

POMIARY TERMOWIZYJNE W BADANIACH STAŁYCH PALIW RAKJETOWYCH

Streszczenie: W artykule przedstawiono zastosowanie kilku termowizyjnych metod pomiarowych w zakresie badania stałych paliw raketowych. Przedstawione przykłady aplikacji tych metod wskazują na możliwość stosowania bezkontaktowych technik pomiarowych w podczerwieni do badań stałych paliw raketowych zarówno w aspekcie pomiarów w czasie rzeczywistym zmian pola temperatury w trakcie spalania paliw jak i możliwości diagnostycznych badań nieniszczących techniką podczerwieni w wykrywaniu podpowierzchniowych defektów.

THERMOVISION MEASUREMENTS IN INVESTIGATIONS OF SOLID ROCKET PROPELLANTS

Abstract: It was presented some examples of thermovision measurement methods in applications connected with tests on solid rocket propellants. Given examples point towards usage possibility of non-contact IR measurement techniques for tests dealing with solid rocket propellants in aspect of measurements of temperature field changes in real time during propellants combustion and also in terms of diagnostic NDT test methods by IR technique in detection of propellants subsurface defects.

1. Wstęp

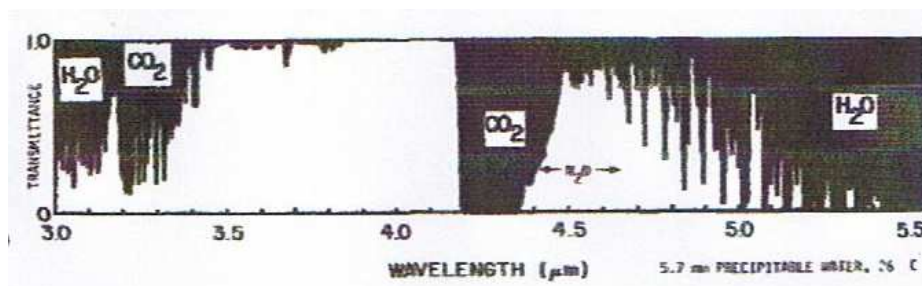
Pomiary termowizyjne umożliwiają wizualizację niewidzialnego promieniowania podczerwonego emitowanego przez obiekty w postaci obrazów (termogramów), które są odwzorowaniem rozkładu pól temperaturowych na powierzchni badanego obiektu. Dzięki bezkontaktowemu charakterowi pomiarów termowizyjnych oraz szerokiemu zakresowi możliwości pomiaru temperatury, technika ta posiada szeroki zakres zastosowań zarówno do badań naukowych jak również jest wykorzystywana w przemyśle, energetyce, budownictwie, medycynie i wielu innych dziedzinach. W artykule przedstawiono wybrane przykłady możliwości zastosowania pomiarów termowizyjnych w badaniach stałych paliw raketowych.

2. Wyznaczanie temperatury strumienia produktów spalania stałych paliw raketowych podczas działania układów napędowych pocisków raketowych

Wyznaczenie temperatury produktów spalania stałych paliw raketowych jest zagadnieniem trudnym ze względu na złożony skład mieszaniny produktów spalania oraz dynamiczny proces wypływu ich strumienia z dyszy silnika raketowego. Zastosowanie

termopar do tego typu pomiaru m.in. ze względu na szybkość zachodzącego procesu oraz jego punktowy charakter nie daje pełnego obrazu rejestrowanego zjawiska. Pomiar z zastosowaniem termowizji umożliwia rejestrację całego procesu i jego zmian w czasie. Do wyznaczenia temperatury potrzebna jest znajomość emisyjności strumienia produktów spalania, głównie gazowych, na którą decydujący wpływ ma temperatura, długość fali i kąt obserwacji. Strumień gazów należy traktować jako ciało półprzezroczyste i do wyznaczenia temperatury należy określić tzw. zastępczy współczynnik emisyjności. Do jego wyznaczenia należy jednak uwzględnić wszystkie strumienie promieniowania odbijane i pochłaniane wewnątrz ciała półprzezroczystego, co znacznie komplikuje procedurę wyznaczenia temperatury wylotowego strumienia produktów spalania. Istnieją również inne metody wyznaczenia temperatury strumienia wylotowego.

