

## PRAKTYCZNE OKREŚLANIE PARAMETRÓW BALISTYCZNYCH SILNIKA RAKIETOWEGO NA PALIWO STAŁE

**Streszczenie:** W artykule przedstawiono metodę praktycznego obliczania parametrów balistycznych silnika raketowego na paliwo stałe tj. ciśnienia roboczego w komorze spalania, ciągu, czasu pracy oraz impulsu całkowitego i jednostkowego. Przedstawiono metodę, która dzięki przyjęciu szeregu uproszczeń, pozwala na szybkie określenie tych parametrów z dostateczną dla praktyki dokładnością. Metoda ta łącznie z zasadami określania parametrów konstrukcyjnych silnika (parametry ładunku, komory spalania i zespołu dyszy) podanymi w [1÷4] umożliwia znaczne skrócenie etapu wstępnego projektowania silnika i szybkie przejście do etapu badań stacjonarnych modeli silnika na hamowni, które weryfikują konstrukcję silnika pod względem spełnienia postawionych wymagań balistycznych. Pokazano praktyczne zastosowanie tej metody. Na przykładzie silnika startowego imitatora celu powietrznego ICP-G, przeznaczonego do prowadzenia badań strzelaniem rakiet przeciwlotniczych, pokazano sposób obliczania parametrów balistycznych silnika. Przedstawiono kryteria, przesłanki i zależności umożliwiające, na wstępnym etapie projektowania silnika napędowego imitatora, określenie bardzo zbliżonych do docelowych, parametrów balistycznych silnika. Przedstawiono także wyniki badań stacjonarnych silnika na hamowni potwierdzające praktyczną przydatność tej metody przy balistycznym projektowaniu silników raketowych na paliwo stałe.

## PRACTICAL ASSESSMENT OF SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR BALLISTIC CHARACTERISTICS

**Abstract:** A practical method to calculate ballistic characteristics of solid propellant rocket motors such as burning chamber working pressure, thrust, time of operation, total and specific impulse, was presented in the paper. Presented method due to admission of some simplifications allows for fast determination of above mentioned characteristics and provides an accuracy which is sufficient for practical usage. This method together with principles for determination of motor designing characteristics such as load capacity and specifications of burning chamber and the nozzle, given in [1-4], enables to shorten the motor's initial designing stage to start experiments on the testing bed and verify the fulfilment of earlier set ballistic requirements. The application of this method is illustrated in the paper on the example of a booster motor of the aerial target imitator ICP-G used to test accuracy of anti-aircraft missile self-guided heads at live firings. Some formulations enabling at the initial designing stage the specification of motor ballistic characteristics which comply with the final performance of the motor are included in the paper. Presented experimental results of tests can serve as a confirmation of practical usefulness for proposed method.

### 1. Wstęp

Pracę silnika raketowego na paliwo stałe charakteryzują następujące parametry balistyczne:

- ciśnienie robocze w komorze spalania,  $p_{rob.}$ ,

- siła ciągu,  $R$ ,
- impuls całkowity i jednostkowy,  $J_c, J_1$ ,
- czas pracy,  $\tau$ .

Parametry te zależą od obliczonych (przyjętych) podczas projektowania silnika, jego parametrów konstrukcyjnych tj. kształtu i wymiarów ładunku napędowego [1], wymiarów geometrycznych komory spalania [1÷3] i dyszy [4] oraz właściwości fizyko-chemicznych przyjętego paliwa raketowego. Kompleks tych parametrów określany jest w balistyce wewnętrznej jako tzw. warunki ładowania.

Poniżej na przykładzie projektowania silnika startowego imitatora celu powietrznego ICP-G [1] przedstawiono praktyczny sposób obliczania (wyboru) powyższych parametrów balistycznych silnika raketowego na paliwo stałe. Zasady określania tych parametrów podano dla charakterystycznych temperatur eksploatacyjnych silnika, w kolejności ich wyznaczania podczas projektowania silnika.

