

## **METODY WYZNACZANIA WŁASNOŚCI MECHANICZNYCH STAŁYCH PALIW RAKIETOWYCH W WARUNKACH DYNAMICZNYCH METODA KAFAROWA**

**Streszczenie:** Artykuł jest kontynuacją rozważań dotyczących problemu wytrzymałości mechanicznej raketowych ładunków napędowych [1, 2]. W [2] podano niektóre dostępne w literaturze oraz uzyskane podczas własnych badań dane dotyczące własności mechanicznych stałych paliw raketowych określonych w warunkach statycznych (maszyna wytrzymałościowa). W artykule przedstawiono metody wyznaczania charakterystyk wytrzymałościowych paliwa raketowego w warunkach dynamicznych tj. w warunkach zbliżonych do rzeczywistego startu i lotu pocisku raketowego. W sposób szczegółowy przedstawiono wyniki kompleksowych badań paliwa raketowego metodą kafarową polegającą na uderzeniu walcowej próbki paliwa raketowego opadającym obciążnikiem (jednoosiowe obciążenie ściskające).

Słowa kluczowe: własności mechaniczne, stałe paliwo raketowe, metoda kafarowa.

## **METHODS ON DETERMINATION OF MECHANICAL PROPERTIES OF SOLID ROCKET PROPELLANTS UNDER THE DYNAMIC CONDITIONS DROP WEIGHT IMPACT METHOD**

**Abstract:** This paper is continuation of discussion dealing with the problem on mechanical strength of solid rocket propellant charge [1, 2]. In [1] there were given data accessible in literature and obtained from own tests. These data deal with mechanical properties of solid rocket propellants determined under static conditions (strength machine). In the paper, these are also presented methods on determination of strength characteristics of solid rocket propellant under dynamic conditions, i.e. under conditions being close to conditions of real start and flight of the missile. In detailed way, there are presented results of complex tests of solid rocket propellant by means of drop weight impact method based on impact cylindrical solid rocket propellant specimen by freely falling weight (uniaxial compression load).

Keywords: mechanical properties, solid rocket propellant, drop weight impact method.

### **1. Wstęp**

W literaturze fachowej problemy, które omawia się przy ocenie własności mechanicznych stałych paliw raketowych można podzielić na dwie kategorie. Do pierwszej odnoszą się zagadnienia związane z wyjaśnieniem wpływu deformacji (odkształcenia) ładunku na balistykę wewnętrzną silnika raketowego (zmniejszanie się swobodnego pola poprzecznego przekroju komory silnika na skutek deformacji ładunku) [1]. Do drugiej zaś odnoszą się zagadnienia związane z określeniem naprężeń w ładunku [2]. Niniejszy artykuł dotyczy tej drugiej

kategorii problemów, gdyż dla praktyki inżynierskiej (dla konstruktora silnika) szczególnie istotne jest określenie czy maksymalne naprężenia w ładunku nie przewyższają dopuszczalnych wartości dla przyjętego rodzaju paliwa raketowego.

Ocena własności mechanicznych stałych paliw raketowych nie jest prosta. Należą one do grupy materiałów niemetalowych. W grupie tych materiałów ze względu na własności fizyczne i chemiczne są one bardzo zbliżone do tworzyw sztucznych na osnowie polimerów (tworzywa wielkocząsteczkowe). Dwa podstawowe typy paliw tj. paliwa typu balisty (paliwa jednorodne o podwójnej podstawie) i paliwa złożone (paliwa niejednorodne) zawierają materiał polimeryczny jako główny składnik. W paliwach jednorodnych jest to azotan celulozy, zaś w paliwach złożonych jest to poliuretan, polichlorek winylu lub polibutadien. Ze względu na ich polimerową budowę paliwa te zachowują się reologicznie jak materiały lepkosprężyste tzn. ich własności mechaniczne silnie zależą od prędkości narastania obciążenia (czasu) oraz od temperatury [2].

Z tego względu paliwa raketowe w warunkach rzeczywistego startu i lotu pocisku raketowego czyli w warunkach dynamicznych (bardzo szybkie narastanie obciążenia) przenoszą znacznie większe obciążenia ściskające (niektóre źródła podają, że o rząd wielkości) niż wynika to z badań statycznych na maszynie wytrzymałościowej (stała prędkość obciążenia rzędu  $1 \div 50$  mm/min).

Podawane zatem w dostępnej literaturze przykłady własności mechanicznych stałych paliw raketowych (wytrzymałość na ściskanie, moduł Younga, udarność, wytrzymałość na rozciąganie) określone klasycznymi metodami typowymi dla metali są mało przydatne dla konstruktora, gdyż zostały ustalone bez uwzględniania wyraźnych cech lepkosprężystych paliw raketowych tj. silnej zależności własności mechanicznych od temperatury i prędkości odkształcenia (czasu).

