



## Obliczenia numeryczne niestabilnych pól temperatur w niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu

MAREK PREISKORN, PIOTR KONIORCZYK, BOGDAN ZYGMUNT

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

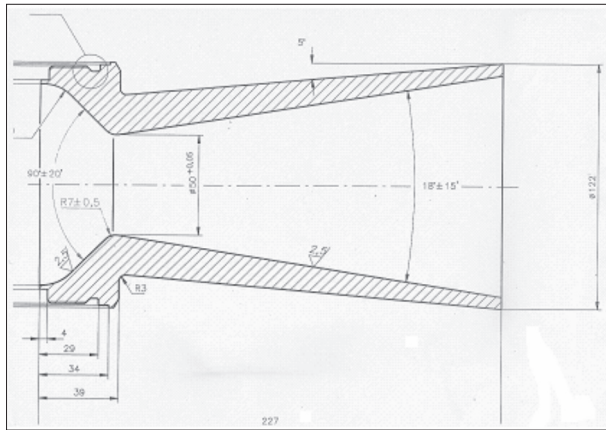
**Streszczenie.** W pracy przedstawiono wstępne obliczenia numeryczne niestabilnego przewodzenia ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu. Obliczenia wykonano dla dwóch konfiguracji dyszy. W pierwszej konfiguracji dyszę wykonano w całości ze stali węglowej St 45, której temperatura topnienia wynosi 1700 K [1, 7]. W drugiej konfiguracji w przekroju krytycznym dyszy umieszczono wkładkę z grafitu 7087, tzw. 7087 graphite o anizotropowym przewodnictwie cieplnym i temperaturze topnienia przewyższającej 3800 K [1]. Czas pracy silnika był rzędu 3 s. Obliczenia numeryczne wykonano za pomocą programu COSMOS/M. Wyniki obliczeń podano w postaci rozkładu izoterm w kolejnych przedziałach czasu w części korpusu dyszy przylegającej do przekroju minimalnego oraz zilustrowano zależnościami temperatury oraz gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu w wybranych węzłach siatki elementów, tzn.  $T_i(t)$  oraz  $\dot{q}_i(t)$ .

**Słowa kluczowe:** niechłodzona dysza, silnik raketowy, pole temperatury

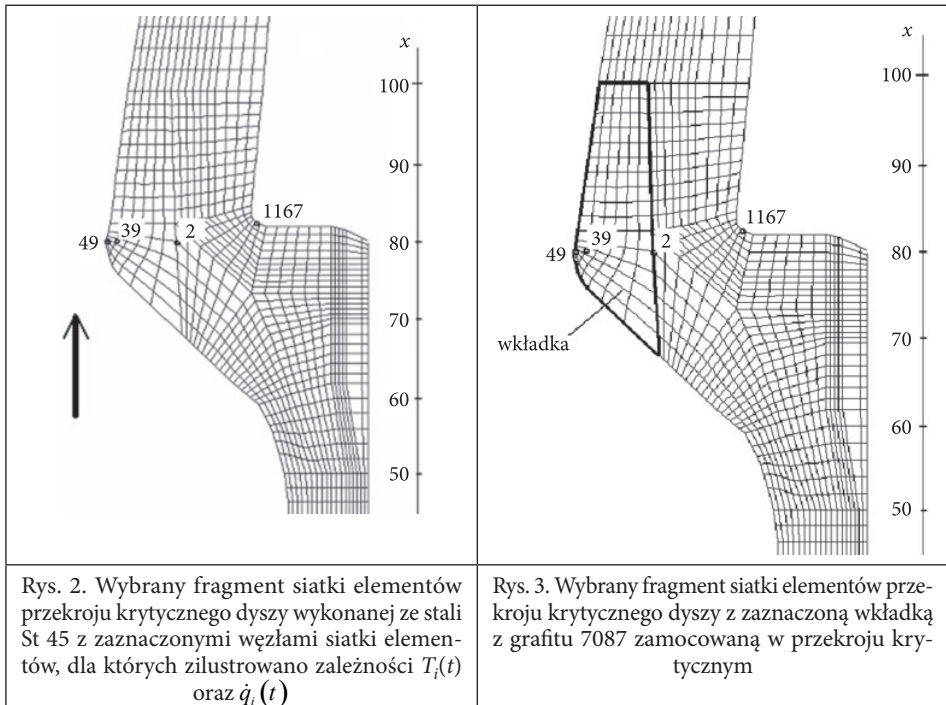
### 1. Postawienie problemu

W ramach projektu badawczego WAT PBR 15-332/2009 związanego z opracowaniem demonstratora dwustopniowej przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu wykonano obliczenia numeryczne niechłodzonej dyszy silnika raketowego. Założono czas pracy silnika na stały materiał napędowy rzędu 3 s. Rozpatrzono dwa przypadki wymiany ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego: pierwszy dla dyszy wykonanej w całości z jednego materiału oraz drugi, gdy w przekroju krytycznym dyszy umieszczono wkładkę z grafitu. Konstrukcję dyszy pokazano na rysunku 1. Ze względu na osiową symetrię dyszy (oś  $x$  — rys. 1-3), rozpatrywany

problem potraktowano jako dwuwymiarowy. Na rysunku 2 zilustrowano wybrany fragment siatki elementów przekroju krytycznego dyszy wykonanej w całości ze stali St 45, natomiast na rysunku 3 zilustrowano fragment siatki z zaznaczoną wkładką z grafitu 7087 zamocowaną w przekroju krytycznym dyszy.



