

Metodyka badań liniowej szybkości spalania stałych paliw raketowych

Krzysztof Szymczak, Tomasz Gawor, Tomasz Wolszakiewicz

Instytut Przemysłu Organicznego, Warszawa, Pracownia Badań Balistycznych w Pionkach

Streszczenie: Ogólne pojęcie spalania paliwa raketowego rozumiane jest jako ciąg powiązanych ze sobą procesów fizykochemicznych, w wyniku których paliwo jako faza stała ulega przeistoczeniu w gazowe produkty spalania z jednoczesnym wydzieleniem ciepła.

Jedną z podstawowych charakterystyk stałego paliwa raketowego jest szybkość spalania, równa prędkości przemieszczania się odpowiedniego frontu płomienia w głąb fazy stałej, prostopadle do palącej się powierzchni. Powierzchnia ta znajduje się w otoczeniu gazowych produktów spalania o wysokiej temperaturze i odpowiednim ciśnieniu, które z pewną prędkością przepływają wzdłuż ładunku w stronę dyszy.

Przedstawiono matematyczny aspekt związany z wpływem tych czynników na wartość liniowej szybkości spalania stałych paliw raketowych, wykorzystując modele spalania: ustalony i nieustalony.

Doświadczalnie porównano uzyskane wyniki szybkości spalania, w oparciu o sposób definiowania czasu palenia badanej próbki oraz postać funkcji ciśnieniowej.

1. Wstęp

Jedną z podstawowych charakterystyk stałego paliwa raketowego jest szybkość spalania równa prędkości przemieszczania się frontu płomienia w głąb fazy stałej, prostopadle do palącej się powierzchni. Powierzchnia ta znajduje się w otoczeniu gazowych produktów spalania o wysokiej temperaturze i odpowiednim ciśnieniu, które przepływają wzdłuż ładunku w stronę dyszy [1].

W niniejszej pracy omówiono wpływ tych czynników na wartość liniowej szybkości spalania stałych paliw raketowych, wykorzystując modele spalania (ustalony i nieustalony).

Doświadczalnie porównano uzyskane wyniki szybkości palenia w oparciu o sposób definiowania czasu palenia badanej próbki oraz postać funkcji ciśnieniowej.

1.1. Modele spalania

Proces palenia jest złożonym zjawiskiem fizycznym. Do jego dokładnego opisu konieczne jest uwzględnienie wielu czynników, które niejednokrotnie trudno jest wyznaczyć. W związku z tym powstały modele upraszczające opis tego procesu.

1.1.a. Spalanie oparte na modelu ustalonym

Proces spalania stałych paliw raketowych ze względu na jego złożoność może być rozpatrywany jako spalanie ustalone, tzn. takie w którym występują następujące założenia:

- masa paliwa jest jednorodna pod względem fizycznym i chemicznym;
- na powierzchni paliwa działa jedynie obciążenie mechaniczne, wywołane przez ciśnienie gazowych produktów spalania;
- strefa reakcji rozkładu nie jest zakłócana przez zewnętrzne czynniki;
- front płomienia przemieszcza się ze stałą prędkością, równoległymi warstwami w głąb paliwa;
- gazy otaczające palącą się powierzchnię paliwa nie zmieniają swoich parametrów w czasie i są jednakowe we wszystkich równo oddalonych punktach od powierzchni spalania [1,2].

Jeżeli spełnione są powyższe założenia, to szybkość spalania u danego paliwa będzie zależeć od jego temperatury początkowej T_p oraz od parametrów opisujących fazę gazową, a mianowicie od ciśnienia produktów spalania p oraz od prędkości ich przepływu wzdłuż palącej się powierzchni w .

