

Ośłona termoizolacyjna metalowego korpusu silnika raketowego

Thermal insulation shield of metal body of the rocket motor

Małgorzata Borkowska¹⁾, Jan Mężyński²⁾, Maciej Moskalewicz¹⁾, Tomasz Rasztabiga¹⁾, Marek Tulik²⁾

1) BUMAR AMUNICJA S.A. ul. Legionów 122, 26-110 Skarżysko-Kamienna, PL

2) Instytut IMPiB w Toruniu Oddział Elastomerów i Technologii Gumy w Piastowie, PL

Autor do korespondencji: m.borkowska@bumaramunicja.com

Streszczenie: Wieloletnie doświadczenie firmy BUMAR AMUNICJA S.A. w zakresie konstrukcji i technologii produkcji amunicji i raket, pozwoliło na podjęcie się zadania, wspólnie z Instytutem IMPiB Oddziału Elastomerów i Technologii Gumy w Piastowie, stworzenia zmodernizowanej osłony termoizolacyjnej do metalowego korpusu silnika raketowego do wyrobu GROM-M.

Warstwa izolacyjna metalowego korpusu silnika raketowego charakteryzuje się tym, że miejscowe narażenia termiczne występujące w czasie spalania paliwa raketowego, często wywołują miejscowe przepalenia korpusu silnika. W przypadku zastosowanego składu warstwy izolacyjnej zależnie od temperatury spalania w danym miejscu silnika wywołują odpowiedni dla tej temperatury przebieg procesu karbonizacji. Zapewniając tym samym wystarczającą w tym miejscu warstwę kompozytu fazy węgiel-węgiel zwiększającą wytrzymałość silnika oraz zabezpieczającą wspomniany metalowy korpus przed narażeniem termicznym w czasie spalania paliwa raketowego.

Warstwa termoizolacyjna silnika raketowego jest powłoką dwuwarstwową składającą się z warstwy mieszanki kauczukowej i warstwy impregnowanej tkaniny węglowej. Dla uzyskania jednolitej struktury warstwy izolacji i jej odporności termicznej, w składzie mieszanki kauczukowej i w mieszance kauczukowej do impregnacji kompozytu na bazie tkaniny węglowej stosowane są podobne składniki: ten sam typ kauczuku, ta sama żywica fenolowo-formaldehydowa oraz te same substancje wulkanizacyjne.

Abstract: Many years of experience of BUMAR AMUNICJA SA in the design and manufacturing technology of ammunition and rockets, allowed to together with the Institute IMPiB Department Elastomers and Rubber Technology in Piastów to take up the task to create an upgraded insulation shield of the metal body of the rocket motor for GROM-M. The insulating layer of metal body of the rocket motor characterizes with the local thermal exposure occurring during rocket propellant combustion, often causes local a burn to the engine body. In the case of the insulating layer composition used depending on the temperature of combustion in the engine the rocket propellant produces a site suitable for the temperature carbonization process. Thereby providing sufficient in this point, carbon-carbon phase of the composite layer. It contributes to the strength of the motor and securing given metal body before exposure to heat during combustion of the rocket propellant.

The thermal insulating layer of the rocket motor is a two-layer coating comprising a layer of rubber compound and a layer of impregnated carbon cloth. To obtain a uniform structure of the insulating layer and the heat resistance, the composition of the rubber mixture and the rubber mixture for the treatment of composite carbon-based fabrics are used in similar elements: the same type of rubber, the same phenol-formaldehyde resin and the vulcanization of the same substances.

Słowa kluczowe: termoizolacja, silnik raketowy

Keywords: thermal insulation, rocket motor

1. Wprowadzenie

silnik raketowy w czasie pracy poddawany jest działaniu bardzo złożonego układu obciążeń termicznych i naprężeń mechanicznych spowodowanymi wysokimi ciśnieniami produktów spalania jak, również naprężeń wywołowanymi w czasie lotu rakiety przez obciążenia bezwładnościowe wynikające ze zmian prędkości oraz kierunku lotu.

Jednocześnie produkty spalania o temperaturze przewyższającej temperaturę topnienia materiałów konstrukcyjnych, omywając ścianki komory spalania intensywnie nagrzewają je od wewnątrz, wywołując w materiale ścianki – niestabilne w czasie i zróżnicowane przestrzennie pole temperatury.

