

PROJEKTOWANIE I BADANIA ŁADUNKU NAPĘDOWEGO SILNIKA STARTOWEGO IMITATORA CELU POWIETRZNEGO ICP-G

Streszczenie: W artykule przedstawiono metodę projektowania ładunku napędowego silnika pocisku raketowego typu polowego. Pokazano praktyczne zastosowanie tej metody. Na przykładzie silnika startowego imitatora celu powietrznego ICP-G, przeznaczonego do prowadzenia badań strzelaniem raket przeciwlotniczych, pokazano krok po kroku sposób projektowania (obliczania) ładunku. Podano kryteria doboru masy prochowej, z której został wykonany ładunek napędowy, a następnie przedstawiono przesłanki i zależności umożliwiające na wstępnym etapie projektowania imitatora określenie, bardzo zbliżonych do docelowych, parametrów konstrukcyjnych ładunku napędowego i silnika. Przedstawiono określone przez autora kryterium stabilnej pracy silnika z ładunkiem rurowym. Przedstawiono także wyniki badań stacjonarnych silnika na hamowni oraz badań poligonowych imitatora strzelaniem, potwierdzające praktyczną przydatność tej metody przy balistycznym projektowaniu silników raketowych na paliwo stałe.

1. Wstęp

Imitator celu powietrznego ICP-G jest pociskiem raketowym typu polowego specjalnego przeznaczenia. Jest wykorzystywany nie do bezpośredniego rażenia celu (pociski zasadniczego przeznaczenia - np. burzące), lecz do prowadzenia badań strzelaniem raket przeciwlotniczych. Głowica imitatora zamiast materiału wybuchowego zawiera blok źródła promieniowania oraz blok źródła zakłóceń aktywnych (pułapek termicznych) przy pomocy, których sprawdzana jest prawidłowość działania badanego pocisku.

Wymagania taktyczno-techniczne w odniesieniu do pocisków raketowych typu polowego (imitatorów) można w zasadzie sprowadzić do [1]:

- zapewnienia odpowiedniej efektywności działania głowicy,
- zapewnienia wymaganej maksymalnej prędkości (donośności),
- zapewnienia określonych parametrów rozrzutu (celności).

Z powyższego wynika, że przy projektowaniu pocisków raketowych należy brać pod uwagę zarówno zagadnienia balistyki wewnętrznej (silnik raketowy) jak również balistyki zewnętrznej (konstrukcja całego pocisku) we wzajemnym powiązaniu.

W niniejszym artykule dotyczącym projektowania układu napędowego, a głównie ładunku raketowego imitatora ICP-G, ograniczono się do przedstawienia rozważań dotyczących spełnienia wymagań dotyczących prędkości maksymalnej (nie donośności), co w przypadku imitatora stanowiło podstawowe wymaganie.

Problem wyboru konstrukcji pocisku, zapewniającej żadaną prędkość, należy do najważniejszych zagadnień stanowiących punkt wyjściowy przy projektowaniu pocisku. Przy założeniu wymiarów i masy głowicy, problem sprowadza się do wyboru optymalnej konstrukcji silnika, a więc głównie do wyboru najwłaściwszego ładunku.

Zatem przy projektowaniu polowych pocisków raketowych (imitatorów celu) o zasięgu do 50 km dużą rolę odgrywa znajomość metody szybkiego wstępnego określenia parametrów

konstrukcyjnych silnika (ładunku napędowego) zapewniających wymaganą prędkość maksymalną. Taką metodę przedstawiono poniżej.

2. Ogólna charakterystyka przyjętego układu napędowego imitatora

Zgodnie z postawionymi wymaganiami taktycznymi układ napędowy imitatora miał zapewnić imitatorowi o masie q ok. 70 kg prędkość maksymalną V_{\max} ok. 300 m/s utrzymywaną na ok. $\frac{3}{4}$ trajektorii toru lotu.

