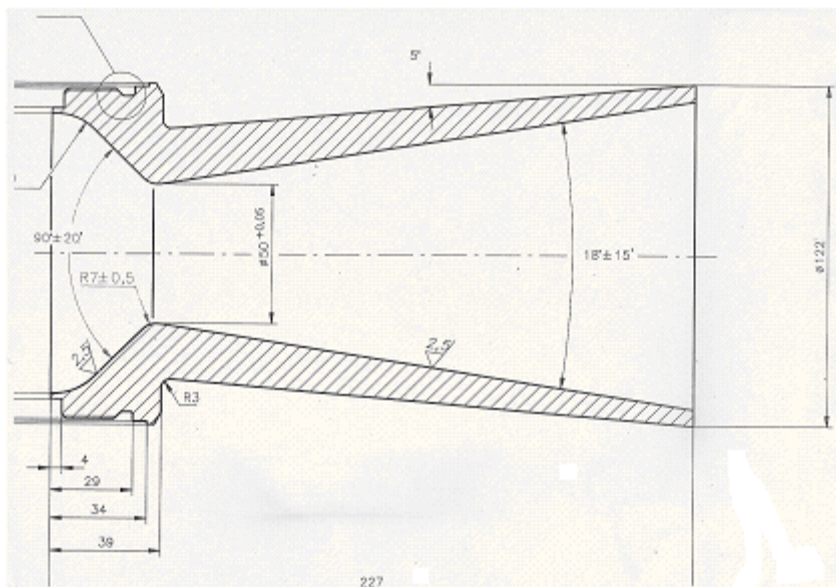


WYMIANA CIEPŁA W NIECHŁODZONEJ DYSZY
SILNIKA RAKIETOWEGO

1. Postawienie problemu

W ramach ćwiczenia za pomocą programu Cosmos/M lub COMSOL MULTIPHYSICS należy wykonać obliczenia numeryczne nieustalonego przewodzenia ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego. Wyniki obliczeń należy podać w postaci rozkładu izoterm w kolejnych przedziałach czasu w części korpusu dyszy przylegającej do przekroju minimalnego oraz zilustrować zależnościami temperatury oraz gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu w wybranych węzłach siatki elementów, tzn. $T_i(t)$ oraz $\dot{q}_i(t)$.

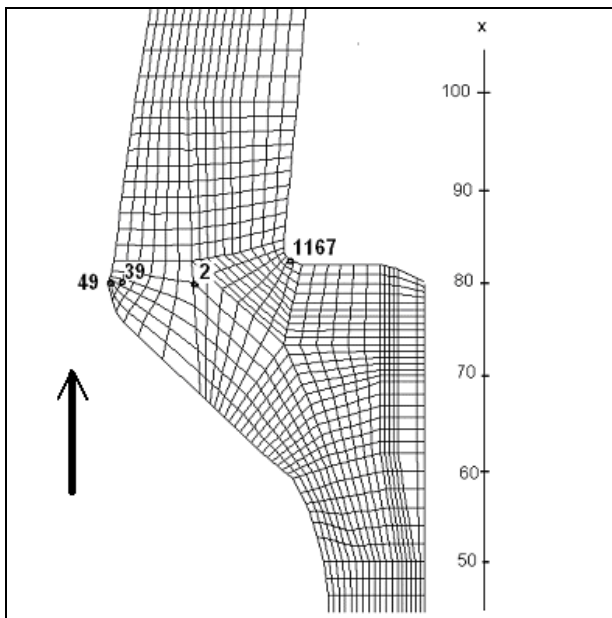
Obliczenia należy wykonać dla dwóch konfiguracji dyszy. W pierwszej konfiguracji dyszę wykonano w całości ze stali węglowej St 45, której temperatura topnienia wynosi 1700 K [1,7]. W drugiej konfiguracji w przekroju krytycznym dyszy umieszczono wkładkę z grafitu 7087, tzw. 7087 graphite o anizotropowym przewodnictwie cieplnym i temperaturze topnienia przewyższającej 3800 K [1]. 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.



