



STAŁE PALIWA RAKIETOWE Z DRUTAMI W ŚWIETLE LITERATURY PATENTOWEJ

ROCKET SOLID WIRED PROPELLANTS IN THE LIGHT OF PATENT LITERATURE

Maciej MISZCZAK

Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia
Military Institute of Armament Technology

Streszczenie: W artykule przedstawiono rezultaty poszukiwań i analiz zagranicznej literatury patentowej w zakresie ładunków stałych paliw rakietowych spalanych czołowo, z osadzonymi w nich poosiowo drutami oraz sposobów otrzymywania tego rodzaju ładunków. Wprowadzenie do masy paliwa rakietowego drutów o wysokim przewodnictwie cieplnym powoduje kilkukrotny wzrost szybkości spalania. Na przykład, dzięki zastosowaniu drutów wykonanych ze srebra szybkość spalania ładunku paliwa wzrasta nawet 5 krotnie w porównaniu z szybkością spalania samego paliwa rakietowego (bez drutów). W wyniku poszukiwań i analiz publikacji patentowych, wyselekcjonowano kilkanaście opisów patentowych wynalazków z przedmiotowego zakresu, z datą pierwszeństwa z lat 50, 60, 70 i 80 ubiegłego wieku, zgłoszonych w USA, Francji, Wielkiej Brytanii i Japonii. Mimo ponad 60 letniej historii tematyka prezentowana w artykule, jest bardzo rzadko poruszana. Informacje zawarte w znalezionych opisach patentowych powinny zainteresować, zwłaszcza technologów zajmujących się wytwarzaniem ładunków stałych paliw rakietowych oraz konstruktorów silników rakietowych zaelaborowanych takimi paliwami.

Słowa kluczowe: ładunki stałych paliw rakietowych, druty, szybkość spalania, literatura patentowa

1. Wstęp

Ładunki stałych paliw rakietowych spalające się „papierosowo”, często nazywane typu „end-burning”, charakteryzują się stosunkowo

Abstract: Results of investigations and studies of foreign patent literature on the manufacture of end-burning charges of solid rocket propellants with axially embedded wires are presented in the paper. The introduction of wires, possessing a high thermal conductivity level, into the stuff of rocket propellant makes the burning velocity increase by several times. For example the application of silver wires boosts the propellant burning velocity up to 5 times comparing to the same propellant without the wires. In the result of a research work and studies of patent publications a dozen of patent descriptions of inventions on the subject scope was selected, with the date of priority, issued in the 50-ties, 60-ties, 70-ties and 80-ties of the former century, applied in the USA, France, Great Britain and Japan. The subject of this paper has been very seldom presented for over 60 years. The data included in the patent descriptions seems to be very interesting, particularly for technologists dealing with manufacture of rocket solid propellant charges and for designers of rocket motors using such propellants.

Keywords: solid rocket propellant charges, wires, burning rate, patent literature

1. Introduction

The charges of solid rocket propellants burning like “cigarettes”, or „end-burning”, are characterised by a relatively

małą powierzchnią spalania i wysokim współczynnikiem zapelnienia komory spalania silnika raketowego. Pierwsza z tych cech jest wadą, druga zaletą. Aby uzyskać wysoki współczynnik wypływu produktów spalania z dyszy silnika raketowego zaelaborowanego ładunkiem typu „end-burning”, należy zwiększyć jego powierzchnię spalania i/lub szybkość spalania. Aby zwiększyć powierzchnię spalania, należałoby zwiększać średnicę ładunku, jednak nadmierny wzrost średnicy ładunku jest niekorzystny z punktu widzenia konstrukcji i eksploatacji raket oraz pocisków raketowych. Wobec tego, starając się utrzymać jak najmniejszą średnicę ładunków typu „end-burning”, należy istotnie zwiększyć szybkość ich spalania poprzez zmiany w składzie paliwa, np. wprowadzając katalizatory spalania. Alternatywnym rozwiązaniem jest wprowadzenie strukturalnych (fizycznych) elementów, zazwyczaj metalowych, o odpowiednio wysokiej przewodności cieplnej [1].