Po analizie ww. wymagań oraz możliwych rozwiązań konstrukcyjnych układu napędowego przyjęto koncepcję układu napędowego imitatora składającego się z dwóch umieszczonych osiowo silników raketowych; startowego i marszowego połączonych ze sobą dnem pośrednim. Silnik startowy o dużym ciągu działającym w stosunkowo krótkim czasie miał zapewnić imitatorowi niezbędną prędkość zejścia z wyrzutni oraz uzyskanie prędkości maksymalnej ok. 300 m/s. Natomiast silnik marszowy charakteryzujący się długim czasem pracy i niewielkim ciągiem miał za zadanie podtrzymanie uzyskanej prędkości na torze lotu, którą imitator uzyskał w czasie pracy silnika startowego tzn. miał kompensować straty prędkości wynikłe z oporów aerodynamicznych.

W dalszej części artykułu podano prostą metodę określania parametrów konstrukcyjno-balistycznych silnika, polowego pocisku raketowego, sprawdzoną przy projektowaniu silnika startowego imitatora.

3. Określenie parametrów konstrukcyjno-balistycznych raketowego silnika startowego imitatora

3.1. Wybór masy prochowej na ładunek napędowy

W oparciu o analizę produkowanych w kraju paliw raketowych przyjęto na ładunek napędowy silnika masę prochową RSJ-12M-MG. Odpowiadała ona najlepiej wymaganiom stawianym opracowywanemu silnikowi. Posiada odpowiednio niski wykładnik w prawie spalania ($n = 0,143$), co gwarantuje małą wrażliwość parametrów pracy silnika na zmiany parametrów konstrukcyjnych silnika i w związku z tym zapewnia stałość ciśnienia i ciągu w czasie jego pracy. Charakteryzuje się również dość wysokim jak na stałe paliwa jednorodne (nitrocelulozowo-nitroglicerynowe) impulsem jednostkowym $J_1 = 2060$ Ns/kg.

3.2. Określenie masy ładunku napędowego

Na aktywnym odcinku toru lotu (praca silnika) pocisk raketowy (imitator) porusza się pod działaniem siły ciągu. W ogólnym przypadku na lecący imitator działa także siła przyciągania ziemskiego i siła oporu aerodynamicznego.

Z uwagi jednak, na to, że siła ciągu jest dużo większa od pozostałych sił, prędkość maksymalną rakiety w pierwszym przybliżeniu, pomijając wpływ przyciągania ziemskiego i oporu aerodynamicznego określa się z uproszczonego wzoru Ciołkowskiego:

$$V_{\max} = J_1 \cdot \frac{\omega}{q - \frac{\omega}{2}} \quad (1)$$

gdzie:

- V_{\max} - prędkość maksymalna pocisku raketowego,
- J_1 - impuls jednostkowy paliwa raketowego,
- ω - masa ładunku napędowego,
- q - masa startowa pocisku.

Natomiast przy zadanej prędkości maksymalnej jak w przypadku imitatora z wzoru (1), określa się masę ładunku napędowego zapewniającą uzyskanie tej prędkości, po przekształceniu go względem ω :

$$\omega = \frac{V_{\max} \cdot q}{J_1 + \frac{V_{\max}}{2}} \quad (2)$$

Obliczana z wzoru (1), a w tym przypadku podstawiana do wzoru (2) prędkość maksymalna pocisku nie jest przy tych założeniach prędkością rzeczywistą lecz tzw. prędkością idealną (większą od rzeczywistej). Dlatego masę ładunku napędowego obliczoną z wzoru (2) zwiększa się o ok. 10 %. Dokładne wyznaczenie prędkości maksymalnej rakiety z uwzględnieniem wszystkich działających na nią sił i momentów, a więc sprawdzenie czy masa ładunku została prawidłowo dobrana, dokonuje się na późniejszym etapie projektowania pocisku raketowego w oparciu o obliczenia balistyki zewnętrznej lub podczas badań strzelaniem modeli pocisku. Po podstawieniu danych $V_{\max} = 300$ m/s, $q = 70$ kg i $J_1 = 2060$ Ns/kg i po korekcie przyjęto:

$$\omega = 10 \text{ kg}$$

3.3. Określenie kształtu i wymiarów geometrycznych ładunku

Znając masę ładunku, kolejnym krokiem przy opracowywaniu konstrukcji ładunku napędowego silnika raketowego jest określenie kształtu i wymiarów geometrycznych ładunku. Parametry te należy określić biorąc pod uwagę przeznaczenie silnika.