Ogólną zależność tych parametrów określa prawo szybkości spalania:

$$u = u(T_p, p, w)$$

Do celów praktycznych powyższa zależność występuje w postaci iloczynu trzech funkcji każdego z argumentów:

- $f_i(T_p)$ – temperaturowej

- $f(p)$ – ciśnieniowej

- $\varphi(w)$ – erozyjnej

$$u = f_i(T_p) \cdot f(p) \cdot \varphi(w)$$

Funkcja ciśnieniowa:

$$f(p) = A \cdot p^n + B$$

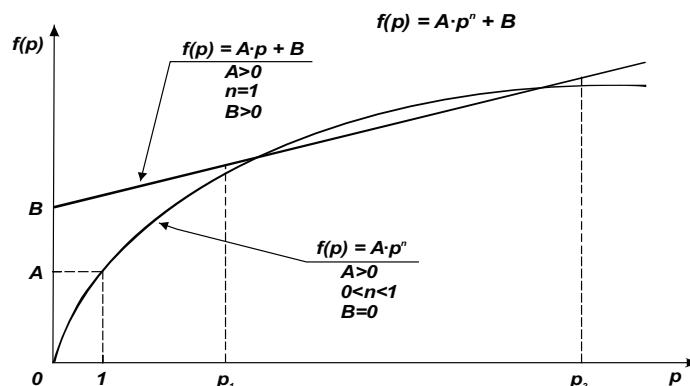
Do celów praktycznych stosuje się dwuparametrowe funkcje:

- potęgowa: $f(p) = A \cdot p^n$

- liniowa: $f(p) = A \cdot p + B$

gdzie: A, B, n – stałe zależne od składu chemicznego paliwa.

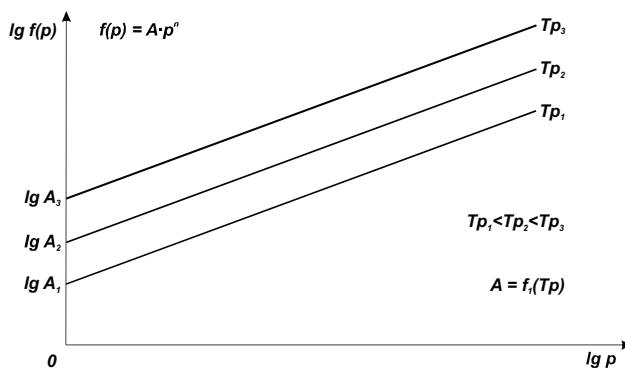
W odpowiednim przedziale ciśnienia p obie te funkcje mogą aproksymować wartości doświadczalne z dużą dokładnością, jednak przeważa pogląd, że bardziej uniwersalna jest zależności potęgowa [1].



Rys. 1. Liniowa i potęgowa aproksymacja funkcji $f(p)$

Funkcja temperaturowa:

Zwiększenie temperatury początkowej T_p paliwa powoduje wzrost jego liniowej szybkości spalania:



Rys. 2. Wpływ temperatury początkowej paliwa T_p na funkcję ciśnieniową $f(p) = A \cdot p^n$

$$f_i(T_p) = [1 - b \cdot (T_p - T_n)]^{-1} \quad \text{lub} \quad f_i(T_p) = \exp [a \cdot (T_p - T_n)]$$

gdzie: T_n – normalna temperatura odniesienia, a , b – stałe zależne od rodzaju paliwa.

Mając na uwadze krótki czas pracy silnika raketowego, wartość funkcji temperaturowej praktycznie nie ulega zmianie podczas pracy silnika. Dlatego wartość tej funkcji może być przypisana do funkcji ciśnieniowej jako stały współczynnik poprawkowy [1].

$$\bar{f}(p) = A_1 \cdot p^n$$

gdzie: $A_1 = A \cdot f_i(T_p)$, wartość A określa się w temperaturze normalnej ($T_p = T_n$), czyli kiedy $f_i(T_p) = f_i(T_n) = 1$

Funkcja erozyjna:

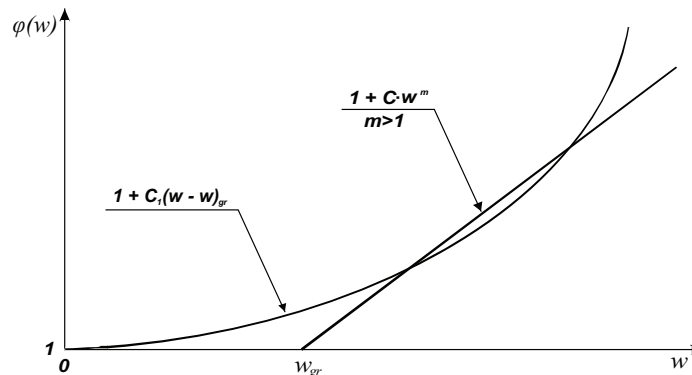
Podczas spalania ładunku o takim kształcie, że strumień gazów przepływa równolegle do powierzchni spalania, szybkość spalania paliwa zależy jeszcze od innych czynników – np. od szybkości przepływających gazów [3].

