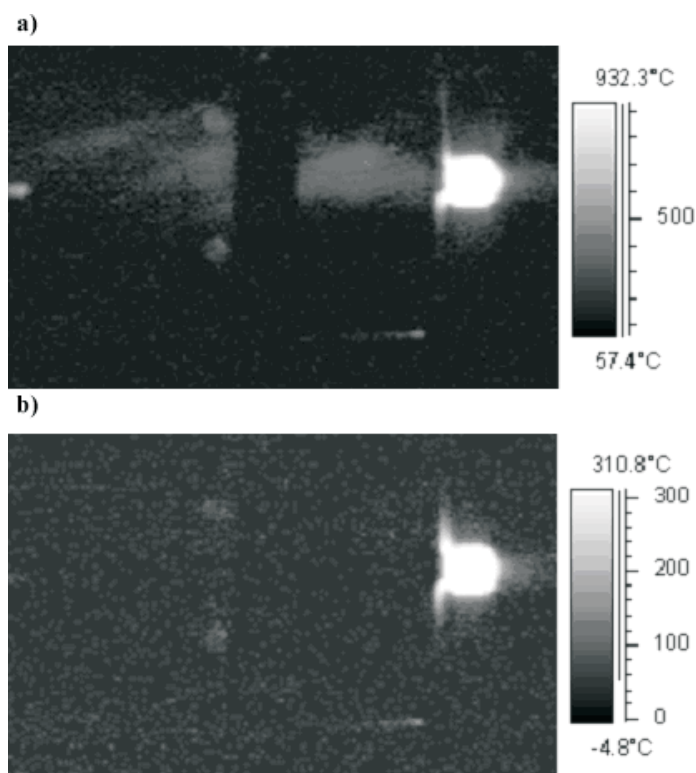
i kamery termowizyjnej, wykazały bardzo podobne przebiegi zmian temperatury podczas ogrzewania i stygnięcia dysz. Uśredniony, charakterystyczny przebieg tych zmian w funkcji czasu ogrzewania i stygnięcia mieszczący się w przedziale 60 s przestawiono na rysunku 3, z którego wynika, że w wyniku ogrzewania zewnętrzna powierzchnia ścianki dyszy na wysokości kanału przelotowego o przekroju krytycznym nagrzała się do temperatury nieco ponad 1000°C, zaś podczas ogrzewania przez 10 sekund, tj. dla górnej umownej wartości czasu pracy silnika małowabarytowych pocisków raketowych (Sutton, Biblarz 2001), temperatura zewnętrznej powierzchni wynosiła około 650°C. Różnice zmierzonych temperatur za pomocą termopar oraz kamery termowizyjnej były stosunkowo niewielkie, ponieważ mieściły się w przedziale od kilku do kilkunastu °C. Na rysunku 4 przedstawione są przykładowe termogramy wykonane podczas badania dyszy hybrydowej.



Rys. 3. Uśredniony przebieg zmian temperatury zewnętrznej powierzchni badanych modeli dysz na wysokości środka kanału przelotowego o przekroju krytycznym, podczas ich ogrzewania płomieniem palnika acetylenowo-tlenowego przez 15 s oraz podczas stygnięcia do 60 s, mierzonej za pomocą termopar
Opis współrzędnych wykresu zmian temperatury w funkcji czasu: T – temperatura [°C], t – czas [s]

Fig. 3. Mean-value profile of temperature changes of tested model nozzle outer surface in the point corresponding to the center of section throat, during their heating by the flame from oxygen-acetylene blow-pipe for 15 seconds and then during their cooling up to 60 second, measured with use of thermocouples
Description of coordinates of temperature profile as a function of time: T – temperature [°C], t – time [s]