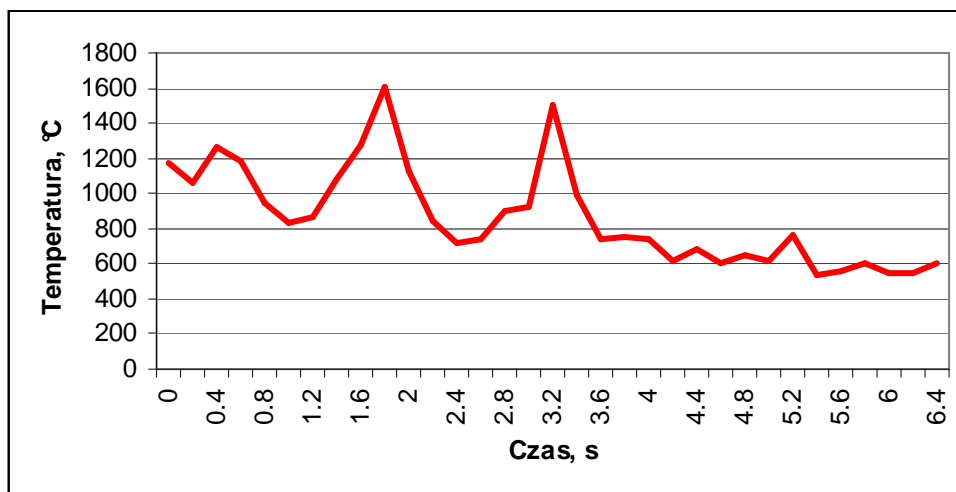
Ponieważ jednym z podstawowych składników strumienia produktów spalania stałego paliwa raketowego jest dwutlenek węgla (CO_2), który przy długości fali λ około $4,25 \mu\text{m}$ [1] (rys.1) ma silniejsze pasmo pochłaniania od pozostałych produktów, to wykorzystując wąskopasmowy filtr o zakresie przepuszczania $4,2 \div 4,3 \mu\text{m}$, w którym natężenie promieniowania CO_2 jest maksymalne, dokonuje się pomiaru jego temperatury, która jest porównywalna z temperaturą pozostałych składników strumienia produktów spalania. Dokonuje się więc pośredniego wyznaczenia temperatury gazów. Jeżeli pomiar jest wykonywany z niewielkiej odległości (kilku metrów), to wpływ CO_2 znajdującego się także w atmosferze na drodze między kamerą a strumieniem gazów jest nieistotny i można go pominąć w analizie. Wpływ ten również maleje wraz ze wzrostem temperatury gazów.



Rys.1. Widmo transmisji atmosfery w zakresie bliskiej IR [1]

W innej metodzie wyznaczenia temperatury wylotowych produktów spalania paliw raketowych wykorzystuje się wzorec temperatury w postaci termopary umieszczonej w strumieniu produktów spalania. Jeżeli znane jest dokładne położenie termopary w strumieniu produktów spalania (np. uwzględniając jej położenie względem płaszczyzny wylotu dyszy), to na podstawie uzyskanych wyników pomiaru termoparą i porównania z wynikami uzyskanymi za pomocą kamery termowizyjnej można dokonać korekty wartości współczynnika emisyjności produktów spalania, uzyskując porównywalną temperaturę w strefie pomiaru termopary z temperaturą zmierzoną za pomocą kamery. Wprowadzając skorygowaną wartość współczynnika emisyjności do oprogramowania kamery można wyznaczyć rozkład pola temperatury produktów spalania.