Dlatego wyniki badań statycznych należy traktować jako wstępne, wymagające należytej oceny i ewentualnego skorygowania. Są one raczej wykorzystywane do badań porównawczych paliw, jednak na ich podstawie nie można jednoznacznie ocenić czy paliwo użyte na ładunek napędowy posiada charakterystyki wytrzymałościowe zapewniające bezawaryjny lot rakiety. Jest to bardzo istotne gdyż użycie paliwa o zbyt małej wytrzymałości może doprowadzić do zniszczenia ładunku (popękania) i rozerwania silnika na torze lotu [1].

Z tego względu dąży się do opracowania takich metod oceny wytrzymałościowej paliw, aby warunki badań (obciążenia próbki) były zbliżone do warunków dynamicznych. Przyjmuje się, że narastanie obciążenia z prędkością przekraczającą 2 m/s stanowi już pewne przybliżenie warunków dynamicznych. Dotychczas w świecie do wyznaczania własności mechanicznych stałych paliw raketowych przy dużych prędkościach obciążenia stosuje się względnie proste metody, które nie w pełni odwzorowują rzeczywiste obciążenia (narastanie obciążeń) działające na ładunek prochowy w chwili startu rakiety, lecz są ich dużym przybliżeniem (znacznie większym niż badania na maszynie wytrzymałościowej) wystarczającym dla praktyki inżynierskiej. Warto zatem przedstawić warunki badań paliw tymi metodami.

## **2. Metody wyznaczania własności mechanicznych paliw stałych w warunkach dynamicznych**

W dostępnej literaturze (materiałach posiadanych przez autora) można znaleźć informacje o następujących metodach stosowanych do wyznaczania własności mechanicznych stałych paliw raketowych przy dużych prędkościach zmiany obciążenia:

- metoda kafarowa (jedno-osiove ściskanie udarowe przy użyciu opadającego obciążnika),

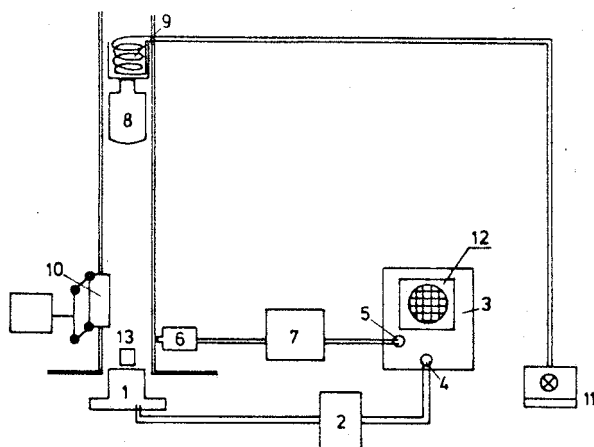
- metoda z zastosowaniem silnika raketowego jako źródła obciążeń, narastających z dużą prędkością (jednoosiowe ściskanie dynamiczne),
- metoda ultradźwiękowa,
- metoda telemetryczna.

Stosowane metody (z wyjątkiem metody ultradźwiękowej) oparte są o jednoosiowe ściskanie. Wynika to z charakteru obciążenia ładunku prochowego podczas pracy silnika (dominacja naprężeń ściskających) jak również z tego, że obciążenie próbki ścisaniem ma przy wytrzymałościowych badaniach doświadczalnych istotne zalety w porównaniu np. z obciążeniem rozciągającym. Oprócz tego, że obróbka próbki jest tu prosta (próbka cylindryczna, a nie wiorełkowa) nie występuje tu typowe dla rozciągania pękanie próbki w uchwytach maszyny wytrzymałościowej, gdyż przy ścisaniu nie ma potrzeby stosowania żadnych uchwytów. Również mocowanie (ustawienie) próbki jest bardzo proste.

W literaturze fachowej trudno jest znaleźć aktualne szczegółowe informacje dotyczące badań paliw raketowych w warunkach dynamicznych (dużych prędkościach zmiany obciążenia). Wyniki badań są bardzo rzadko publikowane. Dlatego zdecydowano się przedstawić wyniki badań próbek paliwa raketowego metodą kafarową przeprowadzonych w Laboratorium Technicznym TNO w Holandii w latach 80-tych ubiegłego wieku [3]. Natomiast pozostałe metody zostaną omówione w kolejnym artykule.

### 3. Metoda kafarowa

Próba kafarowa polega na uderzeniu walcowej próbki paliwa raketowego opadającym obciążnikiem (jedno-osiowe obciążenie ściskające). Metodę tę stosowano w Laboratorium Technicznym TNO w Holandii [3] gdzie wykorzystywano w tym celu zmodyfikowane urządzenie Rottera. Na rys. 1 pokazano schemat urządzenia (stanowiska) badawczego. Jest to urządzenie na dzisiejsze warunki przestarzałe, jednak pozwala na poznanie istoty badań paliw raketowych w warunkach dynamicznych.



