



Symulacje numeryczne pól temperatury w niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu z wkładką w przekroju krytycznym wykonaną z różnych materiałów

MATEUSZ ZIELIŃSKI, PIOTR KONIORCZYK,
JANUSZ ZMYWACZYK, MAREK PREISKORN

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa,
ul. gen. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, mateusz.zielinski@wat.edu.pl,
piotr.koniorczyk@wat.edu.pl, janusz.zmywaczyk@wat.edu.pl, marek.preiskorn@wat.edu.pl

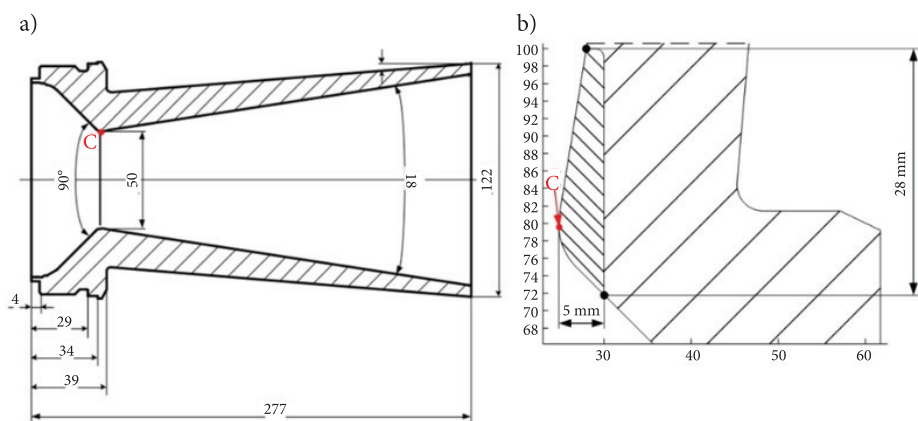
Streszczenie. W pracy przedstawiono symulacje numeryczne nieustalonego przewodzenia ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu. Obliczenia wykonano dla konfiguracji dyszy z wkładką w przekroju krytycznym wykonaną z różnych materiałów. Jako materiał wkładki zastosowano: grafit POCO, ceramikę Al_2O_3 , ceramikę $ZrO_2-3Y_2O_3$. Dla porównania przeprowadzono również symulacje numeryczne wymiany ciepła w dyszy wykonanej w całości ze stali St 45, której temperatura topnienia wynosi 1700 K. Czas pracy silnika był rzędu 3 s. Symulacje numeryczne wykonano za pomocą programu COMSOL Multiphysics. Wyniki obliczeń podano w postaci zależności temperatury oraz gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu w przekroju krytycznym.

Słowa kluczowe: inżynieria mechaniczna, niechłodzona dysza, silnik raketowy, pole temperatury
DOI: 10.5604/01.3001.0015.6955

1. Wprowadzenie

W ostatnich latach w polskim przemyśle zbrojeniowym rozwijane są konstrukcje raket krótkiego zasięgu, tzn. do około 20 km. W takich silnikach raketowych stosowane są niechłodzone dysze. Chłodzenie dyszy silnika raketowego jest zbędne w przypadku, gdy pracuje on krótko. Czas pracy silników na stałe paliwo raketowe jest często rzędu kilku sekund [1]. Przy wartościach temperatury wewnętrznej

powierzchni ścianki bliskich temperaturze topnienia występuje silna erozja materiału. Dopuszczalna temperatura wewnętrznej powierzchni ścianki dyszy musi być niższa od temperatury topnienia lub temperatury sublimacji materiału [1]. Z tego powodu w niektórych konstrukcjach takich silników raketowych niezbędne jest stosowanie wkładek w konstrukcji przekrojów krytycznych dyszy [2]. Aktualnie Zakłady Metalowe MESKO produkują przeciwlotniczy zestaw raketowy GROM, rozwijają jego następcę, tzn. zestaw raketowy PIORUN, oraz na licencji przeciwpancerną raketę SPIKE i niekierowany pocisk ziemia-ziemia FENIKS. W 2009 roku w ramach projektu badawczego WAT PBR 15-332/2009 związanego z opracowaniem demonstratora dwustopniowej przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu autorzy pracy wykonali symulacje numeryczne wymiany ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego [3, 4]. Założono czas 3 s pracy silnika na stały materiał napędowy. Wymianę ciepła zachodzącą w niechłodzonej dyszy silnika raketowego obliczono dla dwóch wersji konstrukcji: dla dyszy wykonanej w całości z jednego materiału oraz gdy w przekroju krytycznym dyszy umieszczono wkładkę z materiału anizotropowego, tzn. grafitu 7087 [5].



Rys. 1. Konstrukcja niechłodzonej dyszy silnika raketowego na paliwo stałe: 1a — geometria dyszy, 1b — geometria wkładki (C — punkt w minimalnym przekroju)

Symulacje numeryczne wymiany ciepła w dyszy wykonano za pomocą programu COSMOS/M. W artykule przedstawiono wyniki symulacji numerycznych wymiany ciepła w takiej samej dyszy, ale ze zmienioną konstrukcją wkładek (zmniejszono grubość wkładki). Jako materiał wkładek zastosowano trzy różne materiały izotropowe, tzn. grafit POCO, ceramikę Al_2O_3 (korund), ceramikę $\text{ZrO}_2\text{-}3\text{Y}_2\text{O}_3$ [5]. Symulacje numeryczne wykonano za pomocą programu COMSOL Multiphysics ver. 5.1, który umożliwia — w przeciwieństwie do programu COSMOS/M — dokładne, tzn. w postaci funkcji, zadanie zmian właściwości termofizycznych materiałów oraz

warunków brzegowych w funkcji temperatury. Założono taki sam czas pracy silnika na stały materiał pędny jak poprzednio. Narzucono ograniczenie dopuszczalnej temperatury wewnętrznej powierzchni ścianki dyszy w jej minimalnym przekroju do 1430°C , czyli do temperatury topnienia materiału [5, 6]. Konstrukcję dyszy pokazano na rysunku 1a, natomiast kształt wkładki — na rysunku 1b. Ze względu na osiową symetrię dyszy (oś x — rys. 1a) oraz warunki brzegowe wymiany ciepła rozpatrywany problem uproszczono do zagadnienia dwuwymiarowego — osiowo-symetrycznego.