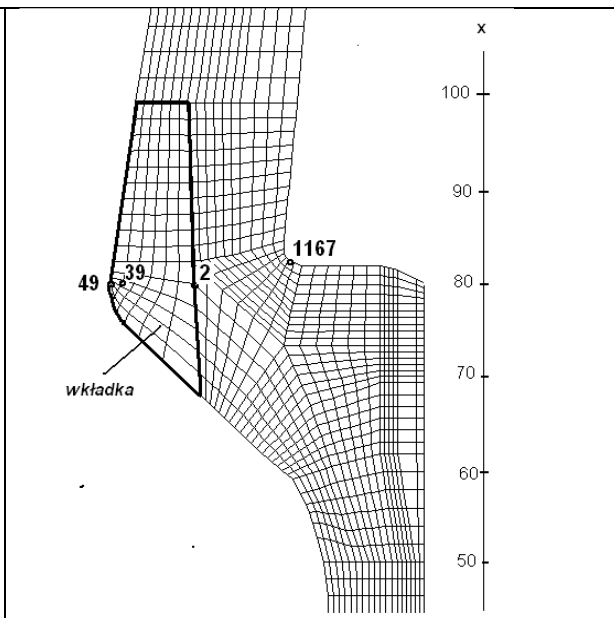
Rys. 1. Konstrukcja niechłodzonej dyszy silnika raketowego na paliwo stałe.

ĆWICZENIE NR 19

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. 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].



Rys. 2. Wybrany fragment siatki elementów przekroju krytycznego dyszy wykonanej ze stali St 45 z zaznaczonymi węzłami siatki elementów, dla których zilustrowano zależności $T_i(t)$ oraz $\dot{q}_i(t)$.



Rys. 3. Wybrany fragment siatki elementów przekroju krytycznego dyszy z zaznaczoną wkładką z grafitu 7087 zamocowaną w przekroju krytycznym.

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 powierzchnię 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. 3) przedstawiono w tabeli 1 oraz na rysunku 4. W tabeli tej x jest odległością od przekroju początkowego kanału - rys. 3.

Tabela 1.

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

l.p.	x , mm	α , $\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$	l.p.	x , mm	α , $\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$	l.p.	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



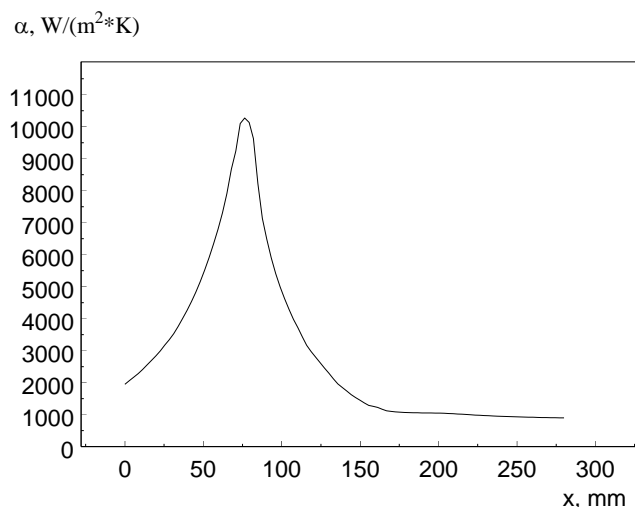
6.	25	3150	20.	81	10000	34.	150	1450
7.	30	3450	21.	85	8150	35.	155	1300
8.	35	3850	22.	90	6600	36.	160	1250
9.	40	4300	23.	95	5600	37.	165	1150
10.	45	4800	24.	100	4860	38.	170	1100
11.	50	5400	25.	105	4250	39.	200	1050
12.	55	6100	26.	110	3750	40.	220	1000
13.	60	6900	27.	115	3250	41.	240	950
14.	65	7900	28.	120	2900	42.	280	900

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]:

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

gdzie: x jest odległością od przekroju początkowego kanału, czyli od miejsca gwałtownego przejścia komory spalania w dyszę, d – średnicą rozpatrywanego przekroju dyszy, T_o – temperatura spiętrzenia spalin w dyszy, T_s – temperaturą wewnętrzną 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. 4. Przyjęta do obliczeń zależność współczynnika przejmowania ciepła przez konwekcję $\alpha(x)$ wzdłuż osi dyszy x .

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 wykonanej w całości ze stali St 45 przyjęto [1,7]:

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

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 $c_p=754 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$.