**Rys. 1. Schemat urządzenia do próby kafarowej wraz z aparaturą pomiarową**

- 1 - przetwornik obciążenia, 2 - wzmacniacz tensometryczny, 3 - rejestrator, 4 - wejście sygnału,  
 5 - wejście impulsu wyzwalającego, 6 - fotokomórka, 7 - zasilacz, 8 - obciążnik, 9 - elektromagnes,  
 10 - pneumatyczny układ chwytania obciążnika, 11 - wyłącznik, 12 - komora fotograficzna,  
 13 - próbka paliwa raketowego

Przy wykorzystaniu powyższego urządzenia, można zmieniać prędkość obciążenia od 1 m/s do 8 m/s poprzez zmianę wysokości, z której spada obciążnik. Obciążenie występujące podczas udarowej deformacji próbki paliwa powoduje w czujniku obciążenia, generowa-

nie sygnału o częstotliwości własnej 8 kHz. Sygnał obciążenia jest wzmacniany i obrazowany na rejestratorze (oscylloskopie, monitorze komputera), który wyzwany jest sygnałem z fotokomórki. Badania doświadczalne wykorzystujące ww. obciążenie udarowe odpowiadają w przybliżeniu badaniom z obciążeniem dynamicznym 0,2 kHz.

Krzywa obciążenia w funkcji czasu jest fotografowana na ekranie oscylloskopu. Z zależności „obciążenie - czas”, uzyskanej podczas badań udarowych otrzymuje się przy użyciu numerycznych metod obliczeniowych charakterystykę „naprężenie - odkształcenie”.

### 3.1. Obliczanie zależności „naprężenie - odkształcenie”

Spadający obciążnik kafara uderza w badaną próbkę paliwa raketowego (rys. 1, 13) powodując jej odkształcenie. Podczas odkształcenia próbki obciążnik doznaje opóźnienia. Prędkość obciążnika o masie  $m$  maleje do zera. W dowolnym czasie  $t$  podczas odkształcenia słuszna jest zależność:

$$F(t) = m \cdot a(t) \quad (1)$$

Opóźnienie i prędkość są powiązane wzajemnie następującą zależnością:

$$v(t) = v(0) + \int_0^t a(t) dt \quad (2)$$

Łącząc dwa powyższe równania otrzymamy:

$$v(t) = v(0) + \frac{1}{m} \int_0^t F(t) dt \quad (3)$$

Prędkość w czasie  $t = 0$  wyznaczana jest przez wysokość spadku obciążnika kafara i wynosi:

$$v(0) = (2 \cdot g \cdot h)^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

Przemieszczenie obciążnika podczas odkształcania próbki paliwa, w czasie  $t$  wynosi:

$$l(t) = \int_0^t v(t) dt \quad (5)$$

Przemieszczenie obciążnika  $l(t)$  jest także odkształceniem próbki.

Z drugiej strony odkształcenie próbki w czasie  $t$  wynosi:

$$\varepsilon(t) = \frac{l(t)}{l(0)} \quad (6)$$

Łącząc odpowiednio równania (3), (5) i (6) otrzymuje się następujące wyrażenie na odkształcenie próbki w czasie  $t$ :

$$\varepsilon(t) = \left[ v(0) \cdot t + \frac{1}{m} \int_0^t \left( \int_0^t F(t) dt \right) dt \right] / l(0) \quad (7)$$

Natomiast naprężenie w czasie  $t$  wyznacza się z zależności:

$$\sigma(t) = \frac{F(t)}{A} \quad (8)$$

gdzie:

$F$  - siła [N],

$m$  - masa obciążnika [kg],

$a$  - opóźnienie (przyspieszenie ujemne) [m/s<sup>2</sup>],

- $v$  - prędkość [m/s],
- $g$  - przyspieszenie pod działaniem siły ciężkości [m/s<sup>2</sup>],
- $h$  - wysokość spadku obciążnika [m]
- $l$  - długość próbki [m],
- $\sigma$  - naprężenie [MN/m<sup>2</sup>]
- $A$  - powierzchnia próbki, na którą działa siła [m<sup>2</sup>].

Na podstawie wzorów (7) i (8) można w dowolnym czasie obliczyć odkształcenie próbki oraz naprężenie, czyli charakterystykę „naprężenie-odkształcenie”, na podstawie której określa się moduł sprężystości Younga, maksymalne naprężenie, maksymalne odkształcenie oraz kryteria odkształcenia.

Obliczenia (podwójnych całek) metodami numerycznymi, były weryfikowane poprzez filmowanie badań kamerą do zdjęć szybkich o prędkości 8000 klatek/s. Na podstawie zdjęć obliczano wysokość próbki w funkcji czasu i porównywano ją z obliczoną analitycznie.

### 3.2. Próbki i warunki badań

Badania prowadzono w temp. +20°C przy wilgotności względnej 50%, na próbkach cylindrycznych o średnicy 12,5 mm i wysokości 25 mm, wyciętych z ładunku napędowego silnika raketowego pocisku lotniczego i następnie obrobionych mechanicznie na podane wymiary.

Ładunek napędowy (składowany od 11 lat), z którego wycięto próbki, wykonany był z paliwa typu balystyt (oznaczenie N-4), o następującym składzie:

- azotan celulozy	50,9 %
- trójazotan gliceryny	32,9 %
- ftalany dwuetylowy	10,7 %
- 2-nitrodwufenyloamina	2,1 %
- siarczan potasowy	1,5 %
- stearynian ołowiu	0,7 %
- grafit	0,1 %
- wilgoć	0,5 %
- rozpuszczalnik	0,2 %

### 3.3. Wyniki badań i ich omówienie

Badania metodą kafarową prowadzono przy użyciu czterech obciążników o masie 1, 2, 3, i 5 kg. Wysokość spadku obciążnika zmieniano skokowo od 0,572 do 3,194 m. W tabeli 1 zestawiono wyniki 42 przeprowadzonych badań z próbkami (paliwem), których parametry podano w p. 3.2.

