

BADANIA ŚWIATOWEJ LITERATURY PATENTOWEJ W ZAKRESIE NIEINWAZYJNYCH METOD, UKŁADÓW, URZĄDZEŃ POMIAROWYCH ORAZ ICH ELEMENTÓW WYKORZYSTYWANYCH DO OKREŚLANIA SZYBKOŚCI PALENIA STAŁYCH PALIW RAKIETOWYCH

Streszczenie: Przedstawiono wyniki z poszukiwań światowej literatury patentowej obejmującej opisy, skróty opisów, rysunki oraz zastrzeżenia patentowe wynalazków, przede wszystkim amerykańskich, francuskich, rosyjskich i chińskich w zakresie nieinwazyjnych metod, układów, urządzeń pomiarowych oraz ich elementów umożliwiających określanie szybkości palenia stałych paliw raketowych w otwartych albo zamkniętych komorach spalania. Do ciągłej detekcji przemieszczania się frontów (stref) palenia stałych paliw raketowych, w niniejszych rozwiązaniach wykorzystywane są ultradźwięki, mikrofałe, promieniowanie rentgenowskie oraz pomiary zmian pojemności elektrycznej paliw raketowych podczas procesu spalania, rejestrowane za pomocą tzw. „plazmowych czujników pojemnościowych”. Do określania średniej szybkości palenia stałych paliw raketowych stosowane są metody i urządzenia wykorzystujące emisję fal akustycznych generowanych przez spalający się ładunek paliwa.

Słowa kluczowe: literatura patentowa, stałe paliwa raketowe, szybkość palenia, nieinwazyjne metody pomiaru szybkości palenia

SEARCH AND ANALYSIS OF PATENT WORLDWIDE LITERATURE DEALING WITH NONINTRUSIVE METHODS, SYSTEMS, MEASUREMENT DEVICES AND THEIR ELEMENTS USED FOR BURNING RATE DETERMINATION OF SOLID ROCKET PROPELLANTS

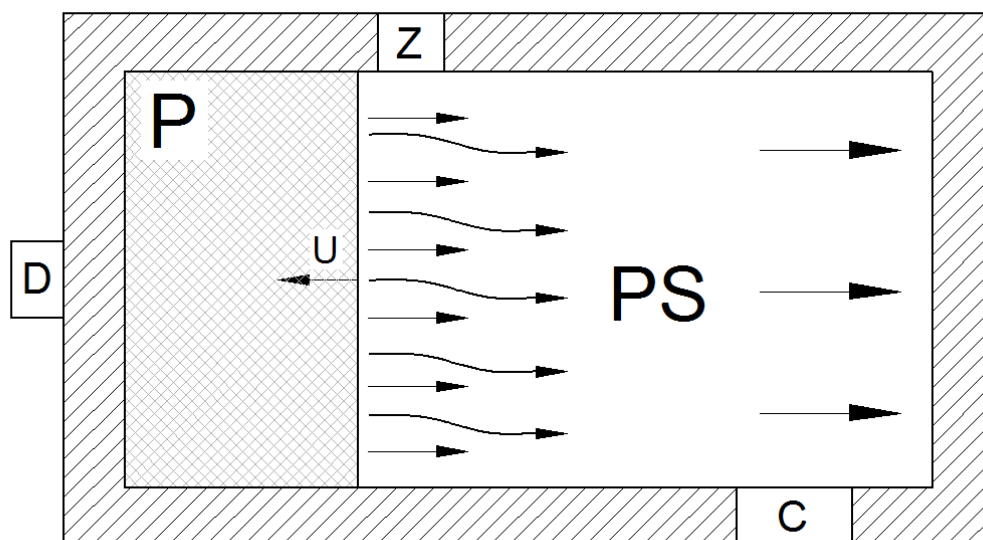
Abstract: Results of search and analysis of worldwide patent literature comprising descriptions, abstracts, figures and claims of inventions, first of all of American, French, Russian and Chinese origin dealing with nonintrusive methods, systems, measurement devices and their elements enabling determination of burning rate of solid rocket propellant charges located in open and closed combustion chambers, are presented in the frame of this paper. For continuous detection of combustion zones movement during burning of solid rocket propellants, above mentioned inventive solutions apply ultrasounds, microwaves, X-rays and registration of electric capacity changes of the propellant charge using so called ‘plasma capacitance gauges’. In order to determine mean burning rate of tested solid rocket propellants, it was found and analysed state of art on methods and devices using emission of acoustic waves generated by burning propellants.

