

(19)



URZĄD  
PATENTOWY  
RZECZYPOSPOLITEJ  
POLSKIEJ

(10) **PL 244853 B1**

(12)

## Opis patentowy

(21) Numer zgłoszenia: **441047**

(22) Data zgłoszenia: **2022.04.28**

(43) Data publikacji o zgłoszeniu: **2023.10.30 BUP 44/2023**

(45) Data publikacji o udzieleniu patentu: **2024.03.11 WUP 11/2024**

(51) MKP:

**F02K 9/96** (2006.01)

**G01M 15/02** (2006.01)

**G01M 15/14** (2006.01)

(73) Uprawniony z patentu:

**POLITECHNIKA WARSZAWSKA, Warszawa, PL**

(72) Twórca(-y) wynalazku:

**JAN KINDRACKI, Grodzisk Mazowiecki, PL**

**KRZYSZTOF WACKO, Tomaszów Lubelski, PL**

**PRZEMYSŁAW WOŹNIAK, Warszawa, PL**

**ŁUKASZ MĘŻYK, Warszawa, PL**

(74) Pełnomocnik:

**rzecz. pat. Oliwia Czarnocka, Warszawa, PL**

(54) Tytuł:

**Laboratoryjne stanowisko do badania wpływu temperatury początkowej stałego  
raketowego materiału pędnego na liniową prędkość spalania**

**PL 244853 B1**

## Opis wynalazku

Przedmiotem wynalazku jest laboratoryjne stanowisko do badania wpływu temperatury początkowej stałego raketowego materiału pędnego na liniową prędkość spalania.

Dotychczasowy przegląd dostępnej literatury nie ujawnił krajowych rozwiązań konstrukcyjnych dotyczących badania wpływu początkowej temperatury ziarna stałego raketowego materiału pędnego na liniową prędkość spalania.

Z publikacji E. Degirmenci, „Effects of grain size and temperature of double base solid propellants on internal ballistics performance, Fuel”, Vol. 146, p. 95–102, 2015; Yaman H., Celik V., Degirmenci E., „Experimental investigation of the factors affecting the burning rate of solid rocket propellants, Fuel”, Vol. 115, p.794–803, 2014; A. Maraden, P. Stojan, R. Matyas, O. Vodochodsky, „Appropriateness of Burning Rate measuring Technique with The Measuring Conditions and Requested Data”, International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, Vol. 17, Issue 4, p. 287–302, 2018; G. Sutton, O. Biblarz, Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, 2001 znane są wyniki przeprowadzonych badań eksperymentalnych wpływu temperatury stałych raketowych materiałów pędnych na liniową prędkość spalania, jednakże bez ujawniania szczegółów dotyczących konstrukcji zastosowanego stanowiska badawczego. Temperatura komory spalania i znajdującego się wewnątrz ziarna stałego raketowego materiału pędnego jest jednym z najważniejszych parametrów wpływających na liniową prędkość spalania. Wzrostowi temperatury początkowej badanej próbki towarzyszy wzrost maksymalnego ciśnienia panującego w komorze spalania oraz skrócenie czasu palenia. Wymienione powyżej publikacje opisujące badania eksperymentalne potwierdzają tę tezę.

Zaprojektowane stanowisko badawcze umożliwi przeprowadzenie badań eksperymentalnych w celu określenia wpływu temperatury początkowej ziarna stałego raketowego materiału pędnego umieszczonego w komorze spalania mikrosilnika raketowego na zależność między liniową prędkością spalania a ciśnieniem w komorze spalania. Badanie wpływu temperatury początkowej stałego materiału pędnego na liniową prędkość spalania stanowi istotne zagadnienie w kontekście zastosowania silników raketowych w np. układzie sterowania gazodynamicznego pocisku. Rakieta może bowiem pracować w szerokim zakresie warunków otoczenia (temperaturowych). Stanowisko umożliwi badania dla temperatury początkowej ziarna stałego materiału pędnego od  $-40^{\circ}\text{C}$  (np. zastosowanie pocisku w samolocie lecącym na dużej wysokości) do  $+50^{\circ}\text{C}$  (np. pocisk uruchamiany w warunkach pustynnych). Liniowa prędkość spalania stanowi podstawowy parametr opisujący właściwości stałych raketowych materiałów pędnych. Znajomość tego parametru umożliwi prawidłowe zaprojektowanie silnika raketowego na stały materiał pędny, który będzie mógł pomyślnie pracować w szerokim zakresie temperatur otoczenia.