Typowy korpus silnika raketowego wykonany jest ze stali stopowej o wysokiej wytrzymałości i odporności na temperatury. Korpus taki nie wytrzymuje jednak narażeń termicznych występujących przy spalaniu paliwa raketowego. Z tego powodu korpus silnika jest dodatkowo zabezpieczony warstwą ochronną termicznej izolującej korpus od paliwa raketowego.

Podwyższenie temperatury ścianki stalowej do 350 °C powoduje spadek właściwości mechanicznych o 20%. Dla orientacji należy zaznaczyć, że temperatura wewnątrz komory silnika marszowego osiąga wartość powyżej 3000 °C.

1.1. Obecnie stosowana termoizolacja i technologia jej wykonania w wyrobie GROM

Opracowując technologię wykonania termoizolacji do wyrobu GROM-M wzorowano się na termoizolacji komory silnika marszowego przeciwlotniczego zestawu GROM.

Termoizolacja wykorzystywana do wyrobu GROM jest powłoką warstwową składającą się z dwóch zasadniczych materiałów:

- rękawa z mieszanki gumowej – mieszanka gumowa N-10F-4,
- tkaniny węglowej impregnowanej żywicą fenolowo-formaldehydową.

W procesie technologicznym do wykonania termoizolacji wykorzystywany jest również klej WK-3 oraz wkładka z preszpanu.

Ogólny przebieg procesu technologicznego wykonania termoizolacji komory silnika marszowego polega na:

- wytworzeniu rękawa gumowego z niewulkanizowanej mieszanki N-10F-4 metodą wytłaczania,
- preparacji tkaniny węglowej żywicą fenolowo-formaldehydową,
- wstępnym uformowaniu w prasie wulkanizacyjnej konfekcji z tkaniny węglowej i rękawa gumowego,
- obróbce mechanicznej wstępnie uformowanej konfekcji do uzyskania odpowiednich wymiarów,
- przygotowaniu konfekcji do umieszczenia jej w komorze silnika,
- oczyszczeniu wewnętrznej powierzchni komory silnika,
- umieszczeniu skonfekcjonowanej termoizolacji w komorze silnika – wprowadzenie rdzenia metalowego,
- wulkanizacja termoizolacji komory silnika,
- usunięciu rdzenia i kontrola termoizolacji.

Tak wykonana termoizolacja zapewnia ochronę komory silnika w określonych warunkach spalania paliwa raketowego – to jest w czasie 8 sekund przy temperaturze około 2700 °C.

Natomiast termoizolacja według tego rozwiązania nie może być stosowana przy zastosowaniu paliwa wyżej energetycznego, ponieważ nie spełnia swoich podstawowych właściwości – co można zauważyć na załączonym poniżej rysunku.



Rys. 1. Efekt przepalenia metalowego korpusu silnika raketowego

2. Modernizacja termoizolacji metalowego silnika raketowego

2.1. Wymagania ogólne

Opracowaniem nowej termoizolacji komory silnika podjęli się BUMAR AMUNICJA S.A. oraz Instytut IMPiB. Przyjęto założenie, że ogóle zasady praktycznego wykonania termoizolacji komory silnika przenośnego zestawu przeciwlotniczego GROM-M będą zbliżone do dotychczas stosowanej technologii.

Przedmiotem realizowanych prac w zakresie modernizacji termoizolacji silnika marszowego były zagadnienia związane z:

- doбором kleju do wklejania termoizolacji do komory silnika;
- doбором składników i optymalizacją składu mieszanki gumowej do wykonania niewulkanizowanych rękawów gumowych;
- technologią produkcji elementów składowych termoizolacji oraz technologią wykonania termoizolacji.

2.2. Dobór kleju do wklejania termoizolacji

Do prób laboratoryjnych wytypowano do sprawdzenia wytrzymałości połączenia guma-metal i ich przydatności w warunkach produkcyjnych następujące kleje:

- dwuwarstwowe kleje kontaktowe do łączenia gumy z metalem oparte na kauczukach (m.in. chlorowanych i chloroprenowych) i żywicach – klej podkładowy OK.-1 i klej kontaktowy OKR-35 (skład i receptura klejów wg opracowań instytutu),
- klej ebonitowy OKA-875 (skład i receptura kleju wg opracowań instytutu),
- handlowe kleje do łączenia gumy z metalem: Chemosil 211, Chemosil 411.