Silnik startowy (ładunek) powinien po pierwsze, zapewnić prawidłowe zejście imitatora z wyrzutni. Ustalono, że aby zejście imitatora z wyrzutni było prawidłowe tzn. nie występowało zjawisko tzw. „przepadania imitatora” czyli znacznego obniżenia wysokości lotu po zejściu z wyrzutni, jego prędkość na końcu wyrzutni dla zakresu temperatur eksploatacyjnych imitatora (zwykle od -40°C do $+50^\circ \text{C}$) powinna być rzędu $30 \div 50$ m/s. Obliczono, że uzyskanie takich prędkości przez imitator o masie 70 kg w krótkim czasie rzędu $0,08 \div 0,1$ s. (czas zejścia z wyrzutni), może zapewnić silnik raketowy osiągający w tym czasie ciąg maksymalny ok. 35 000 N.

Uzyskanie tak wysokiego ciągu, w tak krótkim czasie wymagało przyjęcia ładunku o kształcie charakteryzującym się dużą początkową powierzchnią spalania. Brano również pod uwagę prostotę konstrukcji i łatwość wykonania. Uznano, że takim ładunkiem jest ładunek składający się z 7-miu rurowych łasek prochowych. Współczynnik wypełnienia komory spalania α_k przy tego typu ładunku jest dość wysoki, co przy określonej masie ładunku wpływa na minimalizację długości silnika, więc i jego masy.

Ustalając geometrię ładunku (jednej łaski rurowej) wzięto pod uwagę:

- względy praktyczne tzn. starano się dobrać ładunek obecnie produkowany, co gwarantowało niski koszt jego wykonania (nie było potrzeby opracowania i wykonania nowej matrycy do prasowania ładunku),
- wymagania konstrukcyjne tzn. możliwość umieszczenia w kalibrze imitatora flar zakłócających oraz zestawu smugaczy stanowiących źródło promieniowania.

Dokonując optymalizacji powyższych względów przyjęto wstępnie, że kaliber imitatora powinien wynosić ok. $d = 150$ mm, a średnica zewnętrzna i wewnętrzna ładunku powinny być identyczne jak ładunku rurowego produkowanego do pocisku S-5M tzn. $d_z = 45,6_{-1}$ mm i $d_w = 8,1^{+0,8}$ mm. Natomiast długość przyjętego ładunku musiała być większa niż ładunku S-5M ponieważ pakiet składający się z 7-miu ładunków S-5M ma masę $7 \times 1,13$ kg = 7,91 kg, a jak określono powyżej dla uzyskania wymaganej prędkości maksymalnej imitatora $V_{\max} = 300$ m/s ładunek powinien mieć masę $\omega = 10$ kg. Wykonanie na istniejącej matrycy ładunków dłuższych o ok. 25 % nie stwarzało żadnych problemów technicznych.

Długość ładunku określa się z poniższego wzoru:

$$L = \frac{\omega}{S_{cz_0} \cdot \gamma} \quad (3)$$

gdzie:

- $\omega = 10$ kg - określona masa ładunku,
- $S_{cz_0} = 11074$ mm² - początkowa powierzchnia czołowa ładunku (7-miu lasek),
- $\gamma = 1,6 \cdot 10^{-6}$ kg / mm³ - masa właściwa paliwa.

Po podstawieniu danych, określono, że długość ładunku napędowego powinna wynosić minimum $L = 565$ mm.

