



OKREŚLANIE ŚREDNIEJ PRĘDKOŚCI SPALANIA STAŁYCH PALIW RAKIETOWYCH W ŚWIETLE DOKUMENTÓW STANDARYZACYJNYCH NATO

Maciej MISZCZAK, Sławomir GRYKA
Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia

Streszczenie: W artykule przeprowadzono analizę dokumentów standaryzacyjnych NATO zawierających opis stanowisk badawczych, których podstawowym składnikiem były silniki raketowe na paliwo stałe, wykonane w zmniejszonej skali oraz opisu metod pomiaru średniej szybkości spalania paliw raketowych za pomocą tego rodzaju silników. Pomiar prędkości spalania wymaga znajomości przebiegu krzywej ciśnienia produktów spalania ładunku paliwa raketowego w funkcji czasu pracy silnika raketowego oraz znajomości grubości warstwy palnej ładunku paliwa raketowego, odpowiadającej długości drogi, którą strefa spalania ma do przebycia. Analizowanymi dokumentami standaryzacyjnymi Publikacji Sojuszniczych NATO wprowadzonych przez porozumienia standaryzacyjne STANAG 4672 Ed. 1 dotyczące środków bojowych są AOP-57 Ed 1 oraz AOP-58 ED.1. Dokumenty te zostały wydane w 2010 r.

Słowa kluczowe: dokumenty standaryzacyjne NATO, stałe paliwa raketowe, średnia prędkość spalania, silniki raketowe w zmniejszonej skali, metody określania szybkości spalania

DETERMINATION OF AVERAGE BURNING RATE OF SOLID ROCKET PROPELLANTS ACCORDING TO NATO STANDARDIZATION DOCUMENTS

Maciej MISZCZAK, Sławomir GRYKA
Military Institute of Armament Technology

Abstract: The paper includes an analysis of NATO standardization documents describing test stands consisting of subscale solid rocket propellant motors as main components and also describing test methods on measurement the average burning rate of rocket propellants by such type of motors. All burning rate measurements require the time pressure curve of propellant combustion products during operation of the rocket motor to be known both with the thickness of a combustion zone of rocket propellant charge corresponding to the distance the combustion zone has to move. The analyzed NATO Allied Publication standardization documents concerning ordnance were introduced by Standardization Agreement (STANAG) 4672 Ed.1 are Allied Ordnance Publications AOP-57 Ed.1 and AOP-58 Ed.1. These documents were issued in 2010.

Keywords: NATO standardization documents, solid rocket propellants, average burning rate, subscale rocket motors, methods for average burning rate determination

1. Wstęp

Podstawą do opracowania dokumentów standaryzacyjnych NATO obejmujących Porozumienia Standaryzacyjne (STANAG-i) 4672 [1] i 4673 [2], wprowadzające Publikacje Sojusznicze AOP 57 [3] i AOP 58 [4], dotyczące określania szybkości spalania stałych paliw raketowych za pomocą silników raketowych wykonanych w zmniejszonej skali, były prace prowadzone w latach 1997-2001 przez Międzynarodowy Ekspercki Zespół Zadaniowy (TG – Task Group) 016, Panelu Zaawansowanych Technologii Środków Transportowych (AVT – Advanced Vehicle Technology) – lądowych, morskich, powietrznych i kosmicznych, natowskiej Organizacji ds. Badań i Rozwoju Technologii (RTO – Research and Technology Organization). Wynikiem prac Eksperckiego Zespołu Zadaniowego TG 016 był Raport Techniczny RTO-TR-043 [5] zawierający przegląd i opis metod pomiaru szybkości spalania stałych paliw raketowych oraz stanowisk badawczych, zwłaszcza wchodzących w ich skład silników raketowych na paliwo stałe, znajdujących się na wyposażeniu ponad 20 laboratoriów badawczych państw NATO, w tym Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej, Francji, Wielkiej Brytanii, Holandii Włoch i Niemiec.