Celem pracy jest wykazanie, że w ramach fizycznych sposobów zwiększania szybkości spalania tego typu ładunków, bardzo skutecznym i najprostszym jest zastosowanie drutów o wysokiej dyfuzyjności (przewodności) cieplnej, usytuowanych w osi ładunku i/lub równoległe do niej.

Przedstawiono badania patentowe obejmujące poszukiwania i analizę zagranicznej literatury patentowej w zakresie ładunków stałych paliw raketowych typu „end-burning” z drutami, oraz sposobów otrzymywania tego rodzaju ładunków.

2. Badania patentowe

2.1. Zakres badań patentowych

Badania patentowe obejmowały technologię wytwarzania ładunków stałych paliw raketowych typu „end-burning” z osadzonymi w nich poosiowo drutami, zwłaszcza wykonanymi ze srebra, charakterystyki geometryczne i materiałowe drutów oraz ocenę wpływu tych charakterystyk na parametry procesu spalania paliw raketowych.

W wyniku poszukiwań i analizy publikacji patentowych, wyselekcjonowano kilkanaście opisów patentowych wynalazków z przed-

small surface of burning and a high coefficient of filling the rocket motor burning chamber. The first feature is a disadvantage whereas the second one is an advantage. In order to get a high coefficient of outflow of combustion products from the nozzle of a rocket motor, filled with “end-burning” charge, its surface and/or rate of burning has to be increased. An increase of the burning surface may be achieved by increasing the diameter of the charge but this way has some drawbacks concerning the design and use of rockets and missiles. The other way is to apply possibly small diameter of “end-burning” charges but instead boost their rate of burning by changing the composition of the propellant, e.g. introducing a combustion catalyser. An alternative solution is the introduction of high thermal conductivity metal components having structural (physical) character [1].

The paper is aimed to show that a very effective and simple physical way for boosting the rate of burning, for this type of charges, is the use of high thermal diffusion (conductivity) wires placed in the charge axis, or parallel to it.

The paper includes the description of research work on patents, reviewing foreign patent literature of “end-burning” rocket solid propellant charges with embedded wires and methods of their manufacture.

2. Scrutiny of patents

2.1. Scope of patent scrutiny

The scrutiny of patents included technology of manufacturing methods for “end-burning” rocket solid propellant charges with axially embedded wires, especially made from silver, material and geometrical characteristics of wires, and evaluation of influence of these characteristics into the rocket propellant burning process parameters.

As the result of the research and studies made on patent publications a dozen of descriptions of patented inventions on the

miotowego zakresu, zgłoszonych z datą pierwszeństwa z lat 50, 60, 70 i 80 ubiegłego wieku, w Japonii, USA, Wielkiej Brytanii i Francji [2-13]. Przedstawiają one sposoby formowania ładunków stałych paliw rakietowych homogenicznych i heterogenicznych metodą odlewania i wytłaczania, w tym sposoby umieszczania, pozycjonowania i mocowania drutów w takich ładunkach, a także wyniki badań wpływu parametrów materiałowych drutów, zwłaszcza dyfuzyjności cieplnej i temperatury topnienia oraz geometrycznych, zwłaszcza średnicy - na szybkość spalania ładunków oraz na wykładnik potęgowy występujący we wzorze na szybkość spalania paliw rakietowych w zależności od ciśnienia produktów spalania.

2.1. Wyniki badań patentowych i ich dyskusja

Sposoby otrzymywania ładunków stałych paliw rakietowych z drutami najszerzej przedstawione są w japońskim [2], amerykańskim [3] opisie patentowym oraz dwóch brytyjskich opisach patentowych [4,5] francuskich wynalazków, zaś bardzo zdawkowo w amerykańskim [6] i brytyjskim [7] opisie patentowym amerykańskich wynalazków.