Określone parametry balistyczne silnika zostały zweryfikowane podczas badań stacjonarnych modeli silnika na hamowni. W artykule przedstawiono wyniki tych badań.

## 2. Wybór ciśnienia roboczego w komorze spalania

Ciśnienie robocze w komorze spalania jest ciśnieniem, przy którym uzyskuje się wymaganą siłę ciągu. Podczas projektowania silnika dąży się, aby ciśnienie robocze było stałe podczas całego okresu pracy silnika. Jednak uzyskanie stałego ciśnienia jest praktycznie niemożliwe. Ciśnienie rzeczywiste, zazwyczaj w początkowym okresie pracy silnika, różni się znacznie od wymaganego ciśnienia roboczego. Regułą natomiast jest, że ciśnienie rzeczywiste w komorze spalania silnika raketowego na paliwo stałe zawsze asymptotycznie dąży do założonej wartości ciśnienia roboczego [5]. Z tego względu ciśnienie w komorze silnika, nie może być charakteryzowane tylko poprzez podanie wartości ciśnienia roboczego, lecz przedstawia się je w postaci wykresu zmian tego ciśnienia od momentu zapłonu do końca pracy silnika.

W [5] przedstawiono sposób obliczania ciśnienia roboczego dla już zaprojektowanego silnika. Jednak w praktyce, przy projektowaniu silnika, konstruktor zakłada (wybiera) wartość ciśnienia roboczego. Wyboru ciśnienia dokonuje się po przyjęciu (zaprojektowaniu) ładunku napędowego tj. po określeniu wymiarów geometrycznych ładunku i ustaleniu rodzaju paliwa raketowego, z którego ma być wykonany ładunek oraz po określeniu wymiarów komory spalania, lecz przed wyznaczeniem parametrów geometrycznych dyszy [4].

Wyznaczenie ciśnienia roboczego w komorze spalania jest jednym z najbardziej odpowiedzialnych momentów projektowania silnika raketowego na paliwo stałe. Przy wyborze ciśnienia roboczego konstruktor musi wziąć pod uwagę wiele, niekiedy sprzecznych wymagań. Dlatego podanie jakiegokolwiek ogólnej metody wyboru optymalnego ciśnienia roboczego jest praktycznie niemożliwe. Wyboru dokonuje się w oparciu o postawione wymagania taktyczno-techniczne, wydzielając z ogółu wymagań grupę wymagań pierwszoplanowych dla opracowywanego silnika.

Praktycznie wyboru wartości ciśnienia roboczego dokonuje się biorąc pod uwagę następujące względy:

- ciśnienie robocze w skrajnej ujemnej temperaturze eksploatacyjnej silnika (z reguły jest to  $-40^{\circ}\text{C}$ ) powinno przewyższać pewną graniczną (dolną) wartość ciśnienia  $p_{gr}$ , gwarantującego dla przyjętej masy prochowej, stabilne (równomierne) spalanie w tej temperaturze ładunku napędowego,
- maksymalne dopuszczalne ciśnienie robocze określane dla skrajnej dodatniej temperatury eksploatacyjnej silnika (zazwyczaj jest to  $+50^{\circ}\text{C}$ ) nie powinno być zbyt

wysokie, gdyż powoduje to zwiększenie masy silnika (grubości ścianki komory spalania), co obniża efektywność silnika (zmniejsza stosunek masy ładunku do masy pocisku, a więc prędkość maksymalną pocisku i donośność),

- postawione wymagania balistyczne, np. określony czas pracy silnika, siła ciągu lub impuls całkowity; w takim przypadku spełnienie tych wymagań jest podstawowym kryterium wyboru wartości ciśnienia.