$$\varphi(w) = 1 + c \cdot w^m$$

gdzie: c oraz m – stałe dodatnie, m – zależy od rodzaju paliwa i metody pomiaru, mieści się zwykle w przedziale od 1 do 2

$$\varphi(w) = 1 + c_1 \cdot (w - w_{gr})$$

gdzie: w_{gr} – prędkość graniczna, $c_1 = 0$, kiedy $w < w_{gr}$; $c_1 > 0$ kiedy $w \geq w_{gr}$

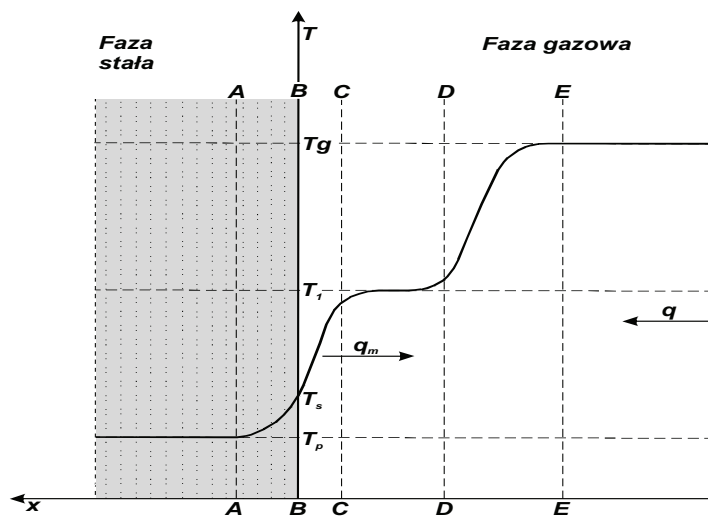


Rys. 3. Liniowa i potęgowa aproksymacja funkcji $\varphi(w)$

W niektórych konstrukcjach silników, gdy stosunek długości ładunku do jego średnicy maleje, przepływ produktów spalania wzdłuż jego powierzchni jest mało znaczący. Dlatego jego wielkość jest zwykle pomijana przy wyznaczaniu szybkości spalania, a problem erozyjny jest wciąż dyskusyjnym zagadnieniem. Należy zaznaczyć, że wyniki większości badań wykazują zwiększenie szybkości spalania u w miarę zwiększenia prędkości przepływu w [1, 4-9].

1.1.b. Ciepły model spalania paliw raketowych

Model ten przyjmuje wszystkie uproszczone założenia modelu ustalonego, ponadto zakłada, że spalanie przebiega samoczynnie na skutek oddziaływań między fazą gazową oraz stałą; a czynnikiem decydującym jest wymiana ciepła między tymi fazami [1,2].



Rys. 4. Schemat cieplnego modelu spalania stałych paliw raketowych.

Na rys. 4:

- obszar jest podzielony na fazę stałą i gazową;
- obszar między płaszczyznami A-E to strefa rozkładu (spalania);
- obszar A-B to strefa procesów fizycznych i chemicznych zachodzących w fazie stałej, a obszar B-E procesów w fazie gazowej;
- obszar po lewej stronie od płaszczyzny A nie bierze udziału w procesie spalania, a obszar na prawo od płaszczyzny E zawiera ostateczne produkty spalania;
- oddziaływanie cieplne fazy gazowej na powierzchnię spalania B wyrażamy natężeniem strumienia ciepłego q , a strumień ciepły wraz z masą gazowych produktów rozkładu fazy stałej - masowym natężeniem strumienia ciepłego q_m ;
- temperaturę w odpowiednich strefach wyznacza krzywa ciągła $T_p - T_s - T_g$.