Bardzo podobne przebiegi zmian temperatury podczas ogrzewania i stygnięcia badanych modeli dysz wykonanych z materiałów grafitowych zróżnicowanej strukturze, spowodowane są w dużej mierze ich podobnym przewodnictwem cieplnym, jako wyrobu i/lub układu materiałowego, wynikającym ze zmniejszania się różnic przewodnictwa cieplnego tych materiałów wraz ze wzrostem temperatury oraz wysokim udziałem polikrystalicznego grafitu w strukturze dysz, w stosunku do innych materiałów węglowych (tj. grafitu pirolitycznego i węgla pirolitycznego). Na przykład przy wzroście temperatury od pokojowej do temperatury w zakresie od 500 do 1000 °C przewodność cieplna grafitu pirolitycznego



Rys. 4. Termogramy dyszy hybrydowej wykonane podczas badań
a) faza grzania – 10 s; b) faza studzenia – 60 s

Fig. 4. Thermograms of hybrid nozzle during testing
a) heating phase – 10 s; b) cooling phase – 60 s

w płaszczyźnie (ab) zmniejsza się w przybliżeniu czterokrotnie (Pierson 1993), zaś grafitu polikrystalicznego elektrodowego o gęstości 1770 kg/m^3 średnio dwukrotnie (Rogalin 1974).

O zmniejszaniu się współczynników przewodności cieplnej materiałów dysz w trakcie ich ogrzewania świadczy zmniejszająca się szybkość wzrostu ich temperatury w funkcji czasu ogrzewania.

Na podstawie doniesień literaturowych (Orłow, Mazing 1968) określających przebieg zmian temperatury ścianki wykonanej z jednorodnego materiału, ogrzewanej z jednej strony, w zależności od jej grubości, przy danej, ustalonej wartości współczynnika przewodności cieplnej, znając średnią przewodność cieplną grafitu polikrystalicznego stanowiącego podstawowy materiał badanych modeli dysz (wynoszącej $80 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$), dla grubości ścianki wynoszącej 5,5 mm (tak jak dla badanych modeli dysz), gradient temperaturowy, tj. różnica między temperaturą (wewnętrznej) powierzchni ścianki bezpośrednio ogrzewanej strumieniem gorących gazów a temperaturą jej powierzchni zewnętrznej wynosi około 800°C . A zatem przyjmując niniejsze dane, można oszacować, że maksymalna temperatura powierzchni kanału przelotowego badanych dyszy w ich przekroju krytycznym, w powyższych

warunkach badań doświadczalnych, ma wartość około 1800°C, zaś po 10 s oddziaływania palnika, wartość ta wynosi około 1450°C.

Wnioski

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

Ze wszystkich badanych modeli dysz, najbardziej wytrzymałe (odporne) w sensie termicznym i mechanicznym na działanie strumienia gazów o wysokiej temperaturze i szybkości przepływu, okazały się dysze zbudowane z grafitu polikrystalicznego nasycanego węglem pirolitycznym (korpus) oraz wkładki pirografitowej (tzw. „dysze hybrydowe”).

Materiały przeznaczone do elementów konstrukcyjnych, współpracujących bezpośrednio z zewnętrzną powierzchnią grafitową zespołu dyszowego małowabarytowych pocisków raketowych krótkiego zasięgu, powinny być odporne na działanie temperatur wynoszących około 1000°C, przy założeniu pracy silnika raketowego do 15 s i temperaturze gazowych produktów spalania dochodzącej do około 3000 K.

Jednoczesne zastosowanie termopar i kamery termowizyjnej do pomiaru temperatury powierzchni zewnętrznych dysz (zespołów dyszowych) podczas ogniowych badań stacjonarnych, jest bardzo korzystne w sensie wzajemnej weryfikacji dokładności pomiarowej tych urządzeń.

W ramach planowanych ww. badań odporności termicznej, mechanicznej i chemicznej modeli dysz hybrydowych podczas stacjonarnych spalań silników raketowych na paliwo stałe – zwłaszcza heterogeniczne (zawierające w swym składzie glin), należy wziąć pod uwagę dodatkowy, istotny czynnik mogący spowodować zwiększoną erozję (w tym ścieranie), utlenianie i nagrzewanie materiałów węglowych dysz, spowodowaną wysokotemperaturowym, intensywnym, fizykochemicznym oddziaływaniem strumienia produktów spalania o wysokiej prędkości przepływu, w skład którego oprócz gazów wchodzi składniki w stanie ciekłym i stałym, którymi są przede wszystkim tlenki glinu, mogące stanowić do 40% masy wszystkich produktów spalania paliwa.