Laboratoryjne stanowisko do badania wpływu temperatury początkowej stałego raketowego materiału pędnego na liniową prędkość spalania, zawiera mikrosilnik raketowy oraz układ kondycjonowania temperatury materiału pędnego według wynalazku mikrosilnik raketowy z jednej strony obudowy posiada pierwszą chłodnicę i pierwsze ogniwo Peltiera, które to pierwsze ogniwo Peltiera połączone jest z pierwszym zasilaczem prądu stałego poprzez pierwszy miniaturowy przekaźnik elektromagnetyczny. Z drugiej strony obudowy znajduje się druga chłodnica i drugie ogniwo Peltiera, które to drugie ogniwo Peltiera połączone jest z drugim zasilaczem prądu stałego. Do pierwszego miniaturowego przekaźnika oraz drugiego miniaturowego przekaźnika dołączony jest elektroniczny układ sterowania. Zarówno do pierwszej chłodnicy pierwszych ogniw Peltiera oraz drugiej chłodnicy drugich ogniw Peltiera po obu stronach mikrosilnika raketowego dołączony jest sprężarkowy układ chłodzenia poprzez wymiennik ciepła i zbiornik z czynnikiem chłodzącym, posiadającym grzałkę oraz pompę membranową. Układ sterowania połączony jest z grzałką zbiornika z czynnikiem chłodzącym poprzez trzeci miniaturowy przekaźnik elektromagnetyczny. Do układu sterowania dołączona jest termopara.

Korzystnie, w obudowie mikrosilnika raketowego znajduje się króciec termopary.

Korzystnie, grzałka dołączona jest do zasilania zmiennego 230V.

Zaprojektowane stanowisko badawcze umożliwi przeprowadzenie badań eksperymentalnych w celu określenia wpływu temperatury początkowej ziarna stałego raketowego materiału pędnego umieszczonego w komorze spalania mikrosilnika raketowego na zależność między liniową prędkością spalania a ciśnieniem w komorze spalania. Badanie wpływu temperatury początkowej stałego materiału pędnego na liniową prędkość spalania stanowi istotne zagadnienie w kontekście zastosowania silników raketowych w np. układzie sterowania gazodynamicznego pocisku. Rakieta może bowiem pracować w szerokim zakresie warunków otoczenia (temperaturowych). Stanowisko umożliwi badania

dla temperatury początkowej ziarna stałego materiału pędnego od  $-40^{\circ}\text{C}$  (np. zastosowanie pocisku w samolocie lecącym na dużej wysokości) do  $+50^{\circ}\text{C}$  (np. pocisk uruchamiany w warunkach pustynnych). Liniowa prędkość spalania stanowi podstawowy parametr opisujący właściwości stałych raketowych materiałów pędnych. Znajomość tego parametru umożliwia prawidłowe zaprojektowanie silnika raketowego na stały materiał pędny, który będzie mógł pomyślnie pracować w szerokim zakresie temperatur otoczenia.

Przedmiot wynalazku w przykładzie wykonania jest przedstawiony na rysunku, na którym:

- fig. 1 przedstawia widok z wycięciem jednej czwartej bryły, widok w trzech-czwartych w rzucie aksometrycznym,
- fig. 2 przedstawia widok szczegółowy laboratoryjnego mikrosilnika raketowego (widok rozstrzelony),
- fig. 3 przedstawia schemat układu kondycjonowania temperatury ziarna materiału pędnego.

#### **Przykład wykonania**

Przedmiotem wynalazku jest laboratoryjne stanowisko do badania wpływu temperatury początkowej ziarna stałego raketowego materiału pędnego na zależność pomiędzy liniową prędkością spalania a ciśnieniem w komorze spalania. Stanowisko badawcze umożliwia określenie wpływu temperatury na charakter wspomnianej zależności (stały, liniowy etc.) oraz na zmiany osiągowo badanego silnika raketowego wynikających ze zmiany ciśnienia w komorze spalania na skutek różnych warunków pracy (zmienna temperatura początkowa ziarna materiału pędnego).

Wynalazek zawiera kilka podstawowych części, m.in. badany laboratoryjny mikrosilnik raketowy (A), układ kondycjonowania temperatury ziarna materiału pędnego (B), układ kontroli inicjatora zapłonu i pomiaru jego parametrów elektrycznych podczas pracy mikrosilnika raketowego oraz układ do akwizycji danych pomiarowych (karta pomiarowa, komputer, odpowiednie oprogramowanie).