Podczas badań wyznaczono wykres odkształcenia w funkcji naprężenia oraz niektóre właściwości mechaniczne sprawdzanego paliwa, takie jak odkształcenie maksymalne, naprężenie maksymalne, moduł Younga i kryteria uszkodzenia (tabela 1).

W trakcie badań określano jedną z podstawowych charakterystyk mechanicznych paliwa raketowego tj. moduł Younga [2]. Na rys 2 pokazano uzyskane wartości modułu w funkcji prędkości odkształcenia czyli w funkcji zmiany odkształcenia względnego w czasie.

Podczas prób z obciążnikami o masie 1 i 2 kg uzyskano dość znaczny rozrzut wartości modułu Younga. Główną tego przyczyną [3] jest malejąca prędkość odkształcenia podczas deformacji próbki w obszarze sprężystości. Natomiast dla obciążników 3 i 5 kg prędkość odkształcenia w tym obszarze jest w przybliżeniu stała, co powoduje, że rozrzut jest znacznie

mniejszy. Na rozrzut wyników może mieć również wpływ niedokładność współosiowego ustawienia próbki z czujnikiem obciążenia oraz niejednorodność paliwa.

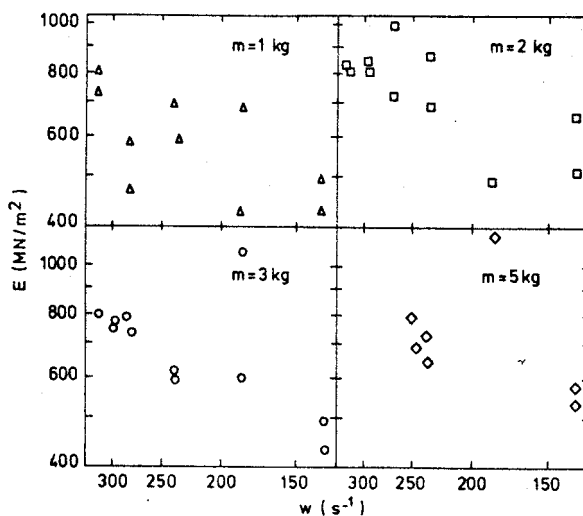
Tabela 1.

Nr Próbki	Masa obciąż- nika	Wysokość spadku	Począt. prędkość odkształ.	Energia uderzenia (t=0)	Impuls obciąże- nia	Odkształ. (po 30 dniach)	Odkształ. maksy- malne	Napężenie maksy- malne	Moduł Younga	
	m	h	w	$E_{ud}$	$I_{ob}$	$\mathcal{E}$	$\mathcal{E}_{max}$	$\sigma_{max}$	E	
	kg	m	s <sup>-1</sup>	Nm	Ns/m <sup>2</sup> x10 <sup>5</sup>	-	-	MPa	MPa	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
528	1	0,588	135,9	5,77	0,278	0,00	0,110	21,78	493,0	
571		0,588	137,0	5,77	0,278	0,00	0,116	20,46	427,7	
526		1,088	183,4	10,68	0,348	0,02	0,154	27,77	677,1	
530		1,088	185,6	10,68	0,348	0,00	0,174	25,79	421,5	
532		1,776	234,3	17,43	0,482	0,00	0,222	33,05	586,1	
564		1,776	237,1	17,43	0,482	0,00	0,219	32,91	686,6	
558		2,483	280,4	24,36	0,570	0,00	0,268	41,16	577,9	
547		2,483	280,4	24,36	0,570	0,01	0,268	41,40	463,2	
525		3,187	317,6	31,27	0,646	0,00	0,276	50,96	800,0	
544		3,187	316,3	31,27	0,646	0,02	0,314	48,94	723,0	
599		2	0,573	134,7	11,25	0,547	0,00	0,153	2,85	659,1
593			0,573	135,2	11,25	0,547	0,00	0,160	28,68	508,4
596	1,033		-	-	-	0,00	-	-	-	
582	1,083		-	-	-	0,00	-	-	-	
517	1,768		234,7	21,25	0,962	0,03	0,329	53,00	864,8	
577	1,768		235,6	21,25	0,962	0,00	0,336	52,85	678,9	
520	2,272		268,2	34,70	1,091	0,01	0,370	62,70	720,1	
549	2,272		268,2	34,70	1,091	0,06	0,379	65,70	999,6	
595	2,767		294,8	44,59	1,203	0,09	0,414	76,21	842,3	
583	2,767		296,0	44,59	1,203	0,07	0,413	71,99	815,5	
537	3,180		317,3	62,41	1,290	0,11	0,441	83,18	811,2	
523	3,180		318,6	62,41	1,290	0,13	0,441	79,41	829,6	
591	3		0,572	134,0	16,84	0,820	0,00	0,238	32,10	487,4
527			0,572	134,6	16,84	0,820	0,00	0,241	31,51	424,4
585			1,080	184,2	31,79	1,127	0,06	0,323	48,99	591,0
543		1,080	184,2	31,79	1,127	0,03	0,303	52,51	1068,1	
529		1,790	237,0	52,70	1,452	0,08	0,405	72,52	587,1	
512		1,790	237,0	52,70	1,452	0,09	0,411	70,52	612,7	
590		2,489	279,6	73,28	1,712	0,19	0,485	87,04	731,6	
515		2,489	281,8	73,28	1,712	0,24	0,505	81,36	780,4	
539 <sup>+</sup>		2,795	297,5	82,28	1,815	0,24	0,502	84,96	744,1	
592 <sup>+</sup>		2,795	296,3	82,28	1,815	0,25	0,490	87,04	764,8	
578 <sup>+</sup>		3,194	316,7	94,03	1,940	0,38	0,539	90,63	793,7	
524		3,194	-	-	-	0,50	-	-	-	
542		4	0,577	134,6	28,31	1,376	0,05	0,317	44,68	534,0
560	0,577		135,2	28,31	1,376	0,07	0,315	46,83	577,0	
541	1,084		184,5	53,15	1,882	0,11	0,403	73,80	1363,8	
551	1,084		-	-	-	0,09	-	-	-	
514 <sup>+</sup>	1,781		237,4	87,39	2,412	0,34	0,541	86,17	728,3	
559 <sup>+</sup>	1,781		236,5	87,39	2,412	0,39	0,567	85,54	643,7	
548 <sup>+</sup>	1,881		245,8	92,29	2,498	0,45	0,582	87,02	691,7	
562 <sup>+</sup>	1,973		248,9	96,81	2,539	0,42	0,584	89,52	789,9	

