mgr inż. Jerzy NOWICKI
Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia

NAGRZEWANIE SIĘ ŚCIANEK KOMORY SPALANIA SILNIKA RAKIETOWEGO NA PALIWO STAŁE

W artykule pokazano mechanizm procesu przekazywania ciepła od gorących gazów spalinowych do ścianki metalowej silnika rakietowego na paliwo stałe, w wyniku którego następuje intensywne nagrzewanie się ścianki. Podano związane z tym zagrożenia dla wytrzymałości elementów silnika. Przedstawiono praktyczny sposób określania rozkładu temperatury na grubości ścianki silnika i określania średniej temperatury ścianki. Umożliwia to uwzględnienie procesu nagrzewania się ścianek silnika rakietowego przy obliczeniach wytrzymałości silnika.

1. Wstęp

Podczas pracy silnika rakietowego tj. spalania prochowego ładunku napędowego w komorze spalania, ścianki komory nagrzewają się od przepływających wzdłuż nich gorących gazów spalinowych o temperaturze rzędu 2000÷2500°C. Prowadzi to do obniżenia własności mechanicznych materiału komory oraz na skutek nierównomiernego nagrzewania się ścianek, do powstania w nich naprężeń cieplnych, które zależą przede wszystkim od spadku temperatury na grubości ścianki silnika. Oba te zjawiska, szczególnie gdy ścianki nie są pokryte termoizolacją, należy uwzględnić przy obliczeniach wytrzymałości silnika, a szczególnie komory [1]. Dla prawidłowego rozwiązania zagadnienia wytrzymałości silnika, konieczne jest zatem określenie rozkładu temperatury na grubości ścianki i wzdłuż silnika. Wymaga to rozwiązania równania przewodnictwa cieplnego pomiędzy gazem a ścianką, wyrażającego zależność między temperaturą, czasem i współrzędnymi rozpatrywanego punktu przekroju komory.

Ze względu na wagę przedstawionego problemu, w artykule omówiono zjawisko przekazywania ciepła od gazów do ścianki komory, przepływu ciepła w ściance oraz przedstawiono praktyczny sposób określania rozkładu temperatury na grubości ścianki silnika i określania średniej temperatury ścianki.

2. Przekazywanie ciepła przez gazy spalinowe ściankom komory silnika

W komorze spalania przy przepływie strumienia gazów spalinowych następuje przekazywanie ciepła od gazów do ścianki metalowej drogą konwekcji (unoszenia) i przewodnictwa cieplnego. Możliwa jest ponadto dodatkowa wymiana ciepła między gazem i powierzchnią ścianki (lub w kierunku odwrotnym) na drodze promieniowania. Taki przypadek nazywa się wymianą ciepła przez wnikanie. Objęcie tego złożonego zjawiska jedną wspólną nazwą, ma na celu uproszczenie obliczeń technicznych ilości ciepła wymienianego w takim przypadku. W przybliżeniu dwie trzecie przekazywanego ciepła przekazywane jest drogą konwekcji, reszta zaś przez przewodnictwo i promieniowanie [2].

Przepływ gazu w silniku rakietowym jest przepływem burzliwym (turbulentnym). Jednak nie cała masa gazu przepływa chaotycznie. Według teorii podanej przez Prandla przy ściance komory ograniczającej strumień gazu, znajduje się cienka warstwa graniczna, w której utrzymuje się ruch laminarny, czyli wszystkie cząstki gazu przemieszczają się w jednym kierunku równolegle do ścianki. Wewnątrz burzliwego jądra strumienia gazu wymiana ciepła w kierunku prostopadłym do ścianki odbywa się drogą konwekcji, zaś w warstwie granicznej (ruch laminarny) tylko na zasadzie przewodzenia ciepła. W silniku występuje również nieznaczna wymiana ciepła między gazem a ścianką poprzez promieniowanie.