Na wykresie (rys.2) przedstawiono wyniki wyznaczenia średniej temperatury gazów wylotowych w odległości 0,7 m od wylotu dyszy podczas spalania ładunku marszowego paliwa raketowego do pocisku GROM, które uzyskano w trakcie przeprowadzonych badań z użyciem kamery termowizyjnej, opisanych w pracy [2]. Do wyznaczenia współczynnika emisyjności wykorzystano jako wzorec termoparę umieszczoną w strumieniu gazów za wylotem dyszy silnika raketowego.



Rys.2. Wykres zmian średniej temperatury strumienia wylotowego gazów podczas spalania ładunku marszowego pocisku GROM zmierzonej za pomocą kamery termowizyjnej

3. Badania nieniszczące stałych paliw raketowych za pomocą termografii w podczerwieni

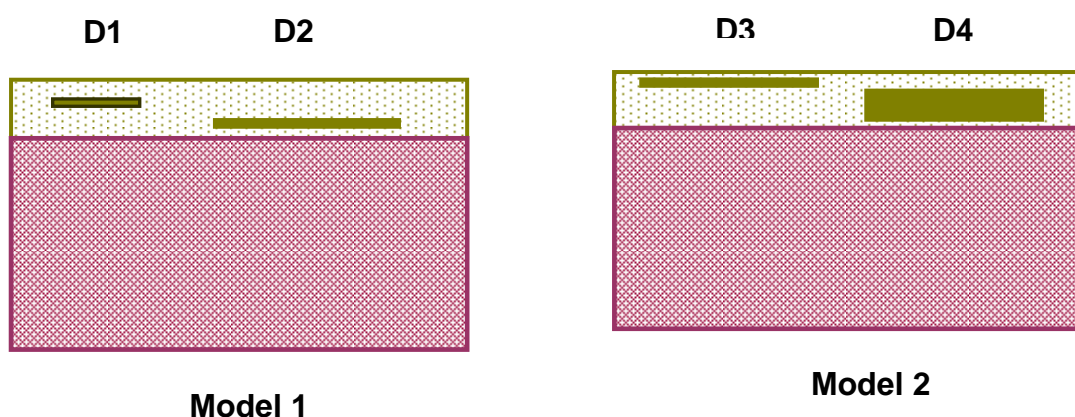
Ze względu na bezpieczeństwo i niezawodność działania stałe paliwa raketowe stanowiące podstawowy element napędowy silników raketowych, są poddawane badaniom nieniszczącym w celu wykrycia wad powierzchniowych oraz wewnętrznych, w tym podpowierzchniowych, zagrażających prawidłowemu procesowi ich spalania w komorze silnika raketowego. Wadami takim są różnego rodzaju pęknięcia, wtrącenia materiałów obcych, rzadziny materiałowe, wnęki, kawerny, rozwarstwienia, zwłaszcza między zasadniczym ładunkiem paliwa a jego ekranującą powłoką inhibitora. Wady te mogą powstać zarówno w procesie produkcji paliw jak i podczas ich długotrwałego przechowywania. Zróżnicowane warunki przechowywania w znacznej mierze decydują o fizykochemicznej trwałości/stałości stałych paliw raketowych. Głównymi czynnikami wpływającymi na pogorszenie jakości stałych paliw raketowych w czasie ich eksploatacji są:

- wilgotność powietrza, zmiany temperatury i zanieczyszczenia atmosfery;
- oddziaływanie mechaniczne w czasie obsługi, podczas przeładunków i transportu.