W japońskim opisie patentowym [2] zgłoszonym przez firmę NISSAN MOTOR COMPANY, przedstawiono urządzenie i sposób mocowania miedzianego drutu w zawiesinie stałego paliwa rakietowego. Drut po zamocowaniu jednego z jego końców do dna komory odlewniczej (po zakrzywieniu dolnego końca i zablokowaniu jego ruchu), wkładany jest do sztywnego rękawa otaczającego drut na całym odcinku znajdującym się w komorze odlewniczej. Rękaw z drutem jest pozycjonowany wzdłuż osi komory odlewniczej za pomocą uchwyty ze śrubą, po czym do zbiornika wlewana jest masa paliwa rakietowego. Po zakończeniu napełniania, rękaw otaczający drut jest usuwany (wyciągany) z komory odlewniczej. Podczas termostatowania komory odlewniczej masa paliwa rakietowego ulega zestaleniu (utwardzeniu).

W opisie patentowym [3] zgłoszonym

subject, published with the priority date between 50-ties and 90-ties of the last century in Japan, USA, UK and France, was selected [2-13]. They present the methods of forming rocket solid propellant charges of homogeneous and heterogeneous types by casting and extrusion, and moreover the methods of positioning and fixing the wires within such charges, and also some results of tests over the influence of material characteristics of wires, especially thermal diffusion and melting temperature and their geometry with the diameter on the first place, onto the charge burning rate and the value of the power exponent in the formula describing the rate of burning of rocket propellants depending on the pressure of combustion products.

2.2. Results of patent scrutiny and discussion

The fabrication methods for rocket solid propellant charges with embedded wires are widely presented by Japanese [2], American [3] patents and two British patent descriptions [4,5] of French inventions, and rather shortly by American [6] and British [7] patent description of American inventions.

Description of application for Japanese patent [2] made by NISSAN MOTOR COMPANY presents a device and method for fixing a copper wire within the suspension of rocket solid propellant. One end of the wire is fixed to the bottom of casting chamber (by bending its end and blocking it) and then it is put into the rigid sleeve that surrounds the wire along its whole part placed in the casting chamber. The sleeve with the wire is positioned along the axis of casting chamber by using a screw catcher and then the stuff of rocket propellant is poured into the container. When the filling is completed the sleeve surrounding the wire is removed (pulled out) from the casting chamber. Then the casting chamber is subjected to a thermostatic process providing the solidification (hardening) of rocket propellant stuff.

przez firmę THIOKOL CHEMICAL CORPORATION (USA) przedstawiono sposób otrzymywania jednokierunkowej (poosiowej) orientacji pojedynczych drutów w utwardzanych materiałach elastomerowych, polegający na tym, że na dennej płycie czołowej posiadającej szereg poosiowych otworów przelotowych ustawia się komorę spalania silnika raketowego. Przez otwory przelotowe dna komory spalania, leżące naprzeciw otworów przelotowych dennej płyty czołowej przekłada się dolne końce drutów, ustala się ich położenie (blokuje ruch) za pomocą dolnych końcówek ograniczających (ustalających) np. w kształcie stożków, usytuowanych pod denną płytą czołową, wprowadza się do dennej części komory spalania urządzenie pozycjonujące – kosz, posiadające zespół kanałów przelotowych (pozycjonujących), korzystnie o strukturze przypominającej plaster miodu, przekłada się druty przez kanały urządzenia pozycjonującego, do górnych końców drutów mocuje się górne elementy ograniczające (blokujące), np. również w postaci stożków, usytuowane nad komorą spalania, nie niżej niż jej górna krawędź, po czym umieszcza się komorę spalania wraz z denną płytą czołową i drutami oraz urządzeniem pozycjonującym w próżniowej komorze odlewniczej, napełnia się komorę spalania płynną masą paliwa raketowego, a następnie podnosi urządzenie pozycjonujące w górne skrajne położenie, sięgające górnej krawędzi komory, za pomocą kabli i uchwytów zamocowanych na końcach kabli, do chwili oparcia górnej krawędzi czołowej urządzenia pozycjonującego o górne elementy ograniczające. Druty napina się (naciąga), po czym utwardza się ładunek paliwa raketowego. Opcjonalnie, po utwardzeniu się paliwa raketowego i zdemonstrowaniu dennej płyty czołowej oraz urządzenia pozycjonującego, odcina się nadmiernie wystające odcinki drutów z zestawionego ładunku paliwa, opcjonalnie równo z jego powierzchnią czołową albo pozostawia się odcinki drutu wystające nieco poza powierzchnię czołową.