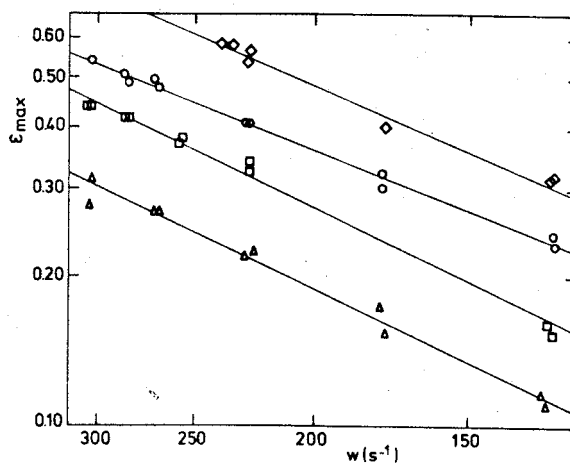
<sup>+) próbki z uszkodzeniami</sup>

Badania wskazują, że wartość modułu Younga rośnie ze wzrostem prędkości odkształcenia. Potwierdza to, że paliwa raketowe zachowują się reologicznie jak materiały lepkosprężyste tzn. ich własności mechaniczne silnie zależą od prędkości narastania obciążenia (odkształcenia).

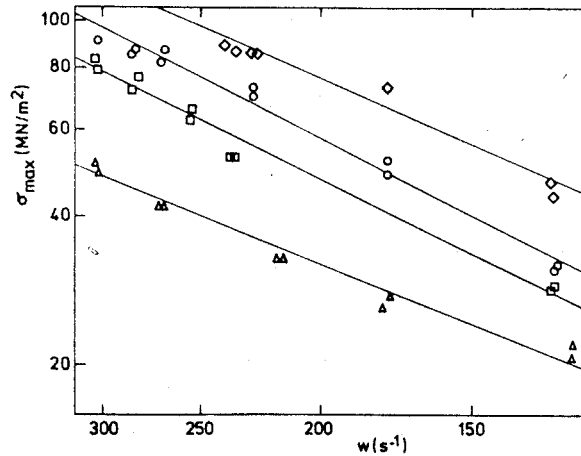
Na rys. 3 i 4 pokazano odkształcenie maksymalne  $\varepsilon_{\max}$  oraz naprężenie maksymalne  $\sigma_{\max}$  próbki w funkcji prędkości odkształcenia dla różnych wartości obciążnika. Maksymalne odkształcenie i maksymalne naprężenie określano w momencie gdy prędkość odkształcenia malała do zera.



Rys. 2. Moduł Younga w funkcji prędkości odkształcenia dla różnych wartości masy obciążnika ( $\Delta$  - 1 kg,  $\square$  - 2 kg,  $\circ$  - 3 kg,  $\diamond$  - 5 kg).



Rys. 3. Odkształcenie maksymalne w funkcji prędkości odkształcenia dla różnych wartości masy obciążnika ( $\Delta$  - 1 kg,  $\square$  - 2 kg,  $\circ$  - 3 kg,  $\diamond$  - 5 kg).