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	$k, W/(m \cdot K)$	T, K	$c_p, J/(kg \cdot K)$
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

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 ρ są w kierunku osi r funkcjami temperatury – tabela 3 [1]. W kierunku osi x przyjęto stałe wartości $k=2,25 W/(m \cdot K)$; c_p oraz ρ są funkcjami temperatury tak jak w kierunku osi r (tabela 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	$k, W/(m \cdot K)$	T, K	$c_p, J/(kg \cdot K)$	T, K	$\rho (kg/m^3)$
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 nieustalonych 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 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 instrukcji. 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

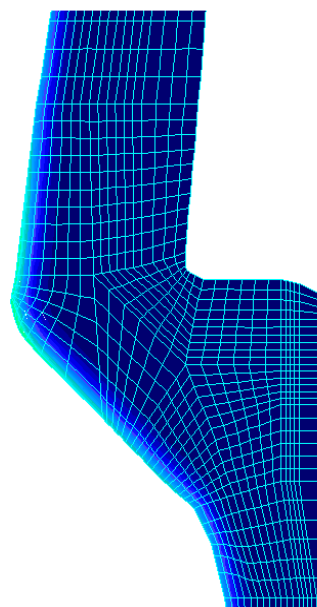
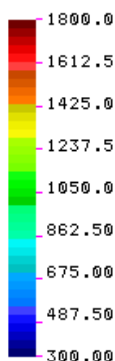
Wyniki obliczeń numerycznych pól temperatury w wybranych chwilach czasu zilustrowano dla dyszy wykonanej w całości ze stali St 45 na rysunkach 5÷11, natomiast dla dyszy z wkładką z polikrystalicznego grafitu 7087 – na rysunkach 14÷20. Zależności temperatury w funkcji czasu i gęstości strumienia ciepła 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 – na rysunkach 21 i 22. Wybrane węzły siatki oznaczono numerami:

- węzeł 49 – węzeł zlokalizowano na powierzchni wewnętrznej w minimalnym przekroju dyszy, tzn. w przekroju krytycznym w miejscu spodziewanego największego przyrostu temperatury;
- 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);
- 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

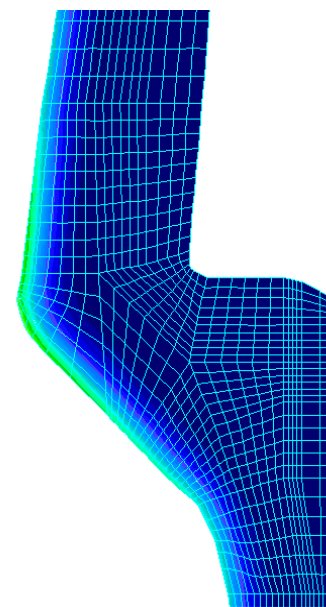
d) węzeł 1167 – węzeł zlokalizowano na zewnątrz dyszy na wysokości przekroju krytycznego w odległości 20,7 mm od węzła 49.

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 zagrożenia nadtopieniem dyszy w jej przekroju krytycznym w przypadku niewielkiego przekroczenia czasu pracy silnika raketowego rzędu $0.1 \div 0.3$ 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 $r=r_{min}=r_{krytyczne}$.

