



Obliczenia numeryczne niestalonych pól temperatur w niechłodzonej dyszy silnika raketowego z wkładką o minimalnej przewodności cieplnej w kierunku promieniowym

Marek PREISKORN, Piotr KONIORCZYK, Bogdan ZYGMUNT

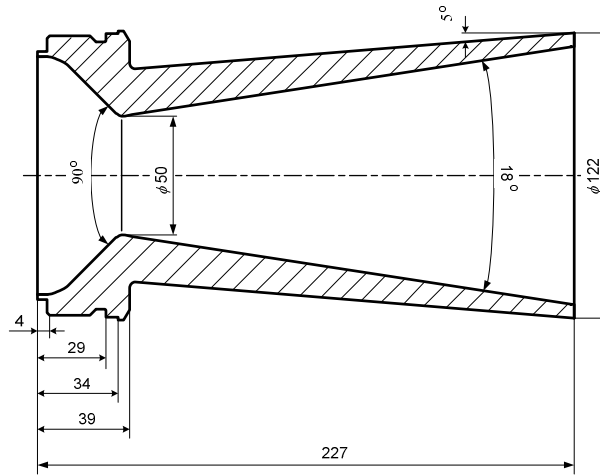
*Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna,
ul. Gen. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa*

Streszczenie. Artykuł stanowi uzupełnienie obliczeń zilustrowanych i omówionych w pracy [10]. Przedstawiono tam wstępne obliczenia numeryczne niestalonego przewodzenia ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu, którego czas pracy wynosił około 3 s. Obliczenia wykonano dla dyszy wykonanej ze stali węglowej St 45, w której w przekroju krytycznym umieszczono wkładkę z grafitu 7087 (tzw. 7087 graphite) o anizotropowym przewodnictwie cieplnym i temperaturze topnienia przewyższającej 3800 K [1]. Przedmiotem analizy prezentowanego artykułu jest nowa konstrukcja wkładki. Wkładkę wycięto tak, by w kierunku osi r uzyskać minimalną przewodność cieplną. 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: wymiana ciepła, niechłodzona dysza, silnik raketowy, pole temperatury

1. POSTAWIENIE PROBLEMU

W ramach realizowanego w Wojskowej Akademii Technicznej projektu rozwojowego związanego z opracowaniem demonstratora dwustopniowej przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu wykonano obliczenia numeryczne niechłodzonej dyszy silnika raketowego. Założono czas pracy silnika na stały materiał napędowy około 3 s. W pracy [10] 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 wyciętą w taki sposób, by w kierunku osi r uzyskać maksymalną przewodność cieplną. W niniejszej pracy rozpatrzono przypadek wymiany ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego, gdy w przekroju krytycznym dyszy umieszczono wkładkę z grafitu wyciętą w taki sposób, by w kierunku osi r uzyskać minimalną przewodność cieplną. Konstrukcję dyszy pokazano na rysunku 1. Ze względu na osiową symetrię dyszy (oś x – rys. 1, 2), rozpatrywany problem potraktowano jako dwuwymiarowy.

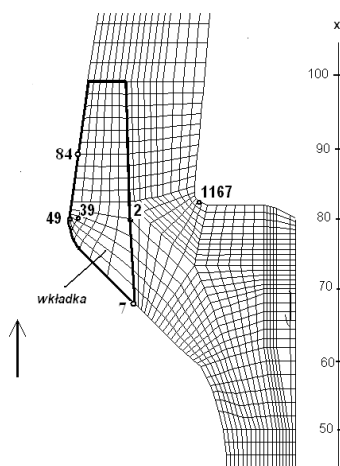


Rys. 1. Konstrukcja niechłodzonej dyszy silnika raketowego na paliwo stałe

Fig. 1. Solid-fuel rocket engine non-cooled nozzle construction

Na rysunku 2 zilustrowano wybrany fragment siatki elementów przekroju krytycznego dyszy wykonanej ze stali St 45 wraz z zaznaczoną wkładką z grafitu 7087 zamocowaną w przekroju krytycznym dyszy. 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 topienia materiału dyszy w jej przekroju krytycznym [1, 4].

Zbadano wpływ wkładki z grafitu 7087 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].



