

## IZOLACJA TERMICZNA W ZESPOŁACH NAPĘDOWYCH RAKIET PO DŁUGOLETNIM SKŁADOWANIU

**Streszczenie:** W artykule omówiono celowość stosowania izolacji termicznej w zespołach napędowych raket na paliwo stałe. Na podstawie własnych badań, przedstawiono budowę i technologię wykonania warstwy termoizolacyjnej w zespołach napędowych raket przeciwlotniczych „OSA”. W formie dokumentacji fotograficznej, zaprezentowano jedną z metod oceny stanu technicznego tej warstwy z wykorzystaniem aparatury endoskopowej. Przedstawiono wyniki badań własnych mających na celu ustalenie przyczyn spalania powłoki lakierniczej na zewnętrznej powierzchni zespołu napędowego rakiety „OSA”. Wskazano na konieczność chronienia powierzchni komory spalania przed mechanicznymi uderzeniami i większymi statycznymi naciskami z zewnątrz.

### 1. Wstęp

Stosowane w raketach zespoły napędowe na paliwo stałe, przeznaczone do dłuższej pracy (rzędu kilkunastu sekund), powinny posiadać izolację termiczną wewnętrznej powierzchni komory spalania. Podczas spalania materiałów napędowych w komorze spalania występuje wysoka temperatura rzędu 2000 – 2500<sup>0</sup>C, która może spowodować powstawanie naprężeń i obniżenie wytrzymałości konstrukcji komory. Wysoka temperatura i wysokie ciśnienie w skrajnych przypadkach mogą spowodować wypalenie otworu a nawet rozerwanie komory spalania. Przepalenie lub rozerwanie komory spalania w fazie startowej może spowodować powstanie zagrożenia dla obsługi, uszkodzenie wyrzutni, a w pewnych warunkach zadziałanie przedziału bojowego. Natomiast przepalenie komory podczas lotu rakiety może spowodować, że polecie ona w sposób nietypowy, w trudnym do przewidzenia kierunku.

### 2. Przeznaczenie i budowa warstwy termoizolacyjnej

Pokrycia termoizolacyjne zabezpieczają elementy komory przed nagrzewaniem i utratą własności wytrzymałościowych. W niektórych rozwiązaniach konstrukcyjnych izolację cieplną stosuje się także w celu obniżenia ciężaru rakiety, gdyż dzięki izolowaniu ścianek komory usuwa się naprężenia cieplne co z kolei pozwala na zmniejszenie niezbędnej grubości ścianki.

W rozwiązaniach konstrukcyjnych komór spalania można wyróżnić dwa typy pokryć termoizolacyjnych;

- pokrycia pierwszego typu charakteryzują się bardzo małą przewodnością cieplną dzięki czemu zatrzymują strumień cieplny. W czasie oddziaływania gazów będących produktami spalania materiałów napędowych nie ulegają zmianom fizycznym i chemicznym;
- w pokryciach drugiego typu zachodzą procesy związane z pochłanianiem ciepła, które zmniejszają strumień cieplny. Pokrycia te zawierają lepszycze organiczne (żywice) oraz inne domieszki polepszające ich własności. Dla polepszenia trwałości chemicznej stosuje się metakryl, a w celu utwardzenia anilinę.