Powierzchnia fazy stałej B w wyniku cieplnego oddziaływania gazów spalinowych nagrzewa się, powodując fizyczny i chemiczny jej rozkład. Pole temperatury w fazie stałej $T(x,t)$ możemy więc zapisać w postaci równania przewodnictwa ciepłego [1,2].

$$\frac{\partial T(x,t)}{\partial t} = a \frac{\partial^2 T(x,t)}{\partial x^2}$$

gdzie: t - czas, T - temperatura, x - współrzędna skierowana w głąb fazy stałej, mierzona od umownej powierzchni B, a - współczynnik wyrównania temperatury paliwa.

Przekształcając powyższe równanie w równanie różniczkowe zwyczajne, gdy: $u = \text{const.}$, $z = x - u \cdot t$,

$z = 0$, $T = T_s = \text{const.}$

$z \rightarrow \infty$, $T \rightarrow T_p = \text{const.}$

otrzymujemy quasiustalony rozkład temperatury w fazie stałej:

$$\frac{T(z) - T_p}{T_s - T_p} = \exp\left(-\frac{u}{a} \cdot z\right)$$

gdzie: T_s - temperatura powierzchni spalania, T_p - temperatura początkowa paliwa.

Natężenie strumienia ciepłego q , fazy gazowej na powierzchni spalania:

$$q = \alpha (T_g - T_s)$$

gdzie: α - sumaryczny współczynnik przejmowania ciepła, T_g - temperatura spalania.

Natężenie masowego strumienia ciepłego:

$$q_m = \rho \cdot c \cdot (T_s - T_p) \cdot u$$

gdzie: ρ – gęstość paliwa, c – ciepło właściwe paliwa.

Kiedy i (entalpia warstwy przegrzanej fazy stałej) = const., $q = q_m$ ostatecznie otrzymujemy [1, 2]:

$$u = \frac{T_g - T_p}{\rho \cdot c \cdot (T_s - T_p)} \cdot a$$

Spalanie oparte na modelu nieustalonym

Model ten przyjmuje założenia ogólne modelu ustalonego oprócz tych, które decydują o niezmienności czynników wpływających na szybkość spalania (ciśnienie p oraz prędkość przepływu w). Ponadto znane jest prawo szybkości spalania modelu ustalonego, a więc i natężenie strumienia ciepłego: $q = q(p, w)$.

Podobnie jak w cieplnym modelu spalania ustalonego, opieramy się tu na równaniu przewodnictwa ciepłego fazy stałej ale z uwzględnieniem zmian odpowiednich wartości w czasie $\bar{u} = \bar{u}(t)$.

Pole temperatury fazy stałej nie jest polem quasiustalonym i ma postać:

$$\frac{\partial T(z, t)}{\partial t} - \bar{u}(t) \frac{\partial T(z, t)}{\partial z} - a \frac{\partial^2 T(z, t)}{\partial z^2} = 0$$

gdzie: \bar{u} - zmienna w czasie t prędkość, a – współczynnik wyrównania temperatury paliwa,

Ogólna zależność bilansu ciepłego: $q = q_m + \frac{di}{dt}$

Natężenie strumienia entalpii unoszonych z powierzchni spalania produktów rozkładu fazy stałej:

$$q_m = \rho \cdot c \cdot T_s \cdot \bar{u}$$

Korzystając z równania przewodnictwa ciepłego fazy stałej, możemy zapisać:

$$\int_0^{\infty} \frac{\partial T}{\partial z} dz = \int_0^{\infty} \left[\bar{u}(t) \frac{\partial T}{\partial z} + a \cdot \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right] dz$$

uwzględniając: $T(0, t) = T_s$; $\lim_{z \rightarrow \infty} T(z, t) = T_p$; $\lim_{z \rightarrow \infty} \frac{\partial T}{\partial z} = 0$; $\left. \frac{\partial T}{\partial z} \right|_{z=0} = gradT|_o$