Główną część konstrukcji wynalazku stanowi mikrosilnik raketowy (A), którego korpus (5) umieszczono w obudowie korpusu (4), a następnie dokręcono czołowo za pomocą zestawu sześciu śrub z łbem walcowym z gniazdem sześciokątnym. Obudowę korpusu osadzono na podstawie obudowy korpusu (2) i przykręcono od spodu sześcioma śrubami z łbem walcowym z gniazdem sześciokątnym. Z kolei podstawę obudowy korpusu (2) za pomocą czterech śrub imbusowych przytwierdzono do podstawy stanowiska (1). Na górnej powierzchni obudowy korpusu (4) przykręcono płytkę górną (3) za pomocą zestawu sześciu śrub imbusowych. Płytkę (3) przykręcono do podstawy stanowiska (1) za pomocą zestawu czterech prętów gwintowanych i nakrętek, umieszczając uprzednio między płytkę (3) a podstawą (1) cztery tuleje dystansowe (28). Tak zaproponowana konstrukcja zapewnia pełne unieruchomienie korpusu mikrosilnika raketowego (5). Pomiedzy podstawą (1) a podstawą obudowy korpusu (2), obudową korpusu mikrosilnika raketowego (4) a podstawą obudowy korpusu (2) oraz obudową (4) a płytką górną (3) umieszczono izolację (29) w postaci płyty termoizolacyjnej. Na obu bocznych powierzchniach obudowy korpusu (4) symetrycznie umieszczono kolejno: pierwsze ogniwo Peltiera (32a), pierwszą chłodnicę (31a) i drugie ogniwo Peltiera (32b) oraz drugą chłodnicę (31b) z płytkami dociskowymi (30). Przygotowane w tej kolejności elementy skręcono za pomocą ośmiu nakrętek i czterech prętów gwintowanych przechodzących przez obie płytki dociskowe (30).

Centralną część laboratoryjnego mikrosilnika raketowego (A) stanowi korpus (5), w którym umieszczono komorę spalania (6) w kształcie „koszyka” wraz z ziarnem stałego raketowego materiału pędnego (7). Komora posiada na ściankach bocznych dwa rzędy po trzy gwintowane otwory rozmieszczone obwodowo (gwint metryczny M3), wykorzystywane do wkręcenie docisków gwintowanych (18), zapewniające utrzymanie centralnej pozycji ziarna materiału pędnego (7) na początku eksperymentu, co ułatwia proces zapłonu na całej dostępnej powierzchni ziarna. Komorę spalania (6) zakończono wnęką stanowiącą przestrzeń montażową dla rusztu (8) w postaci perforowanej płytki stalowej, ruch wzdłużny rusztu zablokowano wewnętrznym pierścieniem osadczym (9). Zastosowanie rusztu (8) o odpowiednio dobranej liczbie otworów przelotowych względem przekroju średnicy krytycznej dyszy zapobiega groźnemu zjawisku zatkania dyszy wylotowej przez oderwany fragment ziarna (7), co może doprowadzić do niekontrolowanego wzrostu ciśnienia powyżej wartości dopuszczalnych i w konsekwencji zniszczyć stanowisko badawcze. W założeniu ruszt (8) stanowi element jednorazowego użytku, podlegający wymianie po każdym przeprowadzonym eksperymencie, ze względu na żrący charakter gorących gazów spalinowych powstałych w wyniku spalania ziarna (7) degradujący powierzchnie elementów znajdujących się w bezpośrednim kontakcie z przepływającymi gazami spalinowymi.

Korpus (5) mikrosilnika raketowego (A) wyposażono w gwintowany króciec do pomiaru ciśnienia (10), wkręcany w przedniej części korpusu (5) pod kątem  $45^{\circ}$  względem osi mikrosilnika raketowego (A). W króciec (10) wkręcono również filtr (tłumik) (11), którego zadanie polega na ogra-

niczeniu przepływu stałych cząstek produktów procesu spalania uderzających w powierzchnię membrany pomiarowej czujnika ciśnienia, przy jednoczesnym zachowaniu odpowiednich warunków do wiarygodnego pomiaru ciśnienia w komorze spalania mikrosilnika raketowego (A).

Korpus (5) wyposażono również w zawór bezpieczeństwa (17) z wymienną płytką ciśnieniową (membraną bezpieczeństwa) (16), wkręcony w króciec zaworu bezpieczeństwa (15). Płytkę umieszczoną w zaworze bezpieczeństwa w przypadku przekroczenia określonego ciśnienia dopuszczalnego ulega pęknięciu, w efekcie otwierając dodatkowe otwory wentylacyjne, zmniejszając w ten sposób ciśnienie w komorze spalania. Zastosowany układ upustowy przeciwdziała możliwości zniszczenia stanowiska badawczego. Gniazdo na zawór bezpieczeństwa umieszczono w przedniej części korpusu (5) pod kątem 45 stopni względem osi mikrosilnika raketowego (A), tworząc kąt prosty między osią króćca do pomiaru ciśnienia (10) a osią króćca zaworu bezpieczeństwa (15).