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

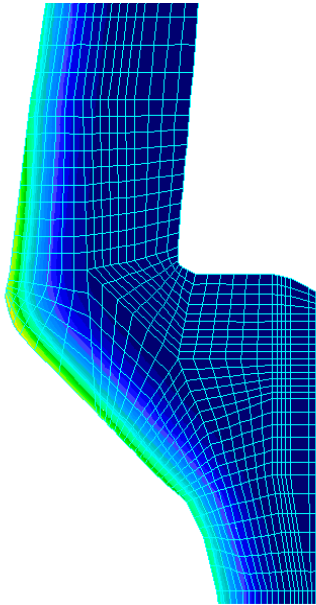


Rys. 5. Pole temperatury dla $t=0,24$ s

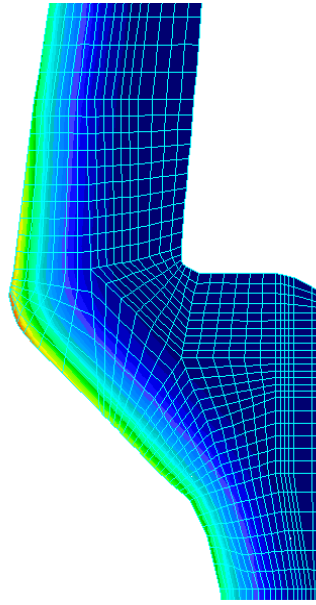


Rys. 6. Pole temperatury dla $t=0,51$ s

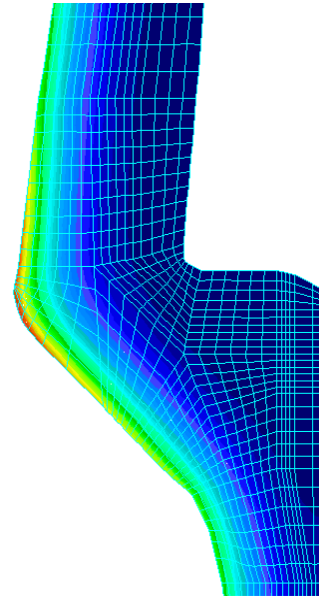
Skala temperatury w K
wspólna dla rys. 5 - 11