Rys. 1. Konstrukcja niechłodzonej dyszy silnika rakietowego na paliwo stałe



Dyszę wykonano ze stali węglowej St 45 w taki sposób, by spełnić wymaganie jak najmniejszego ciężaru. Narzucono ograniczenie dopuszczalnej temperatury wewnętrznej powierzchni ścianki dyszy w jej minimalnym przekroju do 1700 K, czyli do temperatury topnienia materiału [1, 7]. W przypadku dyszy z wkładką z grafitu 7087, anizotropowe przewodnictwo cieplne polikrystalicznego grafitu 7087, znacznie wyższe wzdłuż płaszczyzn heksagonalnych niż w kierunku prostopadłym do nich i o temperaturze topnienia przewyższającej 3900 K, eliminuje problem topnienia materiału dyszy w jej przekroju krytycznym [1, 4]. Wkładkę wycięto w taki sposób, by w kierunku osi  $r$  uzyskać maksymalną przewodność cieplną. W przypadku konstrukcji dyszy z wkładką z grafitu 7087 zbadano jej wpływ na rozkład temperatury w części korpusu dyszy przylegającej do przekroju minimalnego. Określono zależności temperatury i gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu w wybranych węzłach siatki elementów w tym przekroju, tzn.  $T_i(t)$  oraz  $\dot{q}_i(t)$ . Założono, że z zewnątrz dysza nie będzie niczym osłonięta i jej temperatura nie przekroczy 500 K, czyli nie będzie wyższa od temperatury korpusu rakiety w czasie lotu [3].

## 2. Warunki graniczne oraz dane materiałowe

Nieustaloną wymianę ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego można dla celów obliczeniowych podzielić na dwa okresy [5]:

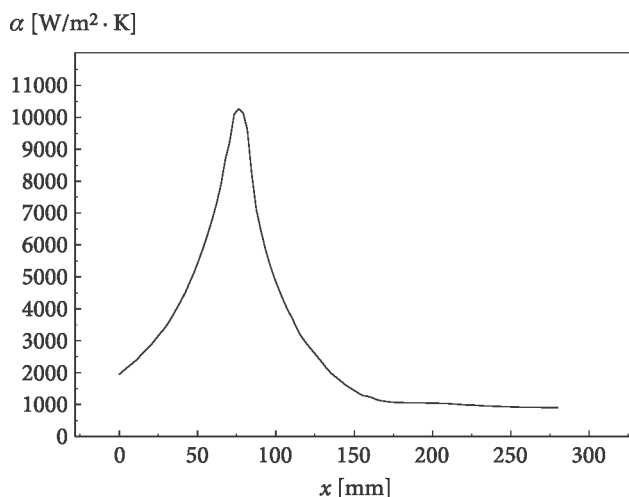
a) w pierwszym okresie zakładamy, że przepływ przez dyszę jest ustalony oraz temperatura spalin nie zmienia się w czasie;

b) w drugim okresie, po zakończeniu pracy silnika, założono, że wewnętrzna powierzchnia ścianki dyszy jest adiabatyczna.

W rzeczywistości w pierwszym okresie, po szybkim wzroście ciśnienia i temperatury spalin ciśnienie spada, a zatem maleje i prędkość przepływu spalin przez dyszę. Na skutek wzrostu temperatury ścianek dyszy maleje strumień ciepła odprowadzany od spalin, co sprzyja wzrostowi temperatury spalin. Oba procesy częściowo kompensują się wzajemnie. Dobrym przybliżeniem tego okresu jest założenie stałej temperatury spalin [5]. Drugi okres następuje po zakończeniu pracy silnika i wtedy zakładamy, że nie ma przejmowania ciepła między spalinami a powierzchnią ścianki dyszy, czyli wewnętrzną powierzchnią ścianki dyszy traktujemy jako izotermicznie izolowaną [5]. W tym też okresie temperatura wewnętrzna powierzchni dyszy stale maleje, a powierzchni zewnętrznej początkowo rośnie i po osiągnięciu maksimum maleje. Jako warunek początkowy przyjmuje się stałą temperaturę dla całego korpusu dyszy, równą temperaturze otoczenia.

Jako warunki graniczne na powierzchni wewnętrznej ścianki dyszy przyjęto warunki graniczne trzeciego rodzaju, tzn. temperaturę spiętrzenia spalin, którą przyjęto jako równą 2500 K, oraz współczynnik przejmowania ciepła dla konwekcji  $\alpha$ , który w przekroju krytycznym przyjęto jako równy  $\alpha_{kr} = 10\,000 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ . Taka

wartość współczynnika  $\alpha$  w przekroju krytycznym dyszy należy do największych możliwych do przyjęcia w obliczeniach wymiany ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego na paliwo stałe [2, 3, 5]. Rozkład współczynnika przejmowania ciepła  $\alpha$  wzdłuż rozpatrywanego przekroju dyszy, licząc od przekroju wlotowego (rys. 3), przedstawiono w tabeli 1 oraz na rysunku 4. W tabeli tej  $x$  jest odległością od przekroju początkowego kanału (rys. 3).