W przedniej części korpusu (5) znajduje się gniazdo na montaż dyszy wylotowej. Wymienna wkładka dyszowa (13) montowana jest w specjalnym docisku (14), uszczelnionym o-ringiem z Vitonu®. Tak przygotowana sekcja dyszowa jest wkręcana w gwintowane gniazdo w przedniej części korpusu (5). Przestrzeń między wkładką (13) a gniazdem stanowi płaszczyznę mocującą dla membrany dyszowej (12), pełniącej funkcję zatyczki dyszowej. Zatyczka ta ma na celu utrzymanie odpowiedniej wartości ciśnienia w komorze spalania w momencie inicjowania procesu spalania, co znacznie ułatwia rozruch komory spalania oraz przyczynia się do zwiększenia dokładności pomiaru czasu spalania. W przypadku niskich ciśnień w komorze spalania, zatyczka (12) umożliwia rozpoczęcie pracy mikrosilnika raketowego (A). Odpowiednie dobranie zatyczki dyszowej, pozwala na zmniejszenie czasu narastania ciśnienia w komorze silnika (6), poprawiając charakterystyki zapłonowe, co z kolei ma kluczowy wpływ na dalszy przebieg procesu spalania i osiągi silnika raketowego. Dobór materiału na membranę związany jest z oczekiwaną wartością ciśnienia w panującego w komorze spalania (np. folia: polipropylenowa, miedziana, mosiężna, stali nierdzewnej).

Po przeciwnej stronie korpusu (5) mikrosilnika raketowego (A) znajduje się sekcja inicjatora zapłonu, której zadaniem jest zainicjowanie procesu spalania w możliwie jak najkrótszym czasie i w sposób powtarzalny w kolejnych eksperymentach. Według wynalazku, sekcja inicjatora zapłonu opiera się przede wszystkim na zastosowaniu spłonki elektrycznej oraz podsypki prochu czarnego. Spłonka elektryczna (25), solidnie posmarowana klejem epoksydowym, była umieszczana w łusce na spłonek (24) wykonanej z aluminium. Łuski ze spłonekami przygotowywano co najmniej 24 h przed planowanymi badaniami eksperymentalnymi. Inicjator zapłonu składa się z gniazda spłonki (27), w którym kolejno umieszcza się podkładkę pod łuskę (26) oraz przygotowaną łuskę (24) ze spłoneką (25), zastosowano uszczelnianie tłoczyskowe o-ringiem z Vitonu®. Na gniazdo spłonki (27) nasuwano następnie tuleję prochową (22), która stanowi przestrzeń na rozdrobniony proch czarny. Ostatni element stanowi baza zapalnika (20), w który wkręca się gniazdo spłonki (27) wraz z tuleją prochową (22). Płaszczyzna między bazą zapalnika (20) a tuleją prochową (22) stanowi miejsce montażu membrany zapalnika (21) w postaci folii miedzianej o grubości 5  $\mu\text{m}$ , której zadanie polega na utrzymaniu sykiego prochu w tulei (22) oraz nabudowaniu ciśnienia przy inicjacji procesu zapłonu ziarna stałego materiału pędnego (7). Przygotowany inicjator zapłonu, posiadający zewnętrzny gwint metryczny bazy zapalnika (20), zabezpieczenie szczelności uszczelką zapalnika (23) oraz łeb sześciokątny ułatwiający dokręcenie, zamontowano w korpusie mikrosilnika raketowego (5). Możliwe jest stosowanie kilku rodzajów inicjatora zapłonu, różniących się wymiarami geometrycznymi czy energią inicjującą zapłon, ograniczenie stanowi jedynie wymiar wewnętrznego gwintu metrycznego w korpusie (5).

Szczelność połączenia pomiędzy kluczowymi komponentami laboratoryjnego mikrosilnika raketowego (sekcja: inicjatora zapłonu, dyszowa, upustu ciśnienia w komorze oraz pomiaru ciśnienia) została osiągnięta dzięki zastosowaniu uszczelki typu o-ring, wykonanych z Vitonu®.

