



Silnik rakietowy z kompozytową komorą spalania

Zbigniew DRABIK, Tomasz RASZTABIGA*

MESKO S.A., ul. Legionów 122, 26-111 Skarżysko-Kamienna

**autor korespondencyjny, e-mail: t.rasztabiga@mesko.com.pl*

Artykuł wpłynął do redakcji 24.06.2014. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano 09.02.2015

DOI: 10.5604/20815891.1166982

Streszczenie. W artykule przedstawiono wyniki prac związanych z opracowaniem silnika rakietowego służącego do kompletacji układu napędowego będącego I stopniem rozpędzającym demonstrator rakiety dwustopniowej. Prace te były realizowane w ramach projektu rozwojowego pt. „Opracowanie demonstratora przeciwlotniczej dwustopniowej rakiety krótkiego zasięgu” przez Konsorcjum naukowo-przemysłowe tworzone przez Wojskową Akademię Techniczną, MESKO S.A., Zakład Produkcji Specjalnej GAMRAT Sp. z o.o. oraz Polski Holding Obronny. Jednym z głównych zadań stawianych projektowi było opracowanie i opanowanie technologii oraz wykonanie kompozytowego korpusu nośnego służącego do kompletacji układu napędowego rakiety o masie startowej rzędu kilkudziesięciu kilogramów. Zadanie to było realizowane równocześnie z konstruowaniem i opanowaniem technologii pozostałych głównych zespołów silnika rakietowego, takich jak: ładunek napędowy z homogenicznego (dwubazowego) paliwa rakietowego, zapłonnik, kompensator i dysza. W wyniku tych prac wykonano i przebadano stacjonarnie w komorze balistycznej ładunek napędowy wraz z zapłonnikiem i dyszą oraz opracowano i opanowano technologię kompozytowego korpusu nośnego o kalibrze 171 mm będącego jednocześnie komorą spalania, który również przebadano stacjonarnie na hamowni w kompletnym silniku rakietowym.

W konsekwencji przeprowadzono dynamiczne badania poligonowe, w których przy użyciu silnika raketowego według ww. konfiguracji wystrzelono raketę dwustopniową o masie startowej 70 kg, która osiągnęła prędkość maksymalną 960 m/s.

Słowa kluczowe: raketa dwustopniowa, silnik raketowy, kompozytowa komora spalania

1. WSTĘP

Najnowszym kierunkiem rozwoju silników raketowych pocisków przeciwlotniczych krótkiego i średniego zasięgu jest zastępowanie metalowych (stalowych lub duralowych) korpusów komór spalania przez wyroby kompozytowe wykonane z żywic syntetycznych wzmacnianych włóknami węglowymi [1-3]. Nowe rozwiązanie charakteryzuje się znacznie korzystniejszym stosunkiem masy ładunku prochowego do masy całej jednostki napędowej, ze względu na zmniejszoną masę kompozytowej komory względem metalowej komory spalania, przy zachowaniu odpowiedniej wytrzymałości mechanicznej i termicznej.

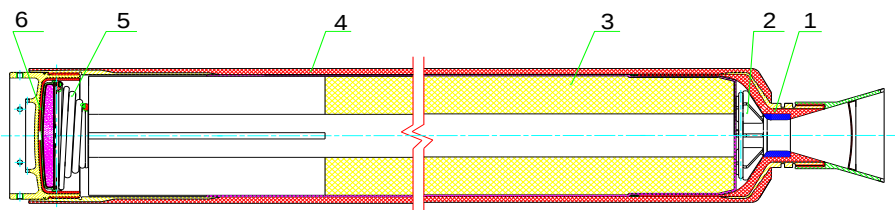
Parametry zasięgowe i kinematyczne pocisku raketowego są w dużym stopniu zależne od charakterystyk paliwa raketowego, z którego jest wykonany ładunek napędowy. Podstawowym parametrem określającym zdolności napędowe paliwa jest impuls jednostkowy (I_s) wyrażony w [s] lub [m/s]. Dla współczesnych paliw homogenicznych (dwubazowych) parametr ten osiąga wartość 230 s, natomiast dla paliw heterogenicznych (kompozytowych) zbliża się do granicy 300 s [4].