Założono, że zewnętrzna powierzchnia dyszy nie jest osłonięta, a jej temperatura nie może przekroczyć 230°C (górna wartość przyjęta dla korpusu rakiety w czasie lotu) [7]. W wyniku przeprowadzonych symulacji numerycznych określono zależności temperatury i gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu w przekroju krytycznym oraz w wybranych punktach styku wkładki i materiału dyszy [7].

2. Warunki graniczne oraz dane materiałowe

Nieustaloną wymianę ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego można dla celów obliczeniowych podzielić na dwa okresy [1, 3, 8]:

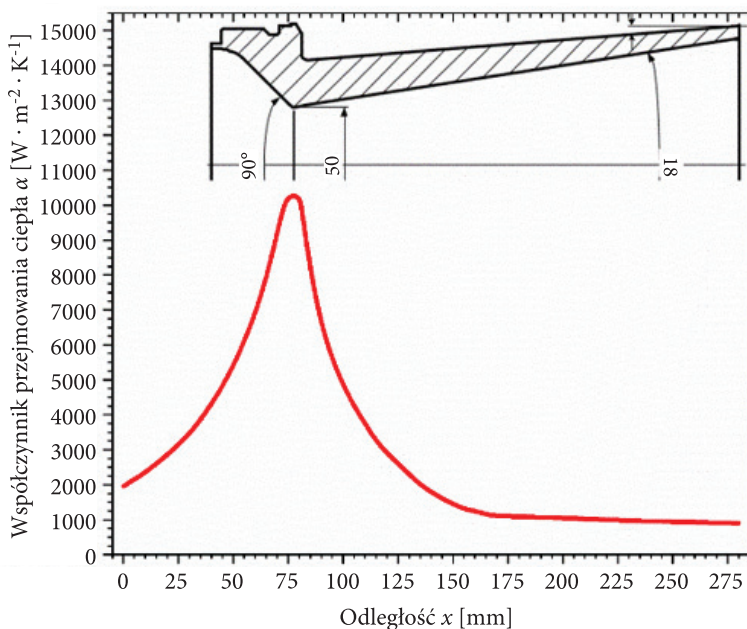
- a) w pierwszym, od 0 s do 3 s, zakładamy, że przepływ przez dyszę jest ustalony oraz temperatura spalin nie zmienia się w czasie pracy silnika;
- b) w okresie od 3 s do 10 s, po zakończeniu pracy silnika, przyjęto, że wewnętrzna powierzchnia ścianki dyszy jest adiabatyczna.

W rzeczywistym procesie pracy silnika w początkowym okresie następuje gwałtowny wzrost temperatury i ciśnienia spalin, po którym dochodzi do spadku ciśnienia i zmniejszenia prędkości przepływu spalin. Równocześnie rośnie temperatura ścianek dyszy, a tym samym maleje strumień ciepła doprowadzany ze spalin do ścianek dyszy. Skutkuje to wzrostem temperatury spalin. Oba te procesy w sposób częściowy wzajemnie się kompensują. Przyjęcie stałej temperatury spalin dla początkowego okresu pracy silnika od 0 do 3 s wydaje się dobrym przybliżeniem [8, 9]. Na zewnętrznej powierzchni dyszy przyjęto stały dla całego procesu warunek brzegowy trzeciego rodzaju — temperaturę czynnika otaczającego równą 20°C i wartość współczynnika przejmowania ciepła równą $\alpha = 50 \text{ W}/(\text{m}^2 \times \text{K})$. Przyjęto warunek początkowy dla symulacji — stałą dla całej ścianki dyszy temperaturę równą $t_{\text{pocz.}} = 20^{\circ}\text{C}$.

Po 3 sekundach pracy następuje wyłączenie silnika. Dla drugiego okresu (do 10 sekundy procesu) przyjęto założenie braku wymiany ciepła między spalinami a wewnętrzną powierzchnią ścianki dyszy (gęstość strumienia ciepła dopływającego do ścianki dyszy równa zero) [8, 9]. Następuje proces wyrównywania temperatury ścianki — maleją wartości temperatury dla powierzchni wewnętrznej dyszy, a wartości temperatury dla powierzchni zewnętrznej początkowo rosną, a potem maleją.

Na potrzeby symulacji dla powierzchni wewnętrznej ścianki dyszy przyjęto warunek brzegowy trzeciego rodzaju — temperaturę spiętrzenia spalin równą 2300°C jednakową wzdłuż całego kanału oraz wartości konwekcyjnego współczynnika przejmowania ciepła od spalin do ścianki dyszy zmienne wzdłuż długości kanału dyszy. Założono maksymalną wartość tego współczynnika dla konwekcji wymuszonej w przekroju krytycznym dyszy $\alpha_{kr} = 10\,000\text{ W}/(\text{m}^2 \times \text{K})$. Wartość ta jest podawana jako maksymalna dopuszczalna dla symulacji procesów wymiany ciepła w niechłodzonych dyszach silników raketowych na paliwo stałe [1, 7, 8].

Przebieg zmian wartości konwekcyjnego współczynnika przejmowania ciepła wzdłuż kanału dyszy przedstawiono w tabeli 1 i zobrazowano na rysunku 2 (x — odległość od początku kanału dyszy).



