

## PROJEKTOWANIE I BADANIA ZESPOŁU DYSZY SILNIKA RAKIETOWEGO NA PALIWO STAŁE

**Streszczenie:** Artykuł jest kontynuacją rozważań dotyczących zagadnień związanych z projektowaniem silnika napędowego na paliwo stałe pocisku raketowego [1],[2]. W [1] przedstawiono praktyczną metodę projektowania ładunku napędowego silnika, a w [2] pokazano sposób oceny wytrzymałości komory spalania. Natomiast poniżej podano prosty sposób projektowania kolejnego ważnego elementu silnika tj. zespołu dyszy. Również na przykładzie silnika startowego imitatora celu powietrznego ICP-G [1] pokazano kolejne etapy projektowania (obliczania) dyszy. Przedstawiono także wyniki badań stacjonarnych silnika na hamowni potwierdzające praktyczną przydatność tej metody.

## SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR NOZZLE DESIGN AND TEST

**Abstract:** The paper is a continuation of considerations linked with the designing of a solid propellant rocket motor [1], [2]. A practical designing method for motor propelling charge is presented in [1] and a way for assessment of burning chamber is included in [2]. A simple designing method for the nozzle unit is presented in the hereby paper. Particular stages of nozzle designing process are referred to the example of the starting motor of the aerial target imitator ICP-G [1]. The results of tests carried out on a motor testing bed confirm the suitability of proposed method.

### 1. Wstęp

Zespół dyszy wraz z komorą spalania i umieszczonym w niej ładunkiem napędowym są podstawowymi częściami składowymi silnika raketowego na paliwo stałe. Dysza jest elementem silnika raketowego, w którym zachodzi zamiana energii potencjalnej gazów powstałych podczas spalania ładunku napędowego na energię kinetyczną strumienia gazów z niej wypływającego. Parametry konstrukcyjne dyszy, przy przyjętym ładunku napędowym (rodzaj paliwa, typ, wymiary), mają decydujący wpływ na charakterystyki balistyczne silnika tj. na ciśnienie pracy i ciąg.

Projektowanie zespołu dyszy jest zatem jednym z najbardziej odpowiedzialnych etapów opracowania konstrukcji silnika raketowego. Dlatego celowym wydaje się pokazanie jakie problemy związane z opracowaniem zespołu dyszy stoją przed konstruktorem silnika raketowego. Poniżej na przykładzie silnika startowego imitatora celu powietrznego ICP-G [1] przedstawiono kolejne etapy projektowania zespołu dyszy tj. wybór rodzaju dyszy, materiału dyszy oraz określenie parametrów geometrycznych dyszy.

## 2. Wybór rodzaju zespołu dyszy

Poprzez tzw. zespół dyszy silnika raketowego na paliwo stale rozumie się dno tylne komory spalania, dyszę oraz ruszt. Zespoły dyszy (pomijając ruszt) są z reguły wykonywane w postaci dna z pojedynczą dyszą centralną (wkręcaną w dno lub stanowiącą z dnem jedną całość) lub jako dno z kilkoma dyszami (wkręcanymi lub wykonanymi bezpośrednio w dnie); jest to tzw. blok dysz. Wybierając dla projektowanego silnika jeden z tych wariantów należy w pierwszej kolejności mieć na uwadze:

- przeznaczenie (założony układ konstrukcyjny) pocisku,
- przyjęty rodzaj stabilizacji pocisku (brzechwowa, obrotowa),
- wymagania ZTT odnośnie masy, długości oraz donośności i rozrzutu.

Dla typowych balistycznych pocisków raketowych stabilizowanych brzechwowo wybiera się wariant zespołu dyszowego z jedną dyszą centralną (np. M-21OF). Natomiast przy projektowaniu pocisku ze stabilizacją obrotową, należy zawczasu przewidzieć zastosowanie bloku dysz (np. M-14OF). Wpływ kalibru pocisku na wybór rodzaju zespołu dyszy jest mniej istotny. Można tylko powiedzieć, że pociski kalibru 80÷100 mm wykonuje się z reguły z jedną dyszą centralną. W pociskach kalibru większego od 100 mm zespół dyszy może być wykonany z dnem z wieloma dyszami lub z jedną dyszą centralną.