Istotne jest również zaprojektowanie odpowiedniego kształtu ładunku napędowego, co zapewnia optymalny profil przebiegu ciągu silnika raketowego w czasie. Dla ładunków wykonanych z paliw homogenicznych wytwarzanych metodą ekstruzji w podwyższonej temperaturze, typowe są kształty rurowe o różnorodnym stosunku średnicy zewnętrznej do wewnętrznej oraz różnej konfiguracji inhibitowania zewnętrznej powierzchni ładunku.

Celem pracy jest przedstawienie wyników badań rozwojowych nad opracowaniem silnika raketowego z kompozytową komorą spalania będącego podstawowym zespołem układu napędowego służącego do rozpędzenia demonstratora przeciwlotniczej dwustopniowej rakiety krótkiego zasięgu. Artykuł zawiera wyniki prac zrealizowanych w MESKO S.A. i ZPS GAMRAT Sp. z o.o. w ramach konsorcjum z Wojskową Akademią Techniczną i Polskim Holdingiem Obronnym. W MESKO S.A. zostały opracowane i wykonane zespoły silnika raketowego i układu napędowego, takie jak: kompozytowa komora spalania, dno z zapłonikiem, zespół dyszowy, stabilizator i stożek łączący, natomiast w ZPS GAMRAT Sp. z o.o. opracowano technologię i wykonano ładunek prochowy.

2. BUDOWA SILNIKA RAKIETOWEGO

W ramach prac badawczych zaprojektowano i wykonano funkcjonujący demonstrator innowacyjnego silnika rakiety dwustopniowej. Budowę silnika rakietowego przedstawiono na rysunku 1.



Rys. 1. Konstrukcja silnika rakietowego z kompozytową komorą spalania:

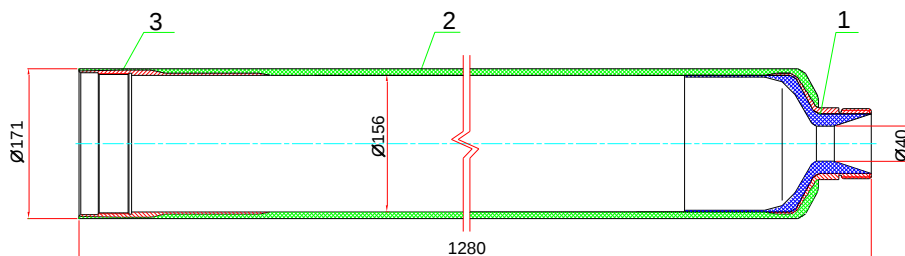
- 1 – zespół dyszowy, 2 – ruszt, 3 – ładunek napędowy, 4 – korpus nośny,
5 – kompensator, 6 – wkręcane dno z zapłonikiem

Fig. 1. Structure of rocket motor with a composite casing

- 1 – nozzle assembly, 2 – grate, 3 – propulsive charge, 4 – carrier body,
5 – compensator, 6 – bottom with igniter

2.1. Budowa kompozytowej komory spalania

W ramach jednego z głównych zadań opracowano konstrukcję kompozytowej komory spalania (korpus nośny) przedstawioną na rysunku 2. Do wykonania komory kompozytowej użyto rowingu węglowego o wysokiej wytrzymałości włókien oraz lepiszcza w postaci żywicy syntetycznych. Technologia wykonania lekkiego korpusu o wysokiej wytrzymałości mechanicznej oraz termicznej została wypracowana doświadczalnie, a jej skuteczność potwierdzono licznymi próbami wytrzymałościowymi. Podstawową próbą przydatności komory silnika była próba hydrauliczna, podczas której komory poddawano kilkuminutowemu oddziaływaniu ciśnienia hydrostatycznego dochodzącego do 20 MPa. W trakcie próby obserwowano szczelność kompozytu oraz jego połączeń z innymi elementami konstrukcyjnymi (metalowe dno oraz kompozytowa dysza).