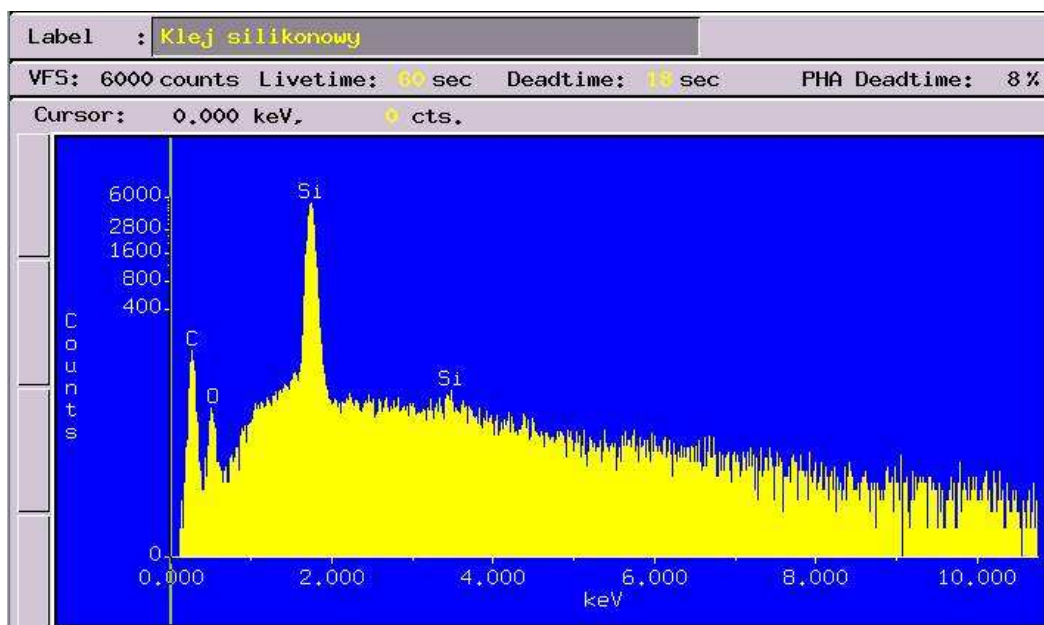
Sposoby nakładania izolacji termicznej zależą od własności fizycznych izolacji, grubości nakładanej warstwy i kształtu powlekaney powierzchni.

Na fot.1 pokazano przekrój przez ściankę komory spalania, pozyskanej po demontażu rakiety „OSA”. Ścianka komory o grubości 1,3 mm wykonana jest ze stali EJ659. Od strony wewnętrznej komory przyklejona jest wykładzina termiczna z tworzywa sztucznego o grubości ok. 2,5 mm. Pomiędzy stalową ścianką a wykładziną termiczną znajduje się warstwa kleju o grubości ok. 1,5 mm.



**Fot.1. Przekrój poprzeczny przez ściankę komory spalania. Widoczna jest stalowa ścianka (A), warstwa kleju (B) i wykładzina termiczna (C). Powiększenie 7x.**

Na podstawie rentgenowskiej analizy spektralnej pobranej próbki ustalono, że klej łączący wykładzinę termiczną ze stalową ścianką zawiera dużo krzemu, co wskazuje, że jest to klej silikonowy (Fot.2).



**Fot.2. Wynik jakościowej analizy składu chemicznego kleju łączącego wykładzinę termiczną ze ścianką komory spalania. Silna linia Si wskazuje, że jest to klej silikonowy.**

### 3. Ocena stanu technicznego pokryć termoizolacyjnych na podstawie badań endoskopowych

Jedną z procedur stosowanych podczas badań prognostycznych rakiet po długoletnim składowaniu jest przegląd wnętrza komory spalania zespołów napędowych z zastosowaniem aparatury endoskopowej. Przegląd taki wykonuje się po wyjęciu laski prochowej paliwa (w zespołach napędowych w których to jest możliwe) - umożliwia on wykrycie wad materiałowych pokrycia termoizolacyjnego, które mogły powstać podczas procesu produkcyjnego lub też podczas długoletniej eksploatacji.

Na poniższych fotografiach przedstawiono widok wnętrza komór spalania rakiet KUB oraz charakterystyczne usterki wykładziny termicznej.



**Fot.3. i 4. Wnętrze komory spalania rakiety KUB: widoczne braki i uszkodzenie zewnętrznego pokrycia wykładziny termicznej.**



**Fot.4 i 5 . Wnętrze komory spalania rakiety KUB - widoczne starcia powierzchniowe i zagięcia zewnętrznej warstwy wykładziny termicznej.**



**Fot 6 i 7. Wnętrze komory spalania rakiety KUB - ubytki, pęknięcia i podwinięcia zewnętrznej warstwy wykładziny termicznej.**