Istotną częścią stanowiska badawczego jest układ kondycjonowania temperatury ziarna materiału pędnego (B). Układ umożliwia grzanie lub chłodzenie całego mikrosilnika raketowego (A) wraz z miedzianą obudową korpusu (4), w której jest umieszczany. Przykład wykonania przedstawiono na schemacie Fig. 3. Na dwóch ściankach bocznych obudowy korpusu mikrosilnika raketowego (4) rozmieszczono symetrycznie pierwsze ogniwo Peltiera (32a) i drugie ogniwo Peltiera (32b) oraz pierwszą chłodnicę (31a) i drugą chłodnicę (31b) wyposażone w króćce na węże, stanowiące przyłącze do sprężarkowego układu chłodzenia (39). Zastosowanie podwójnych modułów pierwszego ogniwa Peltiera (32a) oraz podwójnych modułów drugiego ogniwa Peltiera (32b) na każdej ze ścianek po obu stronach mikrosilnika raketowego (A) znacznie przyspiesza czas oczekiwania na osiągnięcie pożądanej temperatury badanej próbki ziarna stałego raketowego materiału pędnego (7). Do zasilania

pierwszego ogniwa Peltiera (32a) zastosowano pierwszy zasilacz prądu stałego (36a) o napięciu 12 V i do drugiego ogniwa Peltiera (32b) zastosowano drugi zasilacz prądu stałego (36b) o napięciu 12 V, natomiast ich uruchamianie oparto o pierwszy miniaturowy przekaźnik elektromagnetyczny (41a) oraz drugi miniaturowy przekaźnik elektromagnetyczny (41b). Korpus mikrosilnika raketowego (5) wyposażono dodatkowo w specjalny króciec termopary (42) na termoparę (34), mającą na celu kontrolę temperatury w możliwie bliskim otoczeniu badanej próbki (7).

Instalacja chłodnicza opiera się na zastosowaniu sprężarkowego układu chłodzenia (39), połączonego z wymiennikiem ciepła (40), ze zbiornikiem na czynnik chłodniczy (37) oraz z pompą membranową (35) przetwarzającą czynnik chłodniczy przez instalację. Zbiornik (37) wyposażono w grzałkę (38) uruchamianą w przypadku ustawienia podwyższonej temperatury (znacznie powyżej temp. otoczenia) początkowej ziarna materiału pędnego (7) w zakresie do 50°C. Grzałka (38) jest zasilana prądem przemiennym o napięciu 230 V, a uruchamiana przy wykorzystaniu trzeciego miniaturowego przekaźnika elektromagnetycznego (41c).

Układ kondycjonowania temperatury (B) umożliwia osiągnięcie przez badaną próbkę ziarna stałego materiału pędnego (7) temperatury w zakresie od -40°C do 50°C. Na podstawie eksperymentów określono, iż osiągnięcie maksymalnej ujemnej temperatury wymaga uruchomienia sprężarkowego układu chłodzenia (39) oraz pierwszego ogniwa Peltiera (32a) i drugiego ogniwa Peltiera (32b). Wykorzystanie jedynie sprężarkowego układu chłodzenia (39) pozwoliło na uzyskanie max. temperatury nieco poniżej -20°C. Natomiast praca w dodatnich temperaturach wymaga zastosowania jedynie grzałki (38).

Uzupełnieniem układu kondycjonowania temperatury (B) jest elektroniczny układ sterowania (33). Układ ten służy do sterowania do kontroli temperatury w stanowisku, posiada mikroprocesorowy układ, przetwarzający pomiar temperatury na sygnały wydawane poprzez przekaźniki elektromagnetyczne do układów Peltiera lub grzałki elektrycznej w zależności od wybranego trybu: grzania lub chłodzenia. Układ elektroniczny zawiera także wyświetlacz i przyciski sterujące służące do wyboru trybu działania: grzanie/chłodzenie i ustawienia żądanej początkowej temperatury badanej próbki (7) z zadaną histerezą.

Poniżej wskazano kolejne czynności realizowane podczas eksploatacji stanowiska badawczego:

- założenie odpowiedniej membrany dyszowej (zatyczka dyszowa) oraz membrany bezpieczeństwa;
- montaż dyszy wylotowej (wkładka dyszowa + docisk) o odpowiedniej średnicy przekroju krytycznego;
- uruchomienie elektronicznych układów pomiarowych (karta pomiarowa, układ pomiaru ciśnienia w komorze spalania);
- uruchomienie układu kondycjonowania temperatury;
- wybór trybu pracy w układzie kondycjonowania temperatury (grzanie lub chłodzenie) oraz ustawienie żądanej wartości temperatury początkowej, w której ma się znajdować ziarno materiału pędnego podczas uruchomienia eksperymentu;
- montaż rusztu w komorze spalania;
- umieszczenie komory spalania wraz z badaną próbką materiału pędnego w korpusie (próbka unieruchomiona w komorze przez docisk bocznych wkrętów gwintowanych);
- umieszczenie inicjatora zapłonu w odpowiednim gnieździe korpusu mikrosilnika raketowego;
- po upływie czasu potrzebnego na osiągnięcie pożądanej temperatury początkowej próbki materiału pędnego następuje uruchomienie układu pomiarowego i programu akwizycji danych (wciśnięcie przycisku READY w programie akwizycji danych – przejście w stan gotowości), aktywacja układu zapłonowego (odblokowanie przycisku bezpieczeństwa);
- przeprowadzenie eksperymentu (wykorzystanie karty pomiarowej do automatycznego uruchomienia układu inicjacji zapłonu, a po upływie wcześniej zaprogramowanego czasu, automatyczny zapis danych pomiarowych w komputerze – ciśnieniem w komorze spalania);
- dezaktywacja układu inicjacji zapłonu (wciśnięcie przycisku bezpieczeństwa oraz przycisku STOP w programie akwizycji danych);
- przeprowadzenie czynności eksploatacyjnych (demontaż inicjatora zapłonu, czyszczenie komory spalania, czyszczenie dyszy wylotowej, wymiana membrany dyszowej).