W laboratorium przygotowano próbki gumowo-metalowe, do oceny wytrzymałości połączenia guma-metal. Próbki te oceniono pod kątem przyczepności gumy do metalu metodą odrywania wg PN-92/C-04252.

Na podstawie wyników wytrzymałości połączenia guma - metal przedstawionych w tabeli 1, dostępności kleju i parametrów technologicznych klejów do dalszych prób wytypowano kleje: Chemosil 211 (klej podkładowy) i Chemosil 411 (klej nawierzchniowy) jako zamienniki dla kleju WK-3.

Tab. 1. Wyniki badań wytrzymałości połączenia mieszanki N-10F-4 do metalu

Lp.	Rodzaj kleju	Wytrzymałość połączenia [MPa]
1.	WK-3 – próbka odniesienia	10,4
2.	OK. -1, OKR-35	9,8
3.	OKA-875	1,7
4.	Chemosil 211, Chemosil 411	13,6

2.3. Dobór składników mieszanki gumowej do wykonania termoizolacji

Opracowanie składu mieszanki gumowej do wykonania termoizolacji komory silnika marszowego GROM-M obejmowało:

- dobór i optymalizację składników mieszanki gumowej na termoizolację silnika,
- badania właściwości mieszanek i wulkanizatów,
- modyfikację impregnacji tkaniny węglowej,
- wykonanie próbek laboratoryjnych termoizolacji i zbadanie ich właściwości.

Dobór składników mieszanki gumowej do wykonania termoizolacji realizowany był w oparciu o dotychczasowe doświadczenia Instytutu IMPiB w tej tematyce, zwłaszcza pod kątem zmniejszenia ilości substancji palnych w mieszance gumowej.

W próbach laboratoryjnych sporządzono mieszanki gumowe różniące się rodzajem kauczuku, rodzajem i ilością napełniaczy i innych składników mieszanek. Wykonano mieszanki z kauczuku nitylowego, kauczuku nitylowego z polichlorkiem winylu, kauczuku butadienowo-styrenowego. W ramach przeprowadzonych badań sporządzono również mieszanki o zmniejszonej zawartości substancji palnych w składzie mieszanki a także mieszanki uznawane za trudnopalne. Zastosowano substancje uniepalniające w postaci związków chlorowcopochodnych, tlenku antymonu (III), wodorotlenku glinu (III). W badaniach mieszanek sprawdzono również możliwość zastosowania różnych napełniaczy takich jak: tlenek magnezu (II), mielone włókno węglowe i sadzę.

Zbadano podstawowe właściwości wytypowanych mieszanek i wulkanizatów oraz wykonano próbki i badania termoizolacji w płomieniu palnika acetylenowego mierząc czas do pojawienia się zmiany barwy metalu (organoleptycznie) i czas przepalenia próbki.

Warstwa termoizolacyjna charakteryzuje się tym, że zastosowane składniki termoizolacji w warunkach spalania paliwa raketowego ulegają procesowi karbonizacji tworząc izolacyjną warstwę kompozytu fazy węgiel-węgiel zwiększającą wytrzymałość silnika oraz zabezpieczającą wspomniany metalowy korpus przed narażeniem termicznym w czasie spalania paliwa raketowego. Dlatego podstawowym parametrem charakteryzującym termoizolację jest jej odporność na przepalenie w warunkach pracy silnika. W tabeli 2 przedstawiono wyniki po jakim czasie następuje zmiana barwy metalu i przepalenie próbek gumowo-metalowych.