**Fot 9 i 10. Wnętrze komory spalania rakiety KUB - powierzchniowe starcia wykładziny termicznej.**



**Fot.11 i 12. Wnętrze komory spalania rakiety KUB: starcia powierzchniowe wykładziny termicznej.**

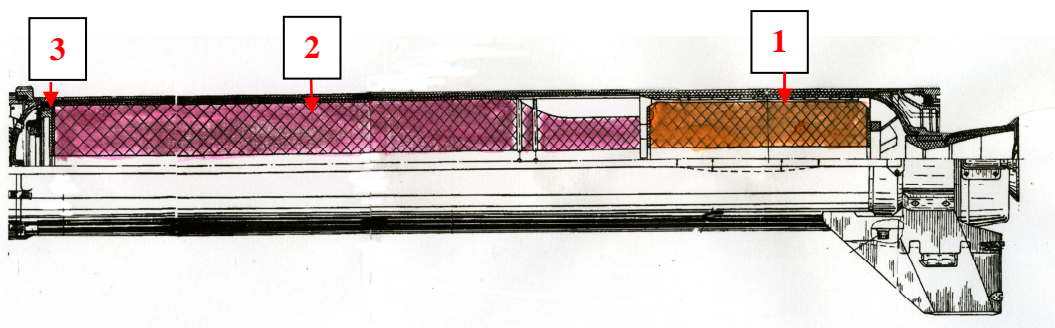
## 4. Określenie przyczyn przegrzania ścianki komory spalania

### 4.1. Opis zdarzenia

Podczas badań dynamicznych spalaniem zespołów napędowych rakiet „OSA” (na hamowni pionowej) stwierdzono, że nastąpiło przepalenie lakieru na zewnętrznej powierzchni komory spalania. W celu wyjaśnienia przyczyn tego zjawiska wykonano niżej opisany cykl badań szczegółowych.



Fot.13. Zespół napędowy po próbie spalaniem



Zespół napędowy rakiety „OSA”. Zdjęcie górne – widok komory spalania ze śladami przepaleń lakieru na powierzchni zewnętrznej- szczegól A i B. Na rysunku dolnym: 1. laska prochowa silnika startowego; 2. laska prochowa silnika marszowego 3. zapłonnik (podsypka prochowa).

Z porównania przedstawionych powyżej fotografii i rysunku wynika, że przepalenia lakieru wystąpiły naprzeciw kanałów ogniowych laski prochowej silnika marszowego, czyli w miejscach szczególnie intensywnego, ze względu na zwiększoną powierzchnię spalania, oddziaływania gazów na powłokę termoizolacyjną.