Podstawowymi metodami diagnostycznymi stosowanymi w defektoskopowych badaniach stałych paliw raketowych są metody radiograficzne. Niektóre jednak wady nie są wykrywalne albo są trudno wykrywalne za pomocą tych metod. Istnieje szereg innych metod badań nieniszczących, które w połączeniu z metodą radiograficzną mogą pozwolić na poprawę wykrywalności powyższych wad. Ponieważ stałe paliwa raketowe powinny być bezpieczne podczas eksploatacji i niezawodne w działaniu w zakresie temperatur od -40°C do $+60^{\circ}\text{C}$, to potencjalnie atrakcyjne wydaje się być zastosowanie niedocenianych w tego rodzaju badaniach, metod aktywnych technik nieniszczących w podczerwieni. Metody te mogą być szczególnie użyteczne przy badaniach paliw, w których zasadniczy ładunek wysokoenergetyczny pokryty jest cienką warstwą inhibitora.

Przeprowadzone symulacje komputerowe przedstawione w pracy [3] wykazały, że jest możliwe za pomocą aktywnej termografii w podczerwieni wykrywanie powierzchniowych i podpowierzchniowych defektów znajdujących się w warstwie inhibitora oraz między warstwą inhibitora a zasadniczym paliwem, głównie w postaci rozwarstwień, pęknięć, ubytków i kawern. Tego rodzaju defekty są często trudno wykrywalne przy użyciu metod radiograficznych.

Symulację komputerową za pomocą programu 3D ThermoCalc-6L™ [4] przeprowadzono dla próbek przedstawionych na rys.3 dla trzech wariantów badań termograficznych. W tabeli 1 przedstawiono parametry termofizyczne materiałów zastosowanych w tych wariantach. W pierwszym wariantcie zastosowano ogrzewanie próbki za pomocą impulsu cieplnego o wartości $Q = 3 \cdot 10^5 \text{ W/m}^2$ i czasie trwania $\tau_h = 0.01 \text{ s}$, w drugim wariantcie próbka była równomiernie nagrzana do temperatury 50°C , a następnie symulowano jej stygnięcie do temperatury otoczenia, która wynosiła 20°C . Wykorzystany został tutaj mechanizm wymiany ciepła na skutek konwekcji. W trzecim wariantcie próbka była również nagrzana do 50°C , ale na początku procesu wymiany ciepła z otoczeniem powierzchnia przednia próbki została schłodzona, przy czym zastosowano dwa rodzaje impulsów chłodzących. W pierwszym przypadku czas działania impulsu chłodzącego $\tau_c = 2 \text{ s}$, zaś gęstości mocy impulsu miała wartość $Q = 5 \cdot 10^3 \text{ W/m}^2$. W drugim przypadku czas działania impulsu chłodzącego wynosił $\tau_c = 10 \text{ s}$, zaś gęstość mocy impulsu wynosiła $Q = 10^3 \text{ W/m}^2$.



Rys.3. Modele konfiguracji defektów do symulacji komputerowej badań termograficznych

Tabela 1

Parametry termofizyczne materiałów zastosowanych w modelach

Materiał	Ciepło właściwe kJ/kgK	Przewodność cieplna W/mK	Gęstość kg/m ³
Paliwo raketowe	1255	0.29	1800
Inhibitor	1884	0.33	1100
Powietrze (cienka warstwa) jako defekt	1.005	0.07	1.2