W brytyjskim opisie patentowym [4] zgłoszonym przez francuską firmę Societe Nationale Des Poudres et Explosifs (SNPE)

The description of patent application [3] made by THIOKOL CHEMICAL CORPORATION (USA) presents a method securing one directional (axial) orientation of individual wires within the hardened elastomeric materials by mounting the rocket motor burning chamber onto the base head plate with many through axial holes. Through the holes made in the burning chamber base, which are placed opposite to through axial holes of the base head plate, the bottom ends of wires are pulled and their position is settled (the movement blocked) by the bottom arresting (setting) terminals, e.g. in the form of cones placed under the base head plate, and then the locating device - basket is put into the base part of burning chamber with a set of through (locating) channels, favourably with the structure similar to honeycomb, the wires are pulled through the channels of locating device, the top arresting (setting) terminals are fixed to the upper ends of wires, e.g. also in the form of cones, situated over the burning chamber but not lower than its top edge, and then the burning chamber, the base head plate, the wires and the locating device are placed within the vacuum casting chamber to fill it by the liquid stuff of rocket propellant and to lift the locating device to the upper extreme position, that reaches the top edge of the chamber, by using cables and catchers installed at their ends until the top head edge rests against the upper limiting elements. The wires are tightened (strained) and the rocket propellant charge is hardened. Optionally after hardening the rocket propellant and removing the base head plate and the locating device, the parts of wires that are sticking out from the solid charge are cut off just at its head surface or optionally the parts of wires sticking out beyond the surface are left.

In the British description of the patent [4] of application made by French company Societe Nationale Des Poudres et Explosifs (SNPE) the methods of casting or extruding are presented for fabrication of homogeneous and heterogeneous rocket solid propellant charges, filled with copper

przedstawiono sposób wytwarzania ładunków stałych paliw raketowych – homogenicznych i heterogenicznych za pomocą odlewania lub wytłaczania, zaelaborowanych drutami, korzystnie miedzianymi lub srebrnymi i o średnicy od 0,1 mm do 1,0 mm, równoległymi do osi ładunku i rozciągającymi się na całej jego długości. Druty są wprowadzane w kanały wykonane w ładunku po jego uformowaniu (utwardzeniu), albo są umieszczane w komorze formowania ładunku, przed wprowadzeniem do niej masy paliwa.

Po wprowadzeniu drutów w kanały uformowanego ładunku paliwa raketowego albo do pustej komory formowania, są one rozciągane i naciągane za pomocą układu sprężyn oraz elementów ustalających, zamocowanych do końców drutów. Po ulokowaniu drutów w kanałach ładunków paliwa raketowego, wprowadza się substancję wiążącą zapewniającą szczelne przyleganie drutów do ładunków paliwa. Substancję wiążącą, łączącą drut z homogenicznym, nitrocelulozowo-nitroglicerynowym paliwem raketowym korzystnie stanowi mieszanina estru kwasu azotowego, zazwyczaj nitrogliceryny, plastyfikatora np. trójacetyny i stabilizatora powstrzymującego fizykochemiczny rozkład paliwa, np. 2-nitrodifenyloaminy lub centralitu. Nitrogliceryna zawarta w mieszaninie wiążącej powoduje pęcznienie (żelatynizację) nitrocelulozy, w wyniku tego drut ściśle przylega do paliwa.