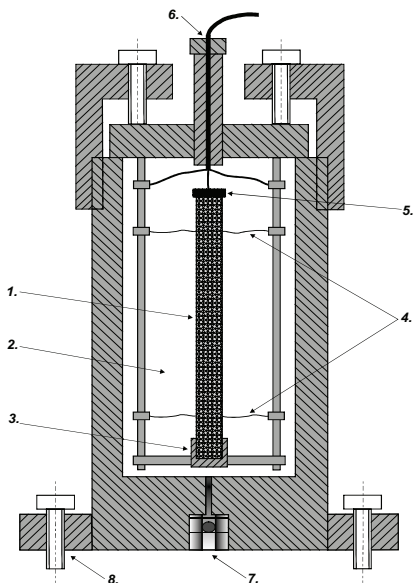
ostatecznie otrzymujemy zależność zmiany szybkości spalania [1]:

$$\bar{u} = \frac{T_s \cdot u + a \cdot gradT|_o}{T_p}$$

1.2. Sposoby realizacji pomiaru „liniowej szybkości spalania”

Do określenia liniowej szybkości palenia stałych paliw raketowych podstawowymi parametrami są: grubość próbki, czas jej palenia oraz ciśnienie w komorze balistycznej. Wyznaczane są one w ściśle określony sposób.

1.2.a. Bomba Crawforda



Rys. 5. Schemat Bomby Crawforda.

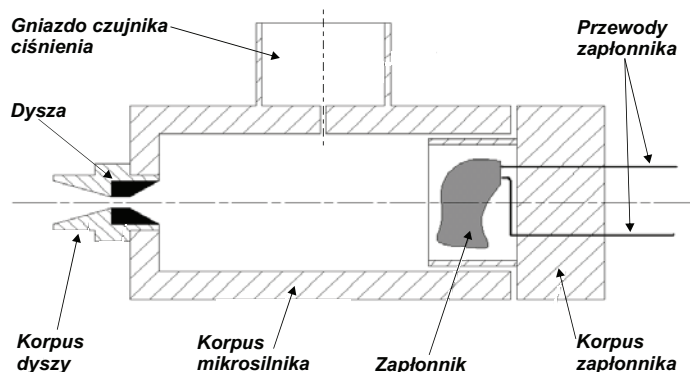
- 1) próbka paliwa;
- 2) komora spalania;
- 3) wspornik utrzymujący próbkę;
- 4) przewody pomiaru czasu;
- 5) zapłonnik;
- 6) gniazdo elektryczne;
- 7) zawór doprowadzający gaz;
- 8) podstawa konstrukcji bomby.

Próbka paliwa 1. w postaci pręta inhibitowanego na powierzchni bocznej, stabilizowana wspornikiem 3., umieszczona w komorze 2. pod stałym ciśnieniem (atmosfera gazu obojętnego, np. azot) spala się tylko powierzchnią czołową (papierosowo).

Przez próbkę paliwa w ściśle określonej odległości (50mm), przeprowadzone są dwa przewody elektryczne 4. (cienkie druciki), tworzące obwody czasomierza. Przepalenie się pierwszego z nich, to sygnał rozpoczęcia pomiaru czasu spalania. Przepalenie drugiego przewodu zatrzymuje pomiar. Mając czas palenia oraz drogę (rozmieszczenie przewodów – 50 mm) można obliczyć szybkość spalania paliwa u [3].

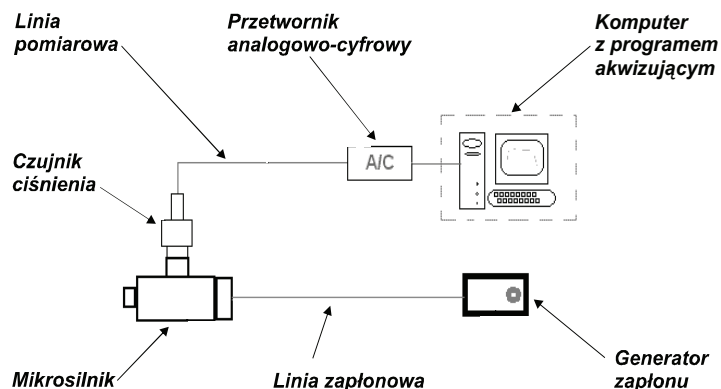
1.2.b. Metoda badań w komorze balistycznej (mikrosilnik)

Metoda badania liniowej szybkości spalania, w zależności od ciśnienia w mikrosilniku polega na wykonaniu czterech spalań danego paliwa w określonej temperaturze początkowej, przy różnych ciśnieniach. Regulacja ciśnienia panującego w komorze mikrosilnika dokonywana jest przez zmianę średnicy dysz, które dobierane są eksperymentalnie dla danego paliwa tak aby uzyskać wartości ciśnień z interesującego nas zakresu.