Rys. 2. Przyjęta do obliczeń zależność konwekcyjnego współczynnika przejmowania ciepła $\alpha(x)$ wzdłuż osi dyszy x

TABELA 1

Zmiana konwekcyjnego współczynnika przyjmowania ciepła α wzdłuż osi dyszy, tzn. $\alpha(x)$

Lp.	x [mm]	α [W·m ⁻² ·K ⁻¹]	Lp.	x [mm]	α [W·m ⁻² ·K ⁻¹]	Lp.	x [mm]	α [W·m ⁻² ·K ⁻¹]
1	0	1950	15	70	9200	29	125	2600
2	5	2150	16	73	10000	30	130	2300
3	10	2350	17	75	10200	31	135	2000
4	15	2600	18	77,5	10300	32	140	1800
5	20	2850	19	80	10200	33	145	1600
6	25	3150	20	81	10000	34	150	1450
7	30	3450	21	85	8150	35	155	1300
8	35	3850	22	90	6600	36	160	1250
9	40	4300	23	95	5600	37	165	1150
10	45	4800	24	100	4860	38	170	1100
11	50	5400	25	105	4250	39	200	1050
12	55	6100	26	110	3750	40	220	1000
13	60	6900	27	115	3250	41	240	950
14	65	7900	28	120	2900	42	280	900

Do określenia współczynnika przyjmowania ciepła można wykorzystać teorię warstwy przyściennej lub wzory korelacyjne łączące liczby podobieństwa: Nusselta, Prandtla i Reynoldsa [7, 8, 9]. Do obliczeń współczynnika α zaleca się zastosowanie wyrażenia Devaya [10], które uwzględnia odległość przekroju dyszy od przekroju wylotowego. Wzór Devaya został przedstawiony poniżej w postaci (1):

$$Nu_x = \frac{\alpha(x) \cdot x}{k_g} = 0,036 Re^{0,8} Pr^{0,4} \left(\frac{x}{d}\right)^{-0,2} \left(\frac{T_o}{T_s}\right)^{0,18}, \quad (1)$$

gdzie: x — odległość od przekroju początkowego kanału, gdzie gwałtownie zachodzi przejście komory spalania w dyszę;

d — średnica rozpatrywanego przekroju dyszy;

T_o — temperatura spiętrzenia spalin w dyszy;

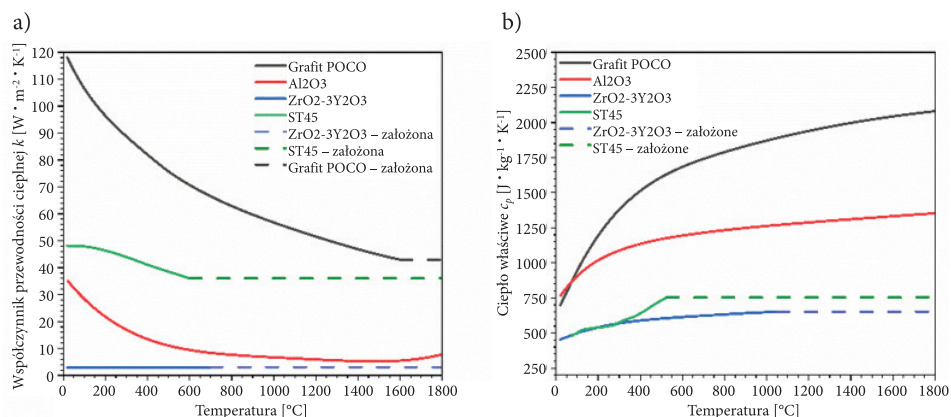
T_s — temperatura wewnętrznej powierzchni ścianki dyszy;

k_g — przewodnością cieplną spalin.

Wartości funkcji $\alpha(x)$ wyznaczono ze wzoru (1) i porównano z [7, 9, 10]. Na wyniki obliczeń zasadniczy wpływ ma maksymalna wartość współczynnika przejmowania ciepła α_{kr} . Korzystanie ze wzoru (1) wymaga na początku znajomości temperatury ścianki T_s , której wartość wstępnie szacujemy. Powstałe w ten sposób błędy nie mają jednak większego wpływu na wyniki obliczeń pól temperatury ze względu na relatywnie małą wartość wykładnika równego 0,18 występującego we wzorze (1). Z analizy tego wzoru wynika, że zależność $\alpha(x)$ jest wprost proporcjonalna do masowego natężenia przepływu na jednostkę pola powierzchni do potęgi 0,8 oraz odwrotnie proporcjonalna do średnicy kanału w potęgę 0,2 [9]. Biorąc te zależności pod uwagę, można dojść do wniosku, że w przekroju minimalnym współczynnik przejmowania ciepła $\alpha(x)$ powinien osiągnąć swoją wartość maksymalną. W obliczeniach wymiany ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego na paliwo stałe został pominięty wpływ wymiany ciepła na drodze promieniowania pomiędzy spalinami a komorą silnika. Założenie to zostało przyjęte na podstawie rozważań dotyczących wymiany ciepła zachodzącej w naddźwiękowej części dyszy silnika przedstawionych w [9]. Wynika z nich, że gęstość radiacyjnego strumienia ciepła wymienianego pomiędzy spalinami a komorą silnika stanowi od 2 do 5% wartości konwekcyjnego strumienia ciepła. Warunki graniczne konwekcyjnej wymiany ciepła na zewnętrznej powierzchni ścianki dyszy, która z zewnątrz nie jest niczym osłonięta, określono poprzez dobór współczynnika przejmowania ciepła $\alpha = 50 \text{ W}/(\text{m}^2 \times \text{K})$ [8]. Dane wejściowe dla symulacji numerycznej w przypadku konfiguracji dyszy wykonanej w całości ze stali St 45 zostały zaczerpnięte z [5, 6]. Na tej podstawie założono, że:

- a) gęstość stali węglowej St 45 jest stała w funkcji temperatury i wynosi $\rho = 7850 \text{ kg}/\text{m}^3$;
- b) przewodność cieplna k oraz ciepło właściwe c_p są funkcjami temperatury (rys. 3).

Dla stali węglowej St 45 oraz materiałów wkładek (grafit POCO, ceramika Al_2O_3 , ceramika $\text{ZrO}_2\text{-}3\text{Y}_2\text{O}_3$) brakuje danych przewodności cieplnej k oraz ciepła właściwego c_p w zakresie do około 2000°C . Dlatego w zakresach temperatury, w których brakuje danych k oraz c_p , przyjęto wartości stałe — rys. 3 (linia przerywana).