W przypadku zapewnienia przylegania drutu do heterogenicznego paliwa raketowego, korzystnie substancją łączącą drut z paliwem jest lepsze heterogeniczne paliwo raketowe np. na bazie kauczuku. Po uformowaniu ładunku typu „end-burning”, korzystnie wykonuje się na jego zapłonowej powierzchni czołowej wnęki w postaci stożków, których osie leżą wzdłuż drutów.

W kolejnym brytyjskim opisie patentowym [5] zgłoszonym przez firmę SNPE przedstawiono sposób wytwarzania ładunków stałych paliw raketowych, analogiczny do przedstawionego w brytyjskim opisie patentowym [4], lecz różniący się od niego wprowadzeniem dwuetapowego procesu formowania ładunku finalnego oraz zastososo-

or silver wires, and positioned in axial direction along the whole length of the charge, and with diameters between 0.1 mm to 1.0 mm. The wires are introduced into the channels of the charge made in it after forming (hardening) or are placed into the charge casting chamber before the propellant stuff is poured into it.

After introduction of wires to the channels of formed solid rocket propellant or to the empty casting chamber the wires are strained by a system of springs and setting devices fixed to the ends of wires. After location of the wires within the channels of rocket propellant charges the binding composition is introduced to provide tight sticking between the wires and charges of propellant. The efficient agent binding the wire with the homogeneous nitrocellulose – nitroglycerine rocket propellant is the mixture of esters of nitric acid, usually nitroglycerine, and plasticiser e.g. triacetin, and a stabiliser that inhibits the physical-chemical decomposition of the propellant e.g. 2-nitrodifenyloamine or centralit. Nitroglycerine included in the binding mixture causes the bulging (gelatinization) of the nitrocellulose and then the wire tightly sticks to the propellant. In the case when the sticking of the wire to the rocket heterogeneous propellant has to be secured an advantageous mixture connecting the wire with the propellant is the adhesive of rocket heterogeneous propellant e.g. on the base of rubber. After forming the “end-burning” charge the recesses in the form of cones, with axes parallel to the wires, are made on its ignition head surface.

In the next British patent description [5] of the application made by SNPE company another method is presented for fabrication of rocket solid propellant charges that is similar to the one presented in the British patent description [4], and the difference is made by introduction of a two stage process for forming the final charge and use of channels for wires in the shape of grooves performed along the side walls of adjacent partial charges creating the final charge.

waniem kanałów mieszczących druty, w postaci rowków wykonanych wzdłuż bocznych powierzchni sąsiednich ładunków składowych, tworzących ładunek finalny.

W opisach patentowych [6,7] wynalazków amerykańskiej firmy ATLANTIC RESEARCH CORPORATION, krótko i dosyć ogólnikowo stwierdzono, że w ramach sposobu otrzymywania ładunków paliw rakietowych z drutami, te ostatnie powinny być stabilnie umocowane/pozycjonowane w komorze spalania, na przykład do jej dna, za pomocą uchwytów zamontowanych do ściany komory spalania przed wprowadzeniem/wtłoczeniem masy paliwa, przy czym korzystnym zabiegiem jest odpowietrzenie masy paliwa rakietowego wzdłuż drutów specjalnym ubijakiem.

Odmienne podejście w zakresie pozycjonowania drutów o wysokim przewodnictwie ciepła w ładunku paliwa rakietowego zaprezentowano w amerykańskim opisie patentowym [8] japońskiego wynalazku zgłoszonego przez firmę NISSAN MOTOR COMPANY.