**Rys. 4. Napężenie maksymalne w funkcji prędkości odkształcenia dla różnych wartości masy obciążnika ( $\Delta$  - 1 kg,  $\square$  - 2 kg,  $\circ$  - 3 kg,  $\diamond$  - 5 kg).**

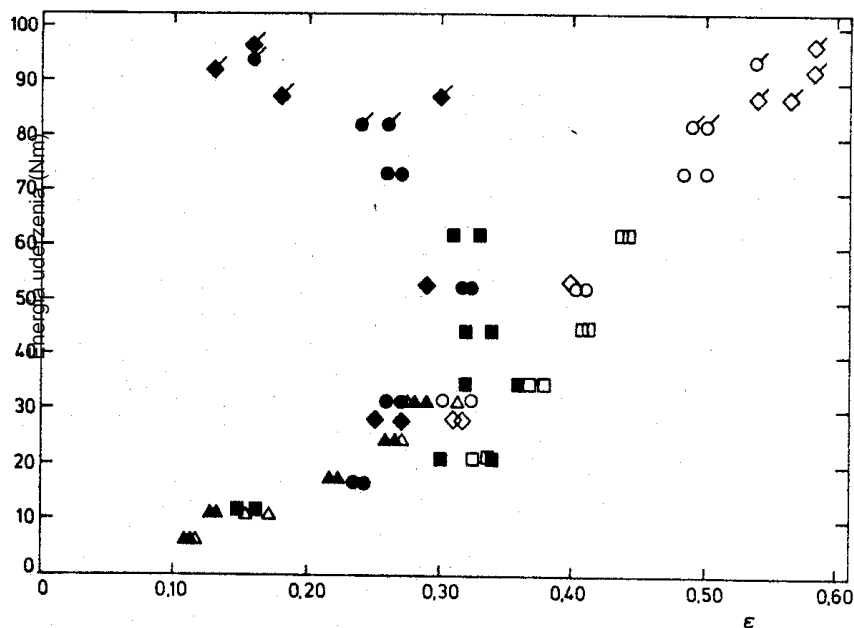
Z uzyskanego przebiegu charakterystyk paliwa  $\varepsilon_{max}$  oraz  $\sigma_{max}$  (rys. 3 i 4) wynika, że podobnie jak moduł Younga parametry te rosną wraz ze wzrostem prędkości odkształcenia (ze wzrostem masy obciążnika).

Podczas każdej próby opadający obciążnik uderza w próbkę paliwa. Energia kinetyczna obciążnika powoduje deformację (odkształcenie) próbki. Odkształcenie maksymalne próbki, to suma dwóch odkształceń. Jedno to odkształcenie sprężyste  $\varepsilon_{spr}$ , które jest sumą dowolnego rodzaju deformacji sprężystych, np. deformacji czysto sprężystej ale także i deformacji lepkosprężystej. Drugi rodzaj odkształcenia, to odkształcenie plastyczne  $\varepsilon_{pl}$ , które jest odkształceniem trwałym. Po ustąpieniu obciążenia większa część deformacji w granicach obszaru sprężystego zanika całkowicie. Można zatem przyjąć, że odkształcenie zanikające  $\varepsilon_{rec}$  jest równe odkształceniu sprężystemu  $\varepsilon_{spr}$ . Czyli dla odkształcenia plastycznego słuszna jest następująca zależność:

$$\varepsilon_{pl} = \varepsilon_{max} - \varepsilon_{rec} \quad (9)$$

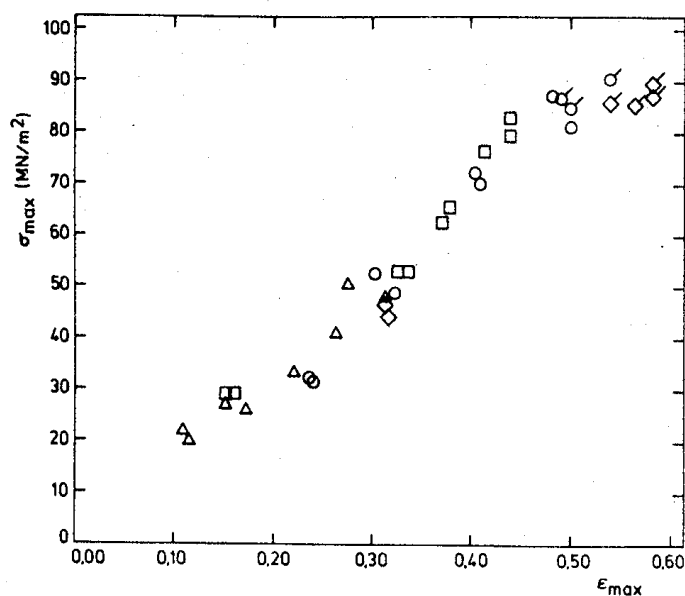
Z przeprowadzonych badań (rys. 5) wynika, że odkształcenie plastyczne próbki zaczyna się pojawiać przy odkształceniu względnym  $\varepsilon \approx 0,32$  oraz, że deformacja plastyczna rośnie wraz ze wzrostem energii uderzenia. Oznaczone „kreską” symbole odnoszą się do prób zakończonych uszkodzeniem próbki. W tych próbach część energii sprężystej jest zużywana na uszkodzenie paliwa; ta część energii sprężystej nie jest wykorzystywana na powrót próbki do stanu poprzedniego, a więc odkształcenie zanikające (sprężyste) jest niższe w próbach, w których nastąpiło uszkodzenie próbki.