Rys. 4. Przyjęta do obliczeń zależność współczynnika przejmowania ciepła przez konwekcję  $\alpha(x)$  wzdłuż osi dyszy  $x$

TABELA 1

Zmiana współczynnika przejmowania ciepła  $\alpha$  przez konwekcję wzdłuż osi dyszy, tzn.  $\alpha(x)$

lp.	$x$ [mm]	$\alpha$ [ $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ]	lp.	$x$ [mm]	$\alpha$ [ $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ]	lp.	$x$ [mm]	$\alpha$ [ $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ]
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

Współczynnik przejmowania ciepła przez konwekcję  $\alpha$  na wewnętrznej powierzchni ścianki dyszy można określić na podstawie teorii warstwy przyściennej lub w oparciu o wzory łączące liczby podobieństwa Nusselta, Prandtla i Reynoldsa [3, 4, 6]. Do obliczeń współczynnika  $\alpha$  zalecane są wyrażenia, które uwzględniają odległość rozpatrywanego przekroju dyszy od przekroju wlotowego, np. wyrażenie Daveya [6]:

$$Nu = 0.036 Re^{0.8} Pr^{0.4} \left(\frac{x}{d}\right)^{-0.2} \left(\frac{T_o}{T_s}\right)^{0.18}, \quad (1)$$

gdzie:  $x$  jest odległością od przekroju początkowego kanału, czyli od miejsca gwałtownego przejścia komory spalania w dyszę;  
 $d$  — średnicą rozpatrywanego przekroju dyszy;  
 $T_o$  — temperaturą spiętrzenia spalin w dyszy;  
 $T_s$  — temperaturą wewnętrznej powierzchni ścianki dyszy.

Wartości funkcji  $\alpha(x)$  oszacowano w oparciu o podobne zależności  $\alpha(x)$  obliczone według (1) i zamieszczone w pracach [3, 4, 6]. Zasadnicze znaczenie ma dobór wartości  $\alpha_{kr}$ . Pozostałe wartości  $\alpha$  wpisują się w kształt funkcji  $\alpha(x)$  znany z literatury [3, 4]. Przy rozpatrywaniu dyszy niechłodzonej i obliczeniach — nawet szacunkowych — wyrażenia (1), temperatura  $T_s$  musi być wstępnie założona. Błędy przy tym poczynione nie mają jednak większego wpływu na dalsze obliczenia ze względu na małą wartość wykładnika ostatniego czynnika wyrażenia (1). 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 [4]. Dlatego współczynnik przejmowania ciepła  $\alpha(x)$  osiąga w przekroju minimalnym maksimum.

W prezentowanych wstępnych obliczeniach wymiany ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego na paliwo stałe pomijamy warunki graniczne drugiego rodzaju związane z uwzględnieniem gęstości strumienia ciepła promieniowania spalin i wymiany ciepła na tej drodze pomiędzy spalinami a komorą silnika. Jak wynika z pracy [4] gęstość strumienia promieniowania w naddźwiękowej części dyszy rozpatrywanego silnika raketowego zmienia się w granicach od 5 do 2% gęstości konwekcyjnego strumienia ciepła, co mieści się w niedokładności wyrażenia dla tej ostatniej wartości.

Warunki graniczne konwekcyjnej wymiany ciepła na zewnętrznej powierzchni ścianki dyszy, która z zewnątrz nie jest niczym osłonięta, określono poprzez dobór współczynnika przejmowania ciepła  $\alpha = 50 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$  [5].

Do obliczeń numerycznych jako dane wejściowe dla konfiguracji dyszy wykonane w całości ze stali St 45 przyjęto [1, 7]:

- a) gęstość stali węglowej St 45 jest stała w funkcji temperatury i wynosi  $\rho = 7850 \text{ kg/m}^3$ ;
- b) przewodność cieplna  $k$  oraz ciepło właściwe  $c_p$  są funkcjami temperatury (tab. 2).

TABELA 2

Zależności: przewodności cieplnej od temperatury  $k(T)$  oraz ciepła właściwego od temperatury  $c_p(T)$  dla stali węglowej St 45 [7]

$T$ [K]	$k$ [W/(m · K)]	$T$ [K]	$c_p$ [J/(kg · K)]
293	48,1	348	481
373	48,1	398	523
473	46,5	448	536
573	44,0	498	543
673	41,0	548	557
773	38,5	598	594
873	36,0	648	619
		698	662
		748	712
		798	754

Ponieważ dla stali węglowej St 45 nie udało się uzyskać brakujących danych  $k(T)$  w zakresie od 873 K do 1800 K oraz  $c_p(T)$ , w zakresie od 798 K do 1800 K, przyjęto w tych zakresach temperatury stałe wartości odpowiednio  $k = 36,0 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$  oraz  $c_p = 754 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$ .

Do obliczeń numerycznych jako dane wejściowe dla konfiguracji dyszy wykonanej z wkładką z polikrystalicznego grafitu 7087, zamocowaną w jej przekroju krytycznym, przyjęto anizotropowe własności termofizyczne tego materiału. I tak wkładkę z grafitu 7087 wykonano w taki sposób, by w kierunku osi  $r$  uzyskać znacznie wyższą przewodność cieplną  $k$ , niż w kierunku osi  $x$ . Zgodnie z danymi literaturowymi przyjęto, że przewodność cieplna  $k$ , ciepło właściwe  $c_p$  oraz gęstość  $\rho$  są w kierunku osi  $r$  funkcjami temperatury (tab. 3) [1]. W kierunku osi  $x$  przyjęto stałe wartości  $k = 2,25 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$ ;  $c_p$  oraz  $\rho$  są funkcjami temperatury tak jak w kierunku osi  $r$  (tab. 3).