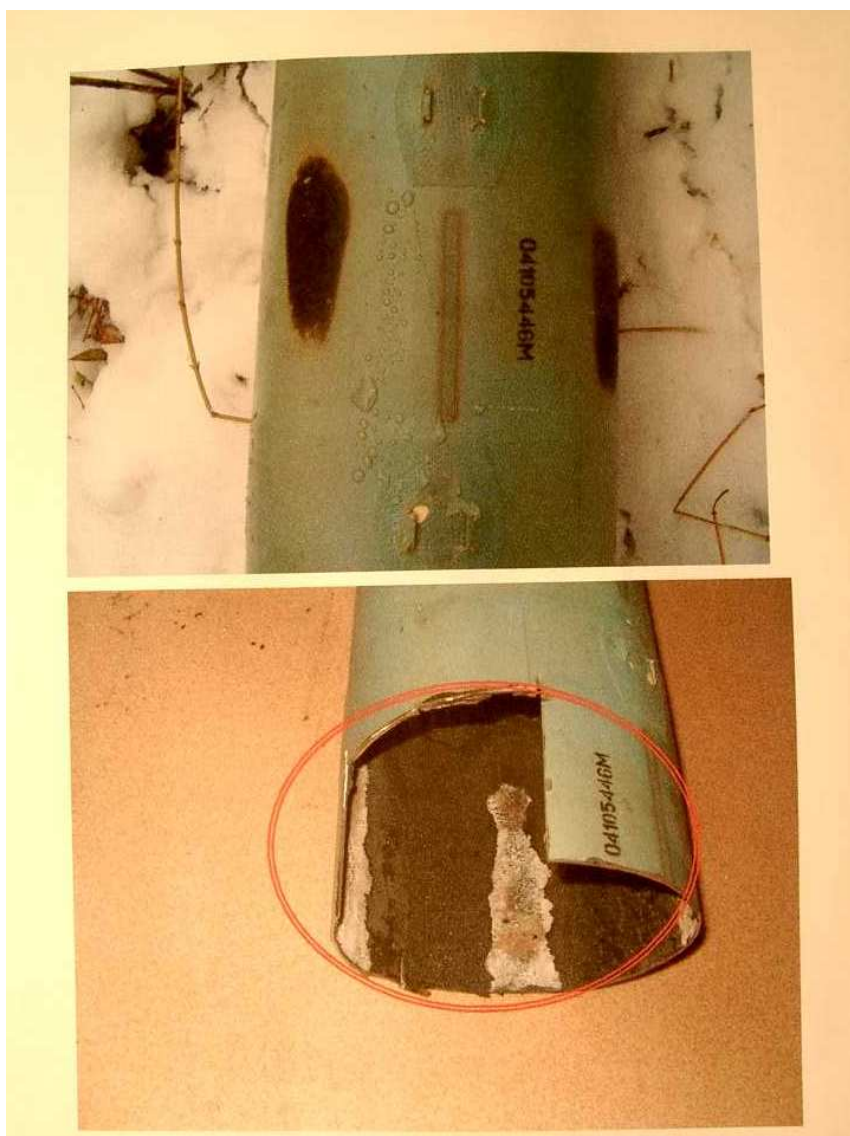
Fot.14. Wnętrze komory spalania – widok po odcięciu tylnej części wraz z dyszą.



#### 4.2. Materiały wybrane do badań

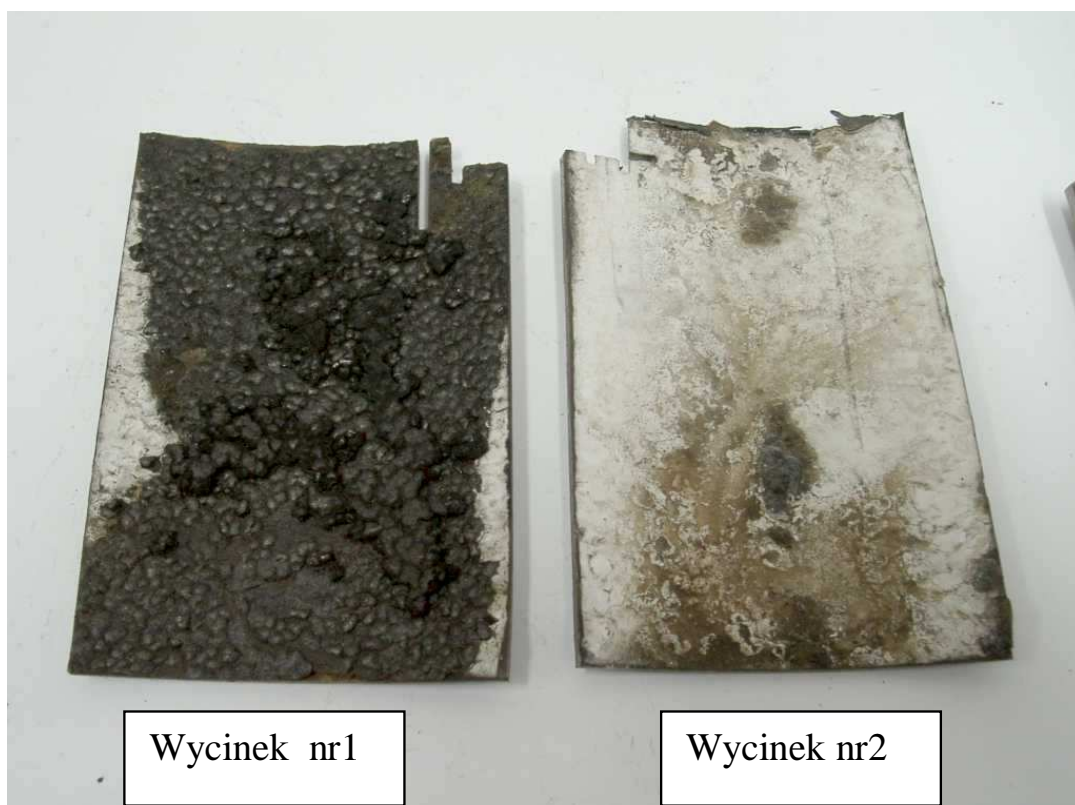
Do badań pobrano dwa wycinki ze ścianki komory spalania widoczne na Fot.15.