**Rys. 5. Energia uderzenia w funkcji maksymalnego odkształcenia (symbole niezaczerńnione) i odkształcenia plastycznego pozostałego po upływie czasu (symbole zaczerńnione) dla różnych wartości masy obciążnika ( $\Delta$  - 1 kg,  $\square$  - 2 kg,  $\circ$  - 3 kg,  $\diamond$  - 5 kg; symbole z „kreską” oznaczają uszkodzenie próbki).**

Z badań wynika również (rys. 6), że istnieje prawie liniowa zależność pomiędzy naprężeniem maksymalnym  $\sigma_{\max}$ , a odkształceniem maksymalnym  $\epsilon_{\max}$ . Przy użyciu tej liniowej zależności i założenia, że deformacja plastyczna występuje przy  $\epsilon > 0,32$ , dla próbek badanego paliwa N-4 o deformacji trwałej, można obliczyć przybliżoną wartość  $\sigma_{\max}$ .

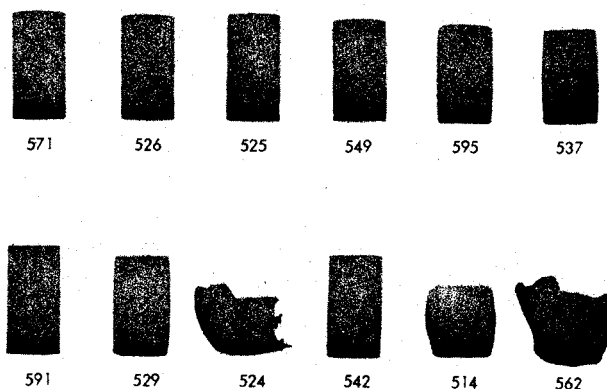


**Rys. 6. Maksymalne naprężenie w funkcji maksymalnego odkształcenia dla różnych wartości masy obciążnika ( $\Delta$  - 1 kg,  $\square$  - 2 kg,  $\circ$  - 3 kg,  $\diamond$  - 5 kg; symbole z „kreską” oznaczają uszkodzenie próbki).**

Na podstawie wyników badań (rys. 6) można określić kryteria uszkodzenia dla badanych próbek paliwa N-4. Wynoszą one  $\epsilon_{\max} > 0,50$  i  $\sigma_{\max} > 80 \text{ MN/m}^2$  (MPa). Oznacza to, że

badana w temperaturze  $+20^{\circ}\text{C}$ , próbka paliwa ulega uszkodzeniu gdy naprężenie ściskające przekroczy 80 MPa, a odkształcenie względne jest większe niż 50%.

Na rys 7 przedstawiono niektóre próbki w 30 dni po badaniach metodą kafarową.



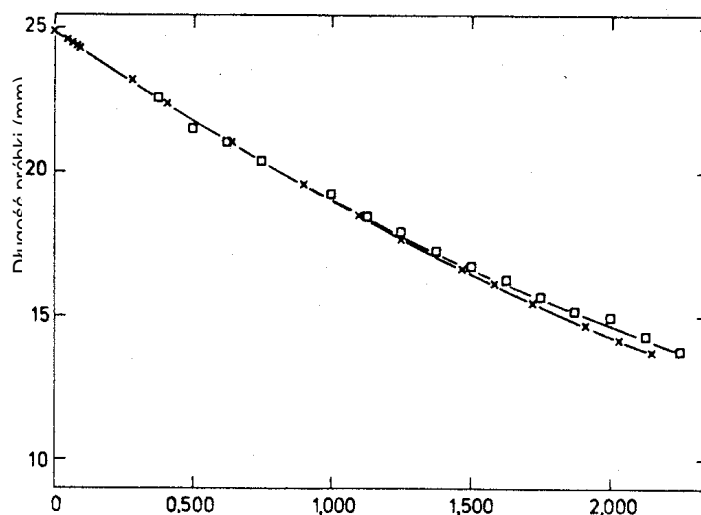
**Rys.7. Próbki paliwa w 30 dni po próbie kafarowej**

Wyniki badań przedstawione w tabeli 1 ( $\varepsilon$ ,  $\varepsilon_{\max}$  i  $\sigma_{\max}$ ) oraz wygląd próbek wskazują, że gdy naprężenie nie przekracza 50 MPa, a odkształcenie względne 30%, to odkształcenie próbek jest odkształceniem sprężystym, które zanika, a po 30 dniach jest równe zero (próbki 571, 526, 525 i 591). W zakresie naprężenia 50÷80 MPa i odkształcenia 30÷50% występuje już oprócz odkształcenia sprężystego również trwałe odkształcenie plastyczne (próbki 549, 595, 537, 529 i 542), a po przekroczeniu tych zakresów próbki ulegają uszkodzeniu (542, 514 i 562).