Rys. 2. Kompozytowa komora spalania stanowiąca korpus nośny silnika raketowego:

1 – zespół dyszowy, 2 – komora kompozytowa, 3 – tuleja tytanowa

Fig. 2. The composite casing which is the supporting body rocket motor

1 – nozzle assembly, 2 – composite chamber, 3 – titanium sleeve

2.2. Budowa ładunku napędowego

Paliwo raketowe typu homogenicznego charakteryzowało się wysokim ciepłem spalania (ok. 4400 kJ/kg) oraz względnie wysoką wartością impulsu jednostkowego (ok. 220 s). Na rysunku 3 przedstawiono trzy ładunki napędowe z partii prototypowej, które posiadają ostateczną formę konstrukcyjną oraz zostały wytworzone według docelowej technologii na ustalonym składzie surowcowym. Cechą charakterystyczną ładunków napędowych jest częściowo nieinhibitowana powierzchnia zewnętrzna z czterema wzdłużnymi nacięciami, co w efekcie powoduje dwuzakresowe działanie napędu raketowego.



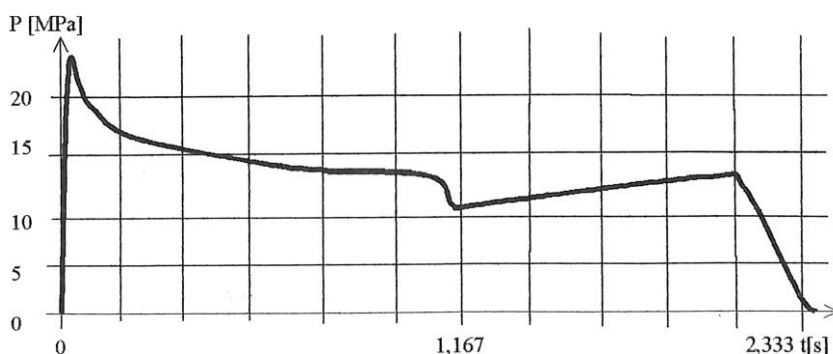
Rys. 3. Ładunki napędowe z paliwa homogenicznego o zoptymalizowanej konfiguracji technologicznej

Fig. 3. Propulsive charge with a homogeneous propellant-optimized technological configuration

3. STACJONARNE BADANIA BALISTYCZNE

Dwuzakresowość pracy silnika rakietowego można elastycznie kształtować, dobierając odpowiednio powierzchnię odsłoniętą ładunku oraz długość nacięć podłużnych na tej powierzchni. Na etapie analiz koncepcyjnych, posługując się programem MathCad, wykonano obliczenia określające zmiany ciśnienia w czasie $P(t)$ i założony przebieg ciągu w czasie $R(t)$ dla wybranych konfiguracji geometrycznych ładunku. Wyniki jednej z konfiguracji geometrycznych przedstawiono na wykresach (rys. 4 i 5).

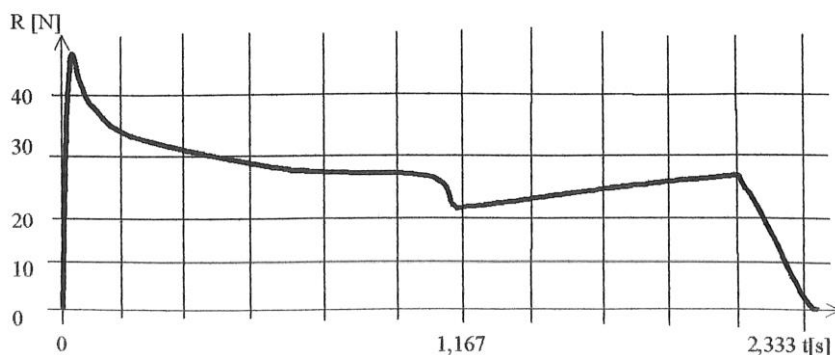
Przebieg zależności $p=f(t)$



Rys. 4. Wykres zmiany ciśnienia w czasie
(wyniki obliczone teoretycznie w programie MathCad)

Fig. 4. Graph of pressure variation vs. time (results calculated theoretically in Mathcad)