Wyboru ciśnienia roboczego przy projektowaniu silnika startowego imitatora ICP-G, dokonano w oparciu o ww. wymagania. Uwzględniając, że dla paliwa RSJ-12M-MG przyjętego na ładunek napędowy [1], dolne ciśnienie graniczne wynosi  $p_{gr} = 3,5$  MPa oraz biorąc pod uwagę wymagania dotyczące silnika startowego: zapewnienie ciągu maksymalnego rzędu 35 000 N oraz czasu pracy poniżej 1 s. [1], przyjęto ciśnienie robocze silnika w temp. +15°C:

$$p_{rob.} = 8,5 \text{ MPa}$$

Natomiast sposób określania ciśnienia roboczego dla pozostałych charakterystycznych temperatur eksploatacyjnych silnika (-40°C oraz +50°C) podano w pkt. 4.

### 3. Określenie czasu pracy silnika

Ładunek napędowy w komorze silnika spala się z tzw. liniową prędkością spalania rozumianą jako prędkość przemieszczania się palącej powierzchni ładunku. Podstawowym założeniem przy określaniu tej prędkości jest przyjęcie, że spalanie ładunku odbywa się równoległymi warstwami w głąb ładunku, z jednakową prędkością we wszystkich kierunkach, prostopadle do palącej się powierzchni.

W przypadku ładunku rurowego (imitator) jest to kierunek promieniowy (paląca się zewnętrzna i wewnętrzna powierzchnia boczna) oraz kierunek osiowy (palące się powierzchnie czołowe).

Teoretycznie liniową prędkość spalania ładunku określa zależność:

$$u = \frac{de}{d\tau} \quad (1)$$

gdzie:

- $e$  - grubość spalonej warstwy ładunku,
- $\tau$  - czas.

W praktyce przy wstępnych obliczeniach (projektowaniu) silnika można przyjąć, że prędkość spalania ładunku jest stała podczas całego czasu jego pracy. Przy takim założeniu czas pracy silnika wyznacza się ze wzoru:

$$\tau = \frac{e_1}{u} \quad (2)$$

gdzie:

- $e_1$  - grubość warstwy palnej ładunku; dla ładunku rurowego  $e_1 = \frac{d_z - d_w}{4}$ ,
- $d_z$  - średnica zewnętrzna ładunku,

$d_w$  - średnica wewnętrzna ładunku.

Liniową prędkość spalania  $u$  określa się, uwzględniając, że zależy ona przede wszystkim od ciśnienia  $p$  w komorze spalania, temperatury początkowej ładunku  $t_0$  oraz od prędkości gazów przepływających wzdłuż palącej się powierzchni ładunku  $w$ . Zależność prędkości od tych czynników, nazywa się prawem szybkości spalania paliwa raketowego i zapisuje w postaci iloczynu trzech funkcji, z których każda zależy od jednego argumentu.

$$u = f(p) \cdot f_1(t_0) \cdot \varphi(w) \quad (3)$$

gdzie:

$f(p)$  - funkcja uwzględniająca zależność prędkości spalania od ciśnienia; tzw. funkcja ciśnieniowa,

$f_1(t_0)$  - funkcja uwzględniająca wpływ temperatury początkowej ładunku; tzw. funkcja temperaturowa,

$\varphi(w)$  - funkcja erozyjna określająca zależność prędkości spalania od szybkości gazów przepływających wzdłuż palącej się powierzchni ładunku.

Podawane w literaturze zależności teoretyczne opisujące te funkcje, mają postać dość skomplikowaną, mało przydatną do obliczeń praktycznych. Z tych względów funkcje te są określane doświadczalnie podczas spalania próbek paliwa raketowego w silnikach balistycznych (możliwość pomiaru przebiegu ciśnienia).

Konstruktor projektujący silnik raketowy ma praktycznie do dyspozycji tylko funkcję ciśnieniową  $f(p)$  podawaną z reguły przez producenta paliwa raketowego przyjętego na ładunek napędowy. Dla paliw jednorodnych (nitrocelulozowo-nitroglicerynowych) oraz zakresu ciśnień 7÷20 MPa funkcję tę zazwyczaj określa się zależnością potęgową:

$$f(p) = u_1 p_{rob}^n \quad (4)$$

gdzie:

$p_{rob}$  - ciśnienie robocze w komorze spalania,

$u_1, n$  - współczynniki doświadczalne zależne od rodzaju paliwa oraz danego zakresu ciśnienia.