TABELA 3

Zależności: przewodności cieplnej od temperatury  $k(T)$  oraz ciepła właściwego od temperatury  $c_p(T)$  dla polikrystalicznego grafitu 7087 [1]

$T$ [K]	$k$ [W/(m·K)]	$T$ [K]	$c_p$ [J/(kg·K)]	$T$ [K]	$\rho$ [(kg/m <sup>3</sup> )]
300	215	293	672	293	1631
800	151,7	493	1176	893	1621
1000	114,6	693	1482	1493	1606
1200	102,5	1093	1772	1893	1596
1400	94,1	1293	1845	2193	1587
1600	74,5	1693	1947	2493	1578
1900	59,0	2200	1960		

### 3. Metoda obliczeń

Obliczenia niestabilnych pól temperatury w zadanych chwilach czasu pracy w niechłodzonej dyszy silnika raketowego na paliwo stałe, tzn. w przedziale od 0 do 3 s oraz w okresie stygnięcia, tzn. w przedziale od 3 do 7 s wykonano metodą elementów skończonych za pomocą programu COSMOS/M. W obu przypadkach, tzn. dla dyszy wykonanej w całości z jednego materiału oraz gdy w przekroju krytycznym dyszy umieszczono wkładkę z grafitu, zastosowano taką samą siatkę, z tą samą ilością węzłów. Zbudowano siatkę z 1496 czworobocznymi elementami oraz 1611 węzłami (rys. 2 i 3). Zastosowano metodę elementów skończonych do znalezienia rozkładu temperatury w dyszy silnika raketowego w dowolnej chwili, opisanego równaniem przewodzenia ciepła we współrzędnych walcowych [2]:

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

gdzie:  $T$  — temperatura w rozpatrywanym punkcie dyszy;  
 $t$  — czas liczony od momentu początkowego;  
 $r, x$  — współrzędne walcowe rozpatrywanego punktu;  
 $k$  — przewodność cieplna;  
 $c_p$  — ciepło właściwe;  
 $\rho$  — gęstość materiału dyszy,

wraz z warunkami granicznymi opisanymi w rozdziale 2 niniejszej pracy. Dodatkowo w wybranych węzłach siatki elementów w przekroju krytycznym dyszy wyznaczono zależności temperatury w funkcji czasu i gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu, tzn.  $T_i(t)$  oraz  $\dot{q}_i(t)$ .

#### 4. Wyniki obliczeń i wnioski

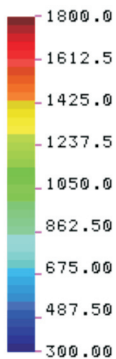
Wyniki obliczeń numerycznych pól temperatury w wybranych chwilach zilustrowano dla dyszy wykonanej w całości ze stali St 45 na rysunkach 5-11, natomiast dla dyszy z wkładką z polikrystalicznego grafitu 7087 — na rysunkach 14-20. Zależności temperatury w funkcji czasu i gęstości strumienia ciepła w wybranych węzłach siatki elementów w przekroju krytycznym dyszy w funkcji czasu, tzn.  $T_i(t)$  oraz  $\dot{q}_i(t)$ , zilustrowano: dla dyszy wykonanej w całości ze stali St 45 na rysunkach 12 i 13, natomiast dla dyszy z wkładką z grafitu 7087 (21 i 22). Wybrane węzły siatki oznaczono numerami:

- a) węzeł 49 — węzeł zlokalizowano na powierzchni wewnętrznej w minimalnym przekroju dyszy, tzn. w przekroju krytycznym w miejscu spodziewanego największego przyrostu temperatury;
- b) węzeł 39 — węzeł zlokalizowano w odległości 1,3 mm od miejsca największego przyrostu temperatury, tzn. węzła 49 (porównanie przebiegów dla węzłów 49 i 39 pozwoliło zilustrować szybki spadek wartości temperatury w miarę posuwania się w głąb materiału wkładki);
- c) węzeł 2 — węzeł zlokalizowano na granicy styku wkładki z polikrystalicznego grafitu 7087 z korpusem wykonanym ze stali St 45, w odległości 9,7 mm od węzła 49;
- d) węzeł 1167 — węzeł zlokalizowano na zewnątrz dyszy na wysokości przekroju krytycznego w odległości 20,7 mm od węzła 49.