Dokumentami standaryzacyjnymi NATO poddanymi technicznej analizie i ocenie w ramach niniejszego artykułu jest Publikacja Sojusznicza AOP 57 [3] zawierająca opis i rekomendacje dotyczące wyposażenia stanowiska badawczego do pomiaru szybkości spalania stałych paliw raketowych, w tym kształtu i wymiarów ładunku paliwa raketowego oraz komory spalania silnika raketowego wykonanego w zmniejszonej skali oraz Publikacja Sojusznicza AOP 58 [4], zawierająca przegląd, opis i rekomendacje w zakresie metod pomiaru szybkości spalania stałych paliw raketowych w silnikach raketowych w zmniejszonej skali i w zakresie analizy wyników tych pomiarów.

2. Analiza stanowisk badawczych do pomiaru szybkości spalania stałych paliw raketowych opisanych w Publikacji Sojuszniczej AOP 57

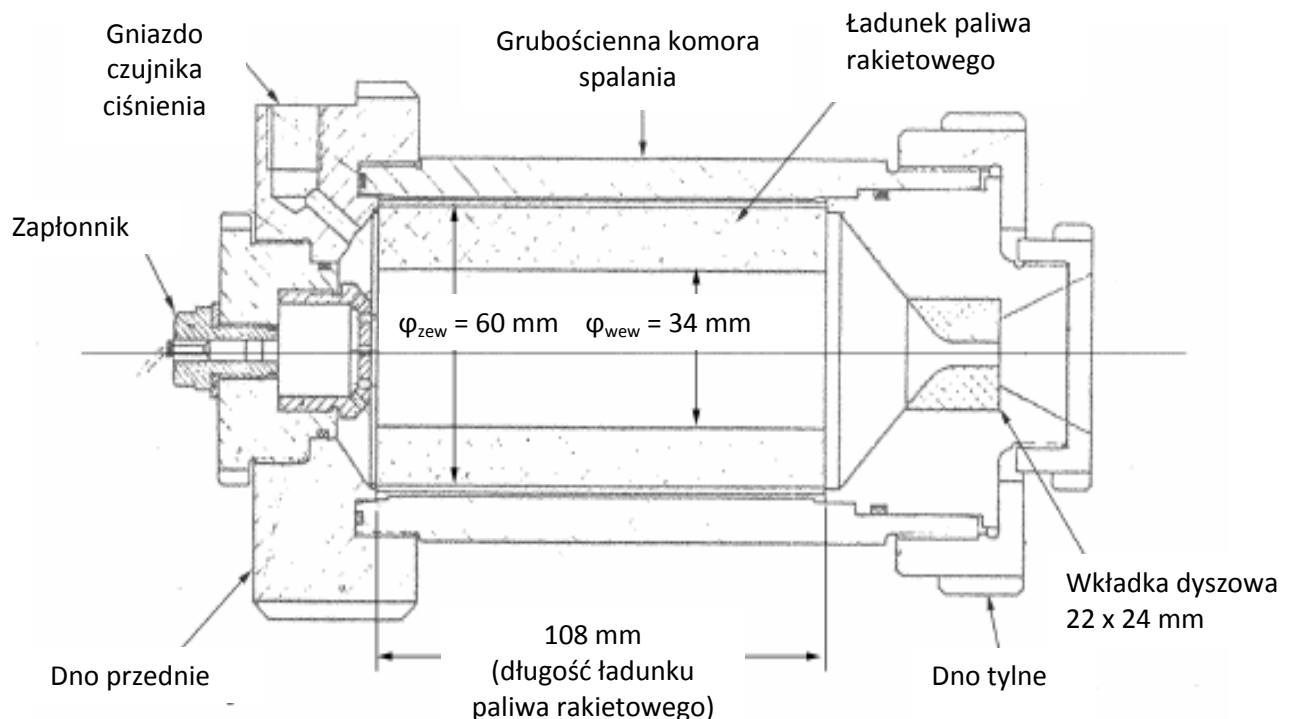
Silniki raketowe wykonane w zmniejszonej skali do pomiaru średniej szybkości spalania ładunków stałych paliw raketowych podzielono na 5 klas w zależności od masy ładunku. W klasie 1-szej mieszczą się silniki raketowe zaelaborowane ładunkiem stałego paliwa raketowego o masie mniejszej niż 200 g, w klasie 2-giej – silniki posiadające ładunek paliwa raketowego o masie w przedziale 200-500 g, w klasie 3-ciej – silniki z ładunkiem paliwa o masie z zakresu 500-5000 g, w klasie 4-tej silniki z ładunkiem paliwa o masie z przedziału 5000-10000 g, zaś w klasie 5-tej – silniki zaelaborowane paliwem raketowym o masie większej niż 10000 g. Stwierdzono, że w klasach wagowych silników raketowych 1-3 przeważają ładunki stałych paliw raketowych z centralnym kanałem o przekroju kołowym (ładunki rurowe).