Przeprowadzenie badań eksperymentalnych umożliwiających określenie pozostałych funkcji jest kosztowne (konieczność wykonania próbek paliwa i silników balistycznych) i długotrwałe. Stosowane metodyki badań zakładają bowiem oddzielne wyznaczenie poszczególnych funkcji. Dlatego w praktyce nie prowadzi się takich badań, a funkcje te dobiera się w oparciu o pewne uproszczenia możliwe do przyjęcia przy obliczeniach wstępnych silnika. Przyjmuje się, że dla temperatury normalnej  $t_{0N}$  (zwykle + 15°C), funkcja  $f_1(t_0) = 1$ . Zakłada się także, że w przypadku gdy gazy nie przepływają wzdłuż ładunku (np. dla ładunku spalającego się „papierosowo”) funkcja  $\varphi(w)$  jest także równa jedności. Sposób dobrania wartości tych funkcji oraz określania prędkości spalania i czasu pracy silnika dla temperatury normalnej +15°C i skrajnych temperatur eksploatacyjnych przedstawiono na przykładzie obliczeń silnika startowego imitatora ICP-G.

Dla przyjętej masy prochowej RSJ-12M-MG [1] dysponowano tylko zależnością funkcji ciśnieniowej dla temperatury normalnej + 15°C:

$$f(p) = 0,1115 \cdot 10^{-2} p_{rob.}^{0,143} \text{ [m/s]} \quad (5)$$

Fizycznie wartość współczynnika  $u_1 = 0,1115 \cdot 10^{-2} \left[ \left( \frac{m^2}{N} \right)^{0,143} \frac{m}{s} \right]$  jest prędkością spalania

ładunku przy ciśnieniu równym  $p_{rob.} = 1 \left( \frac{N}{m^2} \right)$ . Ponieważ wykładnik potęgi  $n = 0,143$  jest bliski zero, zmiana ciśnienia w granicach  $\pm 20\%$  praktycznie nie wpływa na zmianę funkcji ciśnieniowej (prędkości spalania). Dlatego przyjęto, że wartość tej funkcji jest stała dla całego zakresu temperatur eksploatacyjnych imitatora tj. od  $-40^\circ\text{C}$  do  $+50^\circ\text{C}$ .

Wartość funkcji temperaturowej  $f_1(t_0)$  była nieznana. W takich przypadkach można przyjąć, że dla prochów nitrocelulozowych i typowych ciśnień roboczych, zmiana temperatury ładunku o  $1^\circ\text{C}$  zmienia prędkość spalania o  $0,3\%$  w odpowiednią stronę [6]. Jak podano wcześniej dla temperatury  $+15^\circ\text{C}$ ,  $f_1(t_0) = 1$ .

Natomiast wielkość funkcji erozyjnej  $\varphi(w)$  ustalono w oparciu o obliczoną wartość współczynnika Pobiedonoscewa  $\chi \sim 200$ , który charakteryzuje prędkość przepływających gazów wzdłuż palącej się powierzchni ładunku [1]. Dla takiej wartości  $\chi$ , dla dobrego paliwa, przyjęto, że dla całego zakresu temperatur eksploatacyjnych silnika wartość  $\varphi(w) = 1,1$ .

Uwzględniając powyższe ustalenia obliczono, dla przyjętego  $p_{rob.} = 8,5 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$ , ze wzoru (3) prędkość spalania ładunku dla charakterystycznych temperatur eksploatacyjnych, a następnie ze wzoru (2), obliczono czas pracy silnika dla tych temperatur ( $e_1 = 8,4 \cdot 10^{-3} \text{ m}$ ). Wyniki obliczeń zestawiono w tabeli 1.