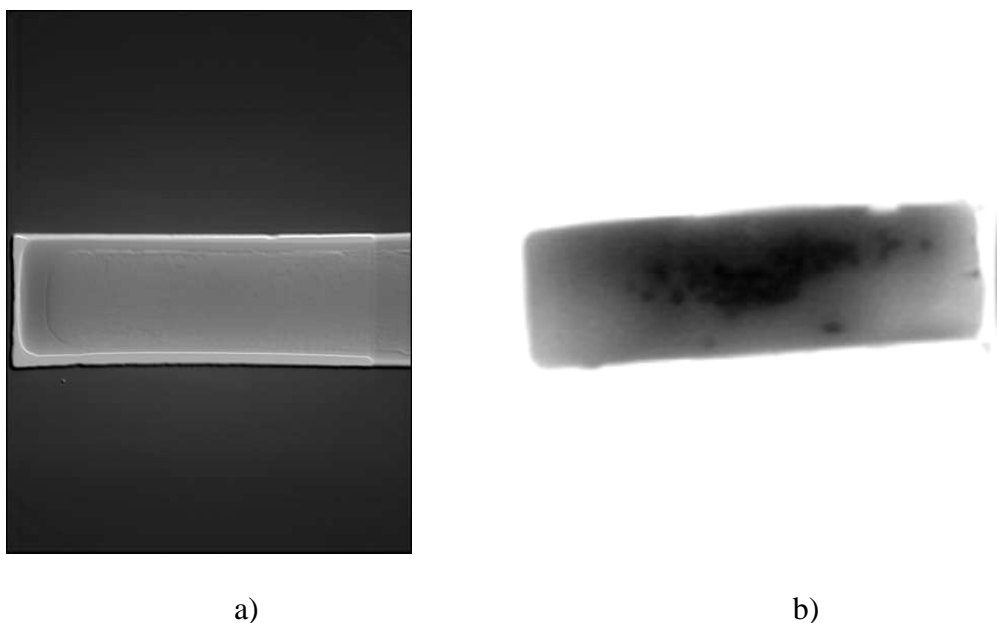
W Modelu 1 symulowano defekty w postaci rozwarstwień, równoległych do powierzchni czołowej próbki, zaś w Modelu 2 symulowano mikropeknięcia prostopadłe do powierzchni czołowej próbki.

W wyniku przeprowadzonych symulacji stwierdzono, że jest możliwe wykrywanie defektów w warstwie inhibitora oraz na granicy inhibitor-paliwo w postaci rozwarstwień i mikropeknięć wypełnionych powietrzem, stosując wszystkie trzy przedstawione powyżej metody badawcze termografii w podczerwieni.

Do wstępnych badań eksperymentalnych została wybrana metoda oparta o rejestrację zmian pola temperatury na powierzchni paliwa pokrytego inhibitorem w wyniku zjawiska naturalnej konwekcji. Próbkę materiału umieszczono w komorze klimatycznej o temperaturze $(50 \pm 2)^\circ\text{C}$ i wilgotności względnej wynoszącej $(65 \pm 5) \%$ na 3 h. Podczas tego

czasu próbka osiągnęła ustabilizowaną temperaturę 50°C. Następnie próbkę wyjęto z komory i rejestrowano zmiany pola temperatury na jej powierzchni za pomocą kamery termowizyjnej AGEMA 900 LW. Zmiany temperatury rejestrowano do osiągnięcia przez próbkę temperatury otoczenia tj. 20°C.

Na rys.4 a) przedstawiono radiogram badanej próbki inhibitowanego ładunku paliwa raketowego (gazogeneratora), wykonany techniką radioskopii czasu rzeczywistego (RTR – Real Time Rentgenography) za pomocą rentgenowskiego systemu diagnostycznego MU-17F 225-9 firmy YXLON INTERNATIONAL X-RAY GmbH, zaś na rys 4 b) - termogram z widocznymi uszkodzeniami w warstwie inhibitora i na granicy inhibitor – paliwo.



Rys.4. Rentgenogram RTR oraz termogram ładunków inhibitowanego heterogenicznego paliwa raketowego spełniającego rolę gazogeneratora w systemie pokładowym pocisku raketowego

4. Nowa metoda pomiaru zmian pola temperatury spalania paliw raketowych

Parametry balistyczne układów napędowych pocisków raketowych na paliwo stałe zależą przede wszystkim od:

- kształtu i wymiarów ładunku paliwa,
- liniowej szybkości palenia,
- kaloryczności paliwa.

Przy pomiarze liniowej szybkości palenia istotna jest ocena stabilności przebiegu procesu palenia.