Rys. 2. Wybrany fragment siatki elementów przekroju krytycznego dyszy wykonanej ze stali St 45 wraz z zaznaczoną wkładką z grafitu 7087 zamocowaną w przekroju krytycznym dyszy. Na rysunku zaznaczono węzły siatki elementów, dla których zilustrowano zależności $T_i(t)$ oraz $\dot{q}_i(t)$ (strzałka – kierunek przepływu gazów w dyszy)

Fig. 2. The selected fragment of the grid of elements of the nozzle critical cross section made of steel St 45 with a graphite insert of graphite 7087 mounted in the nozzle critical cross section. Grid of elements knots (for which $T_i(t)$ and $\dot{q}_i(t)$ were illustrated) were marked in the figure (the arrow – direction of gas flow in the nozzle)

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 także prędkość przepływu spalin przez dyszę [2].

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 α , który w przekroju krytycznym przyjęto jako równy $\alpha_{kr} = 10000 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$. Taka wartość współczynnika α 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 α wzdłuż rozpatrywanego przekroju dyszy, licząc od przekroju wlotowego (rys. 2) przedstawiono w tabeli 1 oraz na rysunku 3.

Tabela 1. Zmiana współczynnika przejmowania ciepła α przez konwekcję wzdłuż osi dyszy, tzn. $\alpha(x)$

Table 1. Change of the coefficient of heat transfer by convection α along the axis of the nozzle, i.e. $\alpha(x)$

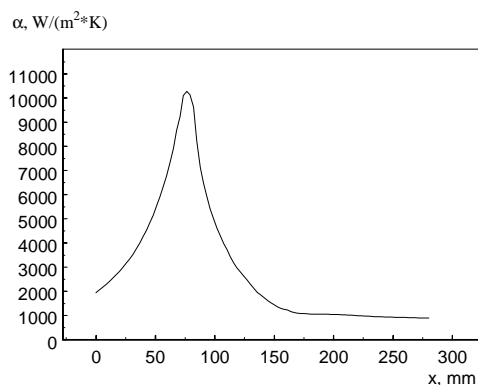
Lp.	x , mm	α , $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$	Lp.	x , mm	α , $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$	Lp.	x , mm	α , $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$
1	0	1950	15	70	9200	29	125	2600
2	5	2150	16	73	10000	30	130	2300
3	10	2350	17	75	10200	31	135	2000
4	15	2600	18	77,5	10300	32	140	1800
5	20	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

W tabeli tej x jest odległością od przekroju początkowego kanału – rysunek 2. Współczynnik przejmowania ciepła przez konwekcję α 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 α zalecane są wyrażenia, które uwzględniają odległość rozpatrywanego przekroju dyszy od przekroju wlotowego, np. wyrażenie Davey'a [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 α_{kr} . Pozostałe wartości α 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.



Rys. 3. Przyjęta do obliczeń zależność współczynnika przejmowania ciepła przez konwekcję $\alpha(x)$ wzdłuż osi dyszy x

Fig. 3. Dependence of the coefficient of heat transfer by convection $\alpha(x)$ along the axis of the nozzle, adopted for calculations

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 stali St 45 przyjęto [1, 7]:

- 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 – tabela 2.

Tabela 2. Zależności: przewodności cieplnej od temperatury $k(T)$ oraz ciepła właściwego od temperatury $c_p(T)$ dla stali węglowej St 45 [7]

Table 2. Dependencies: thermal conductivity on temperature $k(T)$ and specific heat on temperature $c_p(T)$ for carbon steel St 45 [7]

$T, \text{ K}$	$k, \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$	$T, \text{ K}$	$c_p, \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
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 $k = 36,0 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ oraz $c_p = 754 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$.

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 mniejszą przewodność cieplną k , niż w kierunku osi x .

Zgodnie z danymi literaturowymi przyjęto, że przewodność cieplna k , ciepło właściwe c_p oraz gęstość ρ są w kierunku osi x funkcjami temperatury – tabela 3 [1]. W kierunku osi r przyjęto stałe wartości $k = 2,25 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$; c_p oraz ρ 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]

Table 3. Dependencies: thermal conductivity on temperature $k(T)$ and specific heat on temperature $c_p(T)$ for polycrystalline graphite [1]

$T, \text{ K}$	$k, \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$	$T, \text{ K}$	$c_p, \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$	$T, \text{ K}$	$\rho \text{ (kg/m}^3\text{)}$
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. Zastosowano taką samą siatkę, jak w pracy [10], tzn. z taką samą ilością węzłów. Zbudowano siatkę z 1496 czworobocznymi elementami oraz 1611 węzłami – rysunek 2. Zastosowano metodę elementów skończonych do znalezienia rozkładu temperatury w dyszy silnika raketowego w dowolnej chwili czasu, 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; ρ – 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 czasu zilustrowano na rysunkach 4-10 dla dyszy wykonanej ze stali St 45, w której w przekroju krytycznym umieszczono wkładkę z grafitu 7087, wyciętą w taki sposób, by w kierunku osi r uzyskać minimalną przewodność cieplną. 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 na rysunkach 11 i 12.