Keywords: patent literature, solid rocket propellants, burning rate, nonintrusive methods for burning rate measurement

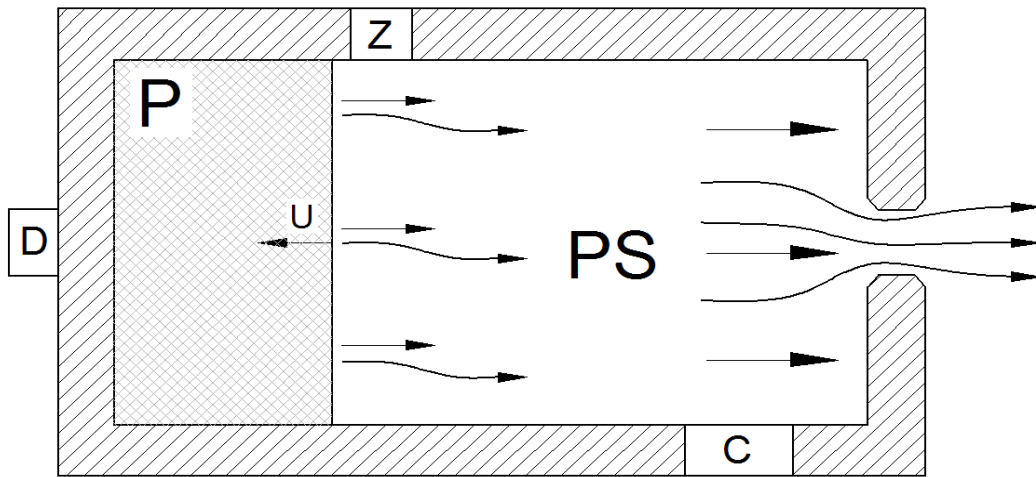
1. Wstęp

Celem poszukiwań i analiz patentowych były nieinwazyjne metody, układy, urządzenia pomiarowe oraz ich elementy wykorzystywane do określania szybkości palenia stałych paliw raketowych, ze szczególnym uwzględnieniem metod umożliwiających ciągłą detekcję ruchu frontu/strefy palenia.

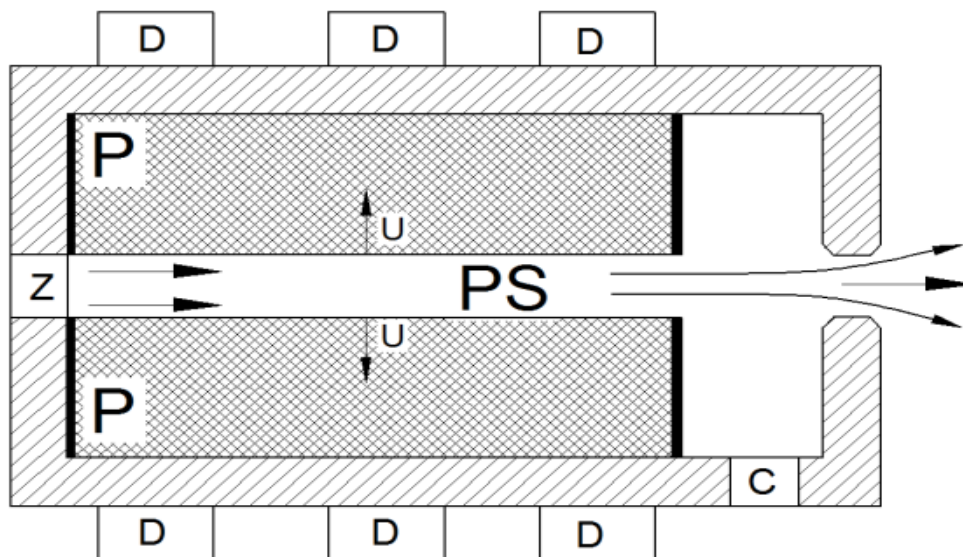
Istotność znalezionych w ramach patentowych poszukiwań dokumentów wynalazczych oceniano przede wszystkim na podstawie raportów oceny nowości i poziomu wynalazczego danego wynalazku, wykonanych przez specjalistów kompetentnych instytucji (urzędów patentowych) oraz własnych poszukiwań a także na podstawie stosunkowo rozległej literatury naukowo-technicznej przedstawionej w Raporcie Technicznym RTO-TR-043 [1] Panelu AVT, tj. Panelu ds. Technologii Stosowanych Środków Transportowych (lądowych, powietrznych, kosmicznych i morskich) Organizacji ds. Badań i Rozwoju Technologii (RTO) NATO. Raport ten, w rozdziale poświęconym nieinwazyjnym metodom i urządzeniom przeznaczonym głównie do ciągłego pomiaru szybkości palenia stałych paliw raketowych najwięcej uwagi poświęca metodom i urządzeniom pomiarowym wykorzystującym ultradźwięki, mikrofalę, emisję akustyczną, promieniowanie rentgenowskie oraz tzw. „plazmowe czujniki pojemnościowe”. W ramach tych metod stosowane są układy do określania szybkości palenia stałych paliw raketowych wykorzystujące zasadniczo trzy następujące konfiguracje pomiaru/detekcji przemieszczania strefy palenia stanowiącej granicę rozdziału/nieciągłości między paliwem raketowym a produktami jego spalania. Konfiguracje te przedstawiono na Rys.1-3.