Przyjęto zatem wstępnie jako ładunek pakiet 7-miu rurowych lasek prochowych o wymiarach:

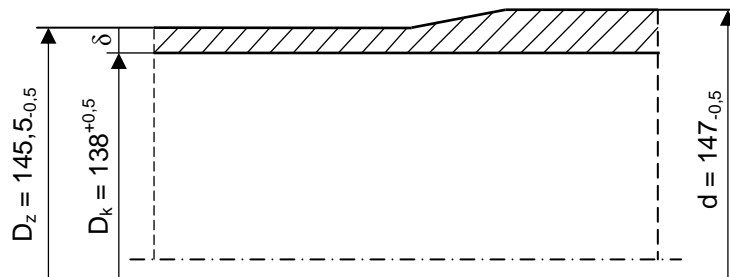
- średnica zewnętrzna $d_z = 45,6_{-1}$ mm,
- średnica wewnętrzna $d_w = 8,1^{+0,8}$ mm,
- długość $L = 570_{-5}$ mm.

3.4. Określenie średnicy wewnętrznej i grubości ścianki komory spalania oraz kalibru imitatora

Projektowanie ładunku napędowego prowadzi się łącznie z opracowywaniem konstrukcji silnika, czyli głównie konstrukcji komory spalania.

Znając wymiary ładunku napędowego, możliwe jest określenie parametrów konstrukcyjnych komory spalania silnika tj. średnicy wewnętrznej komory spalania D_k i wstępnej grubości ścianki silnika δ . Parametry te są konieczne do sprawdzenia czy przyjęte warunki wypełnienia komory spalania ładunkiem i długość ładunku zapewniają stabilną pracę silnika tzn. czy nie została przekroczona graniczna wartość współczynnika przyjętego jako kryterium stabilnej pracy silnika dla tego typu ładunku (pkt 3.5.).

Wychodząc ze średnicy zewnętrznej jednej laski $d_z = 45,6_{-1}$ mm ładunku oraz przyjmując luz umożliwiający włożenie pakietu 7-miu lasek do komory spalania równy 1,2 mm, uwzględniający również rozszerzalność cieplną paliwa, ustalono średnicę wewnętrzną komory spalania $D_k = 138^{+0,5}$ mm. Dążąc do minimalizacji masy startowej imitatora oraz mając na uwadze względy wytrzymałościowe (materiał komory stal stopowa 30HGSA o granicy plastyczności $R_e = 830$ MPa) przyjęto wstępnie minimalną grubość ścianki komory spalania $\delta = 3,2$ mm [3]. Uwzględniając prowadzenie imitatora po wyrzutni określono ostatecznie kaliber imitatora $d = 147_{-0,5}$ mm (rys. 1).



Rys. 1. Kaliber d , grubość ścianki δ , średnica wewnętrzna D_w i średnica zewnętrzna D_z komory spalania imitatora

Określona powyżej wstępna grubość ścianki silnika δ musi zostać zweryfikowana obliczeniami wytrzymałościowymi komory spalania [2].

Po wyznaczeniu długości ładunku i następnie średnicy wewnętrznej komory spalania należy sprawdzić kryterium stabilnej pracy silnika dla tego typu ładunku (spalanie na zewnętrznej i wewnętrznej powierzchni lasek) tzn. należy sprawdzić czy współczynnik Pobiedonoscewa (stosunek powierzchni spalania do odpowiedniego pola przekroju swobodnego przepływu gazów) dla powierzchni zewnętrznej i wewnętrznej ładunku jest zbliżony i nie przekracza określonej wartości dopuszczalnej.

4. Sprawdzenie warunku stabilnej pracy silnika

Konstruktor pocisku raketowego dąży do uzyskania tzw. wysokich warunków ładowania czyli dużego wypełnienia komory spalania ładunkiem napędowym i dużej długości ładunku, co przy założonej masie pocisku pozwala uzyskać większą prędkość pocisku i większą donośność. Tu jednak napotyka na poważne ograniczenia. Zwiększanie gęstości wypełnienia komory ładunkiem możliwe jest jedynie do pewnych granic, których przekroczenie prowadzi do występowania niestabilnego spalania ładunku.