Rys. 3. Zależności przewodności cieplnej $k(T)$ i ciepła właściwego $c_p(T)$ stali St 45 oraz wkładek od temperatury: 3a — przewodność cieplna $k(T)$ [1, 7], 3b — ciepło właściwe $c_p(T)$ [1, 7]

3. Metoda obliczeń

Obliczenia nieustalonych pól temperatury w zadanych chwilach czasu pracy w niechłodzonej dyszy silnika raketowego na paliwo stałe, tzn. w przedziale od 0 do 3 s, a także w okresie stygnięcia, tzn. w przedziale od 3 do 10 s, wykonano za pomocą programu COMSOL Multiphysics ver. 5.1, którego solver wykorzystuje do obliczeń metodę elementów skończonych. Rozkład temperatury w dyszy silnika raketowego w dowolnej chwili jest opisany równaniem przewodzenia ciepła, które we współrzędnych walcowych zgodnie z [11] ma postać (2):

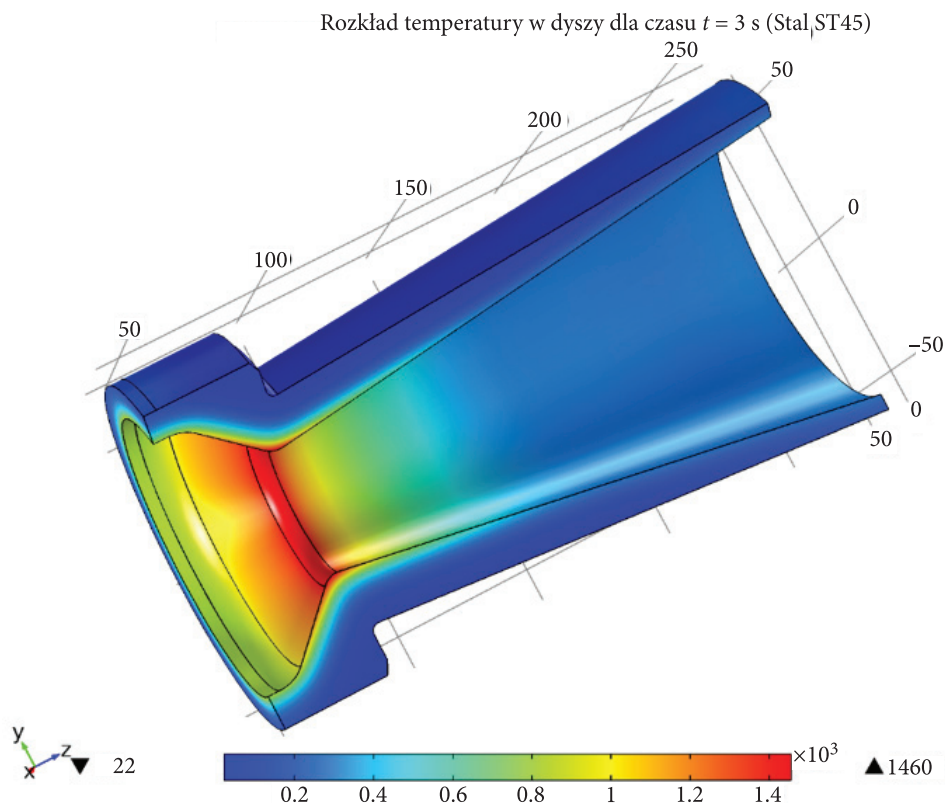
$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{k}{c_p \rho} \left[\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \right] + \frac{1}{c_p \rho} \frac{\partial k}{\partial T} \left[\left(\frac{\partial T}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)^2 \right], \quad (2)$$

gdzie: T — temperatura w punkcie przekroju dyszy,
 t — czas od początku procesu obliczeniowego,
 k, c_p, ρ — przewodność cieplna, ciepło właściwe i gęstość materiału dyszy,
wyznaczone dla wartości temperatury w danym punkcie przekroju dyszy.

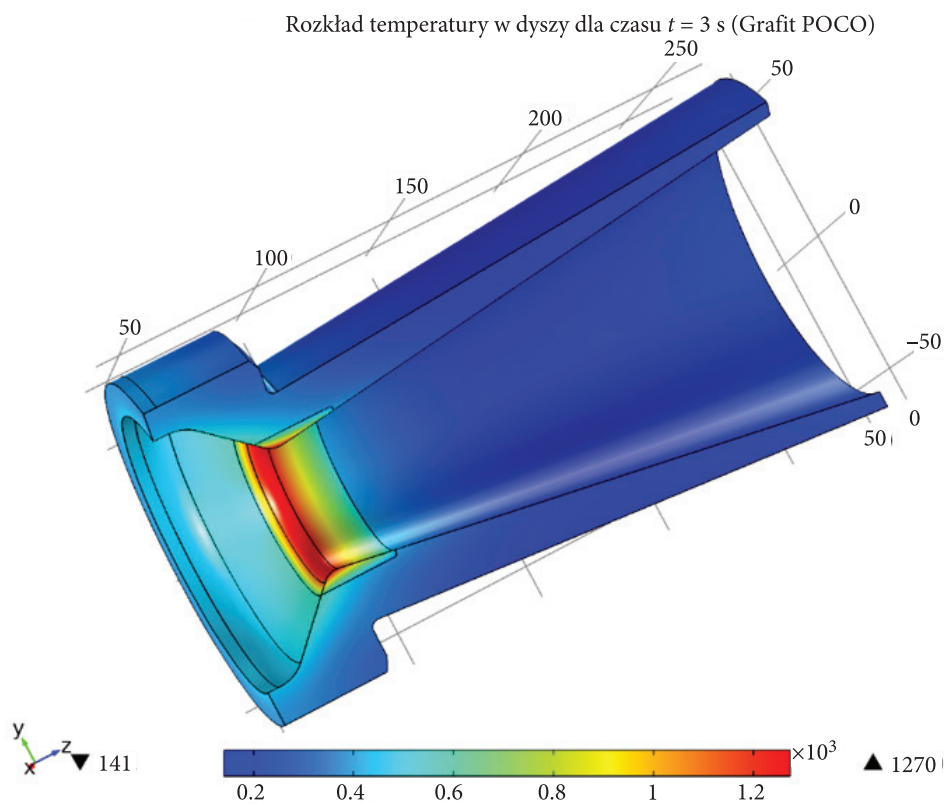
Program COMSOL Multiphysics rozwiązuje równanie (2) w obszarze przekroju dyszy przy zadanych właściwościach termofizycznych materiału zmiennych w funkcji temperatury oraz zadanych warunkach początkowych i brzegowych opisanych w rozdziale 2. Wyniki uzyskuje się dla kolejnych kroków czasowych.