Przyjęcie bloku dysz zamiast dyszy centralnej ma pewne istotne zalety. Podstawowa to możliwość zmniejszenia długości dyszy, a tym samym zmniejszenia długości oraz masy pocisku (szczególnie jest to istotne dla pocisków o dużych kalibrach). Wykonanie jednolitego bloku dysz (dysze wykonane bezpośrednio w dnie) pozwala na zmniejszenie praktycznie do zera mimośrodowości (asymetrii) siły ciągu silnika, co poprawia skupienie pocisku. Jednak wykonanie takiego bloku dysz jest trudniejsze technologicznie, więc dużo droższe. W takim przypadku wadliwe wykonanie jednej dyszy powoduje wybrakowanie całego bloku. Dlatego, z reguły wybiera się wariant gdy dysze są wkręcane w dno.

Oczywiście podstawowym elementem składowym zespołu dyszy jest dysza. W silnikach napędowych typowych balistycznych pocisków raketowych (artyleria raketowa) stosuje się dysze ze stałą wielkością przekroju krytycznego (minimalnego) tzn. nie ma możliwości jego regulowania (tzw. dysze proste). Natomiast w pociskach, dla których podstawowym wymaganiem jest powtarzalność trajektorii (niewielki rozrzut) dla całego zakresu temperatur eksploatacji pocisku (z reguły od  $-40^{\circ}\text{C}$  do  $+50^{\circ}\text{C}$ ), stosowane są dysze z możliwością regulacji przekroju krytycznego. Takie rozwiązanie pozwala ograniczyć niekorzystne zjawisko zmian ciśnienia w komorze spalania, w zależności od temperatury początkowej ładunku. Są silniki, do których stosuje się wymienne dysze o różnych średnicach minimalnych. Jest to tzw. regulacja stopniowa (skokowa). Wadą takiego rozwiązania jest konieczność wyposażania każdego silnika w komplet wymiennych dysz. W komplecie znajdują się dysze, których średnice minimalne są obliczone z reguły dla trzech zakresów temperatur: od  $-40^{\circ}\text{C}$  do  $-15^{\circ}\text{C}$ , od  $-15^{\circ}\text{C}$  do  $+15^{\circ}\text{C}$ , od  $+15^{\circ}\text{C}$  do  $+50^{\circ}\text{C}$ . Innym bardziej skomplikowanym technicznie rozwiązaniem są dysze z regulacją ciągłą. W takim przypadku dla każdej temperatury początkowej ładunku, możliwe jest ustawienie, odpowiadającego jej pola przekroju minimalnego dyszy.

Projektując zespół dyszowy silnika startowego imitatora celu powietrznego ICP-G brano pod uwagę powyższe przesłanki. Przyjęto zespół dyszy jako dno tylne z jedną dyszą centralną stanowiącą jedną całość. Na przyjęcie takiego rozwiązania decydujący wpływ miało założenie, że imitator będzie stabilizowany brzechwowo oraz niezbyt ostre wymagania odnośnie masy i długości pocisku.

### 3. Ustalenie materiału dyszy

Dla konstruktora wybór materiału dyszy stanowi dość trudne zagadnienie. Warunki pracy dyszy są bardzo trudne. Strumień gazów przepływających przez dyszę osiąga temperaturę niekiedy 3500°C oraz dużą prędkość i wysokie ciśnienie. Powoduje to znaczne nagrzewanie się dyszy. Najbardziej obciążony działaniem tych czynników jest odcinek dyszy obejmujący przekrój minimalny, w którym z tego powodu, może wystąpić zjawisko erozji dyszy. Erozja dyszy wynika z mechanicznego oddziaływania strumienia gazów na powierzchnię ścianki dyszy nagrzanej do temperatury, przy której zanikają wiązania cząstek metalu. W efekcie następuje wymycie cząstek metalu i wyrzucenie ich na zewnątrz, co powoduje zwiększenie przekroju minimalnego dyszy.