Wybrane węzły siatki oznaczono numerami:

- a) węzeł 49 – węzeł zlokalizowano na powierzchni wewnętrznej w minimalnym przekroju dyszy, tzn. w przekroju krytycznym;
- b) węzeł 39 – węzeł zlokalizowano w odległości 1.3 mm od 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 ze korpusem wykonanym ze stali St 45, w odległości 9,7 mm od węzła 49;
- d) węzeł 7 – węzeł zlokalizowano na granicy styku wkładki z polikrystalicznego grafitu 7087 ze korpusem wykonanym ze stali St 45, na powierzchni wewnętrznej przed przekrojem krytycznym;
- e) węzeł 1167 – węzeł zlokalizowano na powierzchni zewnętrznej dyszy na wysokości przekroju krytycznego w odległości 20,7 mm od węzła 49;
- f) węzeł 84 – węzeł na powierzchni wewnętrznej dyszy, w którym występują maksymalne wartości temperatury dla przyjętego wariantu obliczeń.

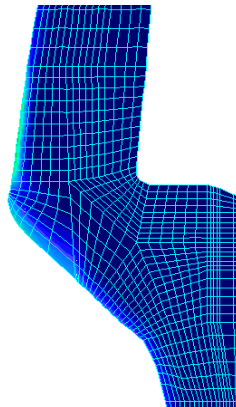
W pracy [10] zilustrowano i omówiono dwa przypadki wymiany ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego: pierwszy dla dyszy wykonanej w całości z jednego materiału oraz drugi, gdy w przekroju krytycznym dyszy umieszczono wkładkę z grafitu wyciętą w taki sposób, by w kierunku osi r uzyskać maksymalną przewodność cieplną. W niniejszej pracy skupiono się jedynie na przypadku, gdy w przekroju krytycznym dyszy umieszczono wkładkę z grafitu wyciętą w taki sposób, by w kierunku osi r uzyskać minimalną przewodność cieplną. Kształt wkładki w obydwu przypadkach był taki sam. Wstępne obliczenia numeryczne nieustalonego przewodzenia ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu 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. Znacznie mniejsza przewodność cieplna k wkładki z grafitu 7087 w kierunku osi r , niż w kierunku osi x daje nowe efekty fizyczne. Przy takiej konfiguracji wkładki temperatura maksymalna rzędu 2200 K wystąpi poniżej oraz powyżej przekroju krytycznego – rysunki 4-10 oraz 11 (węzeł 84).

Charakter rozchodzenia się ciepła w dyszy będzie trudny do przewidzenia, ponieważ temperatura maksymalna zależy od kształtu geometrycznego wkładki i na pewno nie wystąpi w przekroju krytycznym – rysunki 4-10.



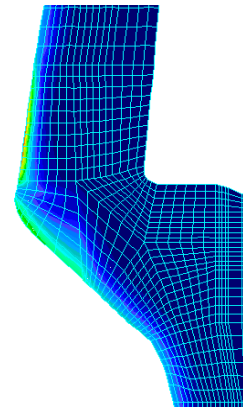
Skala temperatury w K

Kelvin temperature scale



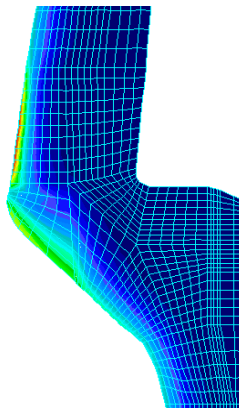
Rys. 4. Pole temperatury dla $t = 0,24$ s

Fig. 4. Temperature field for $t = 0,24$ s



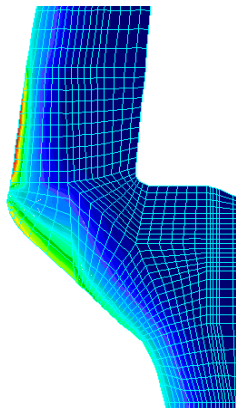
Rys. 5. Pole temperatury dla $t = 0,51$ s

Fig. 5. Temperature field for $t = 0,51$ s



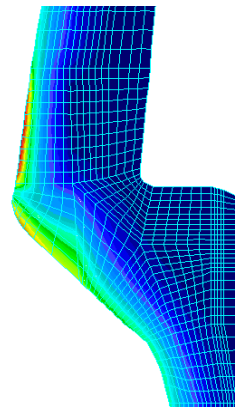
Rys. 6. Pole temperatury dla $t = 0,99$ s

