

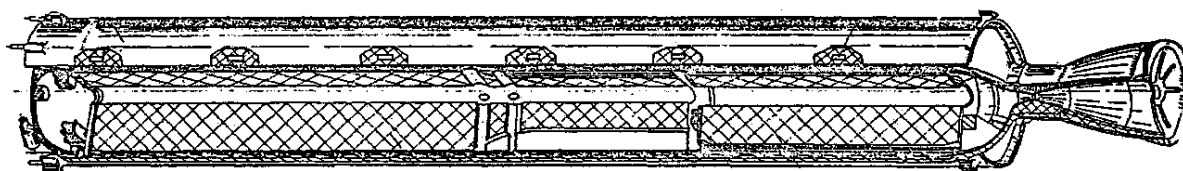
ANALIZA MIEJSC PRZEGRZANYCH KOMORY SPALANIA SILNIKA RAKIETOWEGO NA PALIWO STAŁE PO PRÓBIE DYNAMICZNEJ NA HAMOWNI

Streszczenie: W artykule przedstawiono zakres i wyniki badań miejsc przegrzanych komory spalania raketowego silnika na paliwo stałe, po jego próbie na hamowni. W wyniku badań dynamicznych jednego z silników raket plot. zaobserwowano dwa, wyraźne obszary przegrzania płaszcza komory spalania. W celu określenia wpływu przegrzania materiału na jego własności wytrzymałościowe, a w rezultacie na własności użytkowe silnika i bezpieczeństwo obsłóg w czasie strzelań, przeprowadzono niezbędne badania materiałowe i obliczenia wytrzymałościowe. W artykule przedstawiono wyniki badań makroskopowych, ultradźwiękowych, metodą pamięci magnetycznej oraz endoskopowych na całych silnikach, jak również na wyciętej z miejsca przegrzania próbce. Zmierzone charakterystyki materiału komory z miejsc nie uszkodzonych i przegrzanych zostały wykorzystane do przeprowadzenia obliczeń wytrzymałościowych silników z powyższą wadą (przegrzanie) i określenia współczynnika bezpieczeństwa.

1. Wstęp

W ramach badań kierowanych rakiet przeciwlotniczych, w celu określenia możliwości i warunków przedłużenia okresów ich dalszej eksploatacji, przeprowadzane są również próby dynamiczne ich silników raketowych.

W przypadku badanych rakiet (Rys.1.) na jednym z silników zaobserwowano po ich przeprowadzeniu lokalne obszary przegrzania płaszcza komory spalania, charakteryzujące się zmianą barwy i spaleniem pokrycia lakierniczego. W celu określenia zmian charakterystyk wytrzymałościowych materiału komory spalania, a w konsekwencji ewentualnego wpływu na własności użytkowe całej rakiety i bezpieczeństwo w czasie strzelań, przeprowadzono stosowne badania materiałowe i wytrzymałościowe, których wyniki podano poniżej.



Rys. 1. Komora spalania badanego silnika z wykładziną termiczną.

2. Badania ultradźwiękowe

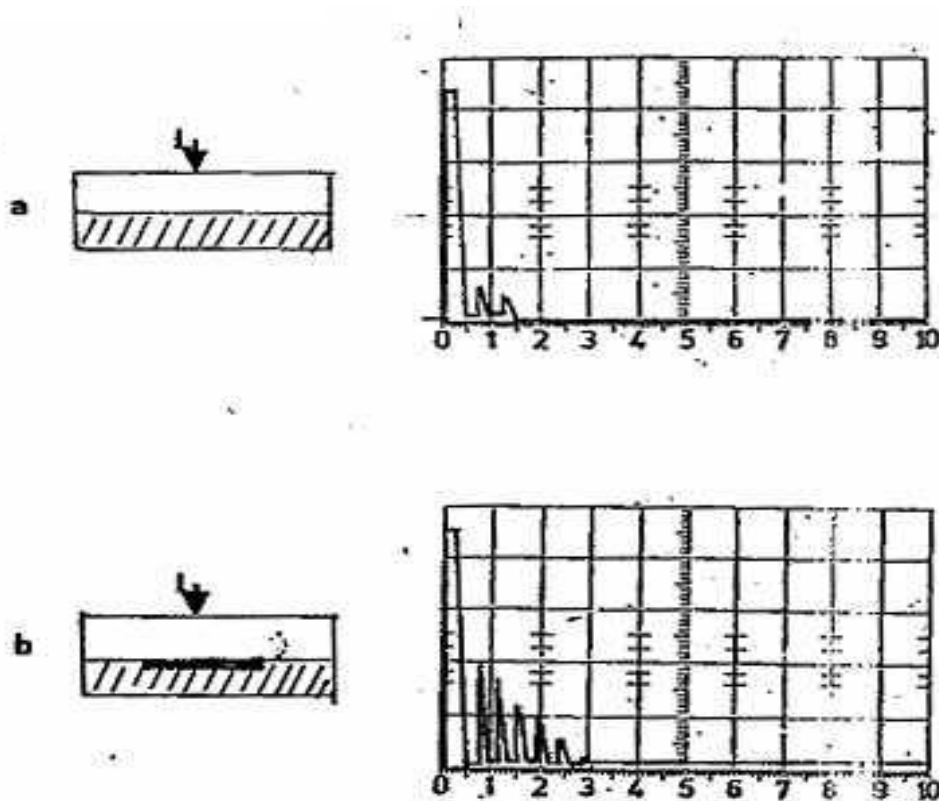
Przedmiotem badań były komory spalania startowych silników raketowych na paliwo stałe przed ich próbą na hamowni.

Celem pracy było wykrycie ewentualnych wad, głównie pochodzenia technologicznego, typu: pęknięcia, braku przetopu, pęcherze, wtrącenia, wżery itp.

Zakres badań obejmował:

- ocenę mocowania wykładziny termoizolacyjnej;
- pomiar grubości ścianek korpusu komory spalania.

Badanie przylegania wykładziny termicznej do materiału komory przeprowadzono na losowo wybranych silnikach, wg. następującej zasady – Rys.2.