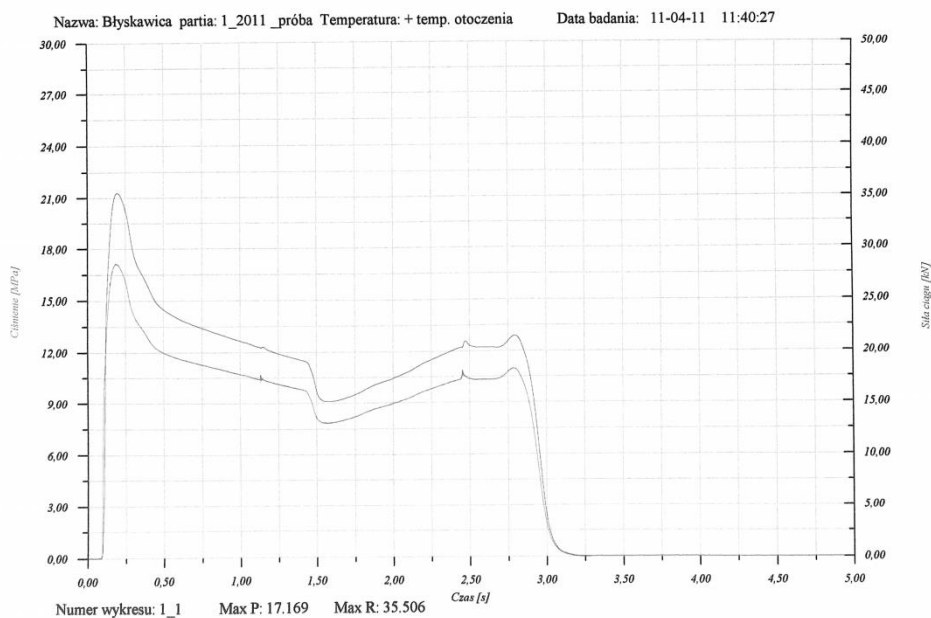
Przebieg zależności $R=f(t)$



Rys. 5. Wykres zmiany ciągu w czasie
(wyniki obliczone teoretycznie w programie MathCad)

Fig. 5. Graph of thrust variation vs. time (results theoretically calculated in Mathcad)

Po wykonaniu elementów kompletujących silnik raketowy zaelaborowano ładunek napędowy wyprodukowanym w ZPS GAMRAT Sp. z o.o. Następnie na zakładowej hamowni ZPS GAMRAT Sp. z o.o. przeprowadzono stacjonarne badania w komorze balistycznej (grubościennej). Na rysunku 6 przedstawiono pierwsze przebiegi ciągu i ciśnienia w czasie.



Rys. 6. Wykresy zmiany ciągu i ciśnienia w czasie – pierwsze badania balistyczne w temperaturze otoczenia

Fig. 6. Graph of thrust and pressure variation vs. time – first static firing ballistic tests at ambient temperature

Po analizie wyników spalania przeprowadzono optymalizację konstrukcji ładunku napędowego i niektórych parametrów konstrukcyjnych komory spalania. Następnie wykonano kolejne badania stacjonarne zoptymalizowanego ładunku napędowego zarówno w grubościenniej metalowej komorze balistycznej, jak i w silniku z kompozytową komorą spalania (cienkościnną).