Erozja dyszy jest tym większa im większa jest temperatura i gęstość gazów oraz czas pracy silnika, oraz im gorszy jest materiał i większa chropowatość powierzchni. Erozji zapobiega się poprzez stosowanie odpowiednich odpornych na wysoką temperaturę materiałów, a nawet poprzez chłodzenie dyszy.

W praktyce podstawowym kryterium doboru materiału na dysze jest czas pracy silnika. Dla silników o krótkim czasie pracy (nie przekraczającym 3 s.) dysze wykonuje się ze stali węglowych, niskostopowych lub stopowych przeznaczonych do ulepszenia cieplnego. Natomiast w silnikach o dłuższym czasie pracy dysze wykonuje się ze stali wyższej jakości (np. ze stali żaroodpornych) lub dysza na odcinku przekroju minimalnego zawiera wkładkę wykonaną z materiału ceramicznego, specjalnie obrobionego grafitu lub innego odpornego na działanie temperatury materiału. Wkładkę otrzymuje się drogą prasowania lub metodami metalurgii proszków.

Projektując silnik startowy imitatora ICP-G, przy wyborze materiału dyszy oparto się również głównie o kryterium czasu pracy silnika. Czas ten określono podczas obliczeń balistyki wewnętrznej silnika. Dla temperatury +15°C wynosi on  $\tau = 0,8$  s. Ponieważ jest on stosunkowo krótki (nie przekracza 1 s), jako materiał dyszy przyjęto stal stopową konstrukcyjną do ulepszenia cieplnego 30HGSA wg. PN/H-84030.

### 4. Określenie wymiarów geometrycznych dyszy

Parametry konstrukcyjne dyszy silnika mają przy przyjętym rodzaju ładunku napędowego decydujący wpływ na balistykę wewnętrzną silnika raketowego.

Przystępując do projektowania dyszy silnika, należy brać pod uwagę, że jej konstrukcja powinna zapewnić:

- wielkość przyjętego ciśnienia w komorze spalania, które przy ustalonych parametrach konstrukcyjnych ładunku i komory spalania (warunkach ładowania) określa się wielkością przekroju minimalnego dyszy,
- odpowiedni stopień rozprężania się gazów gwarantujący uzyskanie możliwie największego impulsu jednostkowego, co jest związane z odpowiednim doбором kształtu części wylotowej dyszy,
- minimalną asymetrię ciągu (współosiowość wszystkich części dyszy),
- technologiczność wykonania.

Teoretycznie najbardziej ekonomiczną powinna być dysza, która zapewniłaby całkowite rozprężenie gazów od ciśnienia roboczego w komorze spalania  $p_{rob.}$  do ciśnienia na wyjściu z dyszy (w przekroju wylotowym)  $p_a$  równego ciśnieniu atmosferycznemu  $p_z$  panującemu na zewnątrz silnika. Jednak taka dysza, musiałaby posiadać bardzo długą część naddźwiękową, a więc i dużą masę. W rzeczywistych silnikach ciśnienie w przekroju wylotowym jest większe od ciśnienia zewnętrznego ( $p_a > p_z$ ). Z reguły przyjmuje się  $p_a = 0,4 \div 0,7$  MPa.

W ten sposób traci się nieznacznie na prędkości wypływu gazów, lecz uzyskuje się istotne zmniejszenie masy i gabarytów silnika.

Projektowanie dyszy silnika sprowadza się do ustalenia jej wymiarów geometrycznych. W pierwszej kolejności określa się średnicę minimalną (krytyczną) dyszy  $d_{\min}$ , następnie średnicę wylotową  $d_a$  i w dalszej kolejności pozostałe wymiary.