Rys.1. Układ do ciągłej detekcji ruchu strefy palenia ładunku stałego paliwa raketowego (P) typu „end-burning”, zaelaborowanego w zamkniętej komorze spalania, inicjowanego zapłonnikiem (Z), inhibitowanego (ekranowanego) na powierzchni bocznej. Strefa palenia przemieszcza się z szybkością (U) w kierunku detektora (D). Ciśnienie produktów spalania (PS) w komorze mierzone jest za pomocą czujnika (C).



Rys.2. Układ do ciągłej detekcji ruchu strefy palenia ładunku stałego paliwa raketowego (P) zaelaborowanego w otwartej komorze spalania (konfiguracja typu „silnik raketowy”), inicjowanego zapłonikiem (Z), inhibitwanego (ekranowanego) na powierzchni bocznej. Strefa palenia przemieszcza się z szybkością (U) w kierunku detektora (D). Ciśnienie produktów spalania (PS) w komorze mierzone jest za pomocą czujnika (C).



Rys.3. Układ do ciągłej detekcji ruchu strefy palenia ładunku stałego paliwa raketowego (P) z centralnym kanałem przelotowym, zaelaborowanego w otwartej komorze spalania (konfiguracja typu „silnik raketowy”), inicjowanego zapłonikiem (Z), inhibitwanego (ekranowanego) na powierzchni czołowej. Strefa palenia przemieszcza się z szybkością (U) wzdłuż promienia ładunku paliwa raketowego (P), w kierunku detektorów (D). Ciśnienie produktów spalania (PS) w komorze mierzone jest za pomocą czujnika (C).

Są one charakterystyczne przede wszystkim dla metod wykorzystujących ultradźwięki i mikrofałe. Konfiguracje pomiarowe/detekcyjne różnią się rodzajem komory spalania - komora otwarta (Rys.2,3) albo zamknięta (Rys.1) i/lub kształtem ładunku paliwa raketowego - ładunki palące się czołowo (Rys.1,2) albo wzdłuż swojego promienia (Rys.3) i/lub rozmieszczeniem detektorów (D) ruchu strefy palenia. W każdej konfiguracji (Rys.1-3) ruchoma strefa palenia (strefa nieciągłości) zbliża się o detektorów (D). Zaskakujące jest to, że w ww. raporcie [1] oraz w dostępnej literaturze naukowo-badawczej, technicznej dotyczącej nieinwazyjnych metod pomiaru szybkości palenia stałych paliw raketowych nie podano żadnej pozycji literaturowej, która należałaby do kategorii dokumentów wynalazczych (patentowych), co jeszcze bardziej motywowało do wykonania badań patentowych w przedmiotowym zakresie.

2. Nieinwazyjne metody badawcze wykorzystywane do określania szybkości palenia stałych paliw raketowych – badania patentowe

2.1 Badania za pomocą ultradźwięków

Metody ultradźwiękowe określania zmian położenia frontu/strefy palenia w materiale ładunku stałego paliwa raketowego wykorzystują zjawisko odbicia (echa) fal ultradźwiękowych od przemieszczającej się powierzchni nieciągłości powstałej na granicy nie spalonej części paliwa raketowego i produktów spalania.