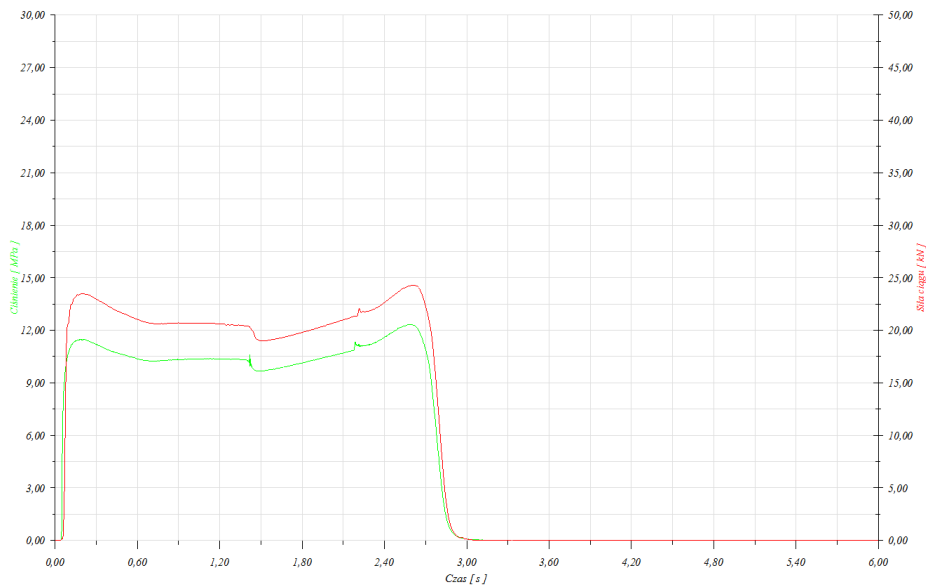
Do badania właściwości balistycznych wykonanych napędów wykorzystano istniejącą w ZPS GAMRAT w Jaśle bazę pomiarową charakterystyk balistycznych ładunków napędowych w warunkach stacjonarnych z możliwością rejestrowania przebiegu ciśnienia, ciągu oraz czasu pracy silnika. Zaprojektowany ładunek napędowy charakteryzował się masą ok. 30 kg, co było największą dotychczas badaną w ZPS GAMRAT jednostką napędową. Ze względów bezpieczeństwa Zakładów i ich otoczenia, było więc konieczne wykonanie dodatkowych zabezpieczeń.

Wyniki badań balistycznych przedstawiono w tabeli 1 oraz na rysunkach 7 i 8.

Tabela 1. Wyniki badań balistycznych na hamowni stacjonarnej

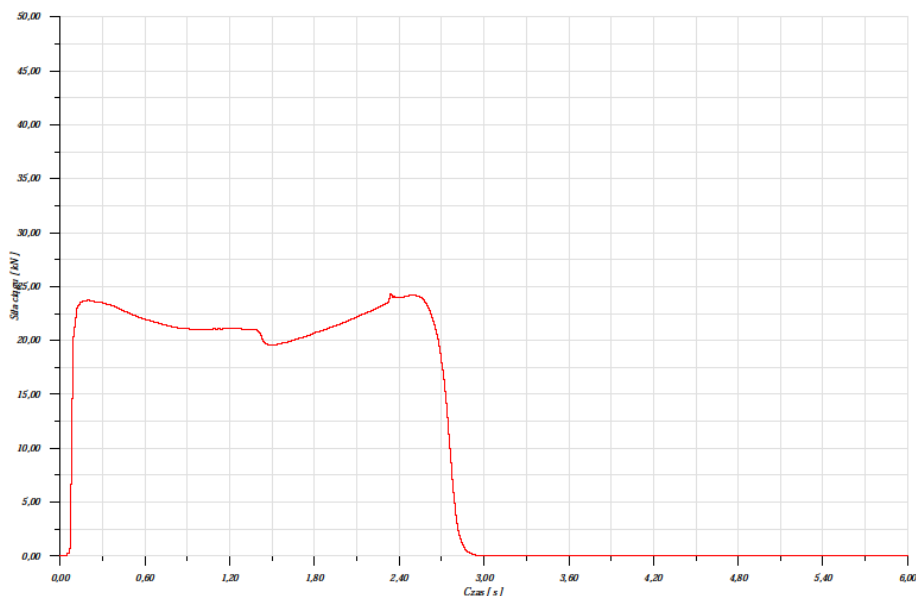
Table 1 . Results of static firing ballistic tests

$P_{\max}$	$P_{\text{śr}}$	$R_{\max}$	$R_{\text{śr}}$	I_c	t_p
[MPa]		[kN]		[kNs]	[s]
12,28	10,27	24,57	20,65	57,53	2,79



Rys. 7. Wykresy zmiany ciągu i ciśnienia w czasie – wynik badania w komorze balistycznej ładunku napędowego po optymalizacji