## Lista oznaczeń

1	Podstawa stanowiska	36b	Drugi zasilacz prądu stałego
2	Podstawa obudowy korpusu	37	Zbiornik na czynnik chłodniczy
3	Płytką górna	38	Grzałka
4	Obudowa korpusu mikrosilnika raketowego	39	Sprężarkowy układ chłodzenia
5	Korpus mikrosilnika raketowego	40	Wymiennik ciepła
6	Komora – koszyk (komora spalania)	41a	Pierwszy miniaturowy przekaźnik elektromagnetyczny
7	Ziarno - materiał pędny	41b	Drugi miniaturowy przekaźnik elektromagnetyczny
8	Ruszt	41c	Trzeci miniaturowy przekaźnik elektromagnetyczny
9	Wewnętrzny pierścień osadczy	42	Króciec termopary
10	Króciec pomiaru ciśnienia	A	Mikrosilnik raketowy
11	Filtr (tłumik)	B	Układ kondycjonowania temperatury ziarna materiału pędnego
12	Membrana dyszowa		
13	Wkładka dyszowa		
14	Docisk dyszy wylotowej		
15	Króciec zaworu bezpieczeństwa		
16	Płytką ciśnieniowa (membrana bezpieczeństwa)		
17	Zawór bezpieczeństwa		
18	Wkręt gwintowany M3		
19	Nakrętka domykająca		
20	Baza zapalnika		
21	Membrana zapalnika		
22	Tuleja na proch		
23	Uszczelka zapalnika		
24	Łuska na spłonkę		
25	Spłonka elektryczna		
26	Podkładka pod łuskę		
27	Gniazdo spłonki		
28	Tuleja dystansowa		
29	Izolacja		
30	Płytką dociskowa		
31a	Pierwsza chłodnica do ogniwa Peltiera		
31b	Druga chłodnica do ogniwa Peltiera		
32a	Pierwsze ogniwo Peltiera		
32b	Drugie ogniwo Peltiera		
33	Układ regulacji temperatury		
34	Termopara		
35	Pompa membranowa		
36a	Pierwszy zasilacz prądu stałego		

## Zastrzeżenia patentowe

1. Laboratoryjne stanowisko do badania wpływu temperatury początkowej stałego raketowego materiału pędnego (7) na liniową prędkość spalania zawiera mikrosilnik raketowy (A) oraz układ kondycjonowania temperatury materiału pędnego (B), **znamiennie tym**, że mikrosilnik raketowy (A) z jednej strony obudowy (4) posiada pierwszą chłodnicą (31a) i pierwsze ogniwo Peltiera (32a), które to pierwsze ogniwo Peltiera (32a) połączone jest z pierwszym zasilaczem prądu stałego (36a) poprzez pierwszy miniaturowy przełącznik elektromagnetyczny (41a), przy czym z drugiej strony obudowy (4) znajduje się druga chłodnica (31b) i drugie ogniwo Peltiera (32b), które to drugie ogniwo Peltiera (32b) połączone jest z drugim zasilaczem prądu stałego (36b),  
a do pierwszego miniaturowego przełącznika (41a) oraz drugiego miniaturowego przełącznika (41b) dołączony jest elektroniczny układ sterowania (33), przy czym zarówno do pierwszej chłodnicy (31a) pierwszych ogniw Peltiera (32a) oraz drugiej chłodnicy (31b) drugich ogniw Peltiera (32b) po obu stronach mikrosilnika raketowego (A) dołączony jest sprężarkowy układ chłodzenia (39) poprzez wymiennik ciepła (40) i zbiornik (37) z czynnikiem chłodzącym, posiadającym grzałkę (38) oraz pompę membranową (35), przy czym układ sterowania (33) połączony jest z grzałką (38) zbiornika (37) z czynnikiem chłodzącym poprzez trzeci miniaturowy przełącznik elektromagnetyczny (41c), przy czym do układu sterowania dołączona jest termopara (34).
2. Laboratoryjne stanowisko według zastrz. 1, **znamiennie tym**, że w obudowie (4) mikrosilnika raketowego (A) znajduje się króciec (42) termopary (34).
3. Laboratoryjne stanowisko według zastrz. 1, **znamiennie tym**, że grzałka (38) dołączona jest do zasilania zmiennego 230 V