Istota rozwiązania wynalazku według niniejszego opisu patentowego polegała na wprowadzeniu do masy paliwa rakietowego układu co najmniej dwóch drutów, luźno ze sobą skręconych, każdy o średnicy mniejszej niż 0,2 mm, korzystnie posiadających średnicę 0,1 mm każdy, wykonanych ze złota albo srebra albo platyny. Metale te charakteryzują się małą reaktywnością chemiczną. Zatem, powinny posiadać odpowiednią kompatybilność chemiczną z masą paliwa rakietowego. Druty powinny ściśle przylegać na całej swej długości do masy paliwa. Ilość drutów skręconych ze sobą w ramach pojedynczej wiązki („warkocza”) nie powinna być większa niż osiem. Zastrzegana wiązka drutów o wysokiej przewodności i dyfuzyjności cieplnej oraz małej średnicy charakteryzuje się wystarczającą wytrzymałością mechaniczną, w tym na rozciąganie (rozerwanie) i jednocześnie gwarantuje uzyskanie dużej powierzchni kontaktu z paliwem. Geometryczne i materiałowe charakterystyki, w tym właściwości mechaniczne wiązek drutów umożliwiają otrzymanie ładunków o prawidłowej strukturze i wytrzymałości mecha-

Patent descriptions [6,7] of inventions of American company ATLANTIC RESEARCH CORPORATION includes a brief statement that for the rocket propellant charges filled with wires they have to be firmly fixed/positioned in the burning chamber, for example to its base, by means of fixing devices fastened to the wall of the burning chamber, before the propellant stuff is introduced/pressed, and that removing any air bubbles from the propellant stuff along the wires by a special caulking tool is a beneficial procedure.

A bit different approach is presented for the question of positioning high thermal conductivity wires in the American patent description [8] of Japanese invention for which the application was made by NISSAN MOTOR COMPANY.

The essence of the invention's solution, according to the patent description, is that a system of at least two wires is introduced into the propellant stuff, and each of them has the diameter that is less than 0.2 mm, and in the best case with the diameter of 0.1 mm for each one, and they are loosely twisted, and in the best case they have to be made from the gold, silver or platinum. These metals are characterised by a low chemical reactivity and for this reason they have to have a relevant chemical compatibility with the stuff of rocket propellant. The wires have to stick strictly to the propellant stuff along the whole length. The number of wires twisted together in the form of a single bunch (“braid”) has not to exceed eight ones. The bunch of wires, being the subject of proprietary rights, possessing high thermal diffusivity and conductivity, and low diameter is also characterised by a high mechanical strength, concerning the straining (breaking), and at the same time provides a large value of surface interfacing with the propellant. Geometrical and material characteristics, including mechanical properties of bunches of wires, give possibilities for fabrication of charges with proper structure and mechanical strength, and have a significant influence on

nicznej oraz wpływają na istotne zwiększenie szybkości spalania masy paliwa stanowiącego osnowę drutów.

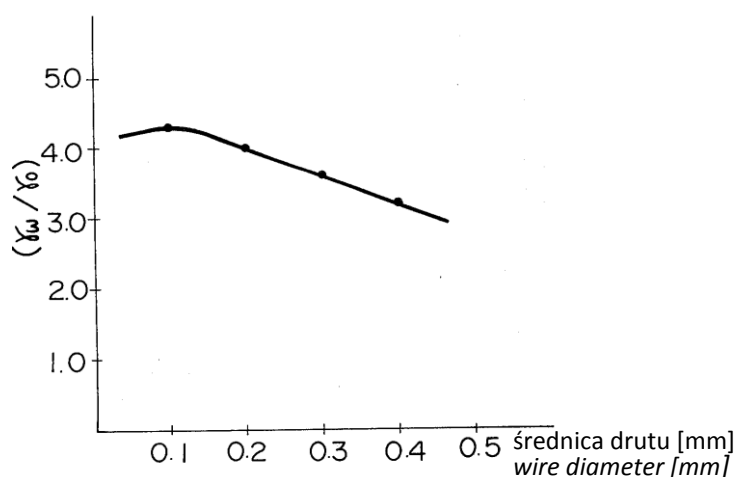
W ramach przykładów realizacji wynalazku, przedstawiono heterogeniczne paliwo raketowe, którego lepiszczem był polibutadien. Do masy paliwa wprowadzono srebrne druty o ustalonej średnicy z zakresu od 0,1mm do 0,4mm. Z niniejszego paliwa i drutów wykonano próbki do badania szybkości spalania, umieszczając je w komorze spalania typu kominowego (tzw. „komorze Kuboty”) w atmosferze azotu, pod ciśnieniem 50 atm.