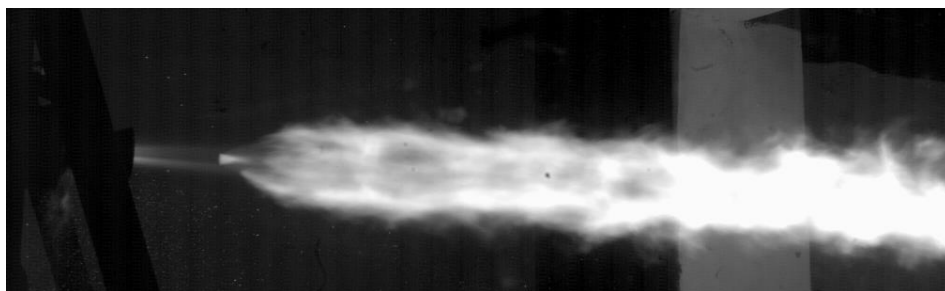
Fig. 7. Graph of thrust and pressure variation vs. time – results of static firing ballistic tests the optimized propulsive charge



Rys. 8. Wykres zmiany ciągu – wynik badania w cienkościennej komorze kompozytowej ładunku napędowego po optymalizacji

Fig. 8. Graph of thrust variation vs. time – results static firing ballistic tests the optimized propulsive charge

Rysunek 9 przedstawia widok strugi gazów wylotowych zarejestrowany podczas spalania ładunku w komorze cienkościennej.



Rys. 9. Wyływ gazów wylotowych z dyszy

Fig. 9. Flow of exhaust gas from the nozzle

4. BADANIA POLIGONOWE

Po uzyskaniu pozytywnych wyników badań na hamowni opracowano i wykonano kompletny układ napędowy, tj. do silnika rakietowego dodano stabilizator i stożek łączący, co razem stanowiło kompletny pierwszy stopień rakiety dwustopniowej. Po scaleniu z drugim stopniem i zaelaborowaniu do kontenera startowego (wyrzutni) – rysunek 10, przeprowadzono badanie strzelaniem na Centralnym Poligonie Sił Powietrznych w Ustce.



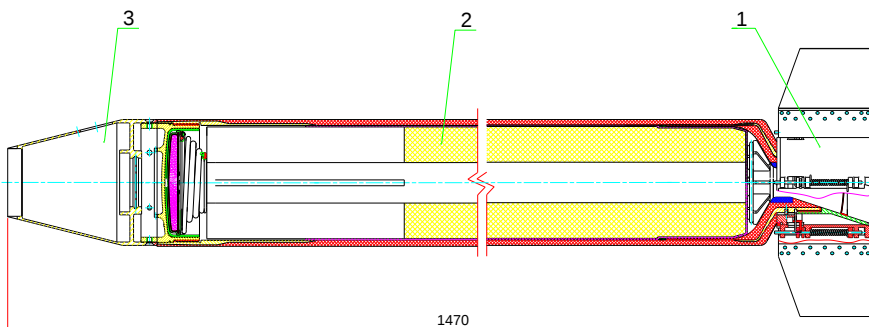
Rys. 10. Rakieta dwustopniowa w wyrzutni zamontowana na stendzie startowym

Fig. 10. The two-stage rocket in launcher on the launch stand

Masa w pełni skonfigurowanego układu napędowego (pierwszy stopień) wynosiła 45 kg, natomiast masa startowa całej rakiety (I + II stopień) to 70 kg. Konfigurację kompletnego układu napędowego oraz Rakiety Dwustopniowej przedstawiono na rysunkach 11 oraz 12 i 13.

W rakiecie dwustopniowej przewidziane jest rozłączenie się stopni po skończeniu pracy silnika rakietowego. Rozpędzony drugi stopień rakiety ma realizować lot kierowany. W pierwszym badaniu strzelanie przeprowadzono dla rakiety, która z założenia nie miała możliwości rozłączenia stopni i miał to być tylko lot balistyczny.

W programie PRODAS V3 wykonano symulację balistyki zewnętrznej rakiety, w wyniku czego otrzymano przewidywany przebieg prędkości rakiety w funkcji czasu, przedstawiony na rysunku 14.

