

The launch and march solid rocket motor for a research missile RPT Orion. Design and tests

Silnik startowo-marszowy do pocisku badawczego RPT Orion. Konstrukcja i testy



DOI: 10.15199/62.2024.11.16

A launch and march solid motor for the RPT Orion research missile was presented, with a composite-metal structure, caliber 122 mm, a range of up to 10 km with an initial gross mass of approx. 31 kg. The rocket motor was tested on a static test stand, where the working pressure and thrust were measured, and then checked in test flights, in which the working pressure was measured. Several recommendations were developed for optimizing the mass of engines and manufacturing technology.

Keywords: gas-dynamics control system, solid rocket motor, solid propellant

Przedstawiono prace badawcze nad silnikiem startowo-marszowym przeznaczonym do pocisku badawczego RPT Orion. Jest to konstrukcja kompozytowo-metalowa, kalibru 122 mm, której parametry pozwalają na osiągnięcie zasięgu do 10 km dla masy początkowej pocisku ok. 31 kg. Silnik został przetestowany na hamowni stacjonarnej, gdzie wykonano pomiar ciśnienia pracy i ciągu, a następnie został sprawdzony w lotach testowych, w których wykonywano pomiary ciśnienia pracy. Przeprowadzone badania pozwoliły na opracowanie kilku rekomendacji umożliwiających optymalizację masy własnej silnika i technologii wykonania.

Słowa kluczowe: sterowanie gazodynamiczne, silnik raketowy, stały materiał pędny

Jak pokazują najnowsze konflikty zbrojne, pociski raketowe dla nowoczesnej armii stanowią bardzo istotny element uzbrojenia¹⁾. Możliwość rażenia na duże odległości wymusza odsunięcie zaplecza logistycznego przeciwnika od linii frontu. Uzyskanie takich zdolności przez państwo polskie jest wymuszone przez konieczność zapewnienia odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa kraju²⁾. Odległość, na jaką może zostać przeniesiona głowica bojowa jest zależna od systemu napędowego. W przypadku pocisków wojskowych zazwyczaj są to silniki raketowe na stały materiał pędny z uwagi na relatywnie prostą konstrukcję, niski koszt wytworzenia oraz wysoką gotowość bojową do działania po zakończeniu procesu produkcyjnego³⁾. Stałe materiały pędne można podzielić na dwie grupy, homogeniczne i heterogeniczne. Pierwsza grupa, oparta głównie na nitrocelulozie⁴⁾, charakteryzuje się niższymi impulsami

właściwymi, natomiast druga grupa to materiały kompozytowe⁵⁾, gdzie istnieje cały szereg składników, z których można opracować skład dopasowany do potrzeb. Ziarna materiału pędnego wykonywane są metodą odlewania do form, gdzie tworzą tzw. ziarna wolnostojące, lub bezpośrednio do silnika, tworząc ziarno związane ze ściankami komory spalania⁶⁾. W takim przypadku stosuje się przeważnie warstwę pośrednią, zwaną linerem, która jednocześnie może stanowić izolację termiczną i chemicznie wiąże się z ziarnem i ścianką komory⁷⁾. W takiej konfiguracji proces spalania jest prowadzony w kanale wewnętrznym ziarna, a materiał ziarna stanowi barierę termiczną dla ciepła wytworzonego wewnątrz komory spalania⁷⁾.

W pracy został opisany proces badania silnika napędowego zawierającego ziarno kompozytowe związane ze ściankami silnika.



Dr hab. inż. Jan KINDRACKI (ORCID: 0000-0002-3453-7776) w roku 2002 ukończył studia na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. W 2008 r. uzyskał stopień doktora nauk technicznych, a w 2018 r. stopień doktora habilitowanego na tym samym wydziale. Pracuje na stanowisku profesora uczelni na wydziale MEiL PW. Specjalność – inżynieria mechaniczna oraz inżynieria środowiska, górnictwo i energetyka.



Dr inż. Łukasz MĘŻYK (ORCID: 0000-0002-2297-5672) w roku 2009 ukończył studia na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej, a w 2015 r. uzyskał stopień doktora nauk technicznych na tym samym wydziale. Pracuje na stanowisku adiunkta na wydziale MEiL PW. Specjalność – inżynieria mechaniczna oraz inżynieria środowiska, górnictwo i energetyka.