#### 4.1. Określenie średnicy minimalnej (krytycznej) dyszy

Podstawowym parametrem konstrukcyjnym dyszy, a również silnika, jest średnica minimalna dyszy  $d_{\min}$ , która określa przekrój minimalny  $F_{\min}$  (krytyczny) dyszy. Wartość  $d_{\min}$  ( $F_{\min}$ ) przy przyjętym ładunku (określona początkowa powierzchnia spalania ładunku  $S_0$ ) determinuje (głównie od niej zależy) ciśnienie pracy silnika. Wyznacza się ją z tzw. współczynnika „zacisku” dyszy  $K_N$ , który z jednej strony określony jest poprzez parametry balistyczne silnika (oblicza się go przekształcając względem niego zależność na ciśnienie robocze w komorze spalania [3]), a z drugiej strony poprzez parametry konstrukcyjne silnika tj. poprzez stosunek początkowej powierzchni spalania ładunku  $S_0$  do przekroju minimalnego dyszy  $F_{\min}$ :

$$K_N = \frac{p_{rob.}^{1-n} \cdot C_D}{u_1 \cdot \gamma} \quad (1)$$

$$K_N = \frac{S_0}{F_{\min}} \quad (2)$$

Z wzoru (1) oblicza się  $K_N$  następnie z wzoru (2) wyznacza się  $F_{\min}$  i ostatecznie  $d_{\min}$ :

$$d_{\min} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\min}}{\pi}} \quad (3)$$

Z powyższych wzorów wynika, że przy projektowaniu silnika, wyznaczenie średnicy minimalnej dyszy jest możliwe, dopiero po przyjęciu (zaprojektowaniu) ładunku napędowego tj. po określeniu wymiarów geometrycznych ładunku ( $S_0$ ) i ustaleniu rodzaju paliwa rakietowego, z którego ma być wykonany ładunek -  $n, u_1, \gamma$  [1] oraz po wyborze (założeniu) ciśnienia pracy silnika  $p_{rob.}$ .

W powyższy sposób określono średnicę minimalną dyszy  $d_{\min}$  silnika startowego imitatora ICP-G. Obliczenia przeprowadzono dla następujących danych:

$p_{rob.}$	$= 8,5 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$	- przyjęte ciśnienie robocze silnika,
$\gamma$	$= 1,6 \cdot 10^4 \text{ N/m}^3$	- masa właściwa paliwa,
$u_1$	$= 0,1115 \cdot 10^{-2} (\text{m}^2/\text{N})^n \text{ m/s}$	- współczynniki charakteryzujące prędkość spalania masy prochowej RSI-12M-MG,
$n$	$= 0,143$	
$C_D$	$= 7,3 \cdot 10^{-3} \text{ 1/s}$	- współczynnik wydatku sekundowego,
$S_0$	$= 0,7813 \text{ m}^2$	- początkowa powierzchnia spalania ładunku napędowego.

Podstawiając ww. dane określono współczynnik  $K_N = 355$ , a następnie pole przekroju minimalnego dyszy  $F_{\min} = 22 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$ . Ponieważ przyjęto jedną dyszę centralną (pkt 2) jej średnica minimalna wyniosła:

$$d_{\min} = 53^{+0,1} \text{ mm}$$

#### 4.2. Określenie średnicy wylotowej dyszy

Średnica przekroju wylotowego dyszy  $d_a$  jest drugim ważnym parametrem konstrukcyjnym dyszy. Jej wielkość dla wyznaczonej  $d_{\min}$  dobiera się podczas projektowania, w zależności od przyjętego (założonego) poszerzenia dyszy czyli od stosunku średnicy wylotowej  $d_a$  do średnicy minimalnej  $d_{\min}$ .

$$\varepsilon = \frac{d_a}{d_{\min}} \quad (4)$$

Od określonej wzorem (4) charakterystyki konstrukcyjnej silnika czyli od geometrii części naddźwiękowej dyszy zależą w dużym stopniu takie jego parametry balistyczne jak ciąg i impuls jednostkowy. Przy określonych parametrach balistyczno-konstrukcyjnych silnika ciąg i impuls jednostkowy mogą być powiększone tylko poprzez zmianę poszerzenia dyszy.

W praktyce najczęściej stosowane są dysze z poszerzeniem  $\varepsilon = 1,5 \div 2,5$ . Dobierając poszerzenie dyszy należy z jednej strony uwzględnić warunek nie odrywania się strumienia od ścianki dyszy, co ogranicza maksymalną wartość kąta rozwarcia dyszy wielkością  $\alpha = 18 \div 30^\circ$ . Z drugiej strony kąt ten nie może być zbyt mały, gdyż prowadzi to do zwiększenia długości dyszy, jej masy, a więc również masy silnika.