Próbki w postaci prostopadłościennych prętów o wymiarach (5x5x80) mm, pokrytych na jednej z powierzchni czołowych i całej powierzchni bocznej warstwą ekranującą (inhibującą), opcjonalnie były zaelaborowane drutem srebrnym przechodzącym wzdłuż osi próbki przez jej całą długość albo nie miały drutu. Próbki były zapalane od strony odsłoniętego (nie ekranowanego) czoła. W przypadku paliwa raketowego zaelaborowanego srebrnym drutem, z nieosłoniętej (zapłonowej) powierzchni wystawał odcinek drutu o długości ułamka milimetra. Mierzono średnie szybkości spalania. Zmiany stosunku szybkości spalania próbek paliwa zaelaborowanych drutem do szybkości spalania próbek paliwa bez drutu, w zależności od średnicy drutu przedstawiono na wykresie (rys.1).

boosting the rate of burning of propellant stuff filling the space between wires.

As an example of application of the invention a rocket heterogeneous propellant, with poly-butadiene as the adhesive, has been presented. To the stuff of propellant the silver wires with diameter ranging between 0.1 and 0.4 mm were introduced.

The samples for testing the rate of burning were made from this propellant and then placed into a chimney type burning chamber (so called „Kubota chamber”) in the nitrogen atmosphere and pressure of 50 atm. The samples in the form of cuboid rods with dimensions of (5x5x80) mm had the side walls and one of the head surfaces covered with a screening layer (inhibitor), and they were optionally filled with the silver wire passing through the axis of the sample or were without the wire. The samples were ignited from the side of not protected head (not screened). In the case of rocket propellant filled with the silver wire a fragment of the wire with the length below 1 mm has stuck out from the opened (ignition) surface. The average velocities of burning have been measured. The changes of the relation between the rates of burning for the propellant filled with the wire and without the wire depending on the wire diameter are presented below (Figure1).



Rys.1. Wykres zmian stosunku szybkości spalania (γ_w) ładunku paliwa raketowego ze srebrnym inkorporowanym drutem do szybkości spalania (γ_0) paliwa raketowego bez drutu w zależności od średnicy drutu (według opisu patentowego US 4369710 [8])

Figure 1. Relation between the ratio of the burning rate (γ_w) for the rocket propellant charge with embedded silver wire and the burning (γ_0) for the rocket propellant without the wire in dependence on the wire diameter (according to patent description US 4369710 [8])

Szybkość spalania próbki paliwa bez drutu wynosiła 18,2 mm/s. Maksymalny wzrost szybkości spalania wynoszący 4,3 uzyskano w przypadku zastosowania srebrnego drutu o średnicy 0,1 mm. Ze względów wytrzymałościowych zastosowanie pojedynczych drutów o średnicy 0,1 mm jest niewskazane, zaś z drugiej strony, biorąc pod uwagę przyspieszenie szybkości spalania, zastosowanie drutów o takiej średnicy jest bardzo korzystne. Aby pogodzić ww. sprzeczne wymagania zastosowano wiązki luźno skręconych ze sobą drutów srebrnych o średnicy 0,1 mm każdy. Układy te posiadały wystarczającą wytrzymałość na rozciąganie (rozerwanie), ponieważ wzrasta ona wraz ze wzrostem całkowitego przekroju poprzecznego drutów tworzących wiązkę. Poniżej, w tabeli przedstawiono wytrzymałość pojedynczych srebrnych drutów o średnicy 0,1 mm, 0,2 mm i 0,3 mm oraz wytrzymałość mechaniczną wiązek składających się z dwóch, trzech i czterech srebrnych drutów, każdy o średnicy 0,1 mm.