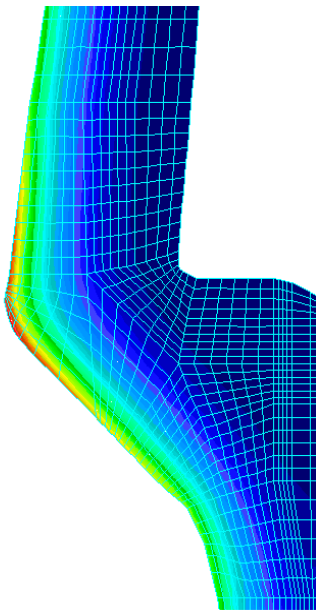
Rys. 7. Pole temperature
dla $t=0,99$ s



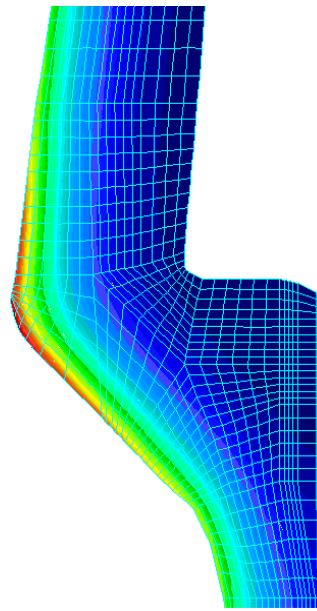
Rys. 8. Pole temperature
dla $t=1,50$ s



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

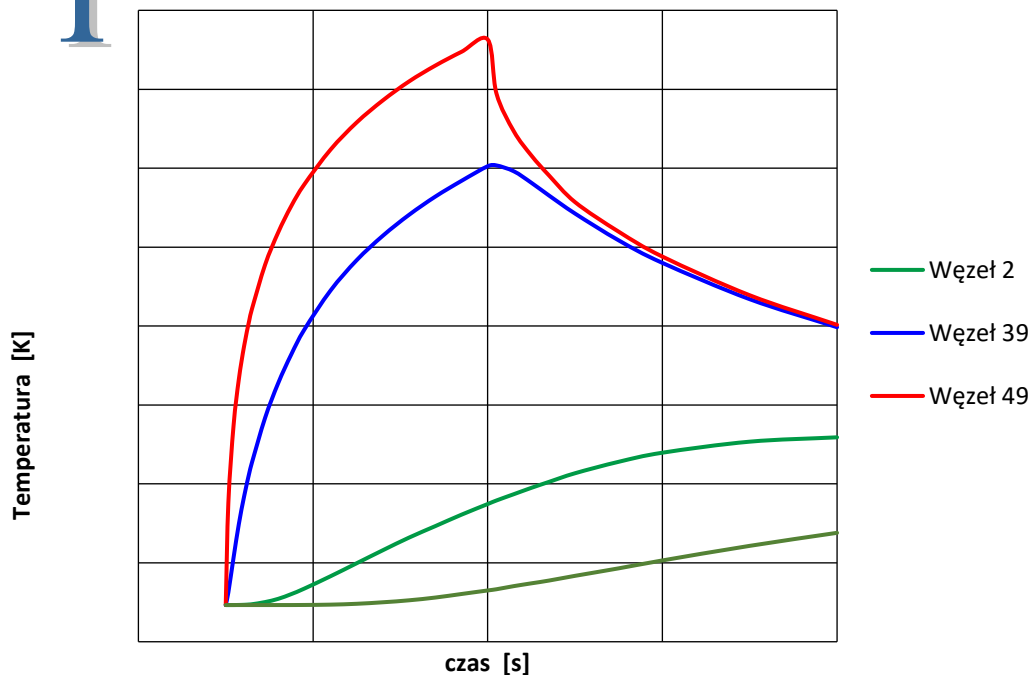


Rys. 10. Pole temperature
dla $t=2,34$ s

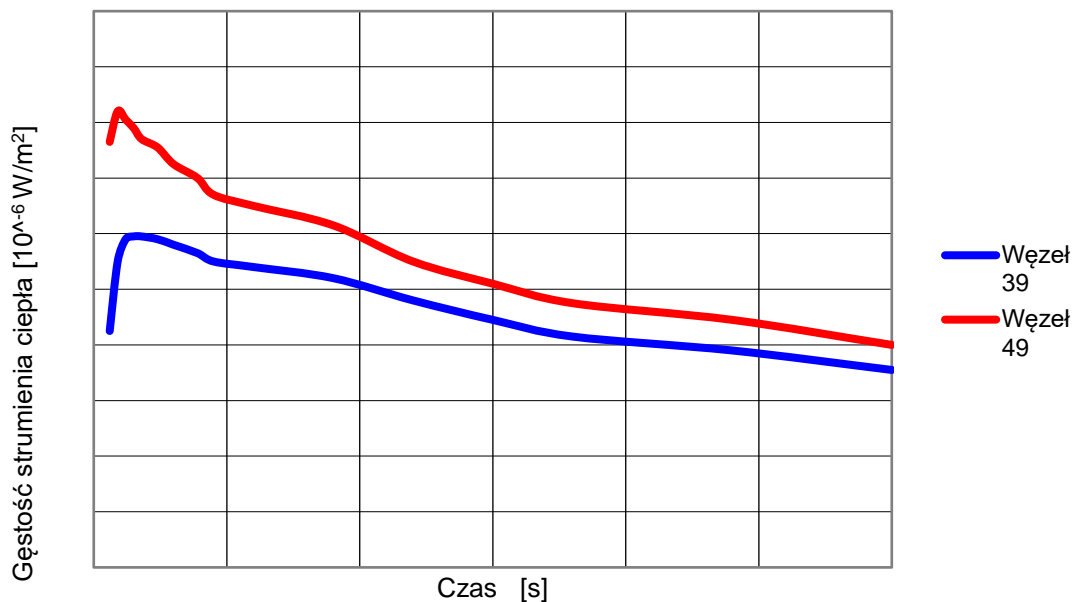


Rys. 11. Pole temperature
dla $t=3,00$ s

ĆWICZENIE NR 19



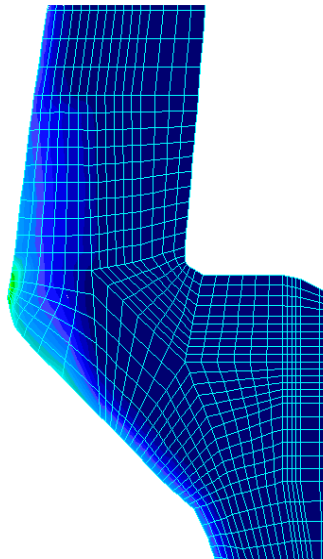
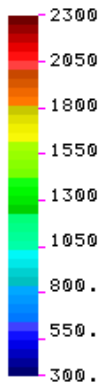
Rys. 12. Przebiegi zmian temperatury w funkcji czasu $T_i(t)$ w wybranych węzłach przekroju obliczeniowego: $i=2, 39, 49$ oraz 1167 zaznaczonych na rysunku 2 i 3 dla dyszy wykonanej w całości ze stali St 45.