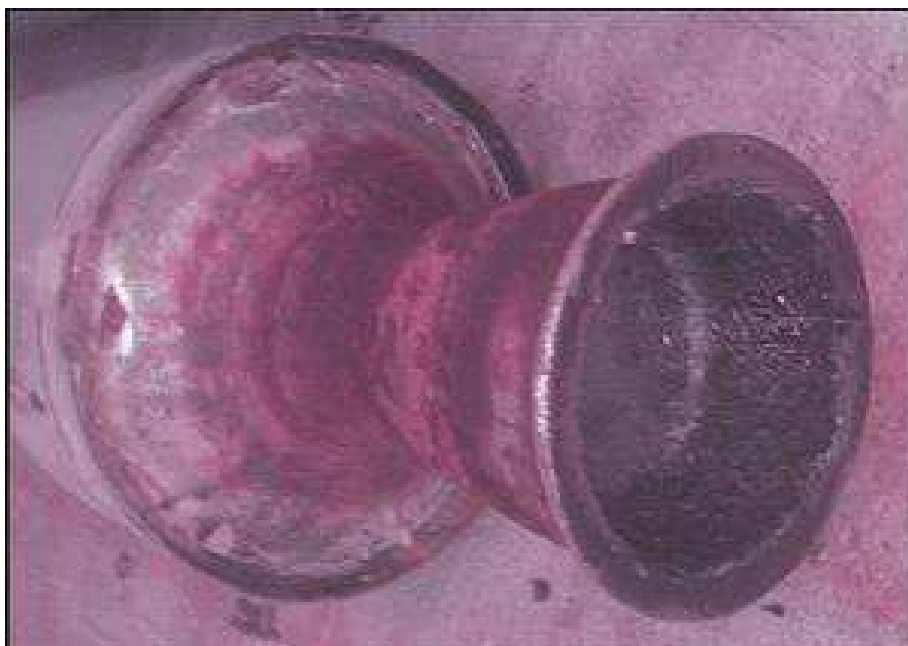
Rys. 2. Sposób oceny jakości przylegania: a - dobre przyleganie i obraz oscyloskopowy, b - brak przylegania i obraz oscyloskopowy.

W silniku z przegrzaną ścianką komory (nr ДЯ 6555) nie stwierdzono braków przylegania wykładziny termicznej ani anomalii grubości materiału komory.

3. Badania makroskopowe

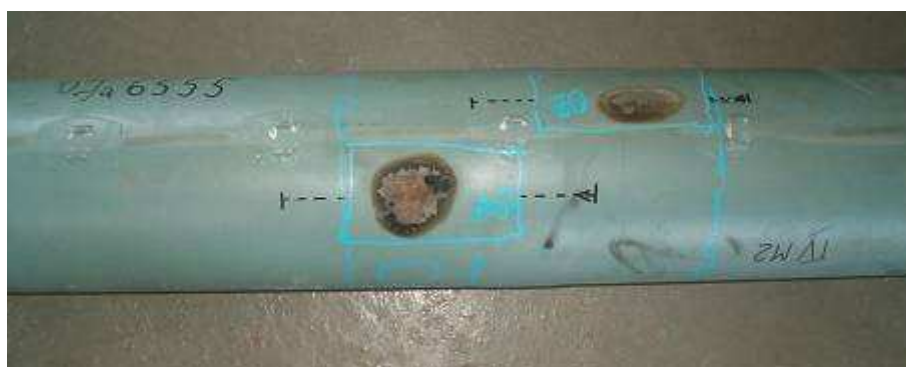
Badania makroskopowe przeprowadzono okiem nieuzbrojonym w celu oceny jakości powierzchni zewnętrznych komór spalania i dysz wylotowych, w tym jakości powłok lakierniczych oraz wykrycia różnego rodzaju ewentualnych uszkodzeń powstałych w wyniku oddziaływania wysokiej temperatury i ciśnienia w czasie próby dynamicznej.

W ich wyniku zaobserwowano obszary wzmożonego oddziaływania temperatury, położone na dnie komory, w okolicy osadzenia dysz i na ich powierzchniach zewnętrznych – Fot. 1.



Fot. 1. Komora spalania oraz jej część od strony dyszy wylotowej, wraz z dyszą od rakiety nr УБ 8173, widoczne wzmożone oddziaływanie temperatury na dyszę i część denną komory.

Na powierzchni zewnętrznej komory spalania rakiety nr ДЯ 6555 zaobserwowano dwa obszary o kształcie kulistym, charakteryzujące się spaleniem pokrycia lakierniczego w wyniku wzmożonego oddziaływania temperatury – Fot. 2. Z miejsca oznaczonego przez O1 pobrano wycinek do badań materiałowych.



Fot. 2. Rakieta nr ДЯ 6555, widoczne miejsca przegrzania, z miejsca oznaczonego przez O1 pobrano wycinek do badań materiałowych.

Ocenę jakości powłok termicznych przeprowadzono również metodą endoskopową przed próbą dynamiczną.

4. Badania endoskopowe

4.1. Przed próbą dynamiczną

Badania te przeprowadzono na silnikach przed badaniami na hamowni, po uprzednim usunięciu materiału napędowego – Fot. 3 oraz po ich przeprowadzeniu – Fot. 4,5 i 6.



Fot. 3. Rakieta 9M33M3, nr ФП 4418, wewnątrz komory spalania – widoczny szew łączący wykładzinę.

W przypadku wszystkich badanych silników nie zaobserwowano uszkodzeń mechanicznych wykładziny termicznej.

4.2. Po próbie dynamicznej

Poniżej przedstawiono wnętrza komór spalania silników po próbie dynamicznej na hamowni pionowej.



Fot. 4. Rakieta 9M33M2, nr ДЯ 6555, wewnątrz komory spalania, widoczne miejsca przegrzania, wypalania i ubytki pokrycia termicznego – pobrany wycinek O1 do badań materiałowych.



Fot. 5. Rakieta 9M33M2, nr YБ 8173, wewnątrz komory spalania, widoczne wypalenia wykładziny termicznej w okolicy kanałów promieniowych, widok od strony dyszy.



Fot. 6. Rakieta 9M33M2, nr YБ 8173, wewnątrz komory spalania, widoczne obszary zniszczonego pokrycia termicznego, bez uszkodzeń zewnętrznych, widok od strony dyszy.