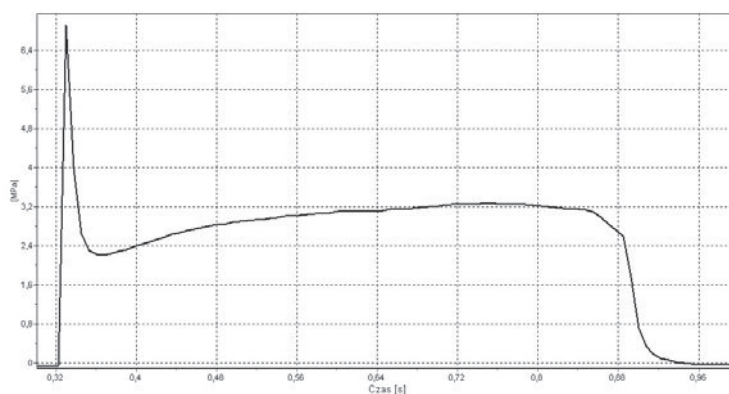
Rys. 6. Schemat mikrosilnika balistycznego.

W mikrosilniku przedstawionym na rys. 6 umieszcza się próbkę paliwa wcześniej dokładnie zwymiarowaną. Następnie wkręcony zostaje korpus z zapłonikiem i wyprowadzonymi na zewnątrz przewodami do linii zapłonowej. Z drugiej strony silnika umieszcza się korpus dyszy wraz z wkładką o odpowiedniej średnicy. Tak zaelaborowany mikrosilnik montuje się na stanowisku pomiarowym. Stanowisko pomiarowe wyposażone jest w czujnik ciśnienia połączony poprzez kartę analogowo-cyfrową z komputerem oraz linię zapłonową podłączoną do generatora zapłonowego.



Rys. 7. Schemat układu pomiarowego.

Badana próbka zapalana jest zapłonikiem inicjowanym poprzez generator zapłonowy. Przebieg ciśnienia w czasie, podczas spalania badanego paliwa rejestrowany jest w programie akwizującym, poprzez czujnik ciśnienia i przetwornik analogowo-cyfrowy. Przykładowy przebieg takiego ciśnienia w czasie przedstawia rys. 8.



Rys. 8. Przykładowy przebieg ciśnienia w funkcji czasu.

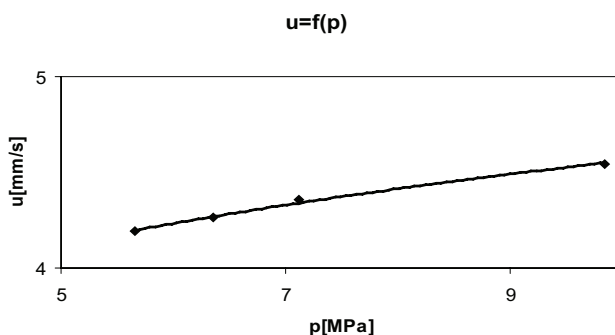
Na podstawie uzyskanego wykresu odczytuje się czas palenia paliwa, impuls i ciśnienie w czasie spalania. Szybkość palenia w danym ciśnieniu oblicza się ze wzoru:

$$u = \frac{2e}{2t}$$

gdzie: $2e$ – grubość próbki paliwa, t – czas palenia paliwa.

A średnie ciśnienie spalania próbki: $p_{sr.} = \int_0^t \frac{p(t)dt}{t}$

Po wykonaniu czterech spalań danego paliwa przy różnych ciśnieniach i określeniu powyższych parametrów, konstruuje się wykres szybkości palenia w funkcji ciśnienia.



Rys. 9. Wykres szybkości palenia w funkcji ciśnienia.