Dlatego po wstępnym ustaleniu parametrów konstrukcyjnych ładunku i komory spalania, konieczne jest sprawdzenie warunku stabilnej pracy silnika.

Na podstawie wielu prac doświadczalnych stwierdzono, że podstawową przyczyną niestabilnego spalania ładunku (nieregularny przebieg krzywych ciśnienia) jest zbyt duża prędkość przepływu gazów wzdłuż palącej się powierzchni ładunku. Profesor Pobiedonoscew sformułował następujący parametr (współczynnik) stabilności spalania, liczbowo zbliżony do wartości maksymalnej prędkości gazów, który znalazł duże zastosowanie praktyczne [1]:

$$\chi = \frac{S_0}{F_{p_0}} \quad (4)$$

gdzie:

- S_0 - początkowa powierzchnia spalania ładunku,
- F_{p_0} - początkowe pole przekroju poprzecznego komory, wolne na przepływ gazów; równe różnicy pola przekroju poprzecznego komory i pola powierzchni czołowej ładunku.

Przy spalaniu ładunków rurowych spalających się na zewnętrznej i wewnętrznej powierzchni, a więc takich, które tworzą pakiet omawianego ładunku napędowego imitatora, odróżnia się współczynnik Pobiedonoscewa dla zewnętrznej χ_z i wewnętrznej χ_w powierzchni ładunku oraz współczynnik sumaryczny χ , które praktycznie zapisywane są w funkcji parametrów geometrycznych ładunku i komory spalania:

$$\chi_z = \frac{4n \cdot d_z \cdot L}{D_k^2 - nd^2} \quad (5)$$

$$\chi_w = \frac{4L}{d_w} \quad (6)$$

$$\chi = \frac{4n \cdot L(d_z + d_w)}{D_k^2 - n(d_z^2 - d_w^2)} \quad (7)$$

gdzie:

$n = 7$ - ilość lasek w pakiecie ładunku imitatora.

Dla tego typu ładunków oraz uwzględniając ciśnienie pracy silnika imitatora ($p_{rob.} = 8,5$ MPa), które ma istotny wpływ na wartość współczynnika Pobiedonoscewa, autor na podstawie własnych badań stacjonarnych silników raketowych na hamowni, przyjął następujące kryterium stabilnej pracy silnika:

$$\chi_z \approx \chi_w \approx \chi \leq \chi_{gr} = 220 \quad (8)$$

Na podstawie wzorów (5, 6, 7) otrzymano: $\chi_z = 162$, $\chi_w = 281$, $\chi = 173$. Wartość χ_w znacznie przekraczała dopuszczalną wartość $\chi_{gr} = 220$. Dlatego też, konieczne było skorygowanie wymiarów ładunku (jednej laski) przy zachowaniu jego masy ($\omega = 10$ kg). Ostatecznie przyjęto następującą geometrię jednej laski:

- średnica zewnętrzna	$d_z = 45,6_{-1}$ mm,
- średnica wewnętrzna	$d_w = 1,2^{+0,8}$ mm,
- długość	$L = 600,5$ mm.

Współczynniki dla skorygowanego ładunku wynosiły: $\chi_z = 170$, $\chi_w = 200$, $\chi = 176$, co spełniało przyjęte kryterium stabilnej pracy silnika (8). Masa ładunku została również zachowana ($\omega = 10,2$ kg).