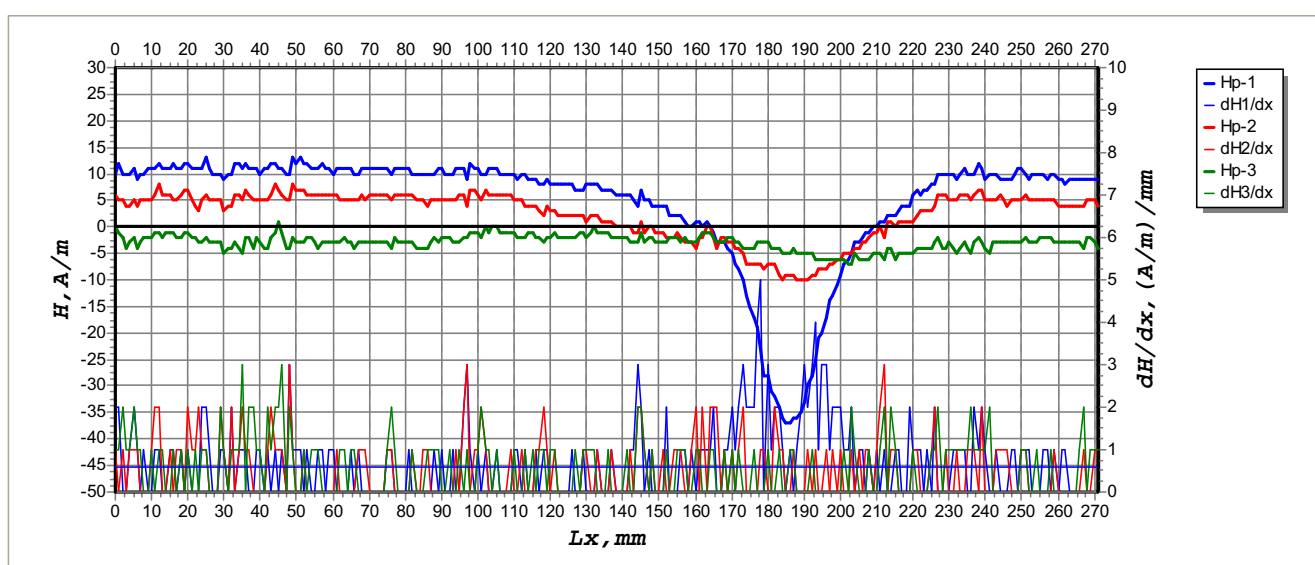
W przypadku ww silników wykładzina termiczna uległa spalaniu, ale pozostaje przy ścianie komory spalania, widoczne są jej wypalenia od otworów promieniowych oraz lokalne odpryski, bez przegrzania ścianki komory.

W przypadku silnika z rakiety nr ДЯ 6555 wykładzina termiczna (w obszarze otworów promieniowych) została spalona do ścianki komory, a jej zwęglone elementy usunięte przez dyszę wylotową na zewnątrz.

Z komory spalania nr ДЯ 6555 pobrano wycinek, oznaczony jako 01, obejmujący jej część wraz z miejscami przegrzanymi, do badań materiałowych i obliczeń wytrzymałościowych.

5. Badania metodą pamięci magnetycznej metalu

Wyniki skanowania przez obszar przegrzany przedstawiono na Rys. 3. Ujawniona anomalia magnetyczna charakteryzuje się nagłymi zmianami wartości natężenia pola magnetycznego dla wszystkich trzech kanałów, ale przy niewielkiej szybkości ich zmian: $<10(\text{A/m})/\text{mm}$.

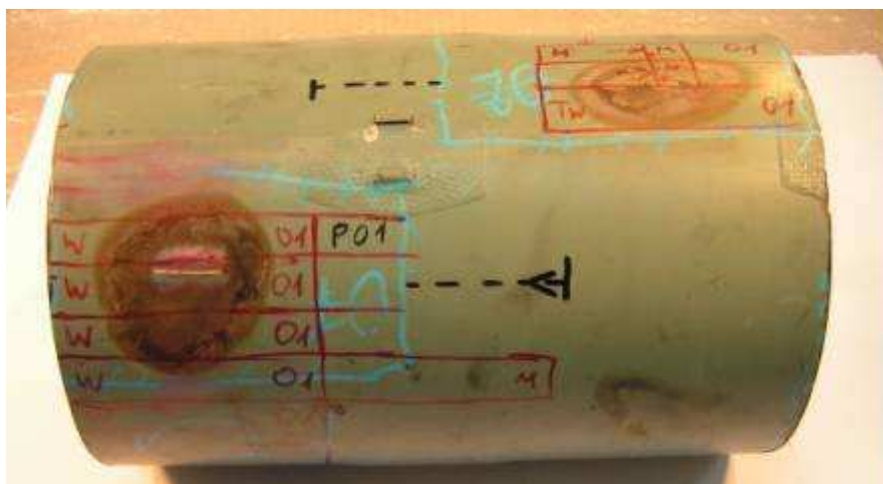


Rys. 3. Rakieta 9M33M3, nr ДЯ 6555, pomiar poprzez obszar przegrzany.

6. Badania materiałowe

6.1. Przedmiot badań i badania wizualne

Z komory spalania rakiety nr ДЯ 6555 wycięto jej część (cięcie obwodowe) z przegrzanymi obszarami – Fot. 7. Na foto 4 przedstawiono jego wnętrze z widocznymi obszarami przegrzanymi i ubytkami pokrycia termicznego.



Fot. 7. Zdjęcie fragmentu płaszcza komory spalania, element 01. Na płaszczu oznaczono miejsca pobrania próbek do badań

Na powierzchni płaszcza komory zaobserwowano strefy przegrzania materiału, widoczne jako rdzawo-brązowe obszary na pokryciu lakierniczym (patrz Fot. 7). Wnętrze komory pokryte było niejednorodną warstwą zwęglonej wykładziny termicznej. Po zakończeniu oględzin wizualnych naniesiono na płaszczy komory miejsca pobrania próbek do zaplanowanych badań.

6.2. Identyfikacja składu chemicznego wykładziny termicznej

Na podstawie widm uzyskanych metodą spektroskopii w podczerwieni z transformacją Fouriera (FTIR) stwierdzono, że badany kompozyt to plastyfikowana żywica fenolowo- lub krezolowoformaldehydowa, najprawdopodobniej typu rezolowego. Ustalono, że jako plastyfikator zastosowano ester kwasu dwukarboksylowego i alkoholi tłuszczowych z wypełniaczem organicznym w postaci mączki drzewnej.

Warstwa termiczna składa się z dwóch wykładzin fenolowych lub krezolowoformaldehydowych, połączonych z podłożem i między sobą klejem silikonowym. Wykładziny te były utwardzane w temperaturze (około 100÷130°C, pod ciśnieniem).

Przyleganie warstwy termicznej do płaszcza komory jest bardzo dobre, poza wskazanym obszarem po badaniach ultradźwiękowych. Oddzielenie warstwy termicznej od podłoża wymagało znacznej siły. Nie stwierdzono nieciągłości pomiędzy warstwami termicznymi, jak również wewnętrzną wykładziną termiczną a podłożem.

Na podstawie badań wizualnych oraz składu chemicznego (analiza metodą spektroskopii w podczerwieni z transformacją Fouriera (FTIR), nie stwierdzono efektów starzenia się wykładziny termicznej.