Na podstawie powyższego wykresu wyznacza się współczynniki A i n wykorzystując funkcję potęgową:
 $f(p) = A \cdot p^n \Leftrightarrow u = A \cdot p^n$

2. Badania eksperymentalne

Przeprowadzono pomiar liniowej szybkości palenia w mikrosilniku dla różnych próbek stałego paliwa raketowego.

2.1. Definicje czasu palenia

Oprócz grubości warstwy palnej podstawowym parametrem, koniecznym do wyznaczenia liniowej szybkości palenia, jest czas palenia. Studiując dane literaturowe napotkano na różne jego definicje. Poniżej przedstawiono kilka z nich:

Definicja A: Specyfikacje techniczne stałych paliw raketowych – podają one minimalną wartość ciśnienia dla którego uznaje się koniec palenia, (przyjęto wartość 0,7 MPa zaczerpniętą ze specyfikacji technicznej) [10].

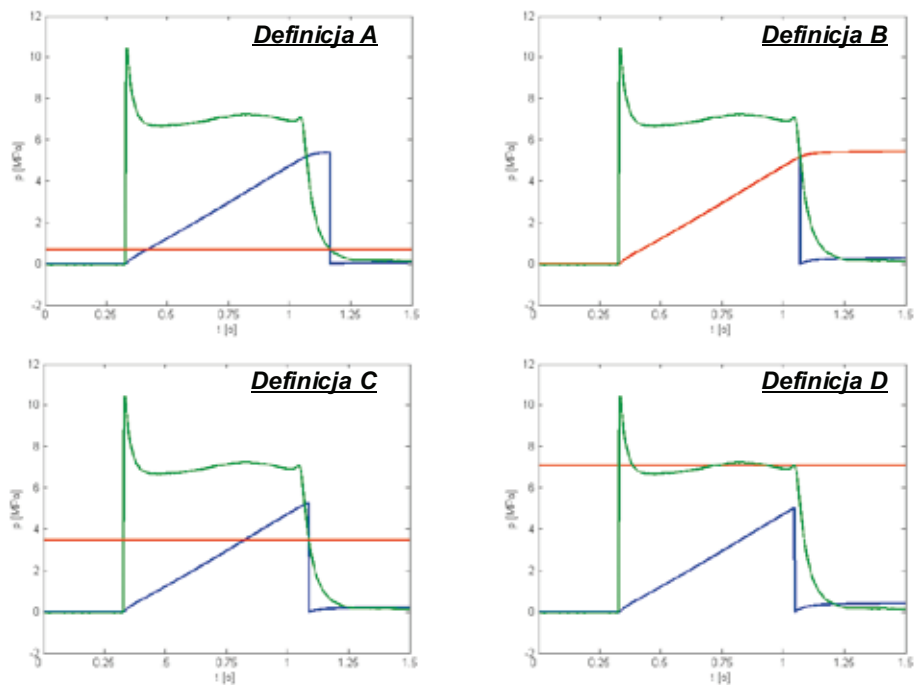
Definicja B: Koniec czasu palenia definiowany jako wartość na osi czasu w punkcie przecięcia się krzywej ciśnienia z krzywą całkową [11].

Definicja C: W czasie gdy ciśnienie przekracza 50% minimalnej wartości równowagi [12].

Definicja D: Koniec czasu palenia definiowany jako wartość na osi czasu w punkcie przecięcia się krzywej ciśnienia z dwusieczną stycznych w punktach przecięcia [11].

2.2. Interpretacja wyników w zależności od postaci funkcji aproksymującej

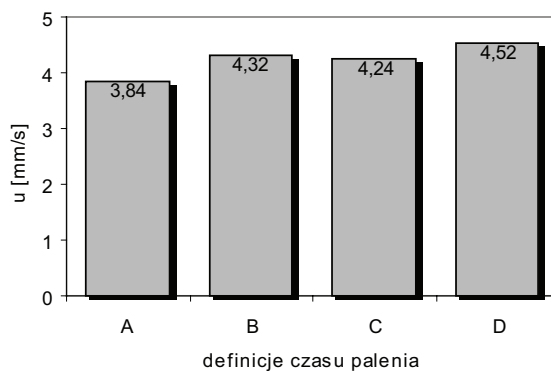
Wykorzystując podstawowe równanie prawa szybkości palenia oraz jego częściej stosowaną w praktyce, funkcję liniową i potęgową, porównano uzyskane wyniki szybkości palenia przy danym ciśnieniu. Wybrano wartość ciśnienia 7 MPa.