Fig. 6. Temperature field for $t = 0,99$ s



Rys. 7. Pole temperatury dla $t = 1,51$ s

Fig. 7. Temperature field for $t = 1,51$ s

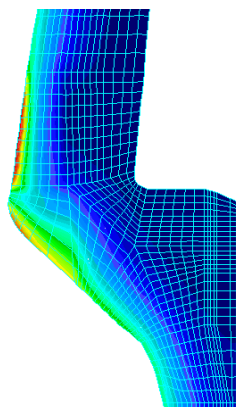


Rys. 8. Pole temperatury dla $t = 2,01$ s

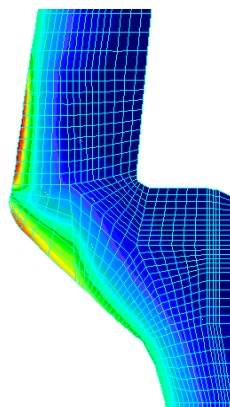
Fig. 8. Temperature field for $t = 2,01$ s

W naszym przypadku temperatura maksymalna około 2200 K występuje za przekrojem krytycznym (węzeł 84) i pozostaje znacznie poniżej temperatury topnienia grafitu 7087, tzn. około 3900 K [1].

Również temperatura na powierzchni zewnętrznej niczym nieosłoniętej dyszy (rys. 11 – węzeł 1167) w zakresie od 0 s do 3 s nie przekroczy 500 K.



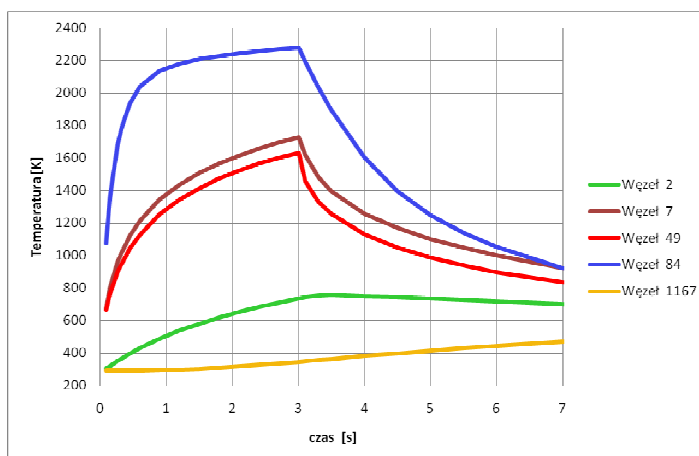
Rys. 9. Pole temperatury dla $t = 2,51$ s



Rys. 10. Pole temperatury dla $t = 3,00$ s

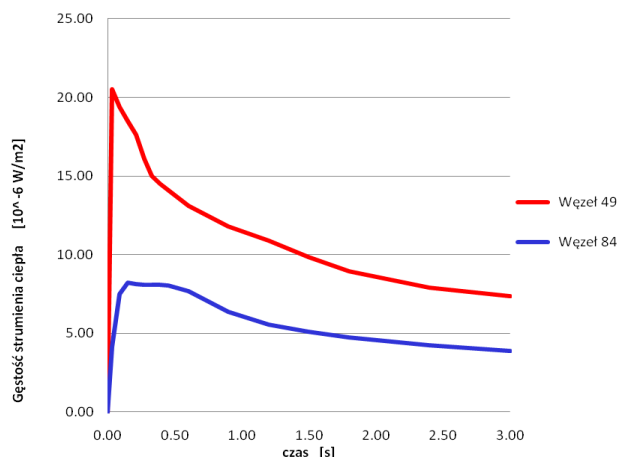
Fig. 9. Temperature field for $t = 2,51$ s

Fig. 10. Temperature field for $t = 3,00$ s



Rys. 11. Przebiegi zmian temperatury w wybranych węzłach: węzeł 7 – granica wkładka – stal na powierzchni wewnętrznej w części przed przekrojem krytycznym, węzeł 84 – węzeł na powierzchni wewnętrznej dyszy, w którym występują maksymalne wartości temperatury, pozostałe węzły według opisu w tekście powyżej

Fig. 11. Courses of temperature changes in selected nodes: node 7 – insert-steel boundary on the inner surface of the part in the front of critical section, node 84 – node on the nozzle inner surface, in which there are maximum values of temperature, the other nodes as described in the text above