- wycinek nr1 z miejsca nie przegrzanego
- wycinek nr2 z miejsca przegrzanego



**Fot.15. Odcinek komory spalania, której ścianka uległa lokalnemu przegrzaniu (ciemne plamy na powierzchni zewnętrznej widoczne na zdjęciu górnym). Na dolnym zdjęciu zaznaczono miejsce, z którego pobrano wycinki nr 1 i nr 2.**

Na fotografii 16. przedstawiono widok wycinków nr 1 i nr 2 pobranych do badań. Wycinek nr 1 został pobrany ze ścianki komory w miejscu, w którym nie została ona przegrzana, natomiast wycinek nr2 został pobrany z miejsca przegrzanego. Powierzchnia wewnętrzna wycinka nr 1 pokryta jest czarną, zwęgloną wykładziną termiczną, natomiast z wycinka nr 2 wykładzina termiczna odpadła, a jego powierzchnia jest pokryta białym osadem znajdującym się na warstwie kleju.



**Fot.16. Widok wycinków pobranych ze ścianki przegrzanej komory spalania.  
Pow.1,1x**

#### **4.3. Przyczyny lokalnego przegrzania ścianki komory spalania.**

Jak widać na Fot.15. przegrzanie ścianki nastąpiło symetrycznie po obu stronach komory. Przegrzanie to zostało spowodowane złuszczeniem się w tych miejscach wykładziny termicznej. Powodem złuszczenia się i odpadnięcia wykładziny mogły być jej lokalne pęknięcia. Przemawia za tym bardzo duża kruchość wykładziny termicznej. Wykładzina ta oddzielona od podłoża i poddana próbie zginania bardzo łatwo pęka, kruszy się i rozwarstwa (Fot.17). Na przekroju poprzecznym widać jej budowę warstwową i obecność mikropęknięć pomiędzy tymi warstwami (Fot.19), co powoduje, że nie jest ona odporna na uderzenia i odkształcenia. Zewnętrzna stalowa ścianka komory jest bardzo cienka – ma zaledwie 1,3 mm grubości – i może być bardzo łatwo odkształcona przez zewnętrzny nacisk lub uderzenie. Odkształcenie stalowej ścianki, nawet tylko sprężyste, będzie powodować powstawanie pęknięć w wykładzinie termicznej, która jest sztywna i krucha. Ilustruje to Fot.19, na której widać wyraźne pęknięcie wykładziny termicznej powstałe pod wpływem wywarcia nacisku z zewnątrz i sprężyste odkształcenie wycinka ze ścianki komory, która nie pracowała.

Symetryczne rozłożenie miejsc przegrzanych po obu stronach komory spalania (Fot.13.) sugeruje, że w tych miejscach w wykładzinie mogły powstać pęknięcia pod wpływem ściśnięcia komory z dwóch stron lub pod wpływem uderzenia. Następnie w czasie pracy komory w miejscach pękniętych penetracja procesu zwęglania wykładziny następowała głębiej i szybciej, co ułatwiało oddzielanie się wykładziny od podłoża i jej odpadanie w tych miejscach. Fakt łuszczenia się i oddzielania od podłoża zwęglonej wykładziny termoizolacyjnej ilustruje Fot.20., na której widać, że odstaje ona od podłoża.