Rys. 10. Graficzne interpretacje czasu palenia wg powyższych definicji

Tabela 1. Zestawienie wyników badań eksperymentalnych, dla $p = 7\text{MPa}$, u [mm s^{-1}].

	$u = A \cdot p + B$	$u = A \cdot p^n$	$u = A \cdot p^n + B$
Definicja A	$u = 0,02p + 3,66$ $u = 3,83$	$u = 3,51p^{0,0454}$ $u = 3,84$	$u = 2,28p^{0,0790} + 1,18$ $u = 3,84$
Definicja B	$u = 0,08p + 3,72$ $u = 4,31$	$u = 3,26p^{0,1454}$ $u = 4,32$	$U = 58,19p^{0,0145} - 55,53$ $u = 4,35$
Definicja C	$u = 0,08p + 3,67$ $u = 4,23$	$u = 3,22p^{0,1406}$ $u = 4,24$	$U = 55,95p^{0,0129} - 53,13$ $u = 4,24$
Definicja D	$u = 0,10p + 3,75$ $u = 4,50$	$u = 3,18p^{0,1799}$ $u = 4,52$	$U = 277,6p^{0,0074} - 277,1$ $u = 4,54$



Rys. 11. Szybkości palenia dla funkcji potęgowej $u = A \cdot p^n$ od definicji czasu palenia

3. Wnioski

Analiza wyników badań eksperymentalnych, uzyskanych podczas pomiaru liniowej szybkości spalania w mikrosilniku pozwala stwierdzić, że różnica pomiędzy wartościami szybkości spalania w zależności od postaci użytej funkcji ciśnieniowej wynosi około 1% (przy $p = 7$ MPa).

Szybkość spalania zależy od sposobu definiowania końca czasu palenia próbki. Różnica wynosi do $0,68$ [mm s^{-1}] (17%) między definicją A , a definicją D .

Wyniki pomiarów szybkości spalania danego paliwa, mogą przyjmować różne wartości w zależności od metody definiowania czasu palenia stałych paliw raketowych.

Literatura

- [1] Torecki St., *Silniki raketowe*. WKŁ, Warszawa 1984
- [2] Torecki St., *Balistyka wewnętrzna*. Wyd. WAT, Warszawa 1980
- [3] Krowicki K., Syczewski M., *Stale paliwa raketowe*. Wyd. MON, Warszawa 1964
- [4] Naminosuke Kubota, *Propellants And Explosives - Thermochemical Aspects of Combustion*. (Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA - 2002)
- [5] Gusachenko L. K., Zarko V. E., *Erosive Burning. Modeling Problems*. Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol. 43, 3, 286-296, 2007
- [6] Most J. M., Joulain P., Lengelle G., Godon J. C., *Modeling of Normal and Erosive Burning Rate of a Hot Double-Base Homogeneous Propellant*. Combustion and Flame, Vol. 105, 202-210, 1996
- [7] Mukunda H. S., Paul P.J., *Universal Behaviour in Erosive Burning of Solid Propellants*. Combustion and Flame, Vol. 109, 224-236, 1997
- [8] Gorokhov M. M., Rusyak I. G., *Simulation of the Erosion Burning of a Granular Propellant*. Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol. 37, 3, 315-320, 2001
- [9] Arkhipov V. A., Zverev E. A., Zimin D. A., *Solving an Inverse Problem of Erosive Burning Rate Reconstruction*. Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol. 38, 1, 65-70, 2002
- [10] Technical specification solid composite propellant for rocket engine, A960 type.
- [11] Polska Norma PN-V-04014 *Homogeniczne i złożone stale paliwa raketowe – Oznaczanie liniowej szybkości spalania w zależności od ciśnienia w mikrosilniku*.
- [12] J. Vanderkerckhove, *Zagadnienia ogólne, dotyczące rakiet na stały materiał pędny*. Przegląd Techniki Raketowej, Zeszyt 33, Warszawa 1960