Międzynarodowy przegląd stanowisk badawczych dokonany w ramach prac w latach 1997-2001 przez Ekspercki Zespół Zadaniowy TG 016 Panelu AVT RTO NATO wykazał, że wszyscy producenci stałych paliw stosują specjalnie zaprojektowane silniki raketowe (laboratoryjne/balistyczne silniki raketowe) do pomiaru szybkości spalania. Zasadniczo, wszystkie te silniki posiadają podobną konstrukcję, różniąc się jedynie wielkością. Dlatego też, poniżej omówiono budowę najbardziej uniwersalnego, reprezentatywnego pod względem konstrukcji laboratoryjnego silnika raketowego (rys. 1) mieszczącego ładunek paliwa raketowego w postaci rury o długości 108 mm, średnicy zewnętrznej wynoszącej 60 mm i wewnętrznej 34 mm. Laboratoryjny silnik raketowy o ww. gabarytach paliwa mieści się w 2-giej klasie wagowej. Zbudowany jest z grubościennej rurowej komory spalania i zazwyczaj z dwóch den (przedniego i tylnego).

Silnik ten łatwo się czyści i może być stosowany wielokrotnie. W dnie przednim wykonane jest jedno lub dwa gniazda na czujnik ciśnienia oraz gniazdo mieszczące zapłonnik z prochem czarnym lub innym materiałem pirotechnicznym, jeśli stosowane jest paliwo z centralnym kanałem przelotowym.

W przypadku ładunku paliwa raketowego w postaci cylindrycznej (palącego się „papierosowo”), zapłonnik jest montowany w tylnym dnie (od strony dyszy). Czasami, ze względów bezpieczeństwa, montowany jest mechanizm zabezpieczający przed powstaniem nadmiernego ciśnienia w komorze spalania, który ma postać przepony (kalibrowanej na wytrzymałość) rozrywanej, gdy zostanie przekroczone dopuszczalne ciśnienie pracy silnika. Przepona ta może być umieszczona zarówno w przednim jak i tylnym dnie komory spalania silnika. Tyłne dno komory spalania zawiera wymienną wkładkę dyszową, zazwyczaj wykonaną z grafitu, montowaną w kanale przelotowym dna, tworząc z nim stożek wlotowy, kanał o przekroju minimalnym (krytycznym) oraz stożek wylotowy dyszy silnika.

Czasami wkładka dyszowa wykonana jest z molibdenu, stali, wolframu w zależności od badanego paliwa raketowego i czasu jego spalania.



Rys.1. Przykładowy, uniwersalny laboratoryjny silnik raketowy wykonany w zmniejszonej skali, zaelaborowany rurowym, wkładanym ładunkiem paliwa raketowego (za AOP-57, Ed.1, 2010r.)