Idea nowej metody pomiarowej polega na wykorzystaniu wysoce anizotropowych własności grafitu pirolitycznego. W wyniku procesu pirolizy polegającego na rozkładzie termicznym substancji, prowadzonym poprzez długotrwałe ich poddawanie działaniu wysokiej temperatury ale bez kontaktu z tlenem i innymi czynnikami utleniającymi, z grafitu, który jest materiałem miękkim, małym i łupliwym, powstaje grafit pirolityczny będący spiekem prostym chemicznie, ale tworzącym sieć przestrzenną materiału o interesujących własnościach fizycznych. Zwrócić należy uwagę na różnice w kierunkowej przewodności cieplnej warstwowej struktury grafitu pirolitycznego, która w płaszczyźnie powierzchni

warstwy jest porównywalna do przewodności cieplnej miedzi, zaś w kierunku prostopadłym do powierzchni zbliżona jest do przewodności cieplnej ceramiki. Wykorzystując wysoką ww. anizotropię przewodności cieplnej grafitu pirolitycznego, z trzech jednakowych pierścieni pirografitowych połączonych czołowo klejem termoodpornym, posiadających średnicę wewnętrzną wynoszącą 4 mm, średnicę zewnętrzną wynoszącą 12 mm, wykonano walec z grafitu pirolitycznego o długości 15 mm. Walec ten posiadał wysoką przewodność cieplną materiału wzdłuż promienia (ok. 350 W/(mK)), zaś niską wzdłuż jego tworzącej (ok. 1,77 W/(mK)). Otwór przelotowy walca wypełniono stałym, dwubazowym (zawierającym główne składniki - nitrocelulozę oraz nitroglicerynę) paliwem raketowym. Na eksperymentalnym stanowisku pomiarowym (rys.5) sprawdzono możliwość pomiaru liniowej prędkości palenia powyższego paliwa raketowego, jednocześnie starając się ocenić stabilność procesu palenia. W tym celu dokonano rejestracji procesu palenia paliwa raketowego za pomocą kamery termowizyjnej AGEMA 900 LW, której obiektyw usytuowany był prostopadle do osi ładunku paliwa. Proces palenia został zainicjowany za pomocą lasera CO₂ (rys.6 termogram a). Jak doskonale widać na termogramach (rys.6), dzięki znacznym różnicom przewodności cieplnej pirografitu w kierunku wzdłuż osi walca i jego promienia, analizując sekwencje termogramów zarejestrowaną w trakcie palenia paliwa, można z dokładnością, jaką zapewnia częstotliwość rejestracji kamery śledzić zmiany położenia frontu fali palenia badanego paliwa i na tej podstawie obliczyć liniową szybkość palenia. Analiza ta pozwala również na określenie, czy proces jest stabilny czy nie. Poszczególne fazy przemieszczania się frontu fali spalania widoczne są na termogramach przedstawionych na rys.6. Dodatkowo proces palenia walcowego ładunku paliwa raketowego (przemieszczanie się frontu palenia) był rejestrowany za pomocą kamery CCD.

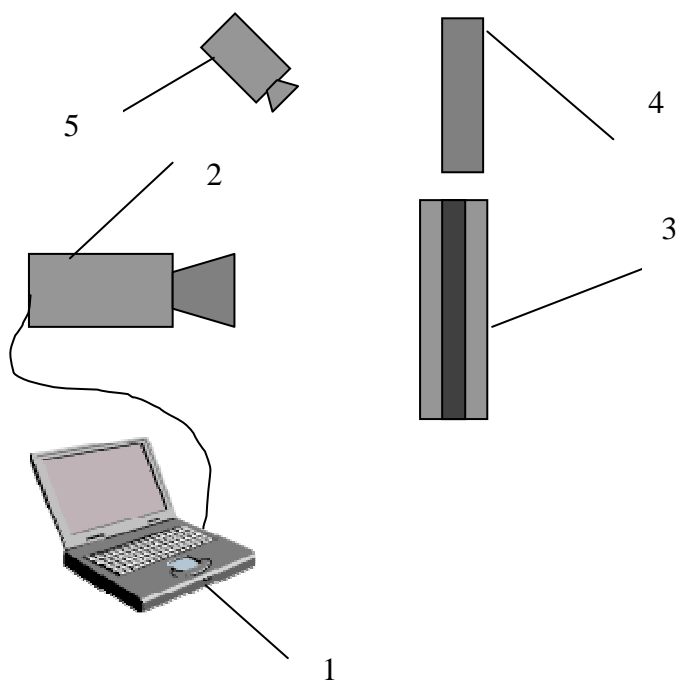
Przedstawiona powyżej nowa metoda pomiarowa została zgłoszona jako wynalazek (w kategorii sposób i układ badawczy) przez Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia do Urzędu Patentowego RP.