Ilość ciepła przejmowanego przez ściankę metalowa od przepływającego gazu drogą konwekcji i przewodzenia określa równanie Newtona:

$$Q = \alpha_g \cdot F \cdot [t_g - t_{(x,\tau)}] \cdot \tau \quad \text{[kcal]} \tag{1}$$

gdzie:

α_g - współczynnik wnikania ciepła [kcal/m^{2}godz$^\circ$C],

F - powierzchnia ścianki [m^2],

t_g - temperatura gazów [$^\circ$C],

$t_{(x,\tau)}$ - temperatura ścianki [$^\circ$C],

τ - czas pracy silnika [godz].

Przy obliczaniu pola temperaturowego ścianki konieczna jest zatem znajomość wartości współczynnika wnikania ciepła α_g, który określa warunki wymiany ciepła między gazem i ścianką. Określa się go zazwyczaj doświadczalnie na drodze uogólnienia danych eksperymentalnych, w oparciu o teorię podobieństwa [3]. W literaturze podawanych jest wiele wzorów do obliczania tego współczynnika. Z doświadczeń autora wynika, że dla celów praktycznych (obliczenia na etapie projektowania silnika) wystarczająco dokładny jest wzór doświadczalny podany przez Wimpressa [2] uwzględniający wymianę ciepła przez konwekcję, przewodnictwo i promieniowanie dla wewnętrznej powierzchni komory spalania od przepływających gazów:

$$\alpha_g = 500 + 0{,}33 \cdot \left(p_{śr} \cdot \frac{F_{\min}}{F_{p_{śr}}} \right) \quad \text{[kcal/m}^2\text{godz}^\circ\text{C]} \tag{2}$$

gdzie:

$p_{śr}$ - ciśnienie średnie w komorze spalania [KG/m^2],

$F_{\min}$ - pole przekroju minimalnego dyszy [m^2],

$F_{p_{śr}}$ - średnie pole przekroju swobodnego komory na przepływ gazu [m^2],

W literaturze fachowej trudno jest znaleźć dane dotyczące wartości współczynnika α_g. Dlatego dla oceny ilościowej, autor przeprowadził wg wzoru (2) obliczenia dla silnika [1] 120 mm rakiety o $p_{śr}$ = 340·10^4 KG/m^2, $F_{\min}$ = 14,1·10^{-4} m^2 i $F_{p_{śr}}$ = 68·10^{-4} m^2. Dla tego silnika α_g = 16070 [kcal/m^{2}godz$^\circ$C].

3. Przekazywanie ciepła na grubości ścianki

W ściance komory silnika rakietowego ciepło przejmowane od gazów rozchodzi się na drodze przewodzenia zgodnie z podstawowym prawem Fouriera, które ustala, że ilość przewodzonego ciepła jest proporcjonalna do spadku temperatury, czasu i pola przekroju normalnego do kierunku rozchodzenia się ciepła. Zależność tę dla jednostki przekroju i jednostki czasu wyraża się równaniem:

$$q = -\lambda \frac{\partial t}{\partial n} \quad [\mathrm{kcal/m^2 godz}] \tag{3}$$

gdzie:

λ - współczynnik przewodnictwa cieplnego, który charakteryzuje zdolność przewodzenia ciepła przez dany materiał,

$\frac{\partial t}{\partial n}$ - gradient temperatury.

Wielkość q określa strumień cieplny, równy ilości ciepła przewodzonego przez jednostkę powierzchni w jednostce czasu. Jest to wektor, którego kierunek odpowiada kierunkowi rozchodzenia się ciepła i jest odwrotny do kierunku gradientu temperatury, na co wskazuje minus w równaniu (3).

4. Rozkład temperatury dla ścianki komory spalania dla nieustalonego przepływy ciepła

Zagadnienie nagrzewania się ścianki komory sprowadza się, jak już wspomniano, do rozwiązania równania przewodnictwa cieplnego pomiędzy gazem a ścianką wyrażającego zależność między temperaturą, czasem i współrzędnymi rozpatrywanego punktu przekroju komory. Rozwiązanie tego zagadnienia dla przypadku ogólnego jest dość skomplikowane i dlatego przy praktycznym rozwiązywaniu tego problemu wprowadza się pewne założenia:

- cylindryczną ściankę komory spalania traktuje się jako płaską. Grubość ścianki δ jest mała w porównaniu z promieniem komory, więc popełniony przy tym założeniu błąd jest nieznaczny,
- wymiana ciepła między gazem a powierzchnią ścianki odbywa się jednakowo na całej długości; gradient wzdłuż tworzącej ścianki jest pomijalnie mały w porównaniu z gradientem temperatury w kierunku promieniowym; zatem temperatura ścianki zależeć będzie tylko od czasu τ i odległości x,
- współczynnik wnikania ciepła α_g zmienia się nieznacznie w czasie i może być przyjęty jako stały,
- pomija się straty ciepła z powierzchni zewnętrznej ścianki do atmosfery,
- temperatura gazów jest stała w ciągu całego czasu pracy silnika,
- materiał ścianki nie zmienia stanu skupienia,
- ścianka nie jest pokryta termoizolacją.

Przy takich założeniach rozkład temperatury w ściance komory spalania w zależności od czasu i odległości x opisany jest równaniem różniczkowym przewodnictwa cieplnego podanym również przez Fouriera:

$$\frac{\partial t_{(x,\tau)}}{\partial \tau} = a\frac{\partial^2 t_{(x,\tau)}}{\partial x^2} \text{ dla } \tau \geq 0 \text{ i } 0 \leq x \leq \delta \tag{4}$$

gdzie:

δ - grubość ścianki,

które rozwiązuje się dla warunków brzegowych:

1. $\tau = 0$	$0 \leq x \leq \delta$	$t = t_0$
2. $\tau \to \infty$	$0 \leq x \leq \delta$	$t = t_g$
3. $\tau - dowolny$	$x = \delta$, powierzchnia wewnętrzna	$\lambda \frac{\partial t_{(\delta,\tau)}}{\partial x} = \alpha_g \left[t_g - t_{(\delta,x)}\right]$
4. $\tau - dowolny$	$x = 0$, powierzchnia zewnętrzna	$\frac{\partial t_{(0,\tau)}}{\partial x} = 0$

gdzie:

t_g, t, t_0 - odpowiednio temperatura gazów, ścianki, temperatura otoczenia (początkowa temperatura ścianki),

$a = \frac{\lambda}{c \cdot \gamma}$ - współczynnik wyrównania temperatury materiału komory,

c - ciepło właściwe materiału komory,

γ - masa właściwa materiału komory,

x - współrzędna normalna do powierzchni ścianki.

Wyrażenie a jest charakterystyczne dla danego materiału (ciała), określa ono prędkość zmiany temperatury w nieustalonych zjawiskach wymiany ciepła. Wskazuje ono, ze materiał tym szybciej będzie się nagrzewać lub stygnąć, im lepsze będzie przewodnictwo cieplne lub mniejsze ciepło właściwe i mniejsza gęstość.

Równanie (4) rozwiązuje się przyjmując (warunek brzegowy 3), że ilość ciepła przejmowanego przez ściankę metalową od przepływającego gazu drogą konwekcji i przewodzenia określona równaniem Newtona (1) jest równa ilości ciepła przewodzonego w głąb ścianki od jej powierzchni wewnętrznej do warstwy zewnętrznej zgodnie z prawem Fouriera (3).

Rozwiązanie równania (4) jest znane z teorii przewodnictwa cieplnego. Ma ono następującą postać:

$$\frac{t_g - t_{(x,\tau)}}{t_g - t_0} = \sum_{n=1}^{n=\infty} \frac{2\sin\beta_n}{\beta_n + \sin\beta_n \cos\beta_n} \cdot e^{-\beta_n^2 Fo} \cdot \cos(\beta_n \frac{x}{\delta}) \tag{5}$$

gdzie:

β - pierwiastki równania charakterystycznego $ctg\beta_n = \frac{\beta_n}{Bi}$ określone na podstawie tabeli 1 [3],

$Bi = \frac{\alpha_g \delta}{\lambda}$ - kryterium podobieństwa (liczba) Biota,

Fo - kryterium podobieństwa (liczba) Fouriera

Z równania (5) wynika, że bezwymiarowa temperatura jest funkcją kryterium Bi, względnej współrzędnej $\frac{x}{\delta}$ i kryterium Fouriera Fo.