Za pomocą ww. uniwersalnego laboratoryjnego silnika raketowego można mierzyć średnią szybkość spalania ładunków stałych paliw raketowych:

- cylindrycznych z przelotowym, centralnym kanałem, oznaczanych w nomenklaturze angielskiej i amerykańskiej jako CP – (Central Perforated); zazwyczaj kanał przelotowy ma przekrój kołowy (ładunki rurowe), lub w postaci gwiazdy; tego rodzaju ładunki posiadają płaskie lub stożkowe płaszczyzny czołowe, ładunki te mogą być ekranowane (inhibitowane) czołowo i na zewnętrznej powierzchni cylindrycznej;
- cylindrycznych, pełnych (bez kanału przelotowego), w postaci cylindrów lub krążków palących się z jednego czoła do drugiego, tzw. „papierosowych” oznaczanych w nomenklaturze angielskiej i amerykańskiej jako EB (End Burning);

(c) w postaci prostopadłościaków (bloków) nieekranowanych (nieinhibitowanych) spalających się jednocześnie na wszystkich (sześciu) powierzchniach (ścianach).

Ładunki z grupy (a) inhibitowane czołowo oraz z grupy (b) mają neutralną (stałą) charakterystykę palenia (stała powierzchnia spalania) dla danego, ustalonego (stałego) ciśnienia regulowanego za pomocą przekroju krytycznego wymiennej wkładki dyszy. Jedno spalanie powoduje uzyskanie określonej, stabilnej szybkości palenia dla danego (jednego) ciśnienia w komorze spalania. Tego typu metodologia nosi nazwę jednopunktowej charakterystyki krzywej opisującej zmiany szybkości palenia w funkcji ciśnienia. Zmieniając przekrój krytyczny dyszy, czyli zmieniając ciśnienie spalania przy zachowaniu identycznego kształtu ładunku paliwa, dla identycznego składu paliwa, otrzymuje się określoną szybkość palenia dla tego ciśnienia i dla określonej początkowej temperatury ładunku (tj. temperatury paliwa raketowego bezpośrednio przed jego odpaleniem).

Ładunki paliw raketowych palących się „papierosowo” (bez kanału przelotowego), o przekroju poprzecznym (powierzchni spalania), zmieniającym się stopniowo (schodkowo/skokowo lub stożkowo w sposób ciągły) oraz ładunki paliw z trzeciej grupy (c) umożliwiają uzyskanie wielopunktowej charakterystyki zmian szybkości palenia w określonym zakresie ciśnień podczas pojedynczego spalania.

Do pomiaru ciśnienia produktów spalania w komorach spalania silników raketowych stosowane są dwa rodzaje czujników - piezoelektryczne o szerokim zakresie częstotliwościowym odpowiedzi, umożliwiające pomiar szybko (gwałtownie) zmieniającego się ciśnienia, oraz tensometryczne, umożliwiające dokładny pomiar stabilnie zmieniającego się (stosunkowo wolno zmieniającego się) ciśnienia. Czujniki tensometryczne składają się z elementu sensorycznego w postaci pierścienia ściskanego symetrycznie z czterema aktywnymi/sensorycznymi elementami tensometrycznymi w postaci pasków folii, przyklejonych za pomocą żywicy epoksydowej do kontrolowanych powierzchni poddanych naciskowi (ciśnieniu). Stalowa przepona (diafragma) chroni elektryczne elementy czujników ciśnienia przed bezpośrednim działaniem strumienia produktów spalania. Przed wysoką temperaturą i/lub korozyjnym działaniem produktów spalania czujnik jest chroniony olejem lub smarem.

Czujnik ciśnienia montowany jest w przedniej części komory spalania silnika raketowego, w przypadku zastosowania ładunku paliwa w postaci cylindra z centralnym kanałem przelotowym, albo – w tylnej części komory spalania w przypadku pełnego, cylindrycznego ładunku paliwa. W obu ww. konfiguracjach paliwa i komory spalania silnika raketowego zamiast jednego czujnika ciśnienia, mogą być zastosowane dwa czujniki w celu uzyskania bardziej dokładnego pomiaru ciśnienia.