Natomiast dysze z dużymi poszerzeniami stosuje się stosunkowo rzadko, ponieważ straty wypływu gazów w takich dyszach obniżają efekt zwiększenia ciągu i impulsu jednostkowego ze wzrostem  $\varepsilon$ . Można nawet zauważyć obniżenie balistycznych charakterystyk silnika przy dyszach z  $\varepsilon > 3 \div 4$ , ponieważ przyrost siły ciągu w takich dyszach niekiedy nie wyrównuje jego spadku związanego ze zwiększeniem masy konstrukcji silnika (pocisku)

Dla silnika startowego imitatora ICP-G na podstawie powyższych wymagań oraz ze względów konstrukcyjnych przyjęto kąt rozwarcia dyszy  $\alpha = 24^\circ$  oraz poszerzenie dyszy  $\varepsilon = 1,8$ . Następnie ze wzoru (4) obliczono średnicę wylotową dyszy  $d_a$ .

$$d_a = \varepsilon \cdot d_{\min} = 95^{+0,5} \text{ mm}$$

#### 4.2. Wyznaczenie pozostałych wymiarów dyszy

W silnikach raketowych na paliwo stałe dysze wykonuje się w postaci dwóch stożków ściętych, połączonych mniejszymi podstawami poprzez odcinek cylindryczny o średnicy  $d_{\min}$  (rys. 1).

Długość części naddźwiękowej dyszy (stożka wylotowego) przy przyjętym poszerzeniu i kącie rozwarcia dyszy oblicza się z wzoru:

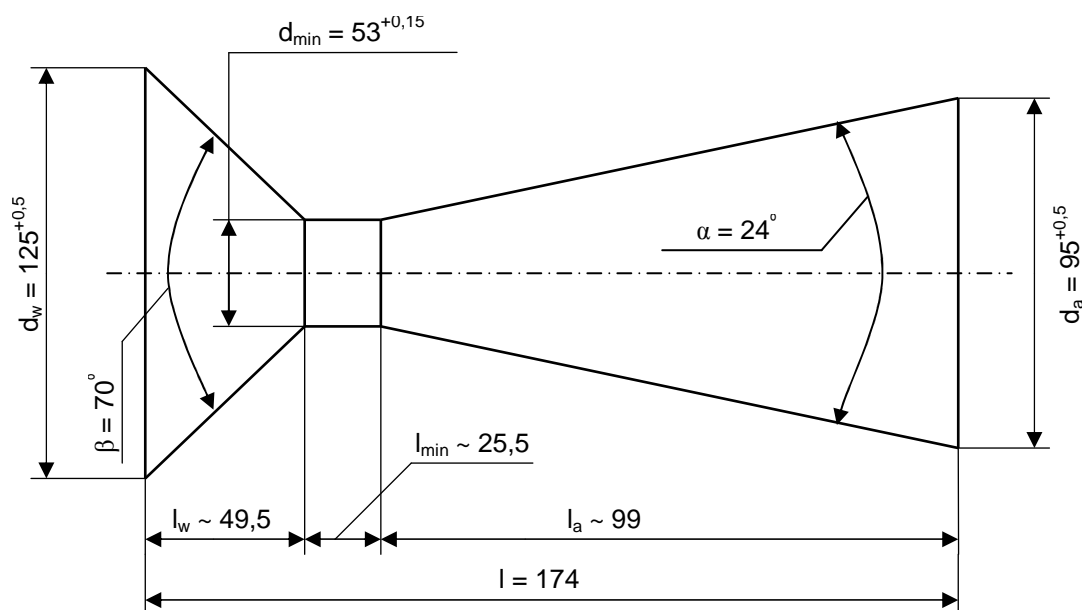
$$l_a = \frac{d_a - d_{\min}}{2 \cdot \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}} \quad (5)$$

Trzeciej średnicy dyszy tj. średnicy wlotowej części poddźwiękowej  $d_w$  nie oblicza się, lecz przyjmuje się ją ze względów konstrukcyjnych. Praktycznie nie oblicza się również pozostałych wymiarów liniowych dyszy czyli długości stożka wlotowego  $l_w$  i długości odcinka cylindrycznego  $l_{min}$ , lecz przyjmuje się je przy projektowaniu.