4. Wyniki obliczeń i wnioski

Wyniki symulacji numerycznych pól temperatury dla dyszy wykonanej w całości ze stali St 45 dla czasu $t = 3$ s zilustrowano na rysunku 4. Dobrze obrazuje on charakter rozchodzenia się ciepła w dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu. Na rysunkach 5-7 przedstawiono wyniki symulacji pól temperatury dla dyszy ze stali St 45 z różnymi wkładkami zamocowanymi w przekroju krytycznym dyszy. Zestawienie przebiegów zmian temperatury w przekroju krytycznym dla dyszy z wkładkami z różnych materiałów zobrazowano na rysunku 8. Najwyższą temperaturę rzędu 2000°C w punkcie C osiąga wkładka wykonana z ceramiki $\text{ZrO}_2\text{-}3\text{Y}_2\text{O}_3$, a najniższą z grafitu POCO. Wynika to z właściwości termofizycznych obu materiałów. Grafit POCO ma najwyższe wartości przewodności cieplnej k oraz ciepła właściwego c_p spośród badanych materiałów.



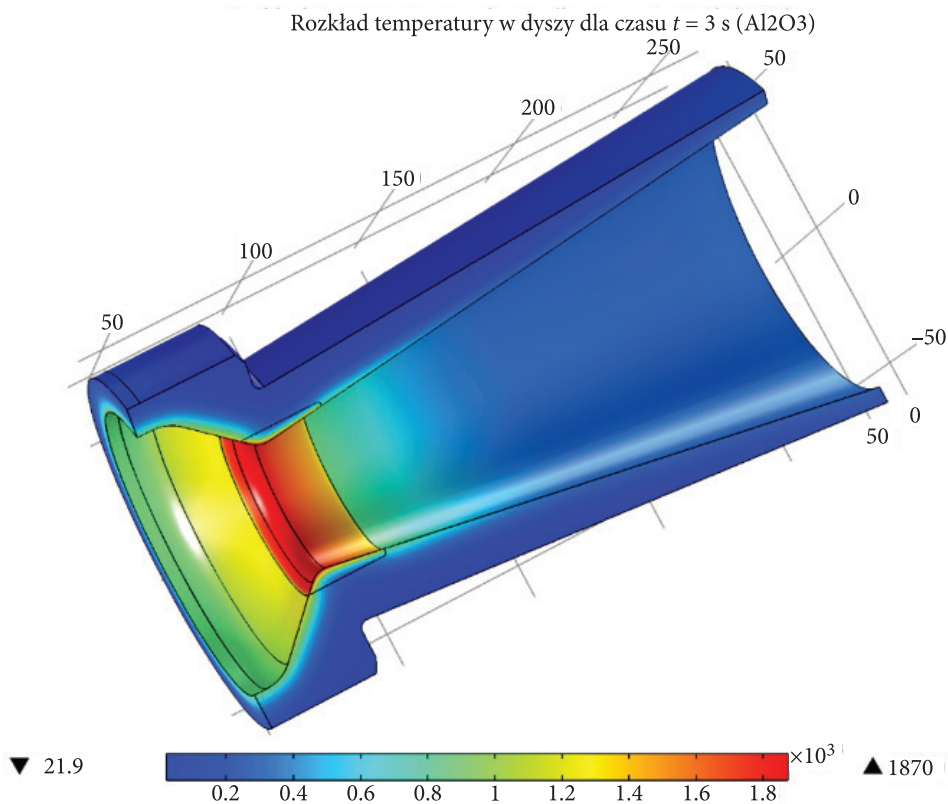
Rys. 4. Wizualizacja rozkładu temperatury T [$^{\circ}\text{C}$] dla dyszy wykonanej w całości ze stali ST45 dla $t = 3$ s (koniec czasu pracy silnika)



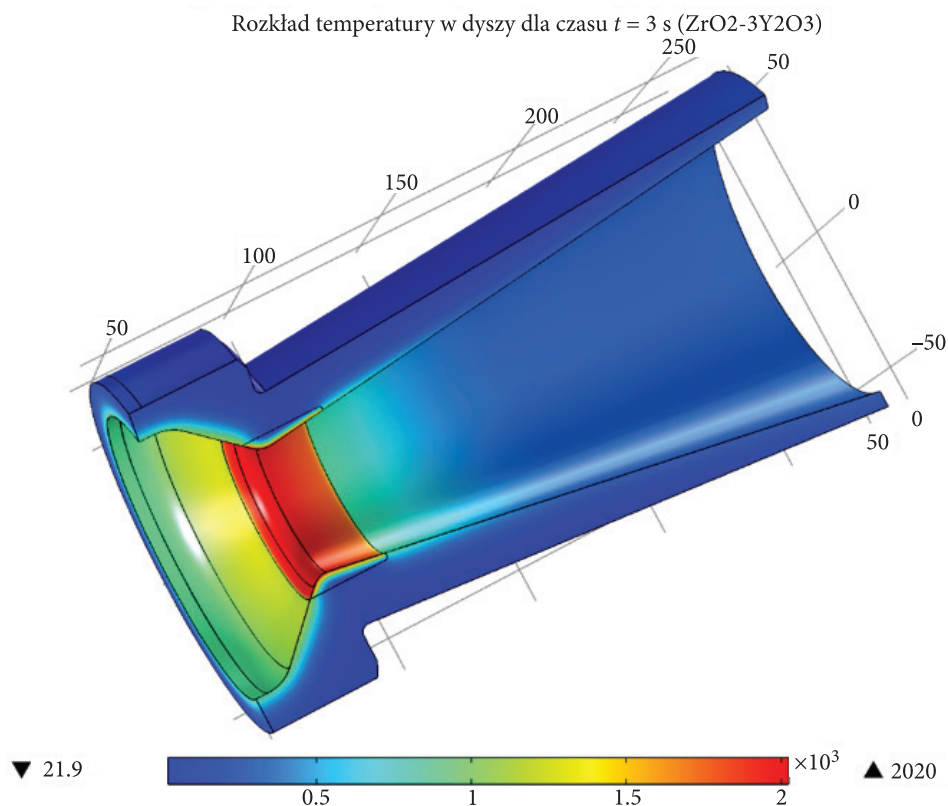
Rys. 5. Wizualizacja rozkładu temperatury T [$^{\circ}\text{C}$] dla dyszy wykonanej ze stali ST45 z wkładką z grafitu POCO dla $t = 3$ s (koniec czasu pracy silnika)