W wyniku poszukiwań patentowych znaleziono następujące dokumenty wynalazcze: zgłoszenie patentowe francuskie FR 2 928 912 [2], chińskie CN 102095800 [3] oraz amerykańskie US 5 272 908 [4].

Francuskie zgłoszenie patentowe FR 2 928 919 [2] opublikowane w 2009r. dotyczy układu materiałowo-pomiarowego składającego się z ładunku stałego paliwa raketowego w postaci bloku, elementu (materiału) sprzęgającego o impedancji akustycznej zbliżonej (dopasowanej) do impedancji akustycznej paliwa, usytuowanego między nadajnikiem/odbiornikiem ultradźwięków a ładunkiem paliwa. Dopasowanie impedancji akustycznej ładunku paliwa i elementu sprzęgającego ma na celu zminimalizowanie zakłóceń występujących w postaci dodatkowego echa spowodowanego nieciągłością materiałową na granicy kontaktu paliwa z elementem sprzęgającym. Przykład realizacji wynalazku został opisany w postaci budowy i działania układu pomiarowego zawierającego zamkniętą komorę spalania.

W niniejszym zgłoszeniu zastrzega się, że element sprzęgający wykonany z matrycy poliuretanowej i pozbawiony kawern, ma twardość wyrażoną w skali Shore'a D wyższą niż 80, zawiera mineralne składniki stanowiące 25-50%, korzystnie 35-45% masy elementu sprzęgającego, co zapewnia uzyskanie odpowiedniej akustycznej impedancji mieszczącej się w zakresie $(2,7 \cdot 10^6 - 3,7 \cdot 10^6) \text{ kgm}^2/\text{s}$ dla częstotliwości fali akustycznej wynoszącej 1MHz. Korzystnie, impedancja ta powinna mieć wartość $3,2 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2/\text{s}$. Pozostałymi składnikami materiału sprzęgającego jest plastyfikator oraz substancja ułatwiająca odgazowanie, tj. usunięcie gazowych substancji z materiału sprzęgającego podczas jego wytwarzania. Składniki mineralne obejmują siarczany metali i tlenki metali, na przykład BaSO_4 i/lub TiO_2 . Oprócz tego zastrzegany jest sposób przygotowywania bloku ładunku paliwa, elementu sprzęgającego, sposób ich łączenia oraz pomiaru szybkości palenia paliwa.

Znaczna część ww. zastrzeganego obszaru została podważona w raporcie z poszukiwań patentowych wykonanych przez właściwą instytucję oceniającą zgłoszenie pod względem nowości i poziomu technicznego w związku ze znalezieniem amerykańskiego zgłoszenia wynalazczego US 5 767 221 [5] z wcześniejszą datą pierwszeństwa (1995r.) dotyczącego wytrzymałego materiału osłaniającego stałe paliwo raketowe, izolującego oraz łączącego

paliwo ze ścianą komory spalania, o podobnym składzie chemicznym, co materiał sprzęgający podany w zgłoszeniu francuskim. W raporcie tym podane są również dokumenty wynalazcze oraz artykuł naukowy [6] (literatura nie patentowa) związane z przedmiotem poszukiwań, lecz nie podważające nowości rozwiązania francuskiego oraz jego poziomu wynalazczego.

Zgłoszenie patentowe chińskie CN 102095800 [3] opublikowane w roku 2011 ujawnia układ badania szybkości palenia stałych paliw raketowych w warunkach zmiennego ciśnienia i określonej temperatury początkowej układu. Układ ten składa się z zamkniętej komory spalania, w której umieszczona jest próbka paliwa raketowego połączona z generatorem/odbiornikiem fal ultradźwiękowych poprzez cylindryczny element sprzęgający. Komora spalania wyposażona jest również w system dystrybucji i przepływu gazu obojętnego, zapewniający odpowiednie ciśnienie w komorze spalania przed zainicjowaniem procesu palenia oraz po nim. Ponadto, komora spalania posiada system termostatujący umożliwiający uzyskanie określonej temperatury początkowej w jej wnętrzu przed rozpoczęciem procesu palenia. Cały system zawiera wysokowydajny układ zbierania i przetwarzania danych pomiarowych, w tym ich redukcji.