Tabela 1

Temp. początkowa ładunku $t_0$ [ $^\circ\text{C}$ ]	Prędkość spalania ładunku $u$ [m/s]	Czas pracy silnika $\tau$ [s]
-40	$10,00 \cdot 10^{-3}$	0,840
+15	$12,00 \cdot 10^{-3}$	0,700
+50	$13,23 \cdot 10^{-3}$	0,635

#### 4. Określenie siły ciągu, impulsu całkowitego i jednostkowego

**Siła ciągu** (zwana w skrócie ciągiem) jest drugą po ciśnieniu podstawową charakterystyką balistyczną silnika raketowego. Jest to poosiowa składowa wszystkich sił ciśnienia działających na całą powierzchnię pocisku raketowego. Działa ona w kierunku przeciwnym do kierunku wypływu gazów z dyszy, powodując ruch rakiety.

Projektując silnik raketowy korzysta się z roboczej postaci wzoru na siłę ciągu:

$$R = \xi \cdot F_{\min} \cdot p_{rob.} \quad (6)$$

gdzie:

$\xi$  - współczynnik ciągu zależny od poszerzenia dyszy, czyli stosunku średnicy wylotowej do średnicy minimalnej  $\frac{d_a}{d_{\min}}$  i własności termodynamicznych paliwa raketowego (wykładnika adiabaty  $k$ ). Przykładowo, dla  $\frac{d_a}{d_{\min}}$  w granicach 1,8÷2,2 oraz  $k = 1,25$ , teoretyczne wartości  $\xi$  wynoszą 1,56÷1,62 [6]. Rzeczywistą wartość tego współczynnika można określić jedynie podczas badań modeli silnika na hamowni, mierząc przebieg ciśnienia i siły ciągu (pkt 5). Dla imitatora ICP-G poszerzenie dyszy wynosi  $\varepsilon = 1,8$  [4], a dla paliwa raketowego RSJ-12M-MG,  $k = 1,25$ . Uwzględniając również konstrukcję silnika do obliczeń przyjęto wartość  $\xi = 1,5$ .

- $F_{\min}$  - pole przekroju minimalnego dyszy; dla imitatora  $F_{\min} = 22 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$  [4]  
 $p_{rob.}$  - ciśnienie robocze w komorze spalania; dla imitatora, dla temperatury  $+15^\circ\text{C}$ , przyjęto ciśnienie  $p_{rob.} = 8,5 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$  (pkt 2), natomiast ciśnienie w temperaturze  $-40^\circ\text{C}$  oraz  $+50^\circ\text{C}$  obliczono na podstawie wzoru (15) podanego w [5] wstawiając w liczniku odpowiednie wartości funkcji temperaturowej  $f_1(t_0)$  i funkcji erozyjnej  $\phi(w)$  określone w pkt. 3. Wyniki podano w tabeli 2.

Określona wg wzoru (6) siłę ciągu silnika startowego imitatora celu powietrznego ICP-G przedstawiono w tabeli 2.

Z wzoru (6) wynika, że ciąg silnika jest wprost proporcjonalny do ciśnienia, czyli charakter wykresu ciągu i ciśnienia jest identyczny (pkt 5, rys. 1). Obliczony ciąg należy traktować jako ciąg średni odpowiadający przyjętemu (obliczonemu) ciśnieniu roboczemu. Natomiast ciąg maksymalny, odpowiadający ciśnieniu maksymalnemu, występujący na początku pracy silnika (po ok. 0,05 s.) jest dla ładunku rurowego (imitator) z reguły o około 20 % wyższy (pkt 5). Ciąg obliczony na przykład, dla temperatury  $+15^\circ\text{C}$  wynosi  $R_{sr} = 28050 \text{ N}$ , czyli ciąg maksymalny  $R_{\max}$  może wynosić ok. 35000 N, co spełnia wymagania postawione w tym zakresie i gwarantuje uzyskanie przez imitator odpowiedniej prędkości zejścia z wyrzutni [1].