6.3. Identyfikacja składu chemicznego materiału komory

W celu wykonania identyfikacji gatunku stali użytego do wykonania komory spalania pobrano wycinki płaszcza. Badanie przeprowadzono na iskrowym spektrometrze optycznym ARC-Met 930. Wyniki pomiarów przedstawiono w Tabelicy 1.

Tablica 1.

Wyniki														
Pierwiastek		C	Si	S	P	Mn	Ni	Cr	Mo	Cu	Nb	V	W	Fe
01	średnia	0,32	0,66	0,020	0,028	0,73	0,71	1,87	0,17	0,094	-	0,033	0,98	94,38
	Odchylenie standardowe	0,002	0,023	0,001	0,002	0,003	0,012	0,071	0,015	0,001	-	0,002	0,042	0,14

Zmierzony skład chemiczny jest zbliżony do gatunku stali 23X2HBΦA wg GOST 11268 (1976).

Wykonano obróbkę cieplną ww stali polegającą na hartowaniu elementów w oleju w temperaturze 890°C oraz ich niskim odpuszczaniu.

6.4. Badanie twardości, w tym miejsc przegrzanych – rozkład liniowy

Do badań twardości elementu 01 pobrano dwie próbki z płaszczka komory:

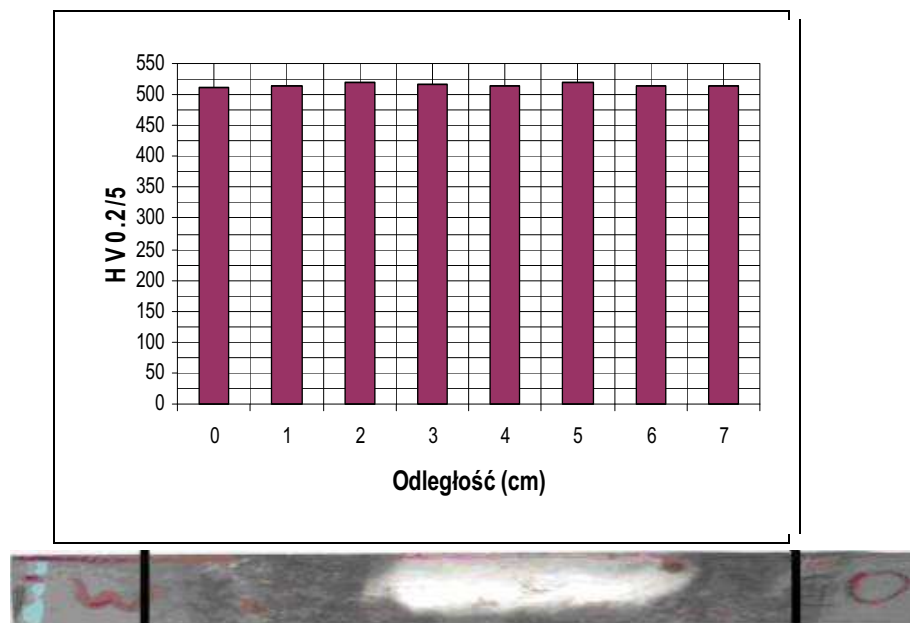
- z materiału rodzimego komory – nie posiadającego oznak intensywnego wpływu ciepła;
- z obszaru przegrzania płaszczka (Fot. 7 - oznaczone jako TW).

Badanie twardości przeprowadzono na mikro-twardościomierzu przy obciążeniu 200g i czasie pomiaru 5s, zgodnie normą PN-91/H-04360 .

Materiał rodzimy płaszczka komory charakteryzował twardością 535 HV (Tablica 2). Badania twardości miejsca przegrzanego wykazały twardość od 511 do 520 HV (Rys. 4 i Tablica 3). Na podstawie przeprowadzonych pomiarów stwierdzono, że twardość obszaru przegrzanego jest nieco niższa, co zostało spowodowane wpływem wysokiej temperatury w miejscu przegrzania. Spadek ten jest jednak niewielki.

Tablica 2.

Pomiar	HV0.2/5
1	542
2	535
3	528
E	535
SD	7



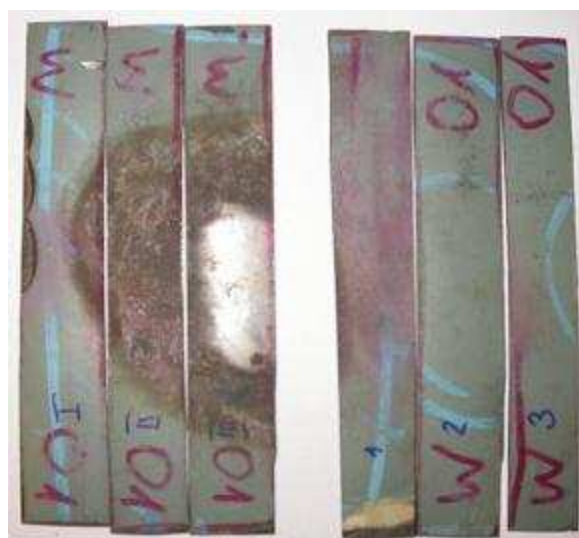
Rys. 4. Wyniki liniowego pomiaru twardości obszaru przegrzanego płaszcza komory, elementu 01. Pomiary wykonywano co 1cm. Poniżej wykresu zaznaczono obszar przegrzany próbki na którym wykonano profil twardości

Tablica 3.