Patent amerykański US 5272 908 [4] uzyskany w 1993r., z datą pierwszeństwa w 1990r. opisuje interferometr ultradźwiękowy oraz sposób jego wykorzystania do pomiaru położenia frontu palenia stałego paliwa raketowego w silniku raketowym (jednostronnie otwarta komora spalania). W odróżnieniu do wyżej prezentowanych rozwiązań wynalazczych, układ pomiarowy interferometru składa się z detektora i odbiornika ultradźwięków, stanowiących oddzielne elementy układu, zamontowane obok siebie na zewnętrznej powierzchni komory spalania silnika raketowego. Wiązka fal ultradźwiękowych jest wprowadzana do wnętrza silnika raketowego poprzez ściankę komory spalania do ładunku paliwa z nią związanego/połączonego. Po odbiciu od przemieszczającej się powierzchni spalania (powierzchni nieciągłości), część wiązki fal ultradźwiękowych dochodzi do odbiornika. Otrzymany sygnał interferencyjny jest przetwarzany w celu określenia odległości frontu spalania od odbiornika.

2.2 Badania za pomocą mikrofal

Metody mikrofalowe do określania pozycji przemieszczającego się frontu/strefy palenia w materiale ładunku paliwa raketowego wykorzystują zjawisko odbicia (echa) mikrofal emitowanych przez nadajnik/odbiornik (zazwyczaj wyposażony w antenę tubową) od przemieszczającej się powierzchni nieciągłości – stałe paliwo/produkty spalania, analogicznie jak w przypadku metod ultradźwiękowych.

W wyniku poszukiwań patentowych znaleziono następujące dokumenty wynalazcze w przedmiotowym zakresie: amerykański patent US 4 409 821 [7] opublikowany w 1983 r., z datą pierwszeństwa w 1981 r., oraz trzy patenty rosyjskie: RU 2 167 327 [8] opublikowany w roku 2001, z datą pierwszeństwa z roku 2000, RU 2 194 874 [9] opublikowany w roku 2002, z datą pierwszeństwa z roku 2001 r., a także RU 2 188 963 [10] opublikowany w 2002 r., z datą pierwszeństwa z roku 2001.

Patent amerykański US 4 409 821 [7] zastrzega aparaturę do pomiaru szybkości palenia stałego paliwa raketowego za pomocą radaru homodynamicznego emitującego wiązkę promieniowania mikrofalowego, korzystnie o częstotliwości 35 GHz za pośrednictwem falowodu i strojnika transmisyjnego do ładunku paliwa raketowego w postaci bloku. Strojnik i paliwo raketowe przylegają do siebie oraz są dopasowane dielektrycznie. Oprócz konfiguracji dotyczącej komory spalania wraz z urządzeniami bezpośrednio zamontowanymi na niej włącznie z czujnikiem ciśnienia, zastrzegany jest również układ elektroniczny generowania, odbioru i przetwarzania sygnałów mikrofalowych zbudowany ze źródła zasilania, generatora mikrofal, układu izolującego/oddzielającego fale generowane

od odbijanych, oraz cyrkulatora i miksera sygnałów, usytuowanych między izolatorem a ładunkiem paliwa raketowego.

W patencie rosyjskim RU 2 167 327 [8] opisane jest stanowisko badawcze do określania szybkości palenia stałego paliwa raketowego, zbudowane podobnie jak w przypadku patentu US 4 409 821 [7], z tym, że komora spalania według niniejszego patentu rosyjskiego wyposażona jest w układ czujnikowy dekompresji umożliwiający gwałtowne przerwanie palenia paliwa raketowego oraz układ próżniowy regulujący ciśnienie w komorze spalania, przed zapłonem paliwa. Komora spalania może być częściowo napełniona wodą spełniającą rolę medium tłumiącego odbite mikrofały od wewnętrznych ścian komory. Częstotliwość mikrofał emitowanych przez generator wynosi 10 GHz. Stanowisko badawcze umożliwia pomiar szybkości palenia ładunków paliwa raketowego o średnicy 50 mm i długości od 20 mm do 40 mm, przy ciśnieniu zmieniającym się liniowo oraz opcjonalnie, mniejszym niż 1 atm.

Rosyjski patent RU 2 194 874 [9] opisuje prawie identyczne pod względem konstrukcyjnym rozwiązanie jak w patencie RU 2 167 327 [8], z tym, że zamiast wody do tłumienia odbitych mikrofał od wewnętrznych ścian komory spalania zastosowano azbest.