Zapobieganie przegrzewaniu się ścianek komór spalania i dysz, określane jako chłodzenie akumulacyjne lub chłodzenie pojemnościowe, jest stosowane wyłącznie w silnikach o bardzo krótkim czasie pracy, a zwłaszcza w silnikach na paliwo stałe [10]. Istota chłodzenia akumulacyjnego polega na tym, że nagrzewana ścianka, wykonana z materiału o wysokiej przewodności cieplnej i dużym ciepłe właściwym, np. z grafitu POCO, jest wykorzystywana jako naturalny akumulator ciepła przejmowanego od produktów spalania. Odpowiednio duża pojemność cieplna takiej ścianki oraz krótki czas pracy silnika ograniczają najwyższą temperaturę nagrzania się ścianki. Niestety występują przy tym znaczne straty ciepłne czynnika roboczego, które trzeba uwzględnić w ocenie charakterystyk energetycznych układu, ponieważ ma to bezpośredni wpływ na ciąg silnika.

Z analizy rysunków 6, 7 i 8 wynika, że w punktach łączenia wkładki ceramicznej (Al_2O_3 , $\text{ZrO}_2\text{-}3\text{Y}_2\text{O}_3$) z pozostałą częścią dyszy może dojść do przekroczenia temperatury topnienia stali St 45.



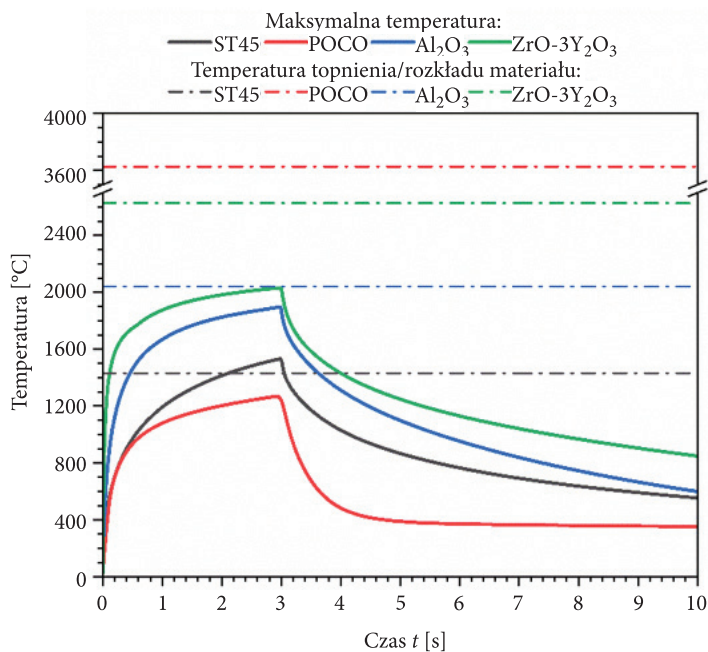
Rys. 6. Wizualizacja rozkładu temperatury T [$^{\circ}\text{C}$] dla dyszy wykonanej ze stali ST45 z wkładką Al_2O_3 dla $t = 3$ s (koniec czasu pracy silnika)



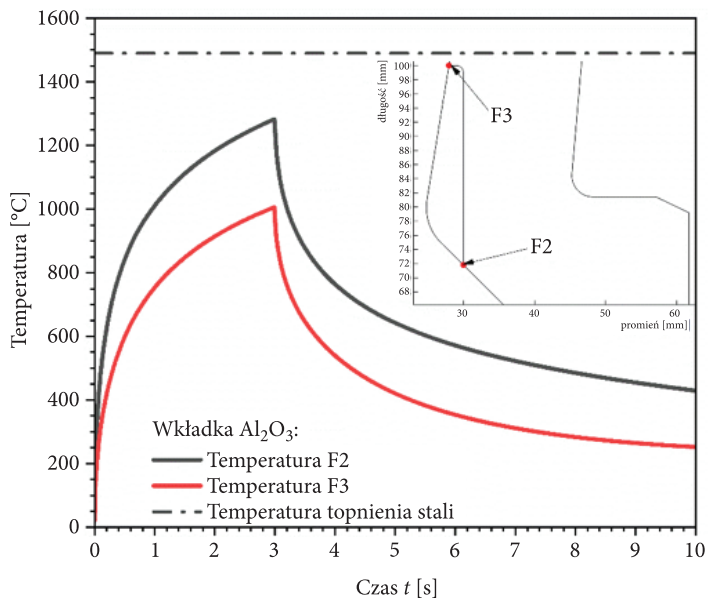
Rys. 7. Wizualizacja rozkładu temperatury T [$^{\circ}\text{C}$] dla dyszy wykonanej ze stali ST45 z wkładką $\text{ZrO}_2\text{-}3\text{Y}_2\text{O}_3$ dla $t = 3$ s (koniec czasu pracy silnika)

Dlatego przeprowadzono symulacje wymiany ciepła w dyszy obrazujące zmiany temperatury w funkcji czasu dla punktów łączenia wkładek z materiałem dyszy (F2 i F3) — rys. 9-11.