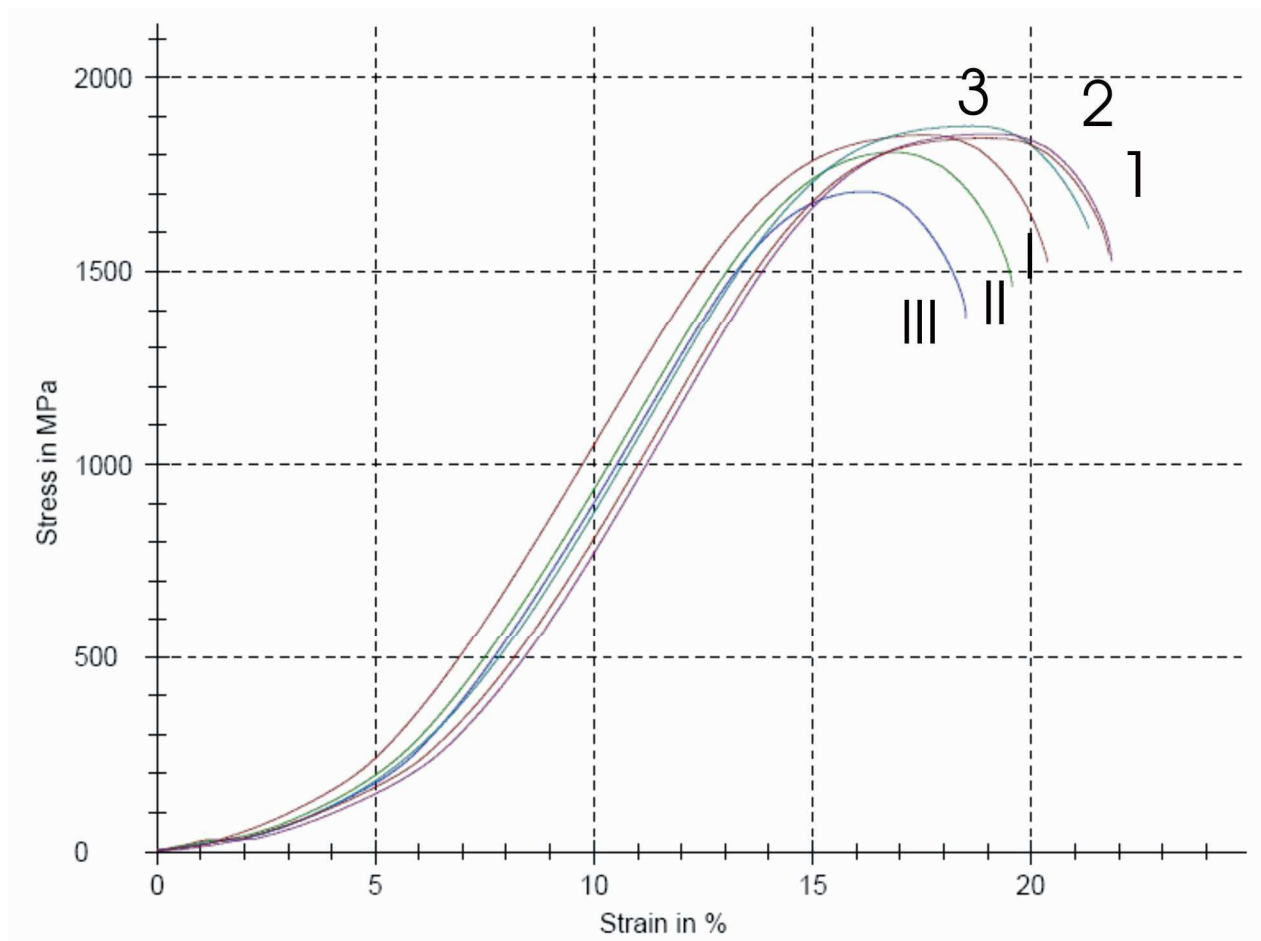
Odległość (cm)	0	1	2	3	4	5	6	7
HV 0.2/5	511	515	519	516	513	520	513	514
E	515 HV							
SD	3 HV							

6.5. Próba statycznego rozciągania mikropróbek

Do badań pobrano sześć próbek z płaszcza komory spalania, trzy z nich ze strefy przegranej oraz trzy z materiału rodzimego (Fot. 8). Próbę rozciągania przeprowadzono na maszynie wytrzymałościowej Zwick/Roell Z050. Parametry wytrzymałościowe wyznaczone z trawersy (przesunięcia belki maszyny). Użycie tensometru było niemożliwe ze względu na zaokrąglenie próbek.



Fot. 8. Miejsce pobrania próbek do badań wytrzymałościowych



Rys. 5. Wykres naprężenie – wydłużenie dla rozciąganych próbek z elementu 01

Wyniki pomiarów z próby rozciągania dla materiału elementu 01. Cyframi rzymskimi I, II, III oznaczono próbki ze strefy przegranej.

Tablica 4.

Nr	a0 mm	b0 mm	L0 mm	S0 mm ²	Rm N/mm ²	Fm N	Agt %	At %	εBreak %	ε-F max %
I	1,2	5	25,02	6	1852,57	11115,43	17,20	20,00	20,37	17,57
II	1,2	5	25,01	6	1808,83	10852,97	16,04	18,77	19,57	16,83
III	1,2	5	25,03	6	1707,00	10241,98	15,32	17,68	18,51	16,15
3	1,2	5	25,02	6	1875,78	11254,66	17,75	20,41	21,31	18,64
2	1,2	5	25,02	6	1855,44	11132,66	18,13	20,90	21,84	19,07
1	1,2	5	25,03	6	1844,64	11067,84	18,37	21,21	21,78	18,94

R_m – granica wytrzymałości; A_{gt} , ϵ -F max – wydłużenie całkowite procentowe przy największej sile (Fm); A_t , ϵ Break – wydłużenie całkowite procentowe przy zerwaniu.

Otrzymane wyniki odpowiadają parametrom wytrzymałościowym badanej stali po hartowaniu i niskim odpuszczaniu. Przeprowadzone badania miały charakter porównawczy.

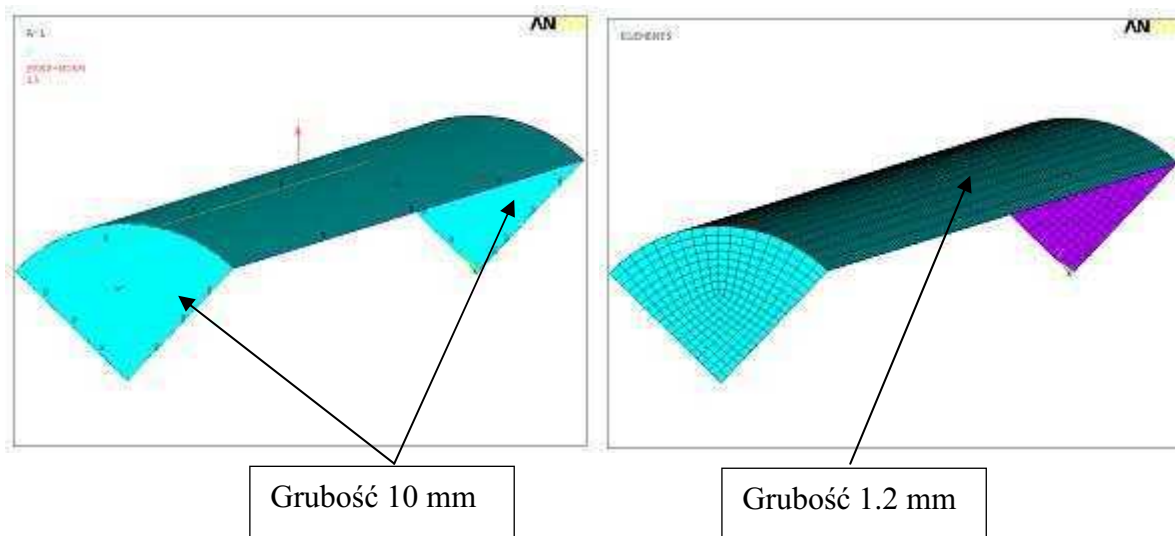
6.6. Obliczenia wytrzymałościowe

Obliczenia wytrzymałościowe przeprowadzono przy wykorzystaniu metody elementów skończonych (MES). Obliczenia przeprowadzono przy pomocy programu ANSYS.

a) Model

Model płaszcza zbudowany został przy użyciu ośmiowęzłowych elementów powłokowych shell 281. Z powodu symetrii geometrii i obciążeń modelu, zbudowany został jedynie jego fragment z odpowiednimi warunkami brzegowymi w płaszczyznach symetrii.