### Skład chemiczny powłoki wewnętrznej wycinka nr 1

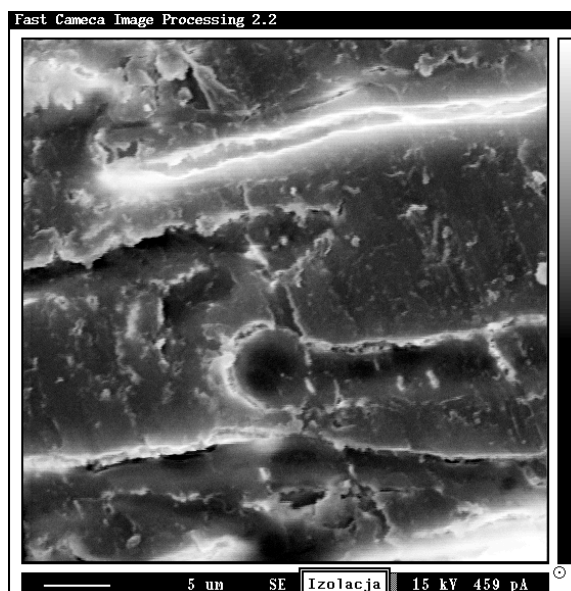
Wyniki jakościowej analizy składu chemicznego zwęglonej wykładziny (pochodzącej z wycinka 1 - przedstawia Fot.21., na której widoczne są linie spektralne poszczególnych pierwiastków : C, O i Cl stanowią składniki wykładziny, Si pochodzi z kleju silikonowego, natomiast S pochodzi prawdopodobnie z gazów spalinowych.

### Skład chemiczny powłoki wewnętrznej wycinka nr 2

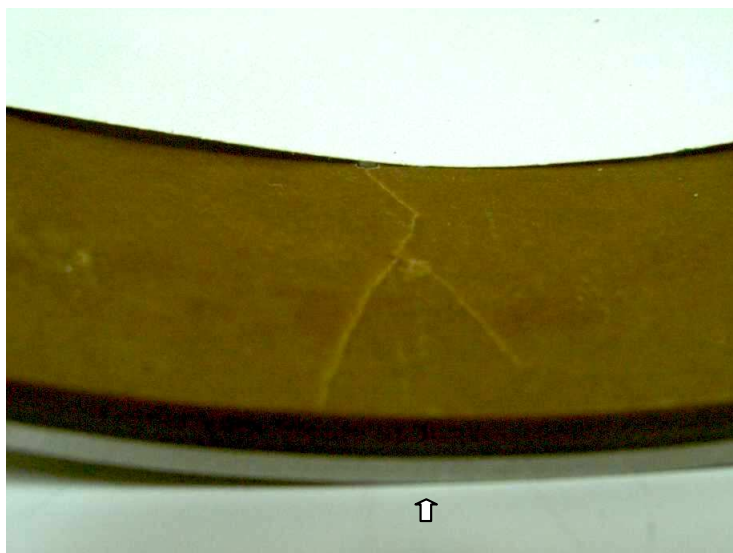
Analiza składu chemicznego białego osadu widocznego na wycinku 2, z którego odpadła wykładzina termiczna, wykazała że jego głównymi składnikami są Si i O, co świadczy o tym, że jest to tlenek krzemu pochodzący z rozkładu kleju silikonowego, który nastąpił pod wpływem wysokiej temperatury (Fot.22).