Tabela 1

Bi	β_1	β_2	β_3	Bi	β_1	β_2	β_3
0	0,0000	3,1416	6,2832	1,0	08603	3,4256	6,4373
0,001	0,0316	3,1419	6,2833	1,5	0,9882	3,5422	6,5097
0,002	0,0447	3,1422	6,2835	2,0	1,0769	3,6436	6,5783
0,004	0,0632	3,1429	6,2838	5,0	1,3138	4,0336	6,9096
0,006	0,0774	3,1435	6,2841	8,0	1,3978	4,2264	7,1269
0,008	0,0893	3,1441	6,2845	10,0	1,4289	4,3058	7,2281
0,01	0,0998	3,1448	6,2848	20,0	1,4961	4,4915	7,4954
0,02	0,1410	3,1479	6,2864	30,0	1,5202	4,5615	7,6057
0,06	0,2425	3,1606	6,2927	40,0	1,5375	4,5979	7,6647
0,1	0,3111	3,1731	6,2991	50,0	1,5400	4,6202	7,7012
0,3	0,5218	3,2341	6,3305	60,0	1,5452	4,6353	7,7259
0,6	0,7051	3,3204	6,3770	100,0	1,5552	4,6658	7,7764
0,09	0,8274	3,4003	6,4224	∞	1,5708	4,7124	7,8540

Ze względu na wytrzymałość ścianki komory, konstruktora interesuje przede wszystkim jej średnia temperatura, którą określa się z wzoru:

$$\frac{t_g - t_{śr}}{t_g - t_0} = \sum_{n=1}^{n=\infty} \frac{2\sin\beta_n}{\beta_n + \sin\beta_n \cos\beta_n} \cdot e^{-\beta_n^2 Fo} \cdot \frac{\sin\beta_n}{\beta_n} \tag{6}$$

gdzie:

$t_{śr}$ - średnia temperatura ścianki.

Analizując wzór (4) widzimy, że wyraz $e^{-\beta_n^2 Fo}$ bardzo szybko maleje ze wzrostem β_n i dlatego w obliczeniach praktycznych oblicza się tylko trzy pierwsze wyrazy szeregu otrzymując dostatecznie dokładne rozwiązanie.

5. Praktyczne obliczenie rozkładu temperatury w ściance komory spalania bez termoizolacji

Poniżej przedstawiono obliczenie rozkładu temperatury w ściance komory spalania silnika rakietowego 120 mm rakiety. Obliczenia przeprowadzono w oparciu o podaną w artykule metodykę. Ma to na celu pokazanie jaki jest rząd wielkości parametrów mających wpływ na nagrzewanie się ścianki. Obliczenia wykonano dla silnika przytoczonego przy omawianiu współczynnika wnikania ciepła (średnica wewnętrzna komory D_k = 115 mm, grubość ścianki δ = 2,5 mm, czas pracy silnika τ = 0,6 s.).

Obliczenia przeprowadzono dla niżej podanych parametrów cieplnych:

- ciepło właściwe stali c = 0,11 kcal/kg $^\circ$C,
- masa właściwa stali γ = 7860 kg/m^3
- współczynnik przewodzenia ciepła dla λ = 35,5 kcal/godz m $^\circ$C,

stali

- współczynnik wnikania ciepła (określony w pkt. 2) — α_g = 16070 kcal/m^2 godz $^\circ$C,
- temperatura gazu — t_g = 2060 $^\circ$C,
- temperatura początkowa ścianki — t_o = 10 $^\circ$C.