**Impuls całkowity silnika** (nazywany również impulsem ciągu)  $J_c$  określa całka z przebiegu siły ciągu w granicach całego okresu pracy silnika, tzn. od  $\tau = 0$  do  $\tau = \tau_c$  (całkowity czas pracy silnika - rys. 1).

$$J_c = \int_0^{\tau_c} R d\tau \quad (7)$$

W obliczeniach wstępnych,  $J_c$  oblicza się mnożąc średni ciąg określony z wzoru (6) przez czas pracy silnika  $\tau$  określony z wzoru (2).

$$J_c = R_{sr} \cdot \tau \quad (8)$$

Impuls całkowity silnika charakteryzuje możliwości energetyczne silnika raketowego; ze wzrostem tego parametru rośnie prędkość pocisku raketowego o danej masie startowej.

**Impuls jednostkowy silnika** (nazywany również impulsem właściwym)  $J_1$  jest charakterystyką silnika, pokazującą jaki impuls przekazywany jest pociskowi raketowemu (rakiecie) przy spaleniu 1 kg masy paliwa. Określa się go, dzieląc impuls całkowity silnika przez masę paliwa  $\omega$ .

$$J_1 = \frac{J_c}{\omega} = \frac{R_{sr} \cdot \tau}{\omega} \quad (9)$$

Zależy przede wszystkim od własności energetycznych paliwa oraz częściowo od konstrukcji silnika i dyszy, a także od ciśnienia zewnętrznego. Dlatego w praktyce  $J_1$  obliczany wg wzoru (9) traktowany jest jako charakterystyka paliwa. Wartości  $J_1$  dla stosowanych stałych paliw raketowych zawierają się w przedziale 1800÷2600 Ns/kg.

W silniku startowym imitatora ICP-G użyto na ładunek ( $\omega = 10,2$  kg) paliwo, którego impuls jednostkowy podany przez producenta wynosił  $J_1 = 2060$  Ns/kg. Jednak uzyskanie takiego impulsu w konstruowanym (rzeczywistym) silniku jest praktycznie niemożliwe. Z uwagi na różnego rodzaju straty, w praktyce uzyskuje się impuls jednostkowy ok. 5÷7 % niższy [pkt 5].

Wyznaczone z powyższych zależności parametry balistyczne silnika startowego imitatora ICP-G dla charakterystycznych temperatur eksploatacyjnych zestawiono w tabeli 2.

Tabela 2

Temperatura początkowa ładunku $t_0$ [°C]	Ciśnienie robocze silnika $p_{rob.}$ [MPa]	Ciąg średni silnika $R_{sr}$ [N]	Impuls całkowity silnika $J_c$ [Ns]	Impuls jednostkowy silnika $J_1$ [Ns/kg]
-40	7,06	23375	19635	1925
+15	8,50	28050	19635	1925
+50	9,37	30920	19635	1925

Po analizie wyników (tabela 1 i 2) uznano, że obliczone (przyjęte) parametry balistyczne silnika powinny zapewnić postawione przed imitatorem wymagania. Oznacza to również, że na tym etapie projektowania silnika jego parametry konstrukcyjne [1÷4] zostały dobrane właściwie i można przystąpić do badań stacjonarnych modeli silnika na hamowni.