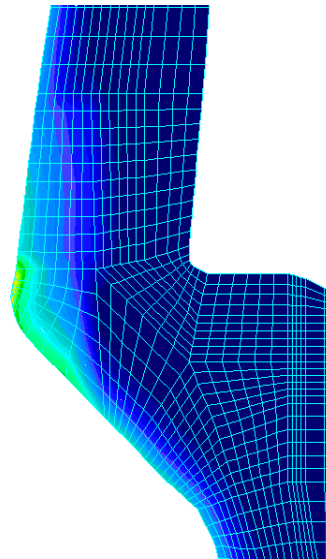
Rys. 13. Przebiegi zmian gęstości strumienia ciepła w funkcji czasu $\dot{q}_i(t)$ w wybranych węzłach: $i= 39$ oraz 49 w przedziale czasu od 0 do 3 s

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

ĆWICZENIE NR 19

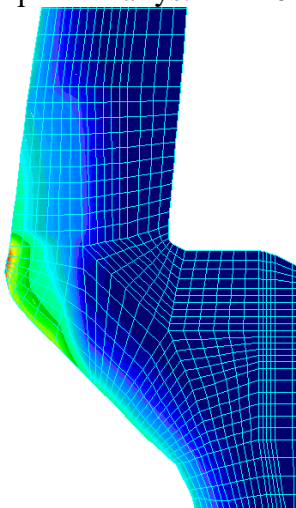


Rys. 14. Pole temperatury dla $t=0,24$ s

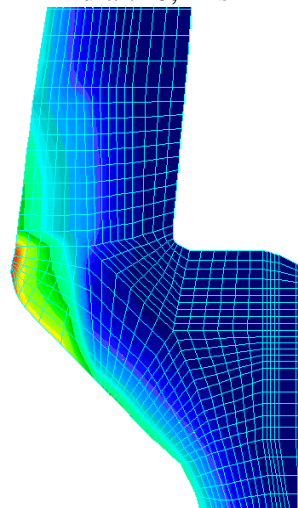


Rys. 15. Pole temperatury dla $t=0,51$ s

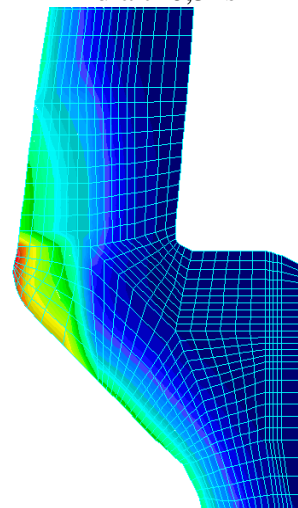
Skala temperatury w K wspólna dla rys. 14 - 20



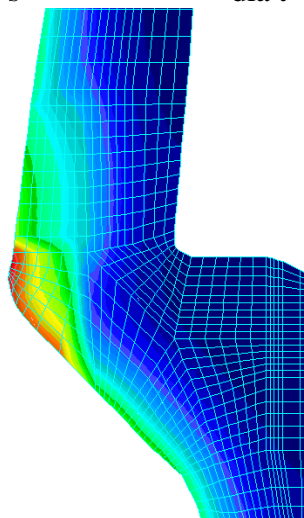
Rys. 16. Pole temperatury dla $t=0,99$ s



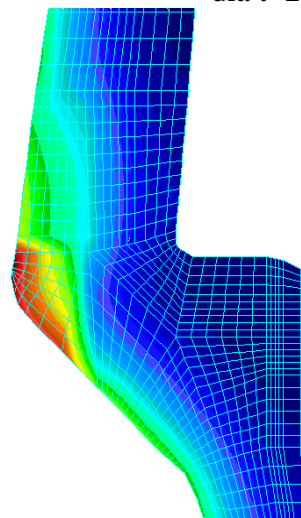
Rys. 17. Pole temperatury dla $t=1,50$ s