Na podstawie ww. danych określono:

- współczynnik wyrównania temperatury — a = 0,041 m^2/godz,
- liczbę Biota — Bi = 1,1317
- liczbę Fouriera — Fo = 1,82$\cdot\tau$,
- pierwiastki równania charakterystycznego $ctg\beta_n = \frac{\beta_n}{Bi}$ — β_1 = 0,899, β_2 = 3,458, β_3 = 6,457,

Rozkład temperatury na grubości ścianki określono dla czasu 0,2, 0,4 i 0,6 s. Wyznaczono również wg wzoru (6) dla tych czasów temperaturę średnią. Wyniki badań zestawiono w tabeli 2.

x	0	0,25 δ	0,5 δ	0,75 δ	δ	$t_{śr}$ [ºC]
Czas [s] Liczba Fouriera	Temperatura [ºC]					
τ = 0,2 Fo = 0,364	350,3	391,9	515,3	717,2	989,0	634,5
τ = 0,4 Fo = 0,728	782,8	814,8	909,5	1062,3	1265,0	998,1
τ = 0,6 Fo = 0,1092	1108,4	1132,1	1202,7	1316,5	1481,1	1268,8

Powyższe rozważania i obliczenia przeprowadzono dla jednolitej ścianki komory spalania, tzn. nie pokrytej warstwą termoizolacji. Obliczona wartość średniej temperatury ścianki $t_{śr}$ = 1268,8 ºC dla całkowitego czasu pracy silnika jest bardzo wysoka. Wskazuje to, że nastąpi znaczne obniżenie własności mechanicznych materiału komory (stal) i komora nie wytrzyma obciążeń od ciśnienia i obciążeń termicznych. Zatem przeprowadzając powyższe obliczenia już na etapie wstępnych obliczeń wytrzymałościowych komory [1] można ustalić, że przyjęte parametry konstrukcyjne i balistyczne silnika nie zapewnią prawidłowej pracy komory i należy je skorygować. Można na przykład zmienić materiał na bardziej wytrzymały, przewidzieć termoizolację komory lub przeliczyć powtórnie balistykę wewnętrzną silnika (zmniejszyć ciśnienie w komorze).

6. Podsumowanie

Nagrzewanie się ścianek komory spalania w trakcie pracy silnika rakietowego (spalania ładunku napędowego), co w konsekwencji prowadzi do obniżenia własności mechanicznych materiału komory (najczęściej stal) i powstania naprężeń termicznych, nie może być pominięte przez konstruktora rakiety (pocisku rakietowego) przy obliczaniach wytrzymałościowych silnika. Dla prawidłowego rozwiązania zagadnienia wytrzymałości silnika należy określić rozkład temperatury na grubości ścianki, a przede wszystkim średnią temperaturę ścianki, którą uwzględnia się w obliczeniach. Podana metoda umożliwia praktyczne obliczenie pola temperaturowego dla ścianki jednolitej (bez termoizolacji) komory silnika. Przeprowadzenie takich obliczeń we wstępnym okresie projektowania silnika umożliwia ewentualne skorygowanie przyjętych założeń konstrukcyjnych i balistycznych. Nie wykonanie tego może doprowadzić do awarii silnika na hamowni (rozerwania komory) podczas prób prototypu silnika, co znacznie opóźnia i podraża realizację projektu opracowania niezawodnego podstawowego zespołu rakiety jakim jest silnik napędowy.

Literatura

[1] J. Nowicki – „Ocena wytrzymałości komory spalania silnika rakietowego na paliwo stałe", PTU Nr 4/2006 r.

[2] W. Kozakiewicz – „Balistyka wewnętrzna rakiet na paliwo stałe", Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa 1962 r.

[3] J. Weiss, S. Torecki, S. Majewski – "Podstawy teorii i konstrukcji silników rakietowych na paliwo stałe", WAT, Warszawa 1966 r.

[4] I. H. Fahrutdinow – „Rakietnyje dwigateli twierdowo topliwa", MASZINOSTROJENIE, Moskwa 1981 r.

[5] J. M. Szapiro, G. J. Mazing, H .E. Prudnikow – „Osnowy projektirowanja rakiet na twierdom topliwie", WOJENNOJE IZDATELSTWO MINISTERSTWA OBORONY SSSR, Moskwa 1968 r.

[6] A. M. Siniukow – "Balisticzeskaja rakieta na twierdom topliwie", WOJENNOJE IZDATELSTWO MINISTERSTWA OBORONY SSSR, Moskwa 1972 r.