5. Wnioski

Przedstawione w artykule przykłady zastosowań pomiarów termowizyjnych do badań stałych paliw raketowych pokazują szeroki zakres możliwości zastosowania tej techniki, która dotychczas była niedoceniana szczególnie w przypadku badań nieniszczących zdominowanych przez metody radiograficzne, które mogą być mało skuteczne szczególnie do wykrywania powierzchniowych i podpowierzchniowych defektów. Uzyskane w badaniach wstępnych wyniki zastosowania termografii w podczerwieni do wykrywania powierzchniowych i podpowierzchniowych defektów jako metoda uzupełniająca badania radiograficzne ukierunkowują nasze dalsze prace nad jej rozwojem w aplikacjach związanych z defektoskopią stałych paliw raketowych.

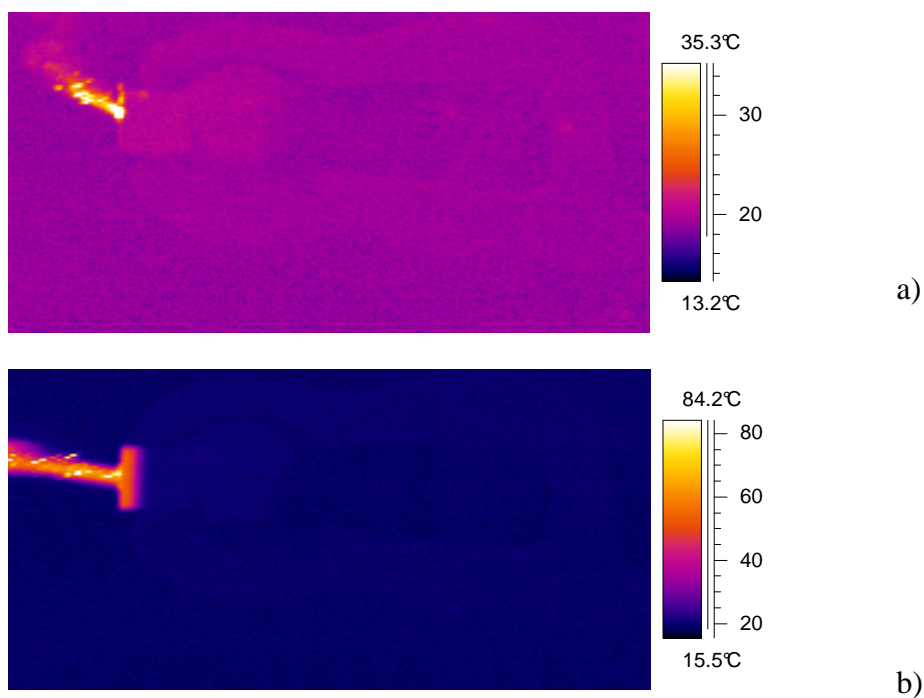
Wyznaczenie temperatury produktów palenia paliwa raketowego jest cenny źródłem informacji o procesie palenia i stanowi uzupełnienie rutynowych pomiarów parametrów procesów palenia stałych paliw raketowych.

Nowa metoda pomiarowa pola temperatury palenia paliwa raketowego stwarza szereg możliwości jej zastosowania w aplikacjach związanych zarówno ze stałymi paliwami raketowymi, materiałami pirotechnicznymi i innymi materiałami wysokoenergetycznymi, których działanie można monitorować za jej pomocą.