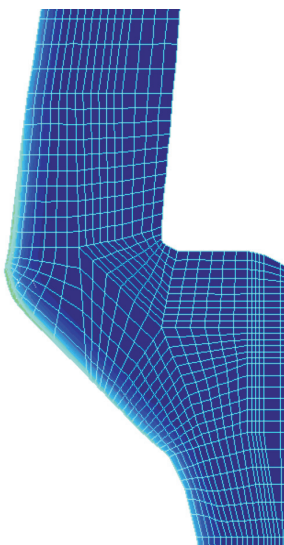
Wstępne obliczenia numeryczne nieustalonego przewodzenia ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu wykonanej w całości ze stali węglowej St 45 pokazały, że wymagania konstrukcyjne zostały spełnione. Temperatura maksymalna w przekroju krytycznym w przedziale czasu od 0 s do 2,7 s nie przekroczy temperatury topnienia stali węglowej St 45. W zakresie od 2,7 s do 3 s temperatura wzrośnie wprawdzie do 1723 K (rys. 12 — węzeł 49), czyli przekroczy o 23 K temperaturę topnienia stali St 45, ale jest to tak mały przyrost temperatury, że wobec wysokich wartości ciepła topnienia stali, zbyt krótkie wymuszenie cieplne nie spowoduje nadtopienia powierzchni dyszy w przekroju krytycznym. Również temperatura na powierzchni zewnętrznej niczym nieosłoniętej dyszy (rys. 12 — węzeł 1167) w zakresie od 0 s do 3 s niewiele przekroczy 300 K, czyli znacznie poniżej dopuszczalnej w założeniach konstrukcyjnych temperatury 500 K. Nie ma również — zdaniem autorów — zagrożenia nadtopieniem dyszy w jej przekroju krytycznym w przypadku niewielkiego przekroczenia czasu pracy silnika raketowego rzędu 0,1-0,3 s. Sądząc z kształtu krzywej  $T_{i=49}(t)$  (rys. 12), w zakresie od 0 s do 3,3 s temperatura nie przekroczy w tym miejscu wartości 1800 K. Analiza rozkładów pól temperatur w dyszy silnika raketowego, w jej przekroju krytycznym zilustrowana na rys. 5-11, pokazuje swoistą symetrię tych rozkładów również względem osi  $r = r_{\min} = r_{\text{krytyczne}}$ .



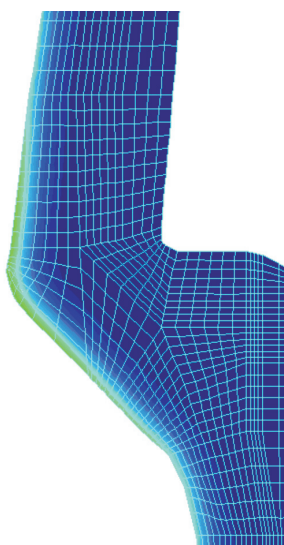
Wyniki obliczeń dla dyszy wykonanej w całości ze stali St 45 przedstawiono na rysunkach 5 do 11.



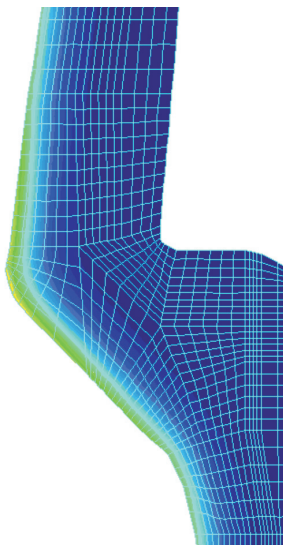
Skala temperatury w K



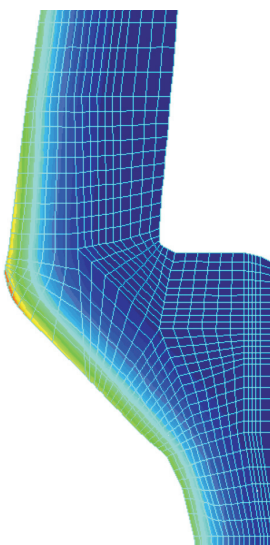
Rys. 5. Pole temperatury dla  $t = 0,24$  s



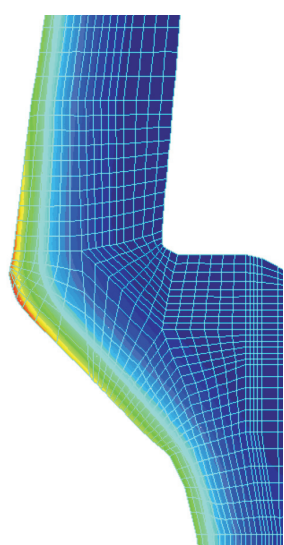
Rys. 6. Pole temperatury dla  $t = 0,51$  s



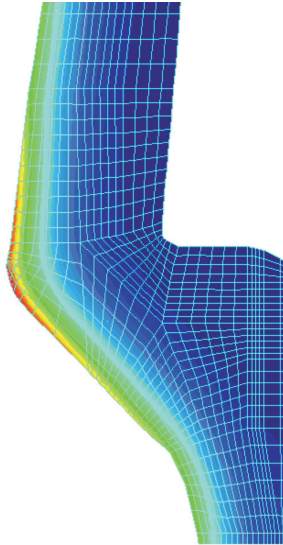
Rys. 7. Pole temperatury dla  $t = 0,99$  s



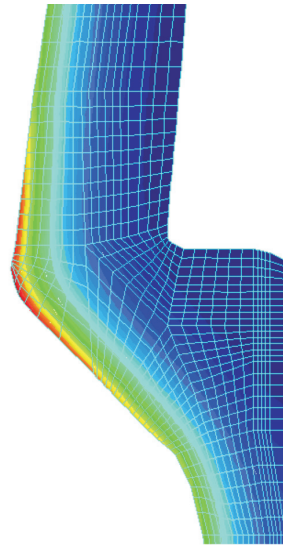
Rys. 8. Pole temperatury dla  $t = 1,50$  s