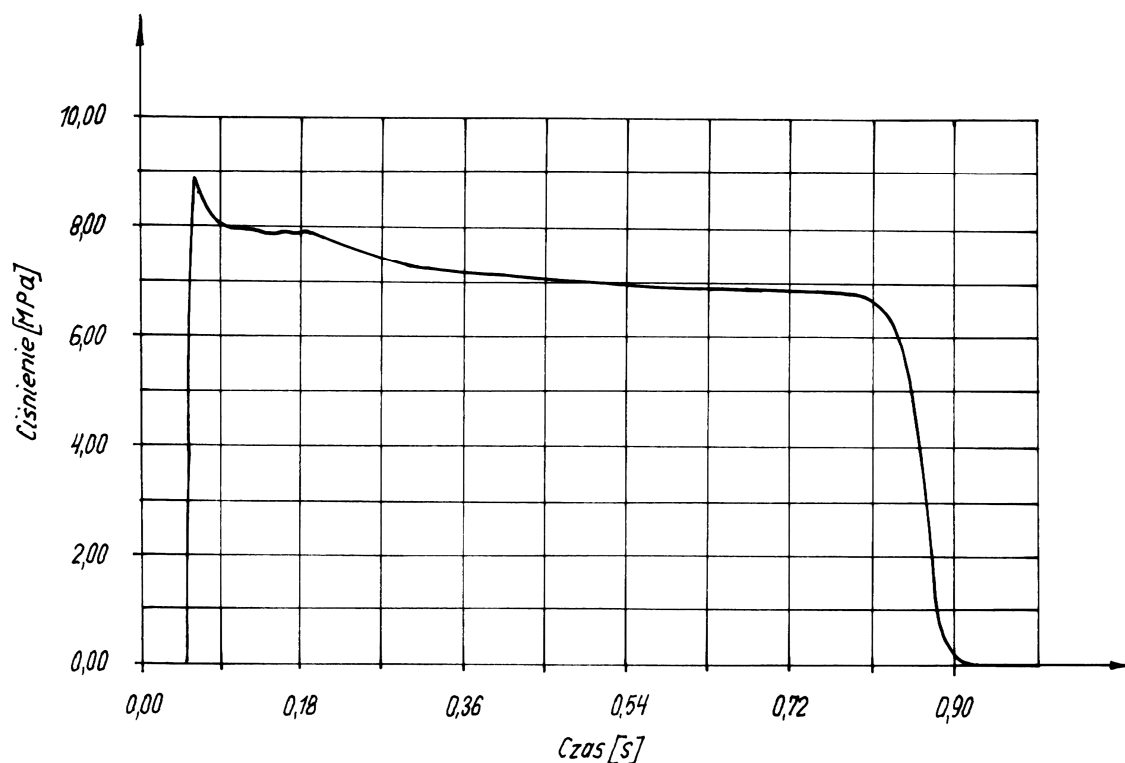
5. Badania stacjonarne i poligonowe ładunku napędowego

Jedynym sposobem sprawdzenia czy parametry konstrukcyjne silnika tj. ładunku napędowego i komory spalania zostały dobrane właściwie jest przeprowadzenie badań modelu zaprojektowanego silnika oraz modelu całego pocisku (imitatora).

W pierwszej kolejności należy wykonać badania stacjonarne silnika na hamowni mające na celu rzeczywiste określenie parametrów jego pracy (ciąg, ciśnienie, czas pracy, ocena stabilności pracy). Badania takie weryfikują praktycznie zastosowaną metodę projektowania

ładunku oraz przyjęte uproszczenia. Pokazują także, czy przyjęte kryterium stabilnej pracy silnika zostało przyjęte właściwie.

Po zakończeniu prac projektowych wykonano model raketowego silnika startowego i przeprowadzono trzy próby stacjonarne silnika na hamowni. Na rys. 2 pokazano jeden z uzyskanych wykresów ciśnienia pracy silnika w funkcji czasu. Charakter wykresu wskazuje, że silnik pracował stabilnie, co wskazuje, że parametry konstrukcyjne ładunku i silnika zostały dobrane prawidłowo.



Rys. 2. Wykres ciśnienia p w czasie pracy silnika startowego ICP-G

Wyniki badań wskazują również, że zaproponowane przez autora kryterium stabilnej pracy silnika (8) jest kryterium wystarczająco poprawnym i może być stosowane w praktyce balistycznego projektowania silników raketowych na paliwo stałe.