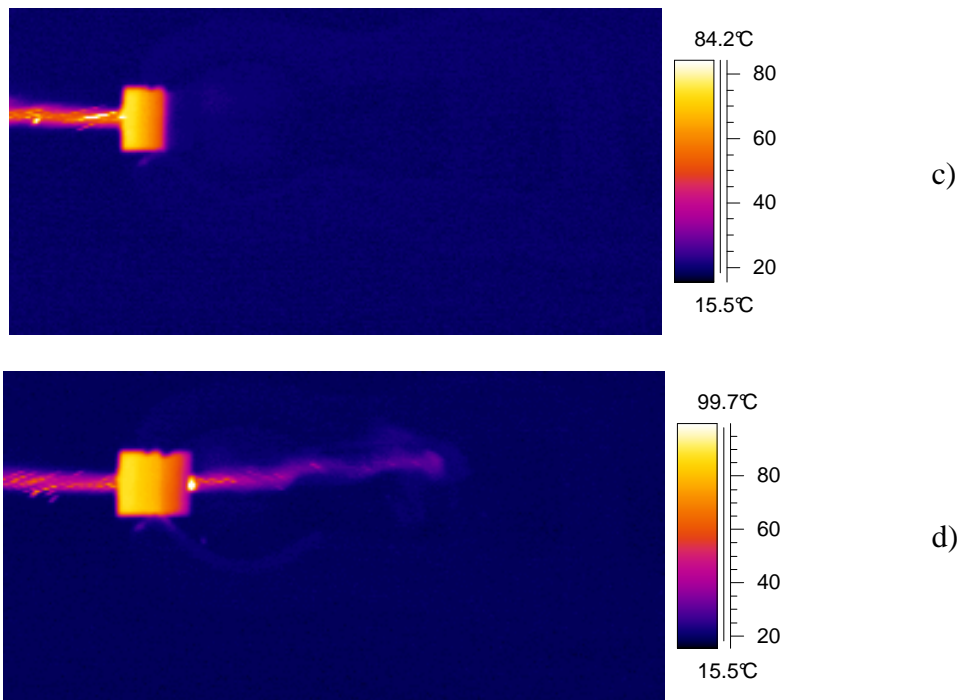


Rys.5. Stanowisko pomiarowe

- 1 – komputer,
- 2 – kamera IR,
- 3 – pirografitowa, przelotowa komora spalania zaelaborowana stałym paliwem raketowym w postaci walca,
- 4 – laser CO₂,
- 5 – kamera CCD.



Rys. 6. Termogramy ilustrujące przemieszczanie frontu fali palenia próbki paliwa raketowego umieszczonego w walcu wykonanym z grafitu pirolitycznego



cd. Rys. 6. Termogramy ilustrujące przemieszczanie frontu fali palenia próbki paliwa rakietowego umieszczonego w walcu wykonanym z grafitu pirolitycznego

Literatura

- [1] D.P. DeWitt "Inferring temperature from optical radiation measurements", Proc. of SPIE, Thermosense VI, edited by G.J. Burrer, Vol. 0446, 1983, str.226-233
- [2] W. Świdorski, M. Miszczak, D. Szabra „Zastosowanie pomiarów termowizyjnych w badaniach dysz hybrydowych stosowanych w układach napędowych przeciwlotniczych pocisków rakietowych krótkiego zasięgu” Biuletyn WAT, 2008, Vol. LVII 3 (651) pp. 285-293
- [3] W. Świdorski, M. Miszczak "Detection of Defects in Composite Pyrotechnic Materials and Products by IR NDT Methods" Proceedings of 17th World Conference on Non-Destructive Testing, October 2008, pp.148-155
- [4] ThermoCalc-6LTM - Instrukcja użytkowania, Innovation, 2004, Rosja