Rys. 9. Pole temperatury dla  $t = 2,01$  s

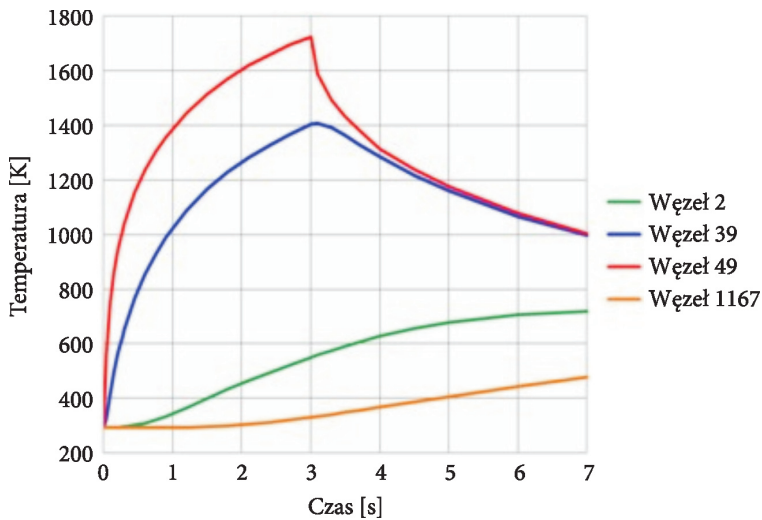


Rys. 10. Pole temperatury  
dla  $t = 2,34$  s

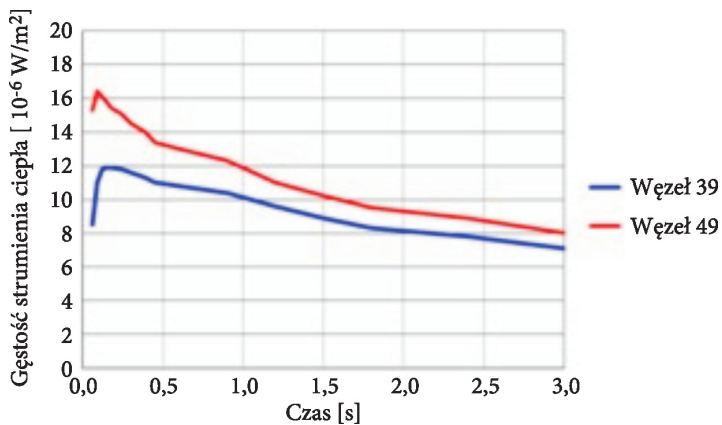


Rys. 11. Pole temperatury  
dla  $t = 3$  s

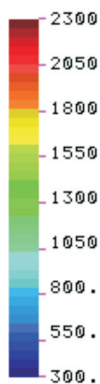
Wyniki obliczeń dla dyszy ze stali ST 45 z zamocowaną wkładką z polikrystalicznego grafitu 7087 przedstawiono na rysunkach od 14 do 20.



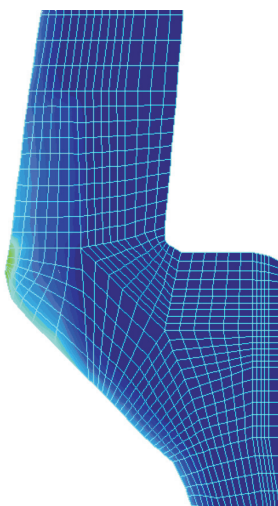
Rys. 12. Przebiegi zmian temperatury w funkcji czasu  $T_i(t)$  w wybranych węzłach przekroju obliczeniowego:  $i = 2, 39, 49$  oraz 1167 zaznaczonych na rysunku 2 i 3 dla dyszy wykonanej w całości ze stali St 45



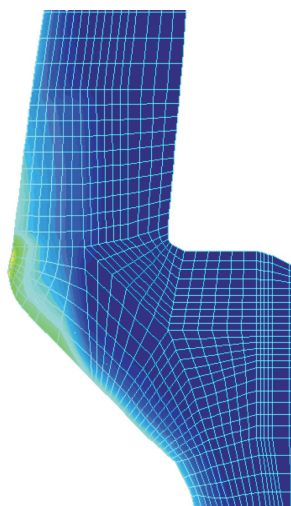
Rys. 13. Przebiegi zmian gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu  $\dot{q}_i(t)$  w wybranych węzłach:  $i = 39$  oraz  $49$  w przedziale czasu od 0 do 3 s