Dobierając  $l_w$  należy mieć na uwadze, że nie powinna ona być mniejsza niż 10÷20 mm, a kąt stożka wlotowego powinien zawierać się w granicach  $\beta = 60\div 100^\circ$ . Taki stosunek elementów stożka wlotowego zapewnia kształtowanie się strumienia na wejściu do dyszy z najmniejszymi stratami, przy stosunkowo niewielkiej długości stożka wlotowego.

Natomiast długość części cylindrycznej powinna być mniejsza od średnicy minimalnej  $l_{min} \leq d_{min}$ , jednak nie powinna być mniejsza od 3÷10 mm. Wymiar ten przyjmuje się mając na uwadze dwa podstawowe wymagania: produkcyjno-technologiczne i eksploatacyjne. Względem wykonawczym, to konieczność przyjęcia odcinka przekroju minimalnego dyszy w kształcie walca, gdyż tylko w takim przypadku możliwe jest wykonanie go w wysokiej klasie dokładności. Natomiast wymagania eksploatacyjne dotyczące  $l_{min}$  związane są z tym, że taki kształt przekroju minimalnego zmniejsza zjawisko erozji dyszy, które prowadzi do obniżenia ciśnienia w komorze spalania, w wyniku czego parametry pracy silnika są inne od przyjętych (obliczonych).

W oparciu o powyższe wymagania oraz mając na uwadze wymagania konstrukcyjne, określono wszystkie pozostałe wymiary ( $d_{min}$  i  $d_a$  wyznaczono wcześniej) dyszy silnika startowego imitatora ICP-G. Schemat zaprojektowanej dyszy pokazano na rys. 1.



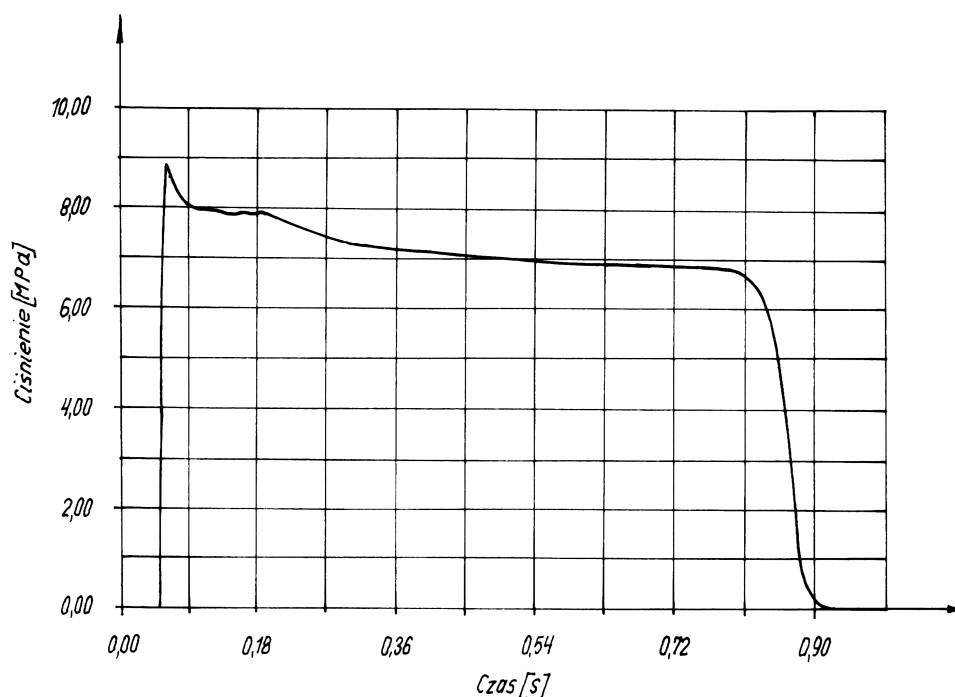
Rys. 1. Schemat dyszy silnika startowego imitatora ICP-G

## 5. Badania stacjonarne zespołu dyszy

Po zakończeniu prac projektowych, jedynym sposobem sprawdzenia czy parametry konstrukcyjne dyszy zostały dobrane właściwie jest przeprowadzenie badań stacjonarnych modelu zaprojektowanego silnika na hamowni. Badania takie mają na celu rzeczywiste okre-

ślenie parametrów jego pracy (ciąg, ciśnienie, czas pracy, ocena stabilności pracy). Weryfikują one praktycznie, przyjętą metodykę projektowania silnika, a więc również przedstawiony sposób projektowania zespołu dyszy.