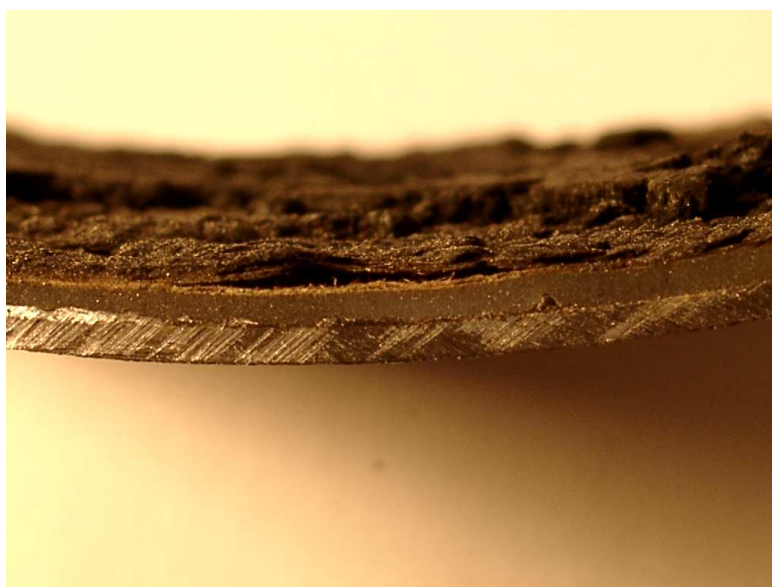
**Fot.17. Kruche kawałki wykładziny termicznej po oddzieleniu od podłoża i poddane próbie zginania. Pow. 2x.**



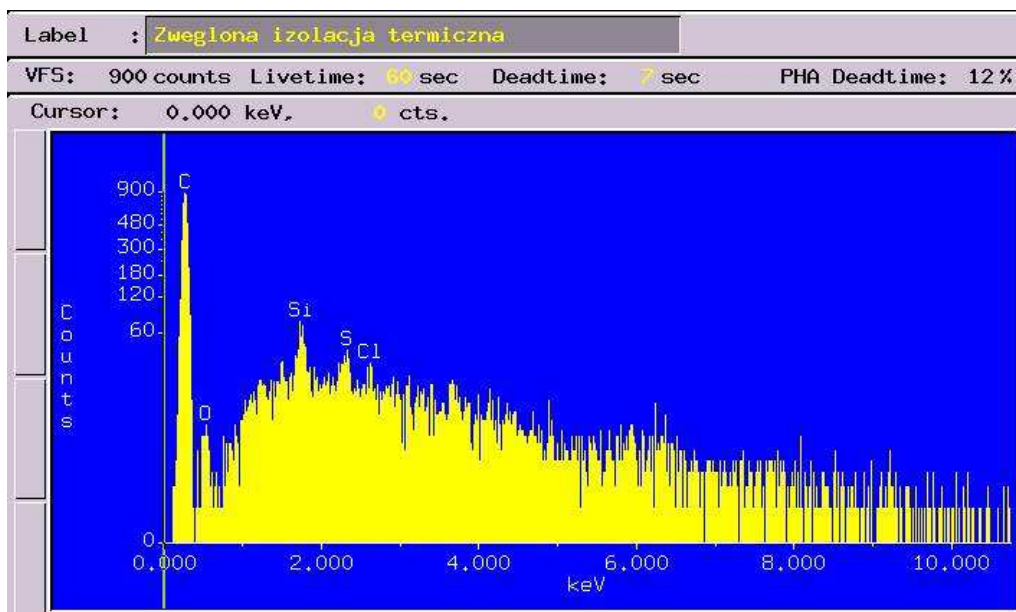
**Fot.18. Mikropęknięcia w wykładzinie termicznej widoczne na jej przekroju poprzecznym pod dużym powiększeniem. Mikroskop skaningowy. Pow. 2300 x.**