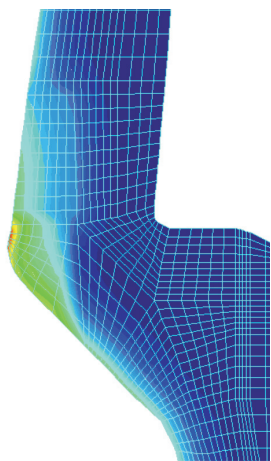
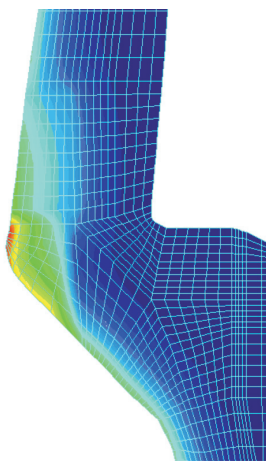
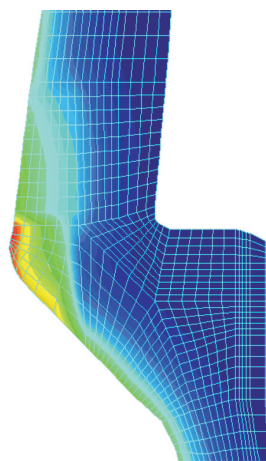
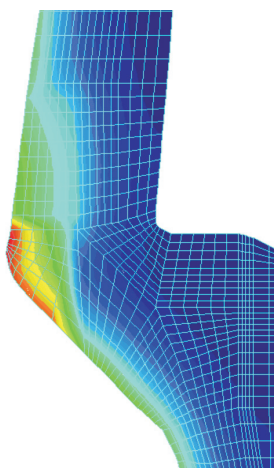
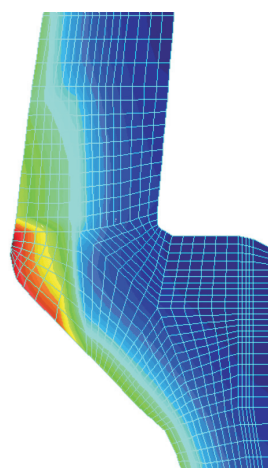
Skala temperatury w K



Rys. 14. Pole temperatury dla  $t = 0,24$  s



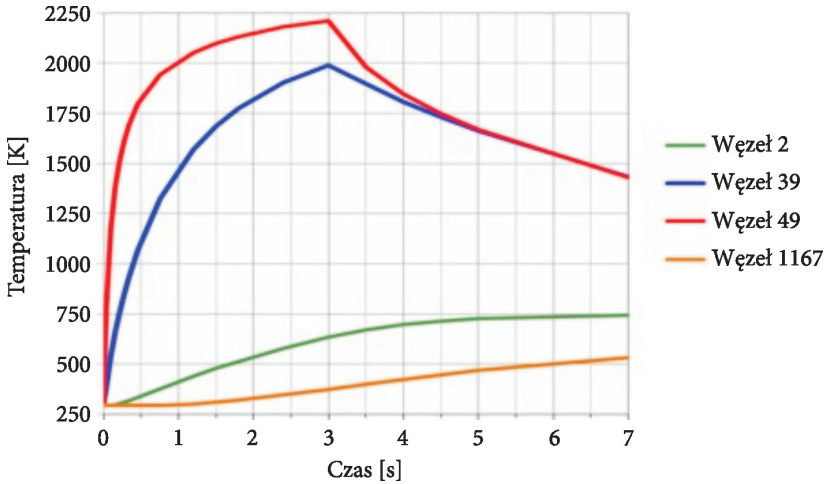
Rys. 15. Pole temperatury dla  $t = 0,51$  s

Rys. 16. Pole temperatury dla  
 $t = 0,99$  sRys. 17. Pole temperatury  
dla  $t = 1,50$  sRys. 18. Pole temperatury  
dla  $t = 2,01$  sRys. 19. Pole temperatury  
dla  $t = 2,49$  sRys. 20. Pole temperatury  
dla  $t = 3,00$  s

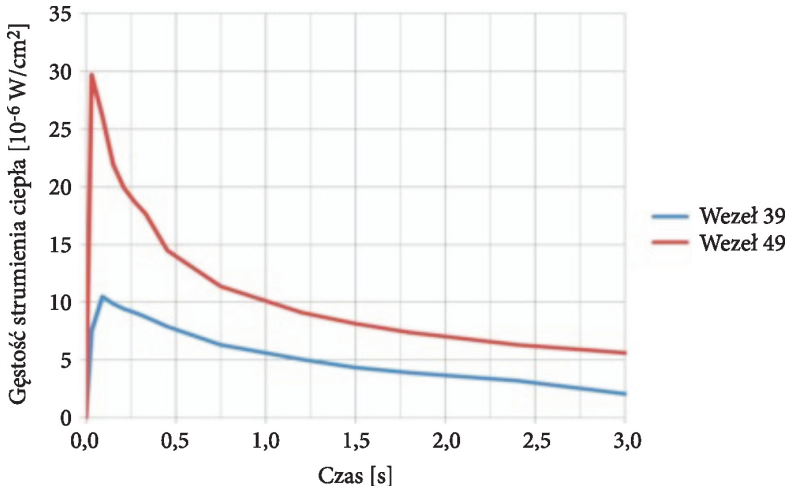
Gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu w wybranych węzłach dyszy  $\dot{q}_{i=39 \text{ oraz } 49}(t)$  (rys. 13) świadczą o łagodnym charakterze rozchodzenia się ciepła. Oznacza to równomierny rozkład naprężeń termicznych w dyszy i prognozuje stabilną pracę silnika rakietowego w zakresie od 0 do 3 s.