Przeprowadzono trzy próby stacjonarne silnika na hamowni (temp. ładunku  $+15^{\circ}\text{C}$ ). Na rys. 2 pokazano jeden z uzyskanych wykresów ciśnienia pracy silnika w funkcji czasu.



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

Określone z wykresu rzeczywiste ciśnienie robocze (średnie na odcinku roboczym) wynosi  $p_{rob} = 7,3$  MPa. Jest ono o 1,2 MPa (14 %) niższe od ciśnienia założonego (8,5 MPa). Wynika to z przyjętego założenia, że powierzchnia spalania ładunku w czasie pracy silnika jest wielkością stałą równą  $S_0$  (początkowa powierzchnia spalania). W rzeczywistości spalanie ładunku (siedem rurowych lasek prochowych) jest lekko degresywne, co oznacza, że powierzchnia spalania nieznacznie maleje podczas pracy silnika [3]. Przy stałym przekroju minimalnym dyszy maleje również współczynnik  $K_N$ , a więc także ciśnienie.

Po badaniach na hamowni możliwa jest korekta wielkości przekroju minimalnego (średnicy) dyszy. W tym przypadku, aby uzyskać założone ciśnienie, należałoby odpowiednio zmniejszyć średnicę krytyczną dyszy. Ponieważ uzyskane ciśnienie było nieznacznie niższe od założonego i przeprowadzone również w skrajnych temperaturach eksploatacyjnych ( $-40^{\circ}\text{C}$  i  $+50^{\circ}\text{C}$ ) badania wykazały, że silnik, w całym zakresie tych temperatur, pracuje stabilnie; uznano, że średnica dyszy została określona prawidłowo. Potwierdziły to przeprowadzone następnie badania poligonowe strzelaniem imitatora [1].

## 6. Podsumowanie

Projektowanie zespołu dyszy jest jednym z najbardziej odpowiedzialnych etapów opracowania konstrukcji silnika raketowego na paliwo stałe. Dlatego dla konstruktora silnika dużą rolę odgrywa znajomość prostej metody szybkiego obliczania (doboru) parametrów zespołu dyszy, zapewniającego spełnienie postawionych wymagań. Podana metoda umożliwia już na wstępnym etapie projektowania silnika raketowego określenie, z dostateczną dokład-

nością, docelowych parametrów zespołu dyszy silnika tj. rodzaju, materiału oraz wymiarów geometrycznych dyszy. 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. 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 – „Ciśnienie pracy w silniku raketowym na paliwo stałe”, PTU Nr 4/2004 r.
- [4] J. Weiss, S. Torecki, S. Majewski – „Podstawy teorii i konstrukcji silników raketowych na paliwo stałe”, WAT, Warszawa 1966 r.
- [5] W. Kurow, J. Dołżanski – „Zasady projektowania pocisków raketowych na paliwo stałe”, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa 1964 r.
- [6] I. H. Fahrutdinow – „Raketnyje dwigateli twierdowo topliwa”, MASZINOSTROJENIE, Moskwa 1981 r.
- [7] J. M. Szapiro, G. J. Mazing, H .E. Prudnikow – „Osnowy projektowanija raket na twierdom topliwie”, WOJENNOJE IZDATELSTWO MINISTERSTWA OBORONY SSSR, Moskwa 1968 r.
- [8] A. M. Siniukow – „Balisticzeskaja rakieta na twierdom topliwie”, WOJENNOJE IZDATELSTWO MINISTERSTWA OBORONY SSSR, Moskwa 1972 r.