Zakres pracy czujników ciśnienia może wynosić 0-100 MPa. Gdy skład paliwa nie jest dobrze znany, zakres pomiarowy ciśnienia czujnika jest dobrany na ciśnienie graniczne, odpowiadające rozerwaniu diafragmy o określonej grubości. Zakres pracy czujnika ciśnienia jest tak wybrany, aby odpowiadał oczekiwanemu zakresowi ciśnienia występującego podczas spalania paliwa.

Poniżej przedstawiono zalecenia (rekomendacje) dotyczące prowadzenia pomiarów szybkości spalania stałych paliw raketowych za pomocą laboratoryjnych silników raketowych wykonanych w zmniejszonej skali (tabela).

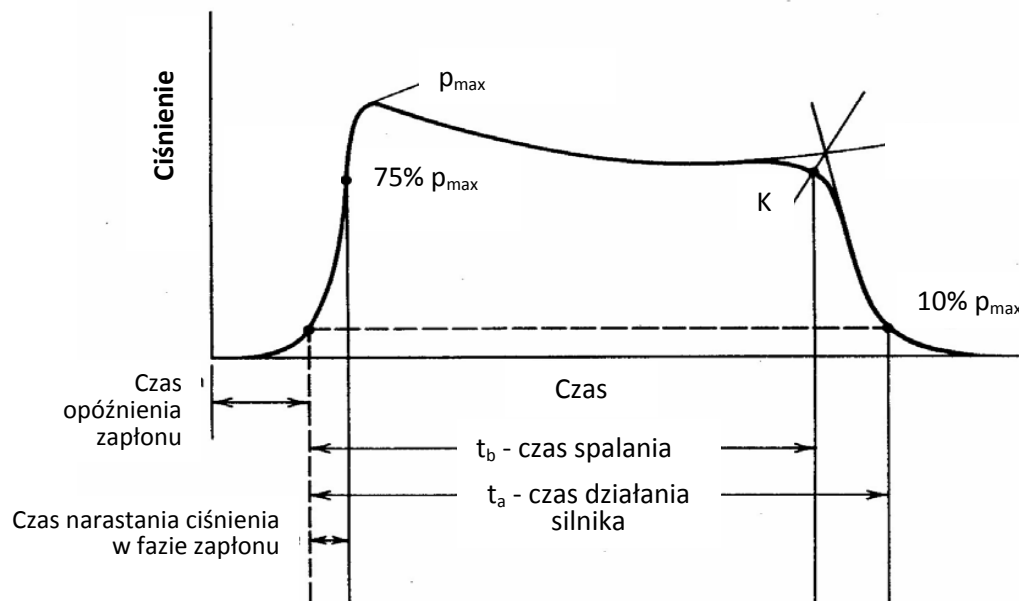
3. Analiza metod pomiaru szybkości spalania stałych paliw raketowych opisanych w Publikacji Sojuszniczej AOP 58

Istnieją dwie podstawowe metody określania szybkości palenia. Pierwsza z nich polega na określeniu grubości warstwy palnej i czasu palenia, zaś druga oparta jest na zasadzie zachowania bilansu masy spalanego (zużywanego) paliwa i powstających produktów spalania.

Tabela. Zestawienie rekomendowanych warunków prowadzenia pomiaru szybkości spalania stałych paliw raketowych w silnikach badawczych wykonanych w zmniejszonej skali