***Adres do korespondencji:**

Instytut Techniki Ciepłej, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska, ul. Nowowiejska 21/25, 00-665 Warszawa tel.: (22) 234-52-17, e-mail: jan.kindracki@pw.edu.pl

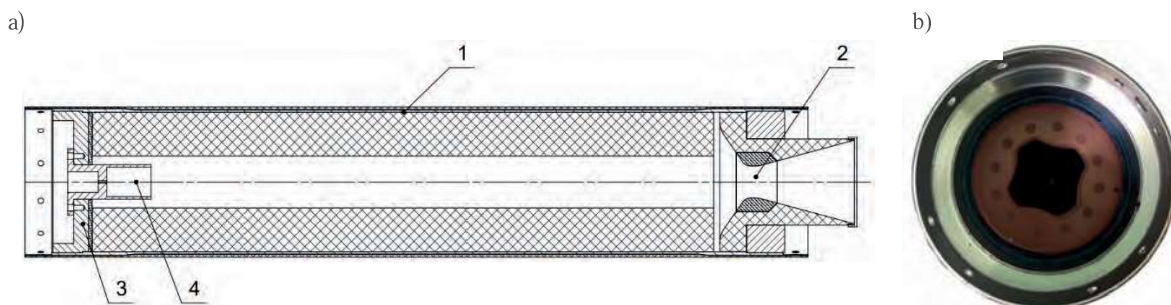


Fig. 1. Design of solid rocket motor Syriusz: a) technical drawing, b) view of the SRM

Rys. 1. Projekt silnika rakietowego Syriusz: a) rysunek techniczny, b) widok rzeczywistego silnika

Część doświadczalna

Konstrukcja silnika

Silnik startowo-marszowy pocisku RPT Orion został wykonany w technologii metalowo-kompozytowej i składa się z czterech głównych podzespołów: korpusu (1), dyszy wylotowej (2), zatyczki dennej (3) oraz zapłonika zintegrowanego z pomiarem ciśnienia (4); rys. 1. Podstawę korpusu stanowi rdzeń wykonany z rury bezszwowej ze stali nierdzewnej 1.4541 o średnicy zewnętrznej 121 mm i powierzchni wewnętrznej przystosowanej do montażu dyszy oraz zatyczki poprzez połączenia gwintowane. Mając na uwadze optymalizację masy, stalowy rdzeń w swojej środkowej części został przetoczony na wymiar 120 mm, a następnie dla zwiększenia wytrzymałości owinięty laminatem z włókna węglowego do średnicy zewnętrznej 122 mm. Korpus silnika, który stanowi jednocześnie obrys zewnętrzny pocisku, został wyposażony w otwory umożliwiające prostą integrację z resztą rakiety, czyli przedziałem elektroniki oraz usterzeniem. Dysza wylotowa silnika została wykonana z kompozytu bawełnianofenolowego PF CC 203 z wkładką grafitową, która zabezpiecza obszar najbardziej obciążony termicznie (przekrój krytyczny). Całość została sklejona ze stalową, gwintowaną obejmą umożliwiającą jej prosty montaż w korpusie. W ten sam sposób zamontowana została zatyczka denna, której powierzchnię wewnętrzną zabezpieczono dodatkowo osłoną termiczną wykonaną z kompozytu PF CC 203 o grubości 3 mm. W zatyczce wykonano otwór centralny umożliwiający montaż zapłonika. Obudowa zapłonika została podzielona na dwie komory: prochową oraz czujnika ciśnienia, połączone ze sobą otworem o średnicy 2 mm. Zastosowanie tak małego otworu oraz wypełnienia objętości pomiędzy czujnikiem a otworem smarem silikonowym stanowi osłonę dla delikatnej membrany czujnika przed szkodliwym działaniem

gazów spalinowych. Główne elementy silnika przedstawiono w postaci uproszczonego rysunku technicznego (rys. 1a), natomiast na rys. 1b pokazano widok silnika z zaelaborowanym materiałem pędnym.

Jako materiału pędnego użyto mieszaniny chloranu(VII) amonu jako utleniacza, HTPB jako paliwa i pyłu glinu jako dodatku energetycznego. Oprócz wymienionych składników do materiału wprowadzono stabilizator i środek sieciujący. Dokładny skład jest tajemnicą przedsiębiorstwa wykonującego proces elaboracji. Ziarno paliwa jest związane chemicznie ze ściankami komory spalania. Proces produkcji gazów roboczych odbywa się na powierzchni kanału wewnętrznego przypominającego czterolistną koniczynę oraz na jednej powierzchni czołowej, w związku z czym ma on charakter progresywny.