Rys. 12. Przebiegi zmian gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu $\dot{q}_i(t)$ w wybranych węzłach: $i = 84$ oraz 49 przekroju obliczeniowego dla dyszy ze stali St 45 z zamocowaną wkładką (wersja II) z polikrystalicznego grafitu 7087

Fig. 12. Courses of heat flux density changes as a function of time $\dot{q}_i(t)$ in selected nodes: $i = 84$ and 49 of computational cross-section for the nozzle of steel St 45 with a mounted insert of polycrystalline graphite 7087

Maksymalna gęstość strumienia ciepła w wybranym węźle dyszy za przekrojem krytycznym $\dot{q}_{i=84}(t) \approx 20 \cdot 10^6 \text{ W/m}^2$ (rys. 12) jest mniejsza niż w przypadku wkładki rozpatrzonej w pracy [10]. Wówczas maksymalna gęstość strumienia ciepła wystąpiła w przekroju krytycznym w węźle nr 49 i wynosiła $\dot{q}_{i=49}(t) \approx 30 \cdot 10^6 \text{ W/m}^2$. Przy tak wyciętej wkładce mamy jednak do czynienia z zupełnie nową sytuacją. Odstępstwo od klasycznych zasad projektowania dyszy może rodzić trudne do przewidzenia konsekwencje. Dopiero badania eksperymentalne na hamowni ujawnią przydatność takiego rozwiązania konstrukcyjnego wkładki.

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

LITERATURA

- [1] *Material Property Database MPDG v.7.08*, JAHM Software, Inc. USA, 2009.
- [2] Preiskorn M., Wiśniewski S., Określanie nieustalonych pól temperatur w niechłodzonej dyszy silnika raketowego na analogu rezystorowym, *Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej*, 5, s. 19-30, 1970.
- [3] Orłow B.W., Mazing G.Ju., *Tiermodinamiczeskije i ballisticzeskije osnovy projektowanija raketnych dwigatielej na twierdom topliwie*, Maszynostrojenije, Moskwa, 1968.
- [4] Back L.H., Massier P.F., Gier H.L., Convective heat transfer in a convergent divergent nozzle, *International Journal of Heat Mass Transfer*, 5, pp. 89-95, 1964.
- [5] Dobrowolskij M.W., *Żidkostnyje raketnyje dwigatieli*, Masziostrojenije, Moskwa, 1968.
- [6] Davey T.B., Entrance region heat transfer coefficients, *Heat Transfer*, 59, pp. 37-45, 1963
- [7] *Stal węglowa konstrukcyjna wyższej jakości ogólnego przeznaczenia*, [http://cdsc.ippt.gov.pl/Baza/Stale konstrukcyjne węglowe](http://cdsc.ippt.gov.pl/Baza/Stale%20konstrukcyjne%20węglowe).
- [8] Morozova E.V., Pitot de la Beaujardiereb J.F.P., Numerical simulation of the dynamic thermostructural response of a composite rocket nozzle throat, *Composite Structures*, 91, pp. 412-420, 2009.
- [9] Fialkov A.S., Baver L.A., Sidorov N.M., Chaikun M.I., Rabinowich S.M., Pyrographite (Preparation, Structure, Properties), *Russian Chemical Reviews*, vol. 34, 1, pp. 46-58, 1965.
- [10] Preiskorn M., Koniorczyk P., Zygmunt B., Obliczenia numeryczne nieustalonych pól temperatur w niechłodzonej dyszy silnika raketowego przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu, *Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej*, Nr 2/2011, vol. 60, s. 47-61, 2011.

Numerical Calculations of Non-Stationary Temperature Fields in Non-Cooled Rocket Engine Nozzle with a Inset of Minimum Thermal Conductivity in the Radial Direction

Marek PREISKORN, Piotr KONIORCZYK, Bogdan ZYGMUNT

Abstract. The paper is a complement to the calculations illustrated and described in the Military University of Technology Bulletin, in the paper [10]. The initial numerical calculations of non-stationary heat transfer in non-cooled short-range anti-aircraft missile rocket engine nozzle are presented. The calculations were performed for the nozzle of carbon steel St 45, which contained graphite insert of graphite 7087 of anisotropic heat transfer and melting point of more than 3800K placed in critical section [1]. New element of the paper is the method of cutting out the insert. This time the insert was cut out in such a way that a minimum thermal conductivity in the direction of r -axis is obtained. 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: heat transfer, non-cooled nozzle, rocket engine, temperature field