Grubość powłoki walca $g = 1,2$ mm. Grubość dla powierzchni ograniczających walec przyjęto 10 mm. Ciśnienie wewnętrzne 15 MPa.



Rys. 6. Model obliczeniowy zbiornika

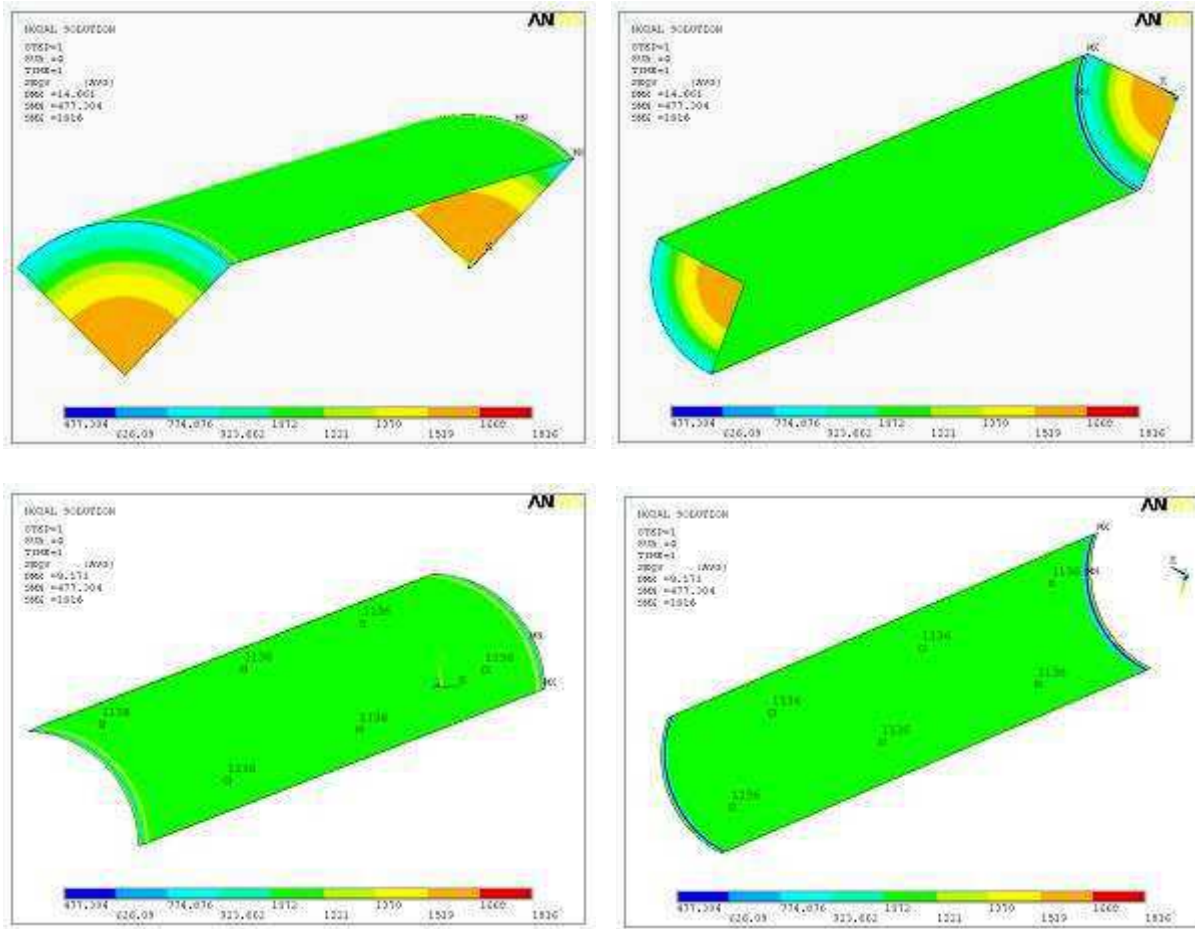
b) Właściwości mechaniczne

Tablica 5.

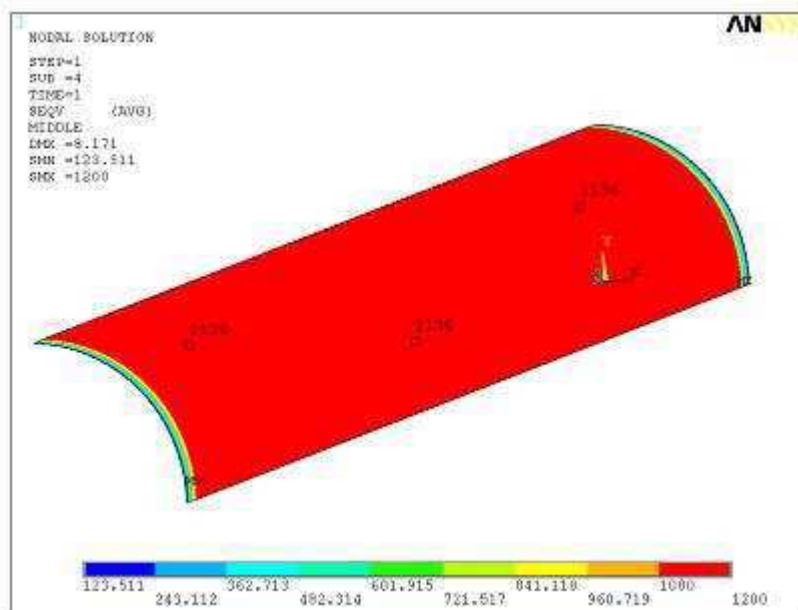
Moduł Younga	2e5 [MPa]
Stała Poissona	0.3
Granica plastyczności	1500 [MPa]
Moduł umocnienia	2e4 [MPa]

c) Wyniki

Naprężenia zredukowane według teorii Hubera-Misesa-Henckiego, powstające w płaszczu nie przekraczają założonej, na podstawie badań eksperymentalnych, granicy plastyczności i osiągają wartość 1136 MPa.