Należy zwrócić uwagę, że podczas próby kafarowej na próbkę paliwa raketowego działa jedynie jednoosiowe obciążenie ściskające. W rzeczywistości na ładunek napędowy podczas pracy silnika raketowego na torze lotu działa dużo bardziej złożony układ obciążeń wywołujący w ładunku oprócz osiowych naprężeń ściskających również ściskające i rozciągające naprężenia promieniowe i styczne [1].

Autorzy badań stwierdzają [3], że pod działaniem jedynie ściskającego obciążenia jednoosiowego (próba udarowa) uszkodzenie próbki występuje przy naprężeniach niższych niż przy obciążeniu rzeczywistym ładunku napędowego. Oznacza to, że ładunek w rzeczywistych warunkach dynamicznych (start i lot rakiety) wytrzymuje większe obciążenia, niż wynika to z badań udarowych.

Jak wspomniano w p. 3.1. obliczenia metodami numerycznymi wysokości próbki w funkcji czasu, były weryfikowane poprzez filmowanie badań kamerą do zdjęć szybkich o prędkości 8000 klatek/s. Na podstawie zdjęć obliczano wysokość próbki w funkcji czasu i porównywano ją z obliczoną analitycznie. Na rys. 8 przedstawiono długość próbki w funkcji czasu obliczoną metodami numerycznymi oraz określoną na podstawie zdjęć z kamery.



**Rys. 8. Długość próbki w funkcji czasu**  
 x - metody numeryczne, □ - kamera

Pokrywające się praktycznie krzywe na rys. 8 wskazują, że obliczenia właściwości mechanicznych badanego paliwa, zestawione w tabeli 1, zostały przeprowadzone prawidłowo.

#### 4. Podsumowanie

Przedstawione wyniki badań stałego paliwa raketowego określone metodą kafarową wskazują, że własności mechaniczne stałych paliw raketowych silnie zależą od prędkości odkształcenia (tabela 1). Ze wzrostem prędkości odkształcenia charakterystyki wytrzymałościowe paliwa (wytrzymałość na ściskanie, moduł Younga) rosną. Zależność własności mechanicznych od prędkości odkształcenia (obciążenia) jest typowa dla materiałów lepkosprężystych, do których zalicza się stałe paliwa raketowe.

Przytoczona ocena wytrzymałości paliw jest zbieżna z tezami zawartymi w [2], gdzie przytoczono wyniki badań statycznych wskazujące, że przy większej prędkości odkształcenia (ściskania) paliwo wytrzymuje wyższe obciążenia. Potwierdzeniem tego jest porównanie wyników badań statycznych na maszynie wytrzymałościowej [2] z obecnie przytoczonymi wynikami badań na kafarze. W obu przypadkach badano paliwa o zbliżonym składzie. W warunkach statycznych przy prędkości oznaczania 20 mm/min (temp. +20°C) uzyskano np. wytrzymałość na ściskanie 28 MPa. Natomiast w warunkach dynamicznych przy próbie kafarowej (prędkość obciążenia 8 m/s) wytrzymałość na ściskanie wynosi ok. 80 MPa, a więc jest dużo wyższa.

W praktyce przy projektowaniu silnika raketowego na paliwo stałe można zatem przyjmując, że jeżeli paliwo przyjęte na ładunek napędowy wytrzymuje np. przy próbie kafarowej określone obciążenie, to na pewno takie obciążenie wytrzyma w warunkach rzeczywistego startu i lotu pocisku raketowego.

Uszkodzenie ładunku następuje przeważnie podczas szybkiego narastania ciśnienia przy zapłonie. Np. w ciągu pierwszych pięciu milisekund ciśnienie w komorze silnika może wzrosnąć od 0 do 5 MPa. Dla silnika, z ładunku którego wykonano i badano próbki paliwa na kafarze, impuls ciśnienia w ciągu pierwszych 5 ms wynosił  $0,18 \times 10^5 \text{ Ns/m}^2$ . W badaniach udarowych zakończonych uszkodzeniem próbki (tabela 1), uszkodzenie następowało w ciągu 5 ms, przy impulsie ciśnienia przekraczającym  $1,75 \times 10^5 \text{ Ns/m}^2$ . Wskazuje to, że eksploatawany ładunek ma znaczny zapas wytrzymałości (nie było przypadku awarii silnika).

Jest zatem rzeczą oczywistą, że charakterystyki mechaniczne ziarna paliwa przy dużych prędkościach obciążenia są bardzo istotne dla niezawodnego działania silnika raketowego.

## **Literatura**

- [1] Nowicki J. – „Wytrzymałość raketowych ładunków napędowych”, PTU Nr 3/2005 r.
- [2] Nowicki J. – „Wytrzymałość ładunku napędowego pocisku raketowego M-21OF”, PTU Nr 3/2005 r.
- [3] Greidanus P.J. – „Simple determination of the mechanical behaviour of double base rocket propellants under high loading rates”, Rocket Section, Technological Laboratory TNO, The Netherlands - materiały uzyskane z TNO w ramach współpracy w latach osiemdziesiątych ubiegłego wieku.