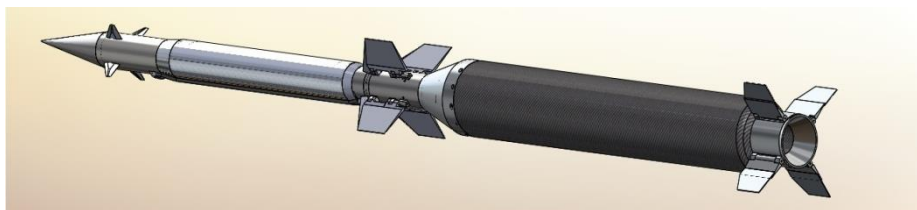


Rys. 11. Układ napędowy kompletny:

1 – stabilizator I-stopnia, 2 – silnik rakietowy, 3 – stożek łączący stopnie

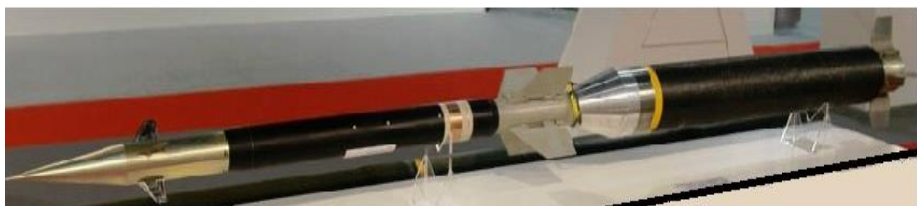
Fig. 11. Complete propulsion system

1 – stabilizer I-stage, 2 – rocket motor, 3 – cone of connecting



Rys. 12. Rakieta dwustopniowa kompletna (projekt komputerowy)

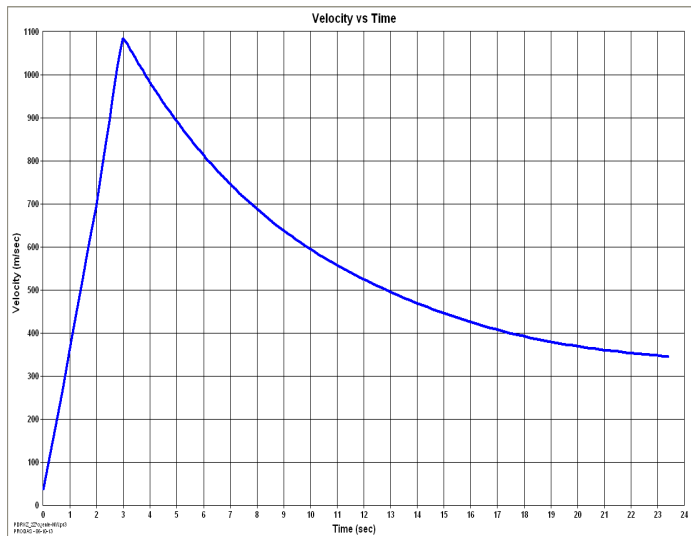
Fig. 12. Complete two-stage rocket (computer model)



Rys. 13. Rakieta dwustopniowa kompletna (prototyp do badań poligonowych)

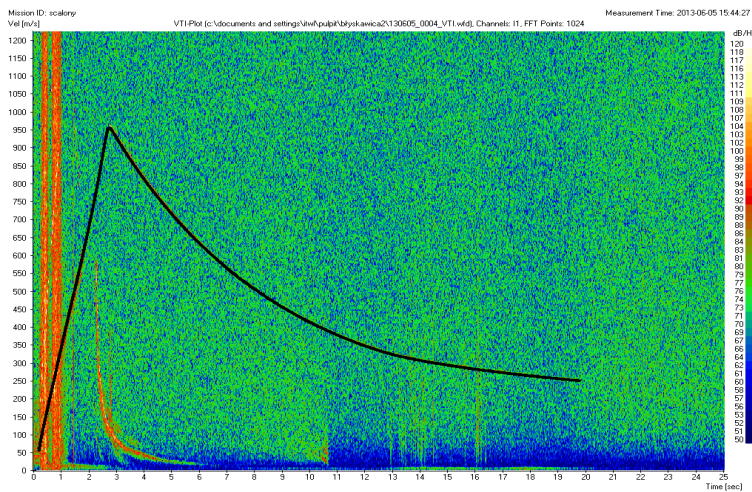
Fig. 13. Complete two-stage rocket (prototype for testing range)

W wyniku wykonanych badań poligonowych zarejestrowano za pomocą dopplerowskiego układu pomiarowego prędkość pocisku dwustopniowego w funkcji czasu i przedstawiono na rysunku 15. Z wykresu wynika, że rakieta wykonała stabilny lot balistyczny i osiągnęła prędkość ok. 960 m/s. Prędkość maksymalna obliczona teoretycznie i pomierzona eksperymentalnie różni się o ok. 100 m/s. Prędkość eksperymentalna jest niższa z uwagi na nieuwzględnienie w modelu matematycznym rakiety wszystkich zakłóceń na nią oddziałujących.