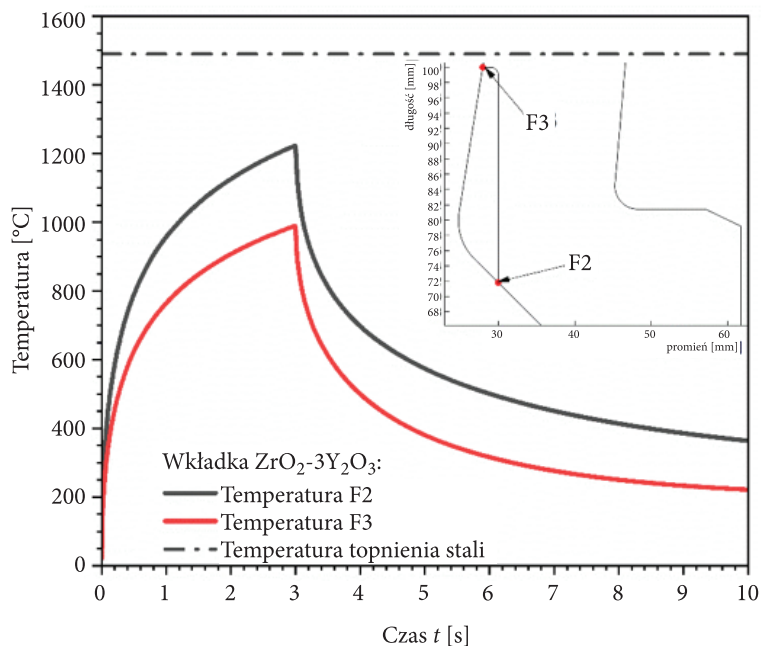
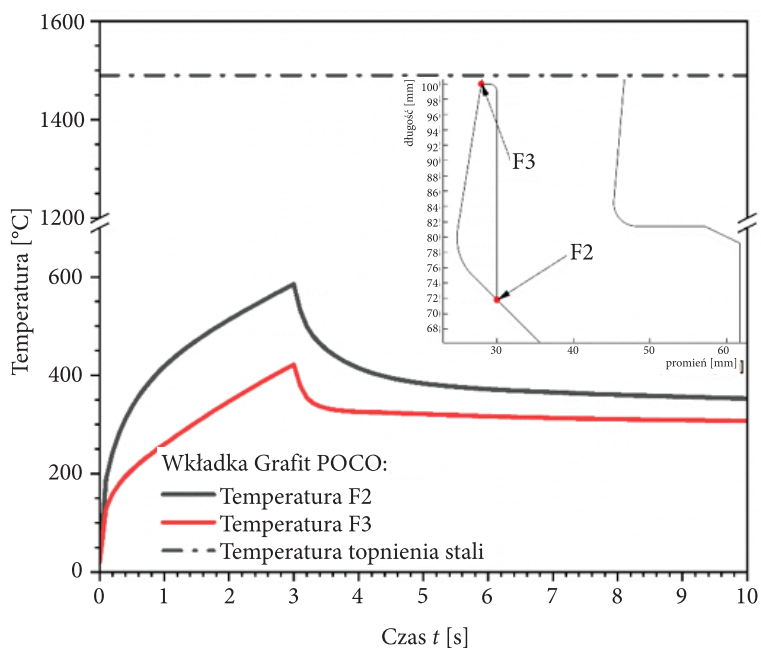
Dla żadnej z zastosowanych wkładek nie dochodzi do przekroczenia temperatury topnienia stali St 45 (rys. 9-11). W punkcie F2 odnotowujemy wyższy przyrost temperatury, co jest bezpośrednio związane z wyższymi wartościami współczynnika przyjmowania ciepła α dla tego obszaru ścianki wewnętrznej dyszy (rys. 2).



Rys. 8. Przebiegi zmian temperatury w przekroju krytycznym (punkt C, rys. 1) w funkcji czasu dla dyszy wykonanej w całości ze stali St 45 oraz w wariantach z wkładkami w przekroju krytycznym z różnych materiałów (linia przerywana — temp. topnienia)

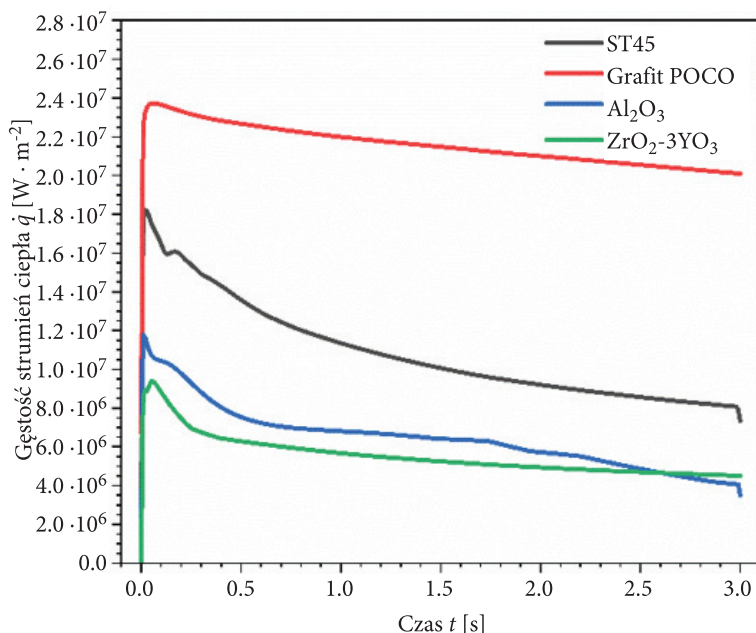


Rys. 9. Zmiana temperatury w czasie na krańcach wkładki wykonanej z ceramiki Al_2O_3 (F2 i F3)

Rys. 10. Zmiana temperatury w czasie na krańcach wkładki wykonanej z ceramiki $ZrO_2-3Y_2O_3$ (F2 i F3)

Rys. 11. Zmiana temperatury w czasie na krańcach wkładki wykonanej z grafitu POCO (F2 i F3)

Charakter zmian gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu $\dot{q}(t)$ w punkcie C (rys. 12) świadczy o łagodnym charakterze rozchodzenia się ciepła w dyszy zarówno dla dyszy wykonanej całkowicie ze stali St 45, jak również dla dyszy z wkładkami (grafit POCO, ceramika Al_2O_3 , ceramika $\text{ZrO}_2\text{-}3\text{Y}_2\text{O}_3$). Oznacza to równomierny rozkład naprężeń termicznych w dyszy i prognozuje stabilną pracę silnika rakietowego w zakresie od 0 do 3 s.