Do inicjacji procesu spalania wykorzystano zapłonnik na bazie mieszaniny czarnego prochu oraz BKNO_3 . Aby uzyskać odpowiednią dynamikę zapłonu, część składników mieszaniny inicjującej sprasowano w pastylki. Jako element inicjujący wykorzystany został zdublowany inicjator elektryczny o prądzie bezpiecznym 200 mA firmy Nitroerg. Inicjator został zamknięty zatyczką z tworzywa sztucznego, której zadaniem jest utrzymanie mieszaniny inicjującej w zapłonniku i wyrzut gazów spalinowych do kanału wewnętrznego ziarna przy odpowiednim ciśnieniu. Przygotowany silnik z wkręconą i uszczelnioną dyszą wylotową zamkniętą membraną przebadano na hamowni statycznej, a po zintegrowaniu z pociskiem RPT Orion również w locie. Na rys. 2 przedstawiono przykładowy przebieg ciągu w czasie pracy na hamowni statycznej. Dodatkowo zdjęcia nad wykresem ilustrują wybrane fazy procesu spalania. Silnik generował na początku pracy ok. 4 kN ciągu, który wzrastał wraz z upływem czasu do ponad 8 kN, co biorąc pod uwagę całkowity czas pracy, generowało impuls całkowity wynoszący ponad 13,5 kNs.



Mgr inż. Krzysztof WACKO (ORCID: 0000-0002-6128-6730) w roku 2018 ukończył studia na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Jest doktorem na tym samym wydziale.



Mgr inż. Przemysław WOŹNIAK (ORCID: 0000-0002-1952-0343) w roku 2018 ukończył studia na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Pracuje na stanowisku asystenta na tym samym wydziale.

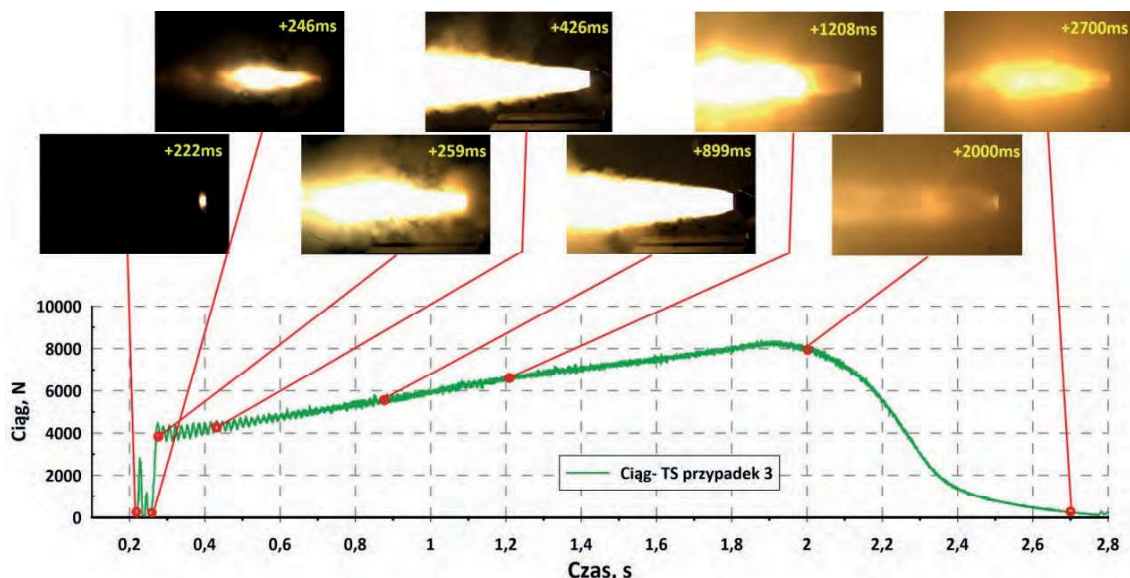


Fig. 2. Thrust curve for the first experiment on the static test station

Rys. 2. Przebieg ciągu dla pierwszego testu na hamowni statycznej

Przeprowadzone próby na hamowni statycznej są podstawowym badaniem pozwalającym na sprawdzenie nowej konstrukcji silnika raketowego, umożliwiającym pomiar zarówno ciągu, jak i ciśnienia. Określają prawidłowość procesu projektowania i bezpieczeństwo użytkowania konstrukcji. Jednakże dopiero próba w locie pozwala na empiryczne sprawdzenie użyteczności silnika. Zazwyczaj ocena jest dokonywana