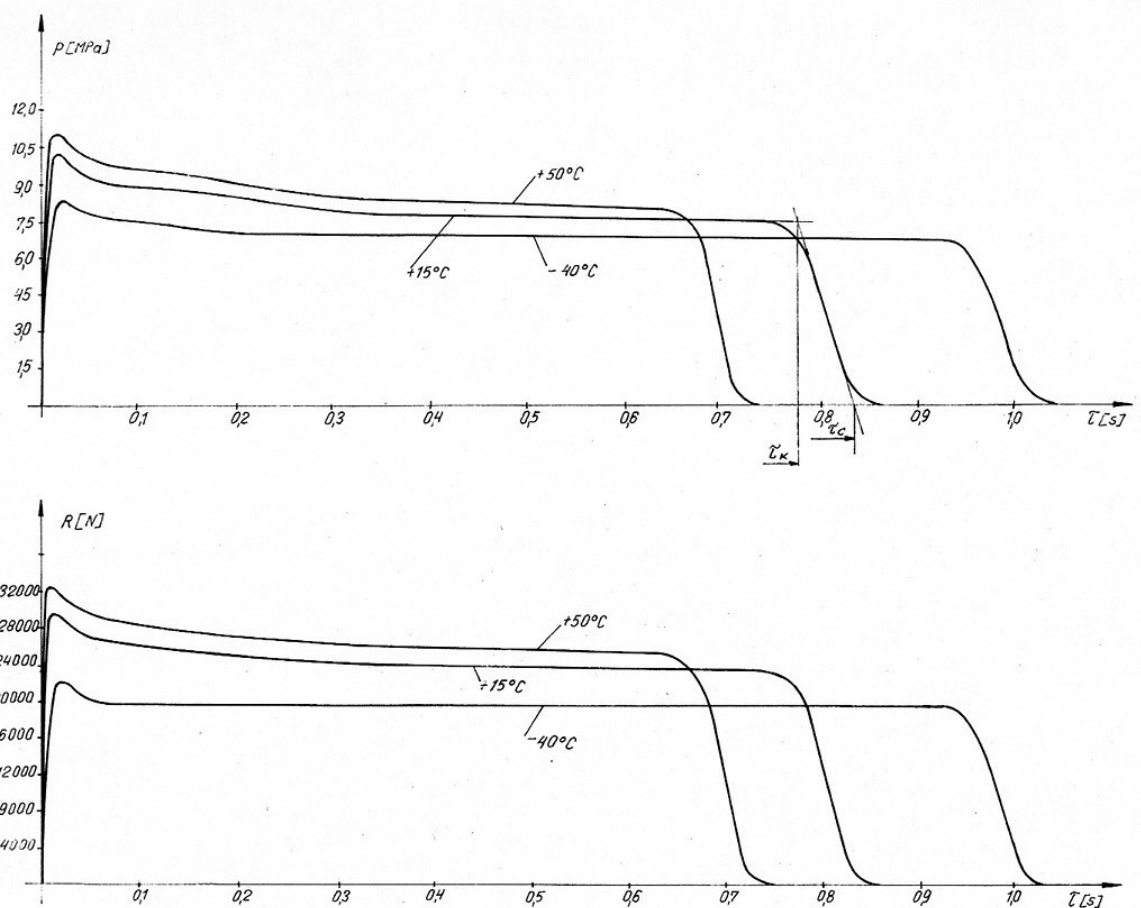
## 5. Badania stacjonarne na hamowni

Po zakończeniu prac projektowych, jedynym sposobem sprawdzenia czy parametry konstrukcyjne silnika zostały dobrane właściwie jest przeprowadzenie badań stacjonarnych modelu zaprojektowanego silnika na hamowni. Badania takie mają na celu rzeczywiste określenie parametrów jego pracy (ciąg, ciśnienie, czas pracy, ocena stabilności pracy). Weryfikują one praktycznie, przyjętą metodykę projektowania silnika, a więc również przedstawiony sposób analitycznego określania jego parametrów balistycznych.

Przeprowadzono dla temperatury ładunku -40°C, +15°C i +50°C po trzy próby stacjonarne silnika na hamowni. Średnia masa pakietu ładunku wynosiła  $\omega = 9,9$  kg. W tabeli 3 zestawiono określone na podstawie tych badań parametry balistyczne silnika (wartości średnie z trzech prób). Natomiast na rys. 1 pokazano charakter przebiegu w czasie ciśnienia oraz ciągu silnika dla każdej temperatury termostatowania.