## Rysunki

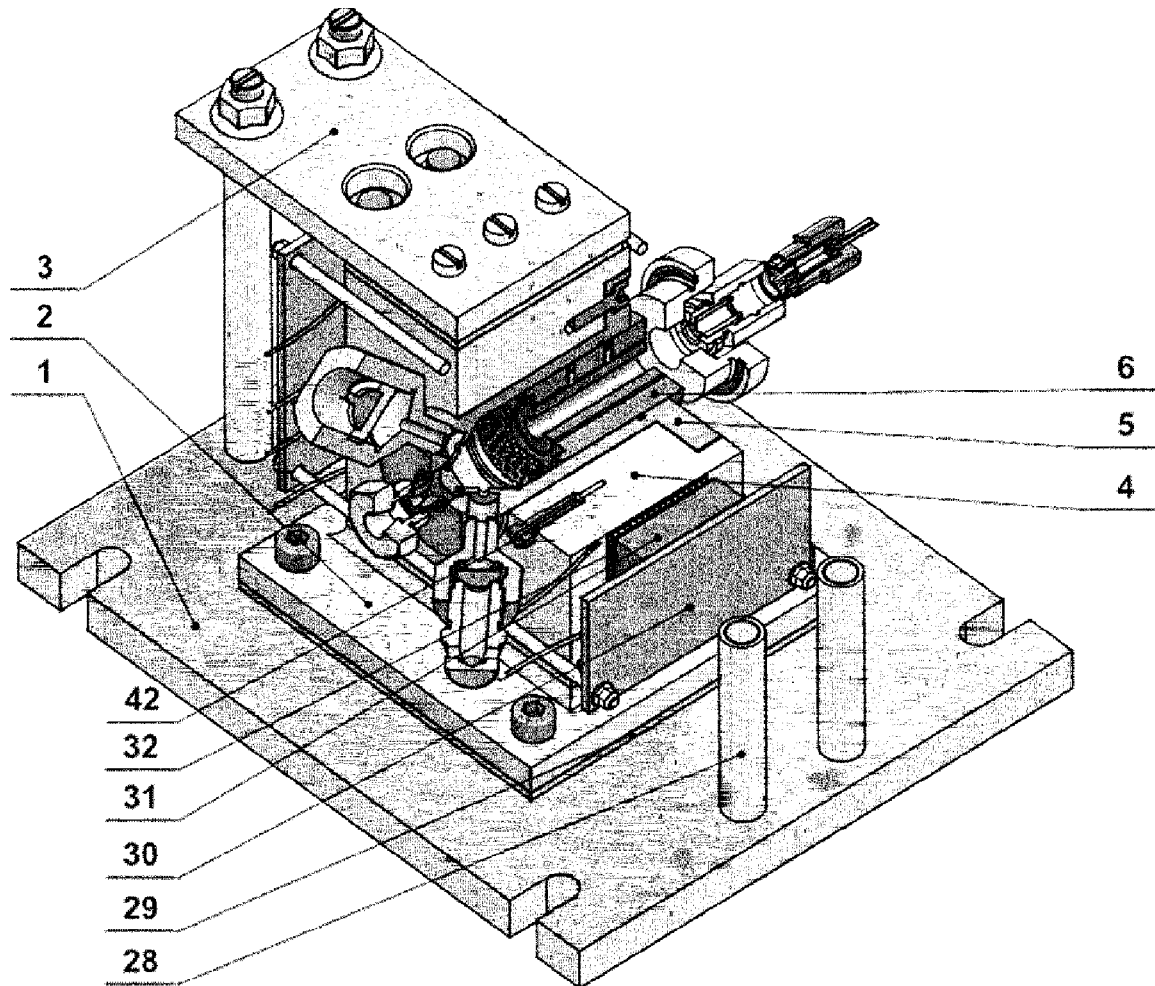


Fig. 1