Rosyjski patent RU 2 188 963 [10] opisuje podobne rozwiązanie jak w przypadku dwóch ostatnich prezentowanych patentów, które wyróżnia się zastosowaniem mechanizmu tłokowego rozciągającego prostopadłościenną próbkę paliwa raketowego, opcjonalnie – przed i podczas jej palenia, poprzecznie względem kierunku przemieszczania się frontu/strefy palenia. Niniejsze rozwiązanie umożliwia określenie wpływu określonego stanu deformacji i naprężeń występujących w próbce paliwa na jego szybkość palenia.

2.3 Badania za pomocą emisji akustycznej

Metody wykorzystujące emisję akustyczną do określania szybkości palenia paliwa raketowego polegają na pomiarze dokładnego czasu trwania procesu palenia na podstawie zjawisk akustycznych występujących podczas tego procesu. Dostatecznie intensywne dźwięki są generowane przede wszystkim podczas termo-mechaniczno-chemicznej degradacji utleniacza (jego rozpadu). Dzieląc znaną odległość pokonaną przez front palenia ładunku paliwa (np. grubość warstwy palnej ładunku paliwa) przez czas trwania jego palenia, określa się średnią szybkość palenia paliwa raketowego.

W wyniku poszukiwań patentowych w przedmiotowym zakresie znaleziono patent amerykański US 3 899 919 [11] opublikowany w 1975, zaś zgłoszony w 1973 r. Według niniejszego patentu [11], istota rozwiązania wynalazku polega na zastosowaniu czujnika piezoelektrycznego zamontowanego poza ładunkiem paliwa raketowego, na obudowie/korpusie zamkniętej komory spalania, na przykład typu bomby Crawforda, zbierającego sygnały akustyczne z częstotliwością z zakresu 150-300 kHz emitowane przez „rozpadające się” termicznie paliwo lub w wyniku jego deflagracji. Właściwe zamontowanie czujnika piezoelektrycznego ma decydujące znaczenie ze względu na wymóg zapewnienia maksymalnego mechanicznego sprzężenia akustycznego. W wyniku spalania paliwa emitowane są wysokoczęstotliwościowe sygnały akustyczne, które mogą być bezpośrednio wykorzystane do określania czasu palenia na podstawie zmian częstotliwości. W ramach przykładu realizacji wynalazku, zaleca się przekształcenie takiego sygnału wyjściowego w postać elektryczną po uprzednim jego wzmocnieniu, zmieniając sygnał zmiennoprądowy w stałoprądowy.

2.4 Badania za pomocą plazmowych czujników pojemnościowych

Metoda plazmowych czujników pojemnościowych do określania pozycji przemieszczającego się frontu/strefy palenia w ładunku paliwa raketowego wykorzystuje zjawisko zmiany pojemności elektrycznej ładunku/warstwy paliwa podczas procesu palenia.

W wyniku poszukiwań patentowych znaleziono jeden dokument w przedmiotowym zakresie, tj. patent amerykański US 4 981 033 [12] publikowany w 1991r., z datą pierwszeństwa w roku 1990, którego istota polegała na zamontowaniu wzdłuż osi silnika raketowego, na zewnętrznej powierzchni jego komory spalania elektrycznych, plazmowych czujników pojemnościowych. Komora spalania wykonana była z materiału nie przewodzącego prąd elektryczny i zaelaborowana ładunkiem paliwa raketowego ze wzdłużnym, centralnym kanałem przelotowym. Podczas spalania, przepływające wzdłuż kanału przelotowego paliwa produkty spalania tworzyły plazmę przewodzącą prąd, stanowiąca swoistą elektrodę wewnątrz silnika raketowego. Po podaniu impulsowego sygnału napięciowego z generatora umieszczonego na wysokości zapłonika (w przedniej części silnika) w trakcie palenia, grubość ładunku paliwa zmniejszała się, w wyniku czego zachodziły zmiany jego pojemności elektrycznej rejestrowane przez plazmowe czujniki pojemnościowe.

2.5 Badania za pomocą promieniowania rentgenowskiego

W wyniku poszukiwań patentowych znaleziono jeden dokument w przedmiotowym zakresie, tj. patent japoński JP 2005326385 [13] opublikowany w 2005r., z datą pierwszeństwa w roku 2004, którego istota polega na śledzeniu za pomocą rentgenograficznego układu pracującego w czasie rzeczywistym (RTR) (wyposażonego w specjalny system zobrazowania/wizualizacji fotograficznej) zmian grubości ładunku paliwa raketowego (z centralnym kanałem przelotowym) w funkcji czasu jego palenia w silniku raketowym.