metodą pośrednią poprzez telemetryczny pomiar parametrów lotu pocisku napędzanego przez badany silnik i wyciągnięcie na tej podstawie odpowiednich wniosków. Próby na hamowni oraz próby lotne mogą być wykonywane w różnych warunkach otoczenia. Najistotniejszą rolę odgrywa temperatura początkowa ziarna materiału pędnego, mogąca znacząco wpłynąć na szybkość spalania, a co za tym idzie na czas pracy silnika i wartość generowanego ciągu. Chcąc lepiej poznać charakter pracy silnika, zdecydowano, że w czasie prób w locie zostanie zmierzone ciśnienie pracy w komorze silnika. W tym celu silnik przeznaczony do prób lotnych wyposażono w czujnik ciśnienia wraz z odpowiednim układem pomiarowym, który poprzez system telemetryczny przesyła dane o ciśnieniu do operatora na stanowisku

startowym. Wymaganiami stawianymi takiemu systemowi pomiarowemu były: duża szybkość i precyzja pomiaru, odporność na przyspieszenia oraz niska cena, gdyż cały układ był jedнокrotnego użycia. Z uwagi na brak dostępności na rynku gotowego układu spełniającego opisane wymagania, został on zaprojektowany i wytworzony wewnątrz zespołu, a jego cena nie przekracza wartości 250 euro. W czasie trwania projektu

Table 1. Rocket motor test conditions and their most important parameters

Tabela 1. Warunki testu silników oraz najważniejsze ich parametry

Nr silnika	Warunki testu			Status	$P_{ch-mcan}/P_{ch-max}$, bar	T_{mcan}/T_{max} , kN
	P , hPa	RH , %	T , °C			
005	-	-	15	test statyczny	70,64/103,2	5,796/8,65
006	-	-	15	test statyczny		
009	-	-	15	test statyczny	70,33/113,5	5,572/9,25
007				lot (001)		-
008				lot (002)		-
010	991	55	15,7	lot (003)		-
011	987	89	6,5	lot (004)		-
012	987	89	6,5	lot (005)		-
013	987	85	7	lot (006)		-
015	973	100	12	lot (007)		-
016	973	100	12	lot (008)		-
014	1001	50	17,7	lot (009)		-
017	1002	38	19,2	lot (010)		-
018	1003	25	20,3	lot (011)		-
019	1003	54	22	lot (012)	niewystarczająca ilość danych	-
020	1003	54	22	lot (013)		-
021	1003	54	22	lot (014)		-



Mgr inż. Sylwia KOZŁOWSKA (ORCID: 0000-0002-8269-2340) w roku 2021 ukończyła studia na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Jest doktorantką w Szkole Doktorskiej PW.



Mgr inż. Maciej KOŁODZIEJ (ORCID: 0000-0002-6765-6157) w roku 2022 ukończył studia na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Jest doktorantem w Szkole Doktorskiej PW.

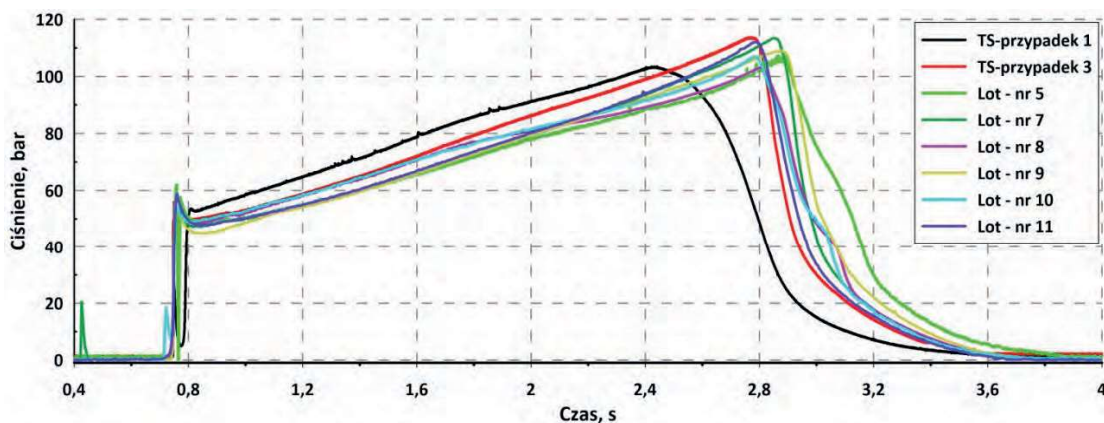


Fig. 3. Comparison of the motor chamber pressure in the test stand and flight conditions

Rys. 3. Porównanie przebiegu ciśnienia w komorze silnika raketowego dla prób na hamowni i w locie