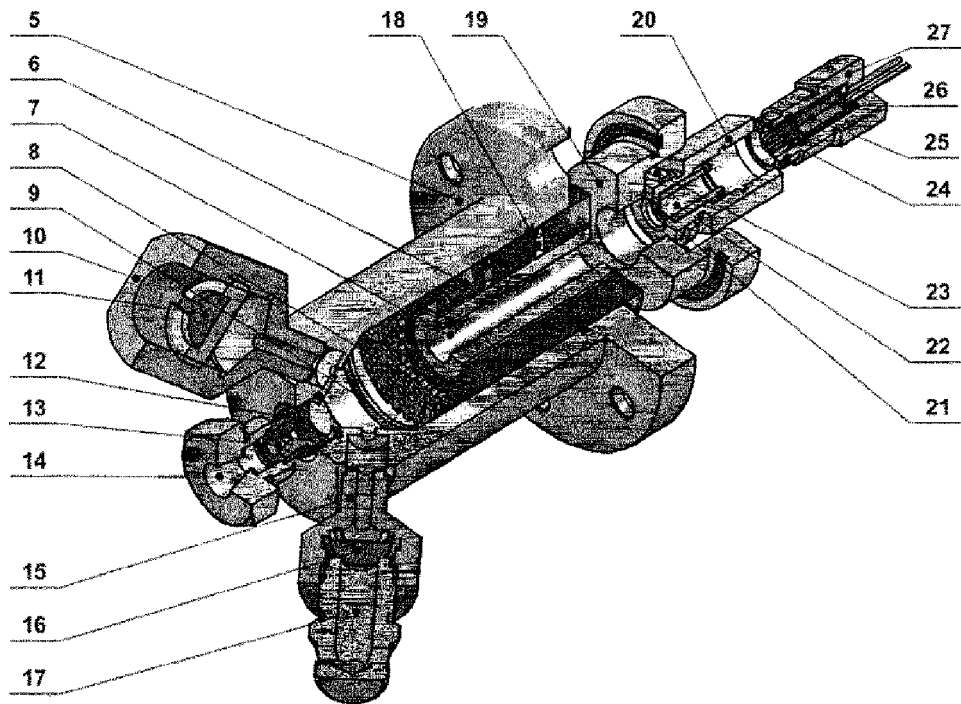


Fig. 2

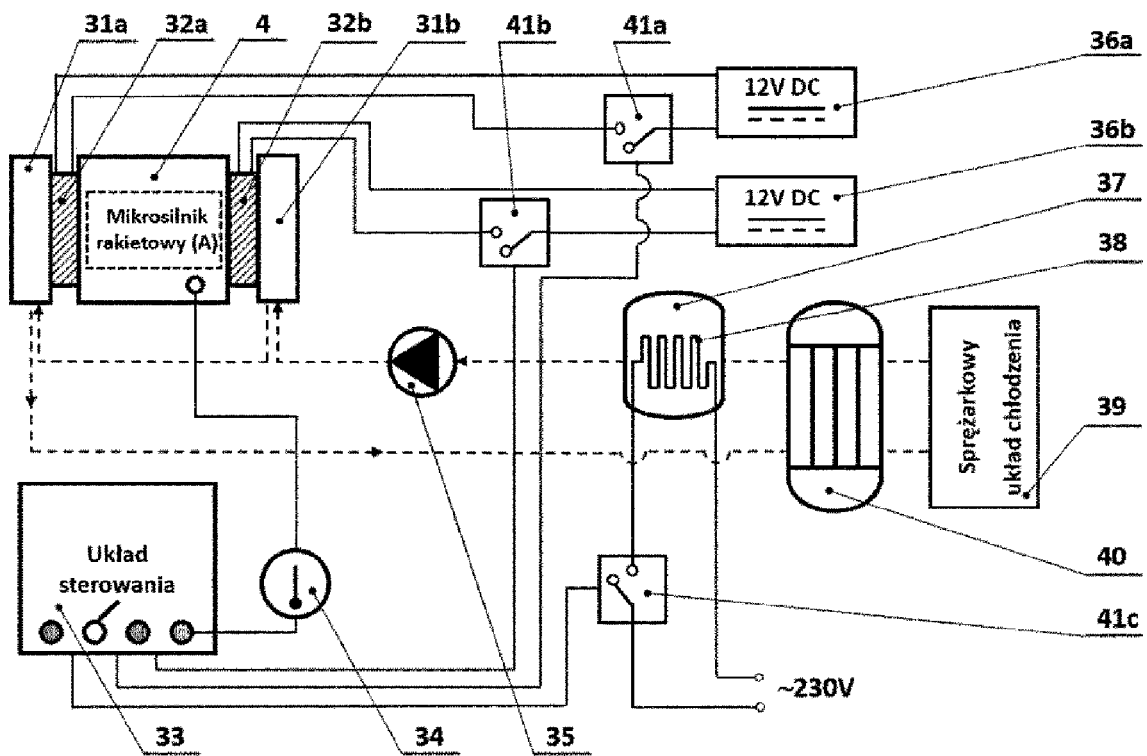


Fig. 3