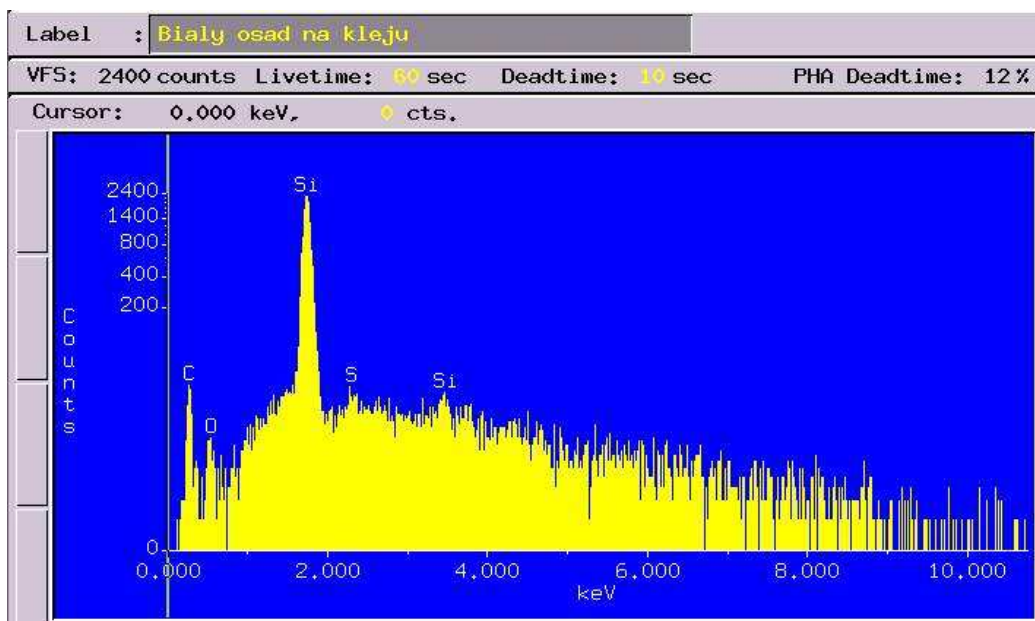
**Fot.19. Pęknięcie w wykładzinie termicznej powstałe pod wpływem zewnętrznego nacisku wywartego na wycinek ze ścianki komory, która nie była spalana. Pow.2x.**



**Fot.20. Łuszczenie się zwęglonej wykładziny termicznej. Widoczna szczelina pomiędzy wykładziną, a warstwą kleju silikonowego. Pow. 4,5x.**



Fot.21. Wynik rentgenowskiej analizy spektralnej zwęglonej wykładziny termicznej. C, O i Cl stanowią składniki wykładziny, Si pochodzi z kleju silikonowego, S stanowi zanieczyszczenie pochodzące prawdopodobnie z gazów spalinowych.



Fot.22. Analiza jakościowa białego osadu widocznego na wycinku 2 (rys.2). Głównymi składnikami osadu są krzem i tlen, co świadczy, że jest to tlenek krzemu pochodzący z rozkładu kleju silikonowego. Siarka (S) stanowi zanieczyszczenie pochodzące prawdopodobnie z gazów spalinowych.

## 5. Wnioski

Komora spalania, ze względu na dużą kruchość wewnętrznej wykładziny termicznej i bardzo cienką zewnętrzną ściankę stalową, winna być szczególnie chroniona przed mechanicznymi uderzeniami i większymi statycznymi naciskami z zewnątrz, gdyż mogą one powo-

dować powstawanie pęknięć w wykładzinie termicznej i późniejsze jej odpadanie w czasie pracy, co będzie powodowało przegrzewanie się ścianki komory spalania.

Wgniecenia lub zniekształcenia powierzchni zewnętrznej komory spalania mogą spowodować uszkodzenia warstwy termoizolacyjnej wewnątrz, skutkiem czego nie spełni ona swojej roli. Zatem w przypadku zauważenia wgnieceń na komorze spalania rakiety należy wycofać ją z eksploatacji i poddać utylizacji.

## **Literatura**

- [1]. Materiały archiwalne WITU – niepublikowane
- [2]. J. Weiss; S. Torecki; S. Majewski: „Podstawy teorii i konstrukcji silników raketowych na paliwo stałe”
- [3]. W. Kurow; J. Dołżański: „Zasady projektowania pocisków raketowych na paliwo stałe”

## **THERMAL ISOLATION IN ROCKET MOTOR UNITS AFTER LONG TERM STORING**

The expediency of using thermal isolation in rocket solid propellant motor units is presented in the paper. The design and technology for getting a thermo-isolating layer in motor units of antiaircraft missiles OSA is provided on the base of own research work. Technical evaluation of this layer was carried out by the endoscopic instrument and some results presented in the pictures included. Some results of own research work are presented to show the reasons for burning the paint coating on the external surface of OSA motor. It was pointed that there is an expediency to protect the surface of the burning chamber against mechanical hits and greater static stresses from outside.