Rys. 7. Naprężenia zredukowane HMH [MPa]

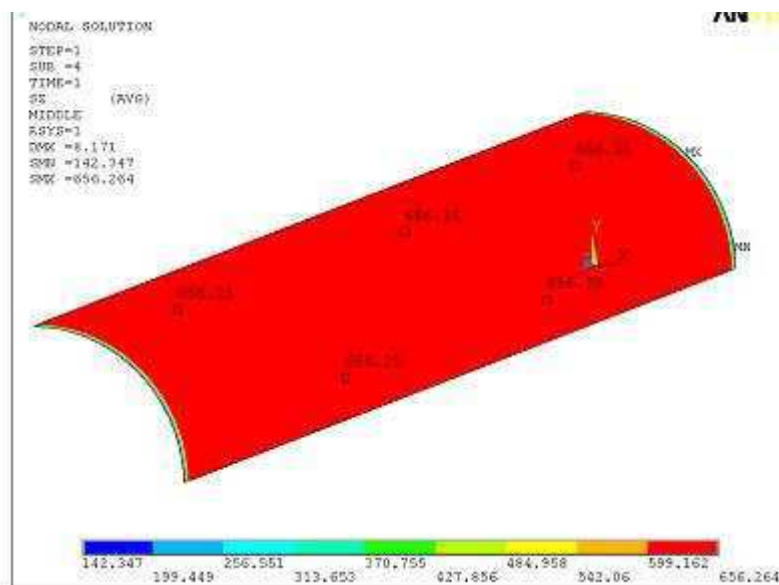


Rys. 8. Naprężenia zredukowane HMH w warstwie środkowej [MPa]

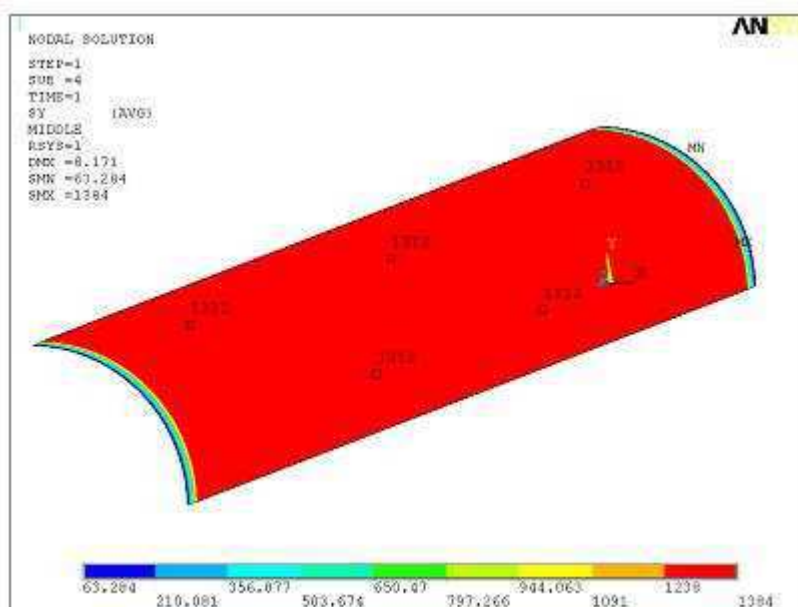
Składowe naprężeń w warstwie środkowej płaszczka (hipotetycznej warstwy równoodległej od zewnętrznej i wewnętrznej powierzchni powłoki) są identyczne z teorią błonową i wynoszą odpowiednio:

$$\text{naprężenia obwodowe: } \sigma_{\varphi} = \frac{p \cdot D}{2 \cdot g} = \frac{15[MPa] \cdot 210[mm]}{2 \cdot 1.2[mm]} = 1312.5[MPa]$$

$$\text{naprężenia osiowe: } \sigma_z = \frac{p \cdot D}{4 \cdot g} = \frac{15[MPa] \cdot 210[mm]}{4 \cdot 1.2[mm]} = 656.25[MPa]$$



Rys 9. Naprężenia osiowe [MPa]

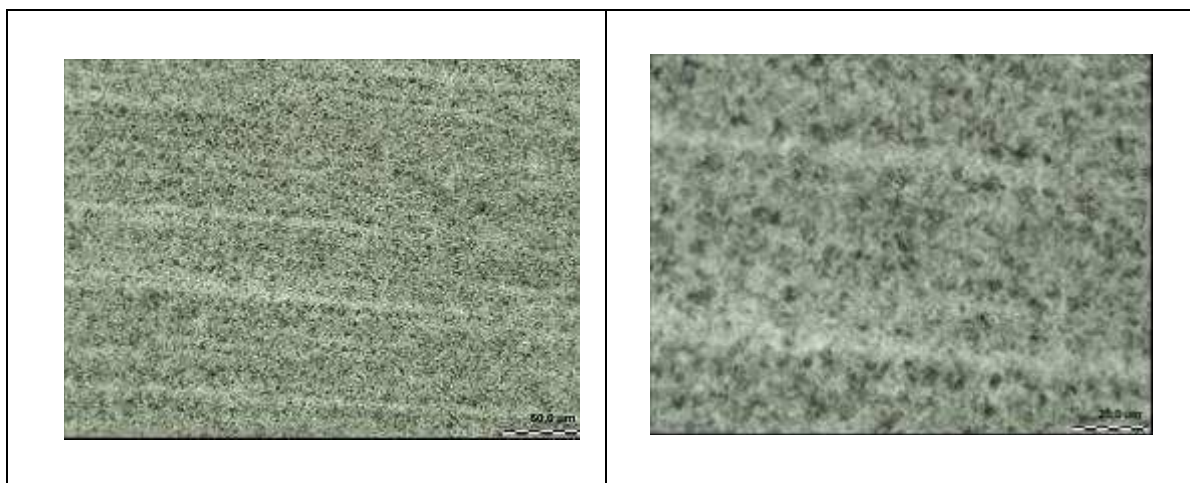


Rys. 10. Naprężenia obwodowe [MPa]

Wniosek:

Naprężenia zredukowane w płaszczu komory spalania wynoszą 1136 MPa i są niższe od granicy plastyczności dla materiału komory (w miejscu przegrzania)- która wynosi 1500 MPa. Współczynnik bezpieczeństwa wynosi 1,32 – na podstawie założeń.