Rys. 12. Przebiegi zmian gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu $\dot{q}(t)$ w punkcie C przekroju krytycznego w przedziale czasu od 0 do 3 s (punkt C – rys. 1)

Wartości $\dot{q}(t)$ w punkcie C dla wkładek ceramicznych (ceramika Al_2O_3 , ceramika $\text{ZrO}_2\text{-}3\text{Y}_2\text{O}_3$) są niższe o połowę w stosunku do stali St 45 oraz trzykrotnie niższe w stosunku do grafitu POCO. Obie ceramiki w wyższych zakresach temperatury, tzn. powyżej 800°C , są materiałami o małej przewodności cieplnej rzędu $5 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ (rys. 3a), co skutkuje małymi wartościami (w stosunku do stali St 45 oraz grafitu POCO).

5. Podsumowanie

W pracy rozpatrzono wymianę ciepła w małej dyszy silnika raketowego w konfiguracji dyszy z wkładką w przekroju krytycznym wykonaną z różnych materiałów. Ze względu na prostotę konstrukcji niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu zastosowano grafit POCO jako materiał wkładki do chłodzenia akumulacyjnego przekroju krytycznego dyszy. Z rysunku 8 wynika, że dla tego materiału maksymalna temperatura w punkcie C jest najniższa i wynosi około 1300°C, co sprawia, że można wydłużyć czas pracy dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu. Konstrukcja wkładki jest prosta, co pozwala na produkcję wielkoseryjną takich małych silników na paliwo stałe.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2010-2011 jako projekt rozwojowy nr O R 00 0002 09.

Artykuł wpłynął do redakcji 28.09.2021 r. Zatwierdzono do publikacji 6.12.2021 r.

Mateusz Zieliński <https://orcid.org/0000-0001-9078-4096>

Piotr Koniorczyk <https://orcid.org/0000-0003-3538-6778>

Janusz Zmywaczyk <https://orcid.org/0000-0001-7350-5411>

Marek Preiskorn <https://orcid.org/0000-0003-4601-3547>

LITERATURA

- [1] PREISKORN M., WIŚNIEWSKI S., *Określanie niestabilnych pól temperatur w niechłodzonej dyszy silnika raketowego na analogu rezystorowym*, Biuletyn WAT, 5, 1970, 19-30.
- [2] TORECKI S., *Silniki raketowe*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1984.
- [3] PREISKORN M., KONIORCZYK P., ZYGMUNT B., *Obliczenia numeryczne niestabilnych pól temperatur w niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu*, Biuletyn WAT, 60, 2, 2011, 47-61.
- [4] PREISKORN M., KONIORCZYK P., ZYGMUNT B., *Obliczenia numeryczne niestabilnych pól temperatur w niechłodzonej dyszy silnika raketowego z wkładką o minimalnej przewodności cieplnej w kierunku promieniowym*, Problemy Mechatroniki, vol. 2, nr 4, 2011, 47-60.
- [5] Material Property Database MPDG v. 7.08, JAHM Software, Inc. USA, 2009.
- [6] *Stal węglowa konstrukcyjna wyższej jakości ogólnego przeznaczenia*, [http://cdsc.ippt.gov.pl/Baza/Stale konstrukcyjne węglowe](http://cdsc.ippt.gov.pl/Baza/Stale_konstrukcyjne_weglowe).
- [7] ORŁOW B.W., MAZING G. JU., *Tiermodinamiczeskije i ballisticzeskije osnovy projektorowanja raketnych dwigatielej na twierdom topliwie*, Maszynostrojenije, Moskwa 1968.
- [8] DOBROWOLSKIJ M.W., *Židkostnyje raketnyje dwigatieli*, Maszynostrojenije, Moskwa 1968.
- [9] BACK L.H., MASSIER P.F., GIER H.L., *Convective heat transfer in a convergent divergent nozzle*, Int. J. Heat Mass Transfer, 5, 1964, 89-95.
- [10] DAVEY T.B., *Entrance region heat transfer coefficients*, Heat Transfer, 59, 1963, 37-45.
- [11] WIŚNIEWSKI S., WIŚNIEWSKI T.S., *Wymiana ciepła*, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa 2000.

M. ZIELIŃSKI, P. KONIORCZYK, J. ZMYWACZYK, M. PREISKORN

Numerical simulations of temperature fields in the uncooled nozzle of a short-range anti-aircraft rocket engine with an insert in the critical section made of various materials

Abstract. The paper presents numerical simulations of transient heat conduction in the uncooled nozzle of a short-range anti-aircraft rocket engine. The calculations were made for the configuration of the nozzle with an insert in the critical section made of various materials. The inserts used were: POCO graphite, Al₂O₃ ceramics, and ZrO₂-3Y₂O₃ ceramics. For comparison, numerical simulations of the heat transfer in a nozzle made entirely of St 45 steel, the melting point of which is 1700 K, were also carried out. The engine's working time was of the order of 3 s. Numerical simulations were performed using the COMSOL program. The calculation results are given in the form of temperature dependence and heat flux density as a function of time in the critical cross-section.

Keywords: non-cooled nozzle, rocket engine, temperature field

DOI: 10.5604/01.3001.0015.6955