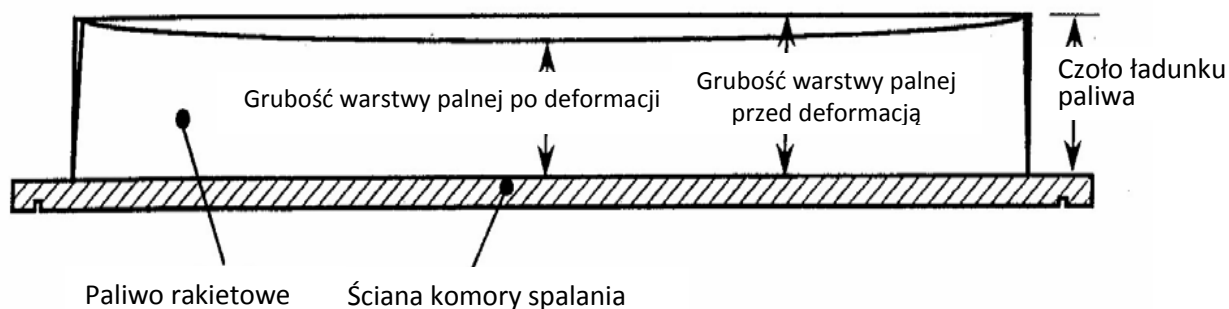
Parametry silnika oraz ładunku paliwa raketowego	
Silnik	Wentylowany, nieelaborowany paliwem w postaci pręta/paska
Wielkość ładunku paliwa	Masa paliwa 300-400 g
Kształt ładunku paliwa	Ładunek paliwa z centralnym kanałem przelotowym
Przebieg zmian ciśnienia w komorze spalania silnika	Przewaga ciśnienia quasi-ustalonego (stałego) - Spalanie stabilne/przeważa stałe, ustalone ciśnienie (średnia wartość) - Spalanie niestabilne/występuje przejściowo, w mniejszym zakresie, tj. tylko podczas zapłonu i wypalania paliwa, tj. podczas stosunkowo szybkich zmian ciśnienia (ΔP)
Pozostałości po badaniu spalaniem	Podać wielkość, kształt i miejsce/usytuowanie pozostałości paliwa po stacjonarnych badaniach spalaniem
Parametry silnika raketowego	Komora spalania bez termoizolacji, ciśnienie rozerwania powyżej 14 MPa (20000 psi). Stosunek pola przekroju poprzecznego paliwa do przekroju minimalnego (krytycznego) dyszy oraz stosunek długości ładunku paliwa do jego średnicy powinien być ≤ 2 , aby maksymalnie zmniejszyć zjawisko spalania erozyjnego.
Dysza	Połówkowy kąt rozwarcia części wlotowej 30-40°, wylotowy kąt połówkowy 15°; W zakresie ciśnień poniżej 14 MPa (20000 psi) zastosować materiał/wkładkę grafitową ATJ, zaś dla ciśnień powyżej 14 MPa zastosować materiał TZM. Stal miękka jest przydatna dla czasów palenia mniejszych niż 0,1 s. Stosować ustalony zestaw wkładek dyszowych o określonych średnicach krytycznych, aby umożliwić porównanie ustalonych przepływów produktów spalania. Stosunkowo krótki czas palenia, mieszczący się w zakresie 2-10 s, w celu zmniejszenia strat cieplnych oraz erozji dyszy (przekroju krytycznego)
Wyposażenie pomiarowe/instrumentalne – czujnik ciśnienia	
Zakłócenia (szumy)	$\sigma < 0,02\%$ pełnej skali, niefiltrowane
Dokładność	$\sigma < 0,05\%$ średniego ciśnienia, 5 ppm w zależności od czasu
Kompensacja temperaturowa	$< 0,05\%$ średniego ciśnienia w zakresie pracy czujnika, przy temperaturze otoczenia
Zmiana	$< 0,02\%$ średniego ciśnienia podczas badania
Przedział próbkowania	$\Delta t <$ czas palenia/4000 przypadające na kanał pomiarowy
Kalibracja	Automatyczna: przed badaniem oraz po badaniu, tj. w ciągu 3 s przed badaniem i w ciągu 30 s po badaniu