Fig. 4. Rocket motor start sequence during take-off in the field test

Rys. 4. Sekwencja startowa silnika podczas testu na poligonie

przeprowadzono 17 prób silnika, z czego 3 dotyczyły testów na hamowni, a 14 było testami lotnymi. W 3 pierwszych lotach nie odzyskano danych pomiarowych, ponieważ prowadzono tylko zapis na kartę pamięci umieszczoną w czarnej skrzynce pocisku, która uległa uszkodzeniu podczas przyziemienia. W tabeli 1 pokazano warunki otoczenia oraz zarejestrowane wartości średnie i maksymalne ciśnienia oraz ciągu. W żadnym z przeprowadzonych testów komora spalania silnika nie uległa zniszczeniu w czasie pracy, jedynie w dwóch próbach odnotowano uszkodzenia dyszy wylotowej w części rozbieżnej. W teście silnika nr 006, tuż przed zakończeniem pracy urwała się końcówka dyszy, a w teście silnika nr 015 uszkodzeniu uległa część rozbieżna wzdłuż długości dyszy. Oba uszkodzenia spowodowane były prawdopodobnie ukrytymi wadami materiału kompozytowego dyszy.

Na rys. 3 porównano przebiegi ciśnienia dla prób na hamowni statycznej oraz w locie. Oprócz pierwszej próby na hamowni, wszystkie przebiegi ciśnienia były porównywalne. Silnik zaczynał pracę przy ciśnieniu rzędu 50 bar, a kończył poniżej 120 bar. Wszystkie badane silniki pracowały w dodatnich temp. 6,5–22°C. Sekwencję początku pracy silnika w warunkach lotnych przedstawiono na rys. 4, gdzie można zauważyć moment inicjacji zapłonika, początkową fazę pracy, a na trzecim i czwartym zdjęciu pełny początkowy ciąg i ruch samej rakiety po prowadnicy wyrzutni.

Podsumowanie

Przeprowadzone badania eksperymentalne na hamowni statycznej pozwoliły na sprawdzenie poprawności obliczeń teoretycznych i potwierdziły bezpieczeństwo użytkowania silnika w czasie prób w locie. Próby silnika w locie poka-

zały jego skuteczność jako napędu pocisku testowego typu ziemia-ziemia. Zastosowanie innowacyjnego systemu do pomiaru ciśnienia w komorze spalania w czasie lotu pozwala na uzyskanie cennych danych pomiarowych, których kombinacja z danymi z hamowni umożliwia wykonanie analizy porównawczej i ocenę wielkości ciągu uzyskanego w czasie pracy danego egzemplarza silnika. W dotychczasowej praktyce prób lotnych zakładano, że ciąg oraz ciśnienie w silniku są bardzo zbliżone do wartości zmierzonych podczas testów na hamowni. Przeprowadzone badania pokazały słuszność tego założenia, a jednocześnie otworzyły drogę do bardziej zaawansowanych analiz związanych z pracą samego silnika, a także dynamiki całego pocisku, zwłaszcza w fazie napędowej.

Projekt finansowany przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach umowy nr DOB-SZAFIR/03/B/002/01/2021, „Opracowanie gazodynamicznego modułu sterującego, precyzyjnego naprowadzania pocisku raketowego”, w ramach programu „Rozwój nowoczesnych, przełomowych technologii służących bezpieczeństwu i obronności państwa” – SZAFIR 1.

Otrzymano: 26-09-2024

Zrecenzowano: 16-10-2024

Zaakceptowano: 25-10-2024

Opublikowano: 20-11-2024

LITERATURA

- [1] B. Grenda, R. Bielawski, *Rozwój lotniczych środków rażenia*, Wydawnictwo Akademii Sztuki Wojennej, Warszawa 2017.
- [2] M. Czeczko, *Przegl. Sił Zbrojnych* 2021, nr 1, 8.
- [3] H. Singh, H. Shekhar, *Solid rocket propellants. Science and technology challenges*, RSC, 2016.
- [4] S.N.A. Rusly, S.H. Jamal, A. Samsuri, S.A.M. Noor, K.S.A. Rahim, *Energ. Mater. Front.* 2024, nr 1, 52.
- [5] S. Chaturvedi, P.N. Dave, *Arabian J. Chem.* 2019, **12**, nr 8, 2061.
- [6] B. Florczak, M. Biątek, M. Szczepanik, A. Dzik, *Chemik* 2013, **67**, nr 1, 25.
- [7] G.P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, 2010.