Tab. 2. Porównanie próbek gumowo-metalowych (bez tkaniny, grubość blachy stalowej 1 mm)

Rodzaj próbki	Grubość [mm]	Zmiana barwy metalu [s]	Przepalenie [s]
N-10F-4	2,75	15	17
	2,75	11	15,5
GM-5	2,70	8	10,5
	2,70	10	12
GM-9	2,70	9,5	12
	2,70	9	10
GM-14	2,85	14,5	16,5
	2,65	-	-
GM-15	2,70	10	12
	2,60	10	12

Rodzaj próbki	Grubość [mm]	Zmiana barwy metalu [s]	Przepalenie [s]
GM-16	2,90	5,5	7
	2,85	6	7
GM-17	2,70	10	12
	2,75	10	12
GM-18	2,60	10,5	12
	2,70	9	12
GM-19	2,70	7,5	9
	2,75	7,5	9
GM-20	2,75	7	9,5
	2,85	8	-
GM-30	2,95	11	13
	3,05	11,5	13
GM-31	2,90	6	8
	2,95	6	8
R 502/75 silikon	2,65	6,5	8
	2,65	5,5	7,5
GM-32	2,95	8	10,2
	2,85	7,5	9,5
GM-33	2,95	8	9,8
	3,05	7	8

Powyższe wyniki wskazują, iż porównywalna z mieszanką wzorcową (N-10F-4) jest mieszanka GM-14. Równoległe z badaniami próbek w płomieniu palnika acetylenowego, w celu ewentualnej weryfikacji metody, zbadano wytypowane próbki za pomocą kamery termowizyjnej. W tabeli 3 przedstawiono liczbowe wyniki badań termowizyjnych próbek w zestawieniu z równoległe oznaczonymi wynikami oceny czasu do zmiany barwy metalu oraz do przepalenia się próbki (w płomieniu palnika acetylenowego).

Tab. 3. Badania zmian barwy metalu i przepalenia próbek przy badaniach termowizyjnych

Rodzaj próbki	Grubość [mm]	Zmiana barwy metalu [s]	Przepalenie [s]	Temperatura w chwili przepalenia [°C]	Nr próbki z badań termowizyjnych
N-10F-4	2,75	15	17,2	1290	1a
	2,75	11	15,5	1216	1b
GM-5	2,70	8	10,5	1191	2a
	2,70	10	12	1150	2b
GM-9	2,70	9,5	12	1268	3a
	2,70	9	10	1055	3b
GM-14	2,85	14,5	16,5	1152	4a
	2,65	-	-	-	4b
GM-15	2,70	10	12	1250	5a
	2,60	10	12	1197	5b
GM-16	2,90	5,5	7	1300	6a
	2,85	6	8,5	1251	6b
GM-17	2,70	10	12	1265	7a
	2,75	10	12	1282	7b
GM-18	2,60	10,5	12	1256	8a
	2,70	9	12	1244	8b
GM-19	2,70	7,5	9	1300	9a
	2,75	7,5	9	1247	9b

Rodzaj próbki	Grubość [mm]	Zmiana barwy metalu [s]	Przepalenie [s]	Temperatura w chwili przepalenia [°C]	Nr próbki z badań termowizyjnych
GM-20	2,75	7	9,5	1196	10a
	2,85	8	-	1197	10b
GM-30	2,95	11	13	1214	11a
	3,05	11,5	13	649	11b
GM-31	2,90	6	8	431	12a
	2,95	6	8	1236	12b
R 502/75 silikon	2,65	6,5	8	1139	13a
	2,65	5,5	7,5	1225	13b
GM-32	2,95	8	10,2	1150	14a
	2,85	7,5	9,5	1210	14b
GM-33	2,95	8	9,8	1226	15a
	3,05	7	8	1249	15b

Z tabeli 3 wynika, że mieszanka GM-14, której czas przepalenia jest porównywalny z mieszanką wzorcową ma niższą temperaturę w chwili przepalenia co może wskazywać na wyższą pojemność cieplną, a tym samym na wyższą stabilność termiczną w porównaniu z mieszanką wzorcową.

Ponadto wyniki termowizyjne, zwłaszcza w próbkach które uległy przepaleniu, potwierdziły zgodność czasu przepalenia próbki uzyskanego z pomiarów termowizyjnych z metodą „ręcznego” pomiaru (za pomocą stoperów) czasu przepalenia próbek.

W tabelach 4 i 5 przedstawiono wyniki badań czasu przepalenia blachy 1 mm dla różnych kombinacji mieszanek, warstw tkanin i impregnacji tkanin.