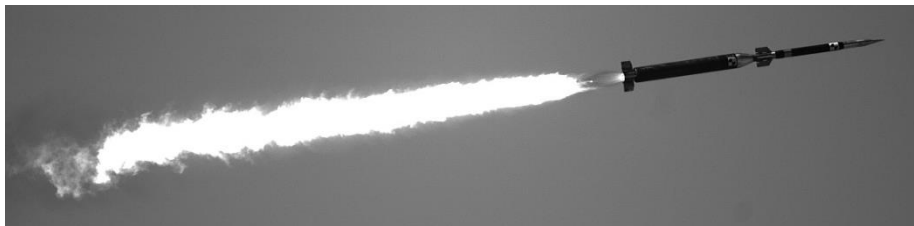
Rys. 14. Prędkość rakiety dwustopniowej w funkcji czasu – symulacja w programie PRODA3 V3

Fig. 14. Velocity two-stage rocket vs. time – simulation in PRODA3 V3



Rys. 15. Wykres prędkości rakiety dwustopniowej w funkcji czasu (pomiar z radaru dopplerowskiego)

Fig. 15. Graph velocity two-stage rocket vs. time (measurement of the Doppler radar)



Rys. 16. Rakieta dwustopniowa w początkowej fazie lotu z rozłożonymi statecznikami

Fig. 16. The two-stage rocket in the initial phase of the flight with outstretched fins

5. PODSUMOWANIE

Wynikiem zrealizowanej pracy rozwojowej jest opracowanie konstrukcji i opanowanie technologii wykonania silnika rakietowego z lekką kompozytową komorą spalania o kalibrze 171 mm. Silnik został wykonany całkowicie przez przedsiębiorstwa krajowego przemysłu obronnego. Oznacza to znaczący postęp w rozwoju techniki rakietowej w Polsce oraz opanowanie unikatowych technologii niedostępnych na otwartym rynku.

Na podstawie doświadczeń uzyskanych w tym projekcie można z powodzeniem rozwijać dotychczasowe technologie, a także konstruować silniki rakietowe o większych kalibrach do nowych typów uzbrojenia rakietowego.

Artykuł zawiera wyniki pracy finansowanej przez NCBiR ze środków na naukę w latach 2009-2014 jako projekt rozwojowy nr O R00 0029 09

LITERATURA

- [1] Dale R.J., *Manufacture and Delivery of Composite Motor Chamber*, Final Technical Report of Hercules Inc. Allegany Ballistic Lab., Cumberland, Maryland, SA, 1973.
- [2] Minke Ch.M., *Integral Filament Reinforced Composite Rocket Chamber/Adapter*, US Patent no. 3866792 A, 1975.
- [3] Olliff Martin T., Jr., *Method of Preserving a Composite Material Cased Solid Propellant Rocket Motor*, US Patent no. 4911795 A, 1990.
- [4] Zygmunt B., Pietrzykowski A., Lipiński M., Jurkowski J., Synteza wodoru glinu i zastosowanie jako składnika paliw rakietowych, *Przem. Chem.* 3, s. 365-368, 2013.

Rocket Motor with Composite Casing

Zbigniew DRABIK, Tomasz RASZTABIGA

Abstract. The article presents the results of work concerning a two-stage rocket motor. In the first step tested stationary the charge rocket motor with the ignitor and the nozzle system in the ballistic chamber was tested. The technology of composite casing with a caliber of 171 mm, which is also a combustion chamber, was designed and mastered. The composite casing was tested stationary in complete rocket motor. The next step was to conduct dynamic tests at the rocket test range. During the dynamic tests a two-stage rocket with a mass of 70 kg was fired. The rocket has reached a maximum speed of 960 m / s.

Keywords: two-stage rocket, rocket motor, composite casing