Rys. 18. Pole temperatury dla $t=2,01$ s

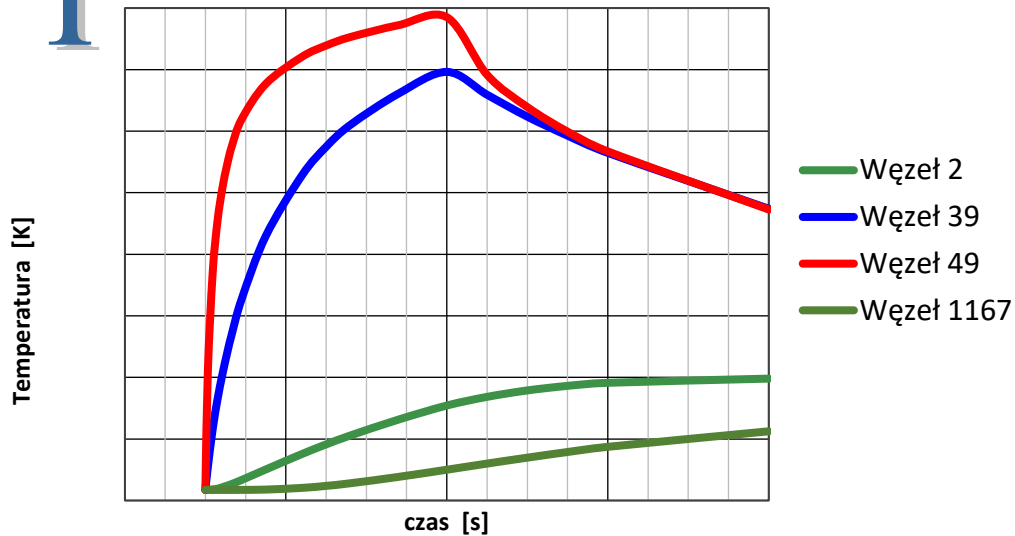


Rys. 19. Pole temperatury dla $t=2,49$ s

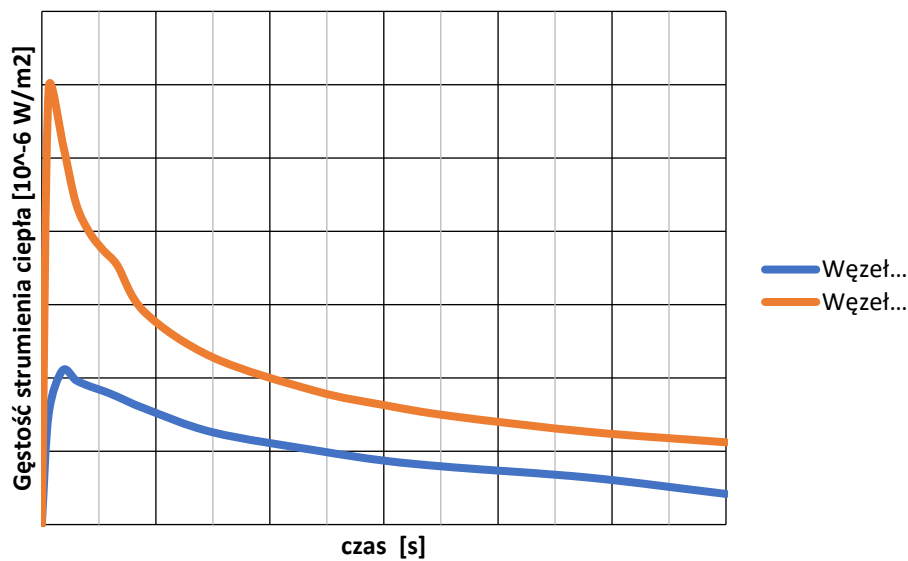


Rys. 20. Pole temperatury dla $t=3,00$ s

ĆWICZENIE NR 19



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.

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 raketowego w zakresie od 0 - 3 s.



Wstępne obliczenia numeryczne nieustalonego przewodzenia ciepła w niechłodzonej dyszy silnika raketowego wykonanej w 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 wzrosła 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 (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.

LITERATURA

- [1] *Material Property Database MPDG v.7.08*, JAHM Software, Inc. USA, 2009 r.
- [2] M. Preiskorn, S. Wiśniewski, *Określanie nieustalonych pól temperatur w niechłodzonej dyszy silnika raketowego na analogu rezystorowym*, Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej, 5, 1970, str. 19-30.
- [3] B.W.Orłow, G. Ju Mazing, *Tiermodinamiczeskije i ballisticzeskije osnovy projektorowa-nja 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, pp. 89-95
- [5] M.W. Dobrowolskij, *Żidkostnyje raketnyje dwigatieli*, Masziostrojenije, Moskwa, 1968.
- [6] T.B. Davey, *Entrance region heat transfer coefficients*, Heat Transfer, 59, 1963, pp. 37-45
- [7] *Stal węglowa konstrukcyjna wyższej jakości ogólnego przeznaczenia*,
http://cdsc.ippt.gov.pl/Baza/Stale_konstrukcyjne_węglowe
- [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, pp. 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, vol.34 nr 1, 1965, pp. 46-58.