Obie te metody wymagają znajomości przebiegu ciśnienia produktów spalania w funkcji czasu spalania paliwa raketowego, w celu określenia początkowego i końcowego czasowego procesu spalania. Do określania początkowego i końcowego punktu czasu spalania z wykresu zmian ciśnienia, w zależności od czasu, podano szereg definicji, według których, na przykład początek i koniec spalania określa odpowiednio początek i koniec stałego odcinka ciśnienia na krzywej (odcinka plateau), albo określona wartość ułamkowa (paliw nieekranowanych) ciśnienia na odcinku wzrastania i opadania ciśnienia, stanowiąca 10%, 50%, 60% i 75% jego wartości maksymalnej – p_{\max} , albo średniej (stałej, plateau), (rys. 2). Punkt K na krzywej ciśnienia odpowiadający końcowi spalania może być również wyznaczony w wyniku przecięcia krzywej ciśnienia przez dwusieczną kąta utworzonego przez styczne odcinka krzywej obejmującego końcowy fragment odcinka plateau i sąsiadującego z nim odcinka krzywej opadającej (rys.2).



Rys. 2. Definicje czasu pracy silnika raketowego i czasu spalania paliwa raketowego na podstawie krzywej siły ciągu lub ciśnienia produktów spalania w silniku raketowym (za AOP 58, Ed.1, 2010r.)

Poprawne określenie grubości warstwy palnej stałego paliwa raketowego nie sprawia trudności, gdy paliwo jest typu EB albo typu CP, posiada kanał przelotowy o przekroju kołowym i jest wkładane do komory spalania silnika raketowego. Z kolei paliwo typu CP bezpośrednio związane ze ściankami komory spalania silnika raketowego jest szczególnie podatne na deformacje (odkształcenia) (rys. 3), ze względu na naprężenia powstałe na przykład: w wyniku skurczu paliwa, zmian temperaturowych, a także ze względu na różne charakterystyki termofizyczne paliwa i materiału komory spalania silnika raketowego.



Rys. 3. Typowy fragment odkształconego rurowego ładunku stałego paliwa raketowego, związanego ze ścianą komory spalania silnika raketowego (za AOP 58, Ed.1, 2010r.)

4. Wnioski

Na podstawie przedstawionych analiz dokumentów standaryzacyjnych AOP 57 [3] i AOP 58 [4], można wyciągnąć następujące wnioski:

1. Najbardziej uniwersalnym laboratoryjnym silnikiem raketowym wykonanym w zmniejszonej skali, przeznaczonym do określania średniej szybkości spalania paliwa raketowego, jest silnik zaelaborowany wkładanym rurowym ładunkiem paliwa o masie 200-500g, wyposażony w co najmniej jeden czujnik do pomiaru ciśnienia produktów spalania.
2. Do określenia średniej szybkości spalania paliwa raketowego w silniku raketowym wykonanym w zmniejszonej skali konieczna jest znajomość przebiegu ciśnienia produktów spalania paliwa oraz prawidłowo zmierzona grubość warstwy palnej paliwa (ładunku), która ma ulec spalaniu.

Literatura

- [1] NATO Standardization Agreement (STANAG) 4672, Ed.1, 2010, Tests for measuring the burning rate of solid rocket propellants with subscale motors; NATO Standardization Agency.
- [2] NATO Standardization Agreement (STANAG) 4673, Ed.1, 2010, Methods for analyzing data from tests to measure the burning rate of solid rocket propellants with subscale motors; NATO Standardization Agency.
- [3] NATO Allied Ordnance Publication 57 (AOP 57), Ed.1, 2010, Tests for measuring the burning rate of solid rocket propellants with subscale motors; NATO Standardization Agency.
- [4] NATO Allied Ordnance Publication 58 (AOP 58), Ed.1, 2010, Methods for analyzing data from tests to measure the burning rate of solid rocket propellants with subscale motors; NATO Standardization Agency.
- [5] NATO-RTO-AVT Technical Report 43 (RTO-TR-043), 2002., Evaluation of Methods for Solid Propellant Burning Rate Measurements; NATO Research and Technology Organization.