LITERATURA

- Fachrutdinow I.H., Kotelnikow A.W., 1987 – Konstrukcja i projektowanie raketnych dwigatielej twordowo topliwa. Moskwa, Izdatelstwo Maszinstrojenie, ZSRR.
- Orłow B.W., Mazing G.J., 1968 – Termodinamiczeskoje i balisticzeskoje osnovy projektowania raketnych dwigatielej na twordom topliwie. Izdanie 2. Moskwa, Izdatelstwo Maszinstrojenie, ZSRR.
- Pierson H.O., 1993 – Handbook of carbon, graphite, diamond and fullerenes. Properties, processing and applications. New Jersey, Noyes Publications, USA.
- Rogalin M.I., Czałyk E.F., 1974 – Sprawoznik po uglegrafitowym materiałam, Leningrad, Izdatelstwo Chimia, ZSRR.

- Sutton G.S., Biblarz O., 2001 – Rocket propulsion elements, 7th Edition, New York, Chichester, Weinheim, Brisbane, Singapore, Toronto, John Wiley and Sons Inc.
- 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.

MACIEJ MISZCZAK, WALDEMAR ŚWIDERSKI, DARIUSZ SZABRA, ZYGMUNT PIERECIOD

INVESTIGATIONS OF SELECTED, THERMAL CHARACTERISTICS CONCERNING CERTAIN MODELS OF CARBON HYBRID NOZZLES FOR SOLID PROPELLANT MISSILES

Key words

Hybrid nozzles of missiles, polycrystalline graphite, pyrographite, temperature of outer surface of the nozzle, temperature measurements by means of thermocouples and IR camera, erosion of nozzle throat, static firing tests with usage of oxygen-acetylene blow-pipe

Abstract

There are presented test results on temperature distribution and its courses as a function of time on outer surfaces of bodies of nozzles models for small caliber solid propellant missiles. The models of the nozzles were made of polycrystalline graphite optionally saturated by pyrolytic carbon or the models of the nozzles so called “hybrid nozzles” were consisted of polycrystalline graphite body saturated by pyrolytic carbon and high temperature resistant insert made of pyrographite. It was also determined degree of washing out (erosion) of the nozzles throats. The tests were conducted on static firing stand with usage of flow of hot gases of ca. 3000 K temperature, exhausted from the oxy-acetylene blow-pipe with velocity about 0.5 Mach. The gases in the form of flame flew into convergent cone of the tested model of graphite nozzle. Such configuration of the tested nozzle and acetylene-oxygen flame reflect in certain degree real conditions of action of gaseous high speed, hot combustion products on nozzle assembly of rocket motor during its operation.

Test results point out to real possibility of application of above mentioned carbon materials in construction of small caliber missile propelled by solid propellant which time of burning is not longer than 10 seconds and which combustion products have temperature ca. 3000 K. This possibility of graphite materials usage in missile nozzles design should be confirmed by static firings of real rocket motors propelled by solid propellant charge and equipped with the nozzles built of polycrystalline graphite body saturated by pyrolytic carbon and pyrographite insert. In the scope of these static firings analogous temperature measurements will be done and measurements of erosion of the nozzles throats as well. Due to standard procedures dealing with static firings of rocket motors, there are recommended measurements of time profiles of rocket motor thrust and pressure in combustion chamber of the motor during its operation. These static firings of real missiles motors equipped with the graphite hybrid nozzles are planned to realize in the final stage of experimental tests due to a schedule of Scientific Project No. 0 T00 026 29 entitled “Investigations of hybrid nozzles” granted to Military Institute of Armament Technology by Ministry of Science and High Education, and financed from financial means for science in the period from 2005 to 2007 year.