Przeprowadzone następnie badania poligonowe imitatora wykazały, że pokazana metoda projektowania ładunku napędowego imitatora, mającego przy założonej masie pocisku zapewnić określoną prędkość maksymalną pocisku, jest z punktu widzenia konstruktora dostatecznie dokładna. Zakładano masę imitatora q ok. 70 kg i prędkość maksymalną $V_{\max} = 300$ m/s. Podczas badań strzelaniem (dwa strzały w temp. normalnej) dla imitatorów o masie $q = 67,45$ i $67,6$ kg uzyskano $V_{\max} = 293$ i 298 m/s. Wyniki badań poligonowych są zatem bardzo zbliżone do określonych analitycznie, co wskazuje na poprawność zastosowanej metody.

6. Podsumowanie

Jako dane wyjściowe przy projektowaniu połowych pocisków raketowych na paliwo stałe przyjmowane są z reguły dwie wielkości: masa startowa pocisku i prędkość maksymalna

pocisku na końcu aktywnego odcinka toru lotu. Mogą być również przyjęte inne wielkości, jak donośność pocisku lub czas lotu, jednak te parametry można sprowadzić do prędkości pocisku.

Dlatego dla konstruktora pocisku raketowego dużą rolę odgrywa znajomość prostej metody szybkiego obliczania (doboru) parametrów ładunku napędowego zapewniającego spełnienie postawionych wymagań. Podana metoda umożliwia już na wstępnym etapie projektowania pocisku raketowego określenie docelowych parametrów ładunku napędowego i silnika tj. masy ładunku, wymiarów geometrycznych, średnicy wewnętrznej komory. Umożliwia również poprzez sformułowane kryterium stabilnej pracy silnika skorygowanie obliczonych wymiarów geometrycznych ładunku. Metoda została zweryfikowana badaniami stacjonarnymi na hamowni i badaniami poligonowymi strzelaniem silników raketowych opracowanych na jej podstawie i może być stosowana w praktyce balistycznego projektowania silników raketowych na paliwo stałe.

Literatura

- [1] J. Weiss, S. Torecki, S. Majewski – “Podstawy teorii i konstrukcji silników raketowych na paliwo stałe”, WAT, Warszawa 1966 r.
- [2] J. Nowicki – „Ocena wytrzymałości komory spalania silnika raketowego na paliwo stałe”, PTU Nr 4/2006 r.
- [3] W. Kozakiewicz – „Balistyka wewnętrzna raket na paliwo stałe”, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa 1962 r.
- [4] I. H. Fahrutdinow – „Rakietnyje dwigateli twierdowo topliwa”, MASZINOSTROJENIE, Moskwa 1981 r.
- [5] J. M. Szapiro, G. J. Mazing, H. E. Prudnikow – „Osnowy projektowanija raket na twierdom topliwie”, WOJENNOJE IZDATELSTWO MINISTERSTWA OBORONY SSSR, Moskwa 1968 r.
- [6] A. M. Siniukow – “Balisticzeskaja rakietna na twierdom topliwie”, WOJENNOJE IZDATELSTWO MINISTERSTWA OBORONY SSSR, Moskwa 1972 r.

DESIGNING AND TESTING OF THE ROCKET BOOST MOTOR PROPELLING CHARGE FOR THE AERIAL TARGET IMITATOR

A designing method for the propelling charge of the rocket motor designated to operate in field conditions is presented in the paper. A practical application of the method is described on the example of the boost motor of the aerial target imitator which is used to live firing of short range antiaircraft missiles. The criteria for the selection of powder mixture of the propelling charge and also the designing specifications of this charge and rocket motor are given. The condition of a stable operation of a motor with the hollowed cylinder charge is also included. Test results of the motor at the stationary test bed and at the live firing on the range are presented to prove the effectiveness of this method for designing solid propellant rocket motors for missiles having a ballistic trajectory.