3. Wnioski i spostrzeżenia

Na podstawie przedstawionych badań patentowych obejmujących poszukiwania, analizy oraz oceny prezentowanych rozwiązań wynalazczych w zakresie metod, urządzeń, ich elementów oraz materiałów umożliwiających pomiar szybkości palenia stałych paliw raketowych można wyciągnąć następujące wnioski i spostrzeżenia:

1. Literatura patentowa dotycząca ściśle ww. zakresu przedmiotowego jest reprezentowana przez stosunkowo małą ilość wynalazków. Tym niemniej stanowi istotne uzupełnienie literatury naukowo-badawczej (tzw. „nie patentowej”), zwłaszcza w aspekcie dostarczania informacji o charakterze technicznym, choć nie tylko.
2. Aby uzyskać jak najpełniejsze informacje w zakresie stanu techniki w przedmiotowym zakresie, oprócz poszukiwań w głównym obszarze badań należy w miarę możliwości wykonać jak najwięcej badań patentowych w obszarach pokrewnych, bliskich tematycznie głównemu zagadnieniu przedmiotowemu.
3. Bardzo istotnym, uzupełniającym elementem bibliograficznym literatury patentowej, poszerzającym wiedzę w zakresie badanego obszaru wynalazczego są podane pozycje literaturowe nie należące do kategorii dokumentów patentowych, zazwyczaj artykuły naukowe, sprawozdania techniczne oraz monografie cytowane w treści zgłoszeń wynalazczych oraz w oficjalnych raportach z poszukiwań patentowych, oceniających nowość i nieoczywistość zgłoszeń wynalazków.

Literatura

- [1] NATO-RTO-AVT Technical Report 43 (RTO-TR-043), 2002r., Evaluation of Methods for Solid Propellant Burning Rate Measurements; RTO/NATO, str.131-184.

- [2] Le Roux B., Maucourt J., Block of solid propellant for measuring the speed of combustion of the propellant, comprises an ultrasonic device fixed via a coupling element for measuring the speed of combustion, where the coupling element is made of polyurethane matrix, Zgłoszenie patentowe francuskie FR 2 928 918, 2009r.
- [3] Kexiang L., Qing P., Xuezhong F., Fengqi Z., Hongxu G., Defang C, Ting A., System for testing ultrasonic dynamic burning rate of solid propellant; Zgłoszenie patentowe chińskie CN 102095800, 2011r.
- [4] Soss D.A., Flame position ultrasonic interferometer; Zgłoszenie patentowe amerykańskie US 5 272 908, 1993r.
- [5] Poulter L.W., Nelson R.W., Smalley R. Jr., Hawkins M.C., Robust propellant liner and interfacial propellant burn rate control, Zgłoszenie patentowe amerykańskie US 5 767 221, 1998r.
- [6] Cauty F., Erades Ch., Ultrasound measurement method: errors, noise and sensitivity, Combustion, Explosion and Shock Waves, vol.36, Nr 1 (2000) str. 54-61.
- [7] Battles J.W., Mathes H.B., Solid propellant measurement system, Zgłoszenie patentowe amerykańskie US 4 409 821, 1983r.
- [8] Babakov Ju.P., Plant for determination of rate of burning of solid rocket propellant; Zgłoszenie patentowe rosyjskie RU 2 167 327, 2001r.
- [9] Babakov Ju.P., Plant for determining burning rate of solid propellant, Zgłoszenie patentowe rosyjskie RU 2 194 874, 2002r.
- [10] Babakov Ju.P., Installation for determination of burning rate of solid propellant in stressed-deformed state, Zgłoszenie patentowe rosyjskie RU 2 188 963, 2002r.
- [11] Geisler R.L., Koury J.L., Johnston A.D., Acoustic emission system for solid propellant burn rate, Zgłoszenie patentowe amerykańskie US 3 899 919, 1975r.
- [12] Yang L.C., Gage for rocket motor data acquisition, Zgłoszenie patentowe amerykańskie US 4 981 033, 1991r.
- [13] Hasegawa K., Method for measuring combustion speed of gunpowder, and propellant by utilizing X-rays; Zgłoszenie patentowe japońskie JP 2005326385, 2005r.