Tab. 4. Wyniki badania czasu przepalenia – blacha 1 mm – mieszanka wzorcową

Rodzaj próbki	Zmiana barwy metalu [s]	Przepalenie [s]	Uwagi
N-10F-4 3 warstwy tkaniny z żywicą	18	23	
	14,5	20	
N-10F-4 3 warstwy tkaniny impr. GM-14, 1 strona żywicy	12,5	17	Tkanina 1 x GM-14 + 1 strona żywicy
	16	20	
N-10F-4 3 warstwy tkaniny impr. GM-35	16,5	20	Tkanina 1 x klejem GM-35
	16	20	
N-10F-4 3 warstwy tkaniny impr. GM-35, 1 strona żywicy	19	23,5	Tkanina 1 x GM-35 + 1 strona żywicy
	18	23	

Tab. 5. Wyniki badania czasu przepalenia – blacha 1 mm

Rodzaj próbki	Grubość [mm]	Zmiana barwy metalu [s]	Przepalenie [s]
N-10F-4 wzorcowa 3 x tkanina żywica	2,74	11,5	20,5
	3,04	15	
	2,74	15,5	
	3,00	16	
N-10F-4 3 x tkanina GM-35 1 x żywica	2,85	18	23
	2,88	17	21
	2,88	21	25
	2,90	16,5	22,5
GM-14 3 x tkanina GM-35 1 x żywica	2,83	16	21
	2,85	20	23
	2,83	19	23
	2,83	19,5	23

3. Podsumowanie

z zestawienia wyników w powyższych tabelach 2,3,4 i 5 wynika, że w badaniach w płomieniu palnika acetylenowego najlepsze w porównaniu do próbek z dotychczasowej termoizolacji okazały się próbki z zastosowaniem następujących materiałów:

- wariant podstawowy A- mieszanka gumowa GM-14 zabezpieczona trzema warstwami tkaniny węglowej impregnowaną mieszanką GM-35,
- wariant rezerwowy B – mieszanka gumowa N-10F-4 zabezpieczona 3 warstwami tkaniny węglowej impregnowanej mieszanką GM-35.

Dla uzyskania jednolitej struktury i odporności termicznej warstwy izolacji w składzie mieszanki gumowej do impregnacji kompozytu na bazie tkaniny węglowej stosowane są podobne składniki: ten sam typ kauczuku, tą samą żywicę fenolowo-formaldehydowa, te same substancje wulkanizujące. Dodatkowym składnikiem nowo opracowanej mieszanki gumowej jest mielone włókno węglowe zwiększające odporność termiczną termoizolacji komory silnika co skutkuje możliwością zastosowania paliwa wyżej energetycznego niż dotychczas używanego.

Przeprowadzono stacjonarne badania balistyczne korpusów silników raketowych z termoizolacją wykonaną z materiałów według wariantu A – uzyskując zadawalające rezultaty.



Rys. 2. Korpusy silnika raketowego po stacjonarnym badaniu balistycznym: a) z modernizowaną termoizolacją, b) z termoizolacją stosowaną do wyrobu GROM

4. Wnioski

- Opracowane warianty wykonania termoizolacji zapewniają skuteczną ochronę termiczną komory silnika w czasie jego pracy wynoszącym około 11 sekund w temperaturze powyżej 3000 °C.
- Dotychczas opracowana technologia do wykonywania termoizolacji do wyrobu GROM umożliwia wykonanie zmodernizowanej termoizolacji metalowego silnika raketowego do wyrobu GROM-M.

Podziękowanie

W referacie wykorzystano wyniki badań uzyskane w ramach realizacji projektu rozwojowego nr O R00 0039 06 w latach 2008-2010, umowy Nr 0039/R/T00/2008/06 wspomaganego ze środków Ministra Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

Literatura

- [1] *Dokumentacja konstrukcyjna i techniczna wyrobu GROM-M.*
- [2] *Zadanie 1.4., zadanie 6. do pracy rozwojowej „Opracowanie podstaw technologii wykonania modelu ładunku silnika marszowego przenośnego przeciwlotniczego zestawu raketowego „GROM-M”*