Wstępne obliczenia numeryczne nieustalonego przewodzenia ciepła w niechłodzonej dyszy silnika rakietowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu wykonanej ze stali węglowej St 45 z zamocowaną w jej przekroju krytycznym wkładką z polikrystalicznego grafitu 7087 wykonano, by przeanalizować pracę

dyszy w wysokich temperaturach rzędu 3000 K. Wkładkę z grafitu 7087 wykonano w taki sposób, by w kierunku osi  $r$  uzyskać znacznie wyższą przewodność cieplną  $k$ , niż w kierunku osi  $x$ . Przy takiej konfiguracji wkładki temperatura maksymalna w przekroju krytycznym dyszy wzrośnie do 2200 K (rys. 21) (węzeł 49). Charakter rozchodzenia się ciepła w dyszy będzie przewidywalny, tzn. temperatura maksymalna na pewno wystąpi w przekroju krytycznym (rys. 14-20). Temperatura maksymalna



Rys. 21. Przebiegi zmian temperatury w funkcji czasu  $T_i(t)$  w wybranych węzłach:  $i = 2, 39, 49$  oraz 1167 przekroju obliczeniowego dla dyszy ze stali St 45 z zamocowaną wkładką z polikrystalicznego grafitu 7087



Rys. 22. Przebiegi zmian gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu  $\dot{q}_i(t)$  w wybranych węzłach:  $i = 39$  oraz 45 przekroju obliczeniowego dla dyszy ze stali St 45 z zamocowaną wkładką z polikrystalicznego grafitu 7087

(około 2200 K) pozostanie znacznie poniżej temperatury topnienia grafitu 7087, tzn. około 3900 K [1]. Również temperatura na powierzchni zewnętrznej niczym nieosłoniętej dyszy (rys. 21 — węzeł 1167) w zakresie od 0 s do 3 s nie przekroczy 500 K. Zupełnie inna sytuacja powstanie w przypadku wkładki z grafitu 7087 wykonanej w taki sposób, by w kierunku osi  $x$  uzyskać znacznie wyższą przewodność cieplną  $k$ , niż w kierunku osi  $r$ . Wstępne obliczenia numeryczne pokazały, że temperatura maksymalna wystąpi wówczas powyżej, bądź poniżej przekroju krytycznego dyszy i będzie bardzo silnie uzależniona od kształtu wkładki. Przy obecnym kształcie wkładki, temperatura w przekroju krytycznym w zakresie od 0 s do 3 s wyniesie wówczas 1629 K. Zdaniem autorów badania takie powinny być przedmiotem osobnej pracy związanej z analizą różnych możliwych kształtów wkładki z grafitu, umieszczonej w przekroju krytycznym.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2010-11 jako projekt rozwojowy Nr O R 00 0002 09.

Artykuł wpłynął do redakcji 26.05.2010 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w czerwcu 2010 r.

#### LITERATURA

- [1] *Material Property Database MPDG v. 7.08*, JAHM Software, Inc. USA, 2009.
- [2] M. PREISKORN, S. WIŚNIEWSKI, *Określanie nieustalonych pól temperatur w niechłodzonej dyszy silnika raketowego na analogu rezystorowym*, Biuletyn WAT, 5, 1970, 19-30.
- [3] B. W. ORŁOW, G. JU MAZING, *Tiermodinamiceskije i ballisticeskije osnovy projektorowanija raketnych dwigatielej na twierdom topliwie*, Maszynostrojenije, Moskwa, 1968.
- [4] L. H. BACK, P. F. MASSIER, H. L. GIER, *Convective heat transfer in a convergent divergent nozzle*, Int. J. Heat Mass Transfer, 5, 1964, 89-95.
- [5] M. W. DOBROWOLSKIJ, *Żidkostnyje raketnyje dwigatielei*, Maszynostrojenije, Moskwa, 1968.
- [6] T. B. DAVEY, *Entrance region heat transfer coefficients*, Heat Transfer, 59, 1963, 37-45.
- [7] *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).
- [8] E. V. MOROZOVA, J. F. P. PITOT DE LA BEAUJARDIEREB, *Numerical simulation of the dynamic thermostructural response of a composite rocket nozzle throat*, Composite Structures, 91, 2009, 412-420.
- [9] A. S. FIALKOV, L. A. BAVER, N. M. SIDOROV, M. I. CHAIKUN, S. M. RABINOWICH, *Pyrographite (Preparation, Structure, Properties)*, Russian Chemical Reviews, 34, 1, 1965, 46-58.

M. PREISKORN, P. KONIORCZYK, B. ZYGMUNT

#### Numerical calculations of non-stationary temperature fields in non-cooled short-range anti-aircraft missile rocket engine nozzle

**Abstract.** In the paper, initial numerical calculations of non-stationary heat transfer in non-cooled short-range anti-aircraft missile rocket engine nozzle are presented. The calculations were carried out

for two nozzle configurations. For the first configuration, the nozzle was made entirely from carbon steel St 45, melting point of which is 1700 K. In the second configuration, the insert of graphite 7087 of anisotropic heat transfer and melting point of more than 3800 K was placed in the nozzle critical cross-section. Engine operation time was around 3 seconds. Numerical calculations were carried out using program COSMOS/M. Calculation results were given in the form of distribution of isotherms in successive intervals in the nozzle body part adjacent to minimum section and illustrated with temperature and heat flux density dependencies on time in chosen knots of numerical networks, i.e.  $T_i(t)$  and  $\dot{q}_i(t)$ .

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