6.7. Badania metalograficzne miejsc przegrzanych



Fot. 9. Obraz struktury materiału rodzimego z elementu 01



Fot. 10. Obraz struktury materiału przegrzanego z elementu 01

Na podstawie badań metalograficznych stwierdzono, że w obszarach materiału rodzimego i strefy przegrzanej występuje struktura odpuszczonego martenzytu z wydzieleniami z węglików stopowych. Niewielkie różnice w mikrostrukturze, wynikach twardości oraz wytrzymałości wskazują, że temperatura w miejscu przegrzanym nie była nadmiernie wysoka. Największe zmiany wywołane zostały w powłoce lakierniczej.

6.8. Podstawowe charakterystyki wytrzymałościowe w/w materiału

Parametry wytrzymałościowe dla stali 23X2HBΦA wg GOST 11268 (1976) hartowanej w temperaturze 890°C i odpuszczanej 600°C:

- wytrzymałość na rozciąganie R_m – 1150MPa;
- wydłużenie A_t – 12%;
- udarność U – 50 J/cm²;
- twardość wg Brinell'a - 415÷341 HB (kG/mm²)

W przypadku materiału badanej komory spalania przeprowadzona była inna obróbka cieplna, polegająca na niskim odpuszczaniu (znacznie poniżej 600°C), co spowodowało podwyższenie wskaźników wytrzymałościowych materiału względem wyżej podanych.

6.9. Ocena stopnia degradacji materiału, współczynnika bezpieczeństwa

a). Współczynnik bezpieczeństwa k dla materiału strefy przegrzanej elementu 01

Współczynnik bezpieczeństwa k określono jako stosunek $R_e = 1590$ MPa (przyjętej granicy plastyczności, na podstawie badań wytrzymałościowych dla strefy przegrzanej) do naprężeń zredukowanych które wynoszą 1136 MPa:

$$k = 1,4 \text{ – na podstawie badań wytrzymałościowych}$$

b). Współczynnik bezpieczeństwa k dla materiału rodzimego elementu 01

Współczynnik bezpieczeństwa k określono jako stosunek $R_e = 1650$ MPa (przyjętej granicy plastyczności, na podstawie badań wytrzymałościowych materiału rodzimego) do naprężeń zredukowanych które wynoszą 1136 MPa:

$$k = 1.45$$

Przeprowadzone badania wykazały, że w wyniku przegrzania materiału komory spalania degradacja wystąpiła w niewielkim stopniu. Współczynnik bezpieczeństwa k w miejscu przegrzania zmniejszył się z 1.45 do 1,4. Spowodowane to zostało niewielkim obniżeniem granicy plastyczności i niewielkim spadkiem twardości. Natomiast mikrostruktura w miejscu przegrzania nie wykazuje istotnych zmian w stosunku do mikrostruktury materiału rodzimego płaszczu komory spalania.

7. Wnioski.

1. Po przeprowadzeniu próby dynamicznej na hamowaniu stwierdzono w przypadku rakiety nr ДЯ 6555 dwa wyraźne koliste przegrzania, prowadzące do spalania pokrycia lakierniczego zewnętrznej ścianki komory na wysokości otworów promieniowych ładunku marszowego. Dla pozostałych komór efektów takich nie zaobserwowano.
2. Badania metoda pamięci magnetycznej metalu przez obszar przegrzany wykazały obecność wyraźnej anomalii magnetycznej – Rys. 3.
3. Badania endoskopowe wnętrza pozostałych komór spalania po próbie dynamicznej ujawniły lokalne ubytki i wypalenia wykładziny termicznej w okolicy ww otworów promieniowych.
4. W wyniku badań wytrzymałościowych obszaru przegrzanego stwierdzono:
 - ⊗ obniżenie twardości z 520 do 511 HV w stosunku do obszaru nie przegrzanego;
 - ⊗ obniżenie granicy wytrzymałości R_m (tablica 4) z 1844-1875N/mm² do 1707-1852N/mm² w stosunku do obszaru nie przegrzanego.
5. Przeprowadzone obliczenia wytrzymałościowe, przy ciśnieniu wewnątrz komory 15MPa wykazały, że naprężenia zredukowane w płaszczu komory wynoszą 1136 MPa i są niższe od granicy plastyczności dla materiału komory w miejscu przegrzania wynoszącej 1590 MPa. Współczynnik bezpieczeństwa wynosi 1,4. i zmienił się niewiele, bo z 1,45, co spowodowane zostało niewielkim spadkiem twardości i niewielkim obniżeniem się granicy plastyczności.

6. Mikrostruktura w miejscu przegrzania nie wykazuje istotnych zmian w stosunku do mikrostruktury materiału rodzimego płaszcza komory spalania. W obszarze materiału rodzimego i strefy przegrzanej występuje struktura odpuszczonego martenzytu z wydzieleniami z węglików stopowych.
7. Dla rozpatrywanego przypadku uszkodzenia komory spalania jej wytrzymałość okazuje się dostatecznie wysoka – współczynnik bezpieczeństwa $k = 1,4$.
8. Badania endoskopowe wnętrza pozostałych komór spalania po próbie dynamicznej ujawniły lokalne ubytki i wypalenia wykładziny termicznej w okolicy ww otworów promieniowych.

Literatura

- [1] J. Deputat. „Podstawy metody magnetycznej pamięci metalu”. Dozór Techniczny 5, 2002, str 97-105.
- [2] Sprawozdanie z pracy nt. „Wykonanie badań wycinków elementów konstrukcyjnych.” Politechnika Warszawska, Wydział Inżynierii Materiałowej. Warszawa 2007r.
- [3] St. Rososiński. „Wytrzymałość materiałów”. PWSZ 1962r.

ANALYSIS OF OVERHEATED SPOTS IN SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR BURNING CHAMBERS AFTER DYNAMIC TRIAL ON THE TEST BED

Abstrakt: Some results of tests and analysis of overheated spots of the solid propellant rocket motor burning chamber after its trial on a test bed are presented in the paper. In the result of dynamic trials two distinctly visible areas of overheating were spotted in a motor burning chamber cover. In order to evaluate the impact of this overheated material into its strength properties and finally the effectiveness of the motor and the safety of personnel at firing the necessary tests of stuff and fatigue calculations were carried out. Some results of macroscopic, ultrasound, magnetic memory and edoscopy tests carried out on the whole stuff of motor and on the overheated part are presented. Measured characteristics of stuff from not affected by heat and overheated areas were used to calculate its mechanical resistance and coefficient of safety for motors affected by possible overheating.