Tabela 3

L.p.	Parametr balistyczny	Temperatura ładunku $t_0$ [°C]		
		-40	+15	+50
1.	Ciśnienie maksymalne; $p_{\max}$ [MPa]	8,2	9,9	10,0
2.	Ciśnienie robocze (średnie); $p_{rob.}$ [MPa]	6,8	7,7	8,3
3.	Ciąg maksymalny; $R_{\max}$ [N]	21975	28645	32890
4.	Ciąg średni; $R_{sr}$ [N]	19322	23714	27510
5.	Czas spalania ładunku $\tau_k$ [s]	0,936	0,776	0,674
6.	Czas pracy silnika $\tau_c$ [s]	1,016	0,834	0,718
7.	Średni czas pracy silnika; $\tau_{sr} = \frac{\tau_k + \tau_c}{2}$ [s]	0,976	0,805	0,696
8.	Impuls całkowity silnika $J_c$ [Ns]	18860	19090	19150
9.	Impuls jednostkowy silnika $J_1$ [Ns/kg]	1905	1928	1934



**Rys. 1. Charakter przebiegu w czasie ciśnienia  $p$  i ciągu  $R$  silnika startowego ICP-G dla każdej temperatury termostatowania**

Uzyskane rzeczywiste parametry silnika (tabela 3) są zbliżone do określonych analitycznie (tabela 1 i 2). Wartości ciśnienia i ciągu są niższe od obliczeniowych, gdyż ze względów praktycznych nie uwzględniono w obliczeniach różnego rodzaju strat, a głównie strat w dyszy oraz strat ciepłych w komorze spalania. Z tych samych względów określony z



wykresów (rys. 1) rzeczywisty współczynnik ciągu jest niższy niż przyjęty do obliczeń. Na przykład, dla temp.  $+15^{\circ}\text{C}$  uzyskano  $\xi = 1,4$ , a do obliczeń przyjęto  $\xi = 1,5$ .

Dla każdej temperatury uzyskane przebiegi ciśnienia (3 próby) były porównywalne. Silnik podczas wszystkich badań pracował stabilnie. Nie stwierdzono erozji dyszy [4]. Stan elementów silnika po jego pracy wskazywał, że ich konstrukcja jest prawidłowa. Uznano, że można przystąpić do badań poligonowych imitatora. Badania te [1] potwierdziły, że konstrukcja imitatora spełnia postawione wymagania taktyczne.

Wyniki zarówno badań stacjonarnych jak i poligonowych potwierdziły, że przedstawiona metoda obliczania parametrów balistycznych silnika raketowego na paliwo stałe, pozwala na ich określanie z dostateczną dla praktyki dokładnością.

## Literatura

- [1] J. Nowicki – „Projektowanie i badania ładunku napędowego silnika startowego imitatora celu powietrznego ICP-G”, PTU Nr 1/2008 r.
- [2] J. Nowicki – „Ocena wytrzymałości komory spalania silnika raketowego na paliwo stałe”, PTU Nr 4/2006 r.
- [3] J. Nowicki – „Nagrzewanie się ścianek komory spalania silnika raketowego na paliwo stałe”, PTU Nr 4/2007 r.
- [4] J. Nowicki – „Projektowanie i badania zespołu dyszy silnika raketowego na paliwo stałe”, PTU Nr 1/2009 r.
- [5] J. Nowicki – „Ciśnienie pracy w silniku raketowym na paliwo stałe”, PTU Nr 4/2004 r.
- [6] J. Weiss, S. Torecki, S. Majewski – “Podstawy teorii i konstrukcji silników raketowych na paliwo stałe”, WAT, Warszawa 1966 r.
- [7] W. Kurow, J. Dołżanski – „Zasady projektowania pocisków raketowych na paliwo stałe”, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa 1964 r.
- [8] I. H. Fahrutdinow – „Raketnyje dwigateli twierdowo topliwa”, MASZINOSTROJENIE, Moskwa 1981 r.
- [9] J. M. Szapiro, G. J. Mazing, H .E. Prudnikow – „Osnowy projektowanija rakiet na twierdom topliwie”, WOJENNOJE IZDATELSTWO MINISTERSTWA OBORONY SSSR, Moskwa 1968 r.
- [10] A. M. Siniukow – “Balisticzeskaja rakietna na twierdom topliwie”, WOJENNOJE IZDATELSTWO MINISTERSTWA OBORONY SSSR, Moskwa 1972 r.