The burning velocity of the propellant sample without the wire was 18.2 mm/s. The maximal increase of burning velocity equal to 4.3 was obtained in the case of using the silver wire of 0.1 mm diameter. The use of single wires with diameter of 0.1 mm is not recommended from the reasons of the strength, whereas on the other hand, the application of wires with such diameter is beneficial accounting the boost of burning rate. In order to reconcile the above mentioned contradictory requirements, bunches of loosely twisted silver wires, of 0.1 mm diameter for each one, were used. These arrangements had a sufficient tensile resistance (breaking) as it increases with the raising of total cross-section of bunch wires. The resistance of individual silver wires of 0.1 mm, 0.2 mm and 0.3 mm diameters and the mechanical strength of bunches consisting of two, three and four silver wires with 0.1 mm diameter for each one is presented in the table below.

Tabela. Wytrzymałość na rozciąganie pojedynczych srebrnych drutów o średnicy 0,1mm, 0,2mm i 0,3mm oraz wiązek drutów o średnicy 0,1mm, wyrażona ciężarem powodującym przerwanie drutu albo wiązki drutów (według opisu patentowego US 4369710 [8])

Table. Tensile resistance of individual silver wires of 0.1 mm, 0.2 mm and 0.3 mm diameters and bunches of wires with 0.1mm diameter expressed by the weight causing the break of the wire or the bunch (according to patent description US 4369710 [8])

Średnica drutu <i>Wire diameter</i>	Liczba drutów/ <i>Number of wires</i>			
	1	2	3	4
0,1 mm	156 G	315 G	562 G	820 G
0,2 mm	814 G	-	-	-
0,3 mm	1375 G	-	-	-

Długość pojedynczego drutu wynosiła 50 cm. Na przykład, dwa druty skręcano, tak by ilość węzłów na 10 mm odcinku wiązki wynosiła dziesięć. Z tabeli tej wynika, że wytrzymałość wiązki składającej się z czterech drutów srebrnych o średnicy 0,1 mm każdy, wynosząca 820 G jest porównywalna z wytrzymałością pojedynczego drutu srebrnego o średnicy 0,2 mm, wynosząca 814 G. Zbliżone wartości wytrzymałości wynikają z bliskich pod względem wielkości powierzchni przekroju poprzecznego wiązki

The length of individual wire was 50 cm. Two wires were twisted in a way providing ten twisting cycles on the bunch distance of 10 mm. The table shows that the strength of the bunch consisting of four silver wires with 0.1 mm diameter of each one is 820 G that is compared with the resistance of a single silver wire of 0.2 mm diameter equal to 814 G. The similar values of the strength are caused by identical values of cross section total surfaces for four wires of 0.1 mm diameter and a single wire with 0.2 mm di-

czterech drutów o średnicy 0,1mm każdy oraz powierzchni przekroju poprzecznego drutu o średnicy 0,2mm. Szybkość spalania ładunku zaelaborowanego ww. wiązką drutów wynosiła 80,1 mm/s, zaś pojedynczym drutem o średnicy 0,2 mm - 72,8 mm/s. Różnica szybkości spalania prawdopodobnie wynika z większej powierzchni kontaktu wiązki drutów z paliwem niż pojedynczego drutu (o zbliżonej pojemności cieplnej badanej wiązki drutów i badanego pojedynczego drutu).

Wpływ średnicy oraz dyfuzyjności cieplnej i temperatury topnienia pojedynczych drutów wprowadzonych do ładunków paliw rakietowych na szybkość ich spalania prezentowany jest w opisach patentowych [5-13].

Przed przystąpieniem do opisanego ww. wpływu na szybkość spalania ładunków paliw rakietowych warto pokrótce opisać charakterystyczny ze względu na obecność drutów proces spalania paliw rakietowych, dosyć szczegółowo zilustrowany w opisach patentowych [5,6,8,10-13]. Charakter procesu spalania ładunków paliw rakietowych typu „end-burning” z inkorporowanymi drutami dobrze oddaje rys. 2 pochodzący z opisu patentowego US 4396710 [8].

Na podstawie rysunku 2 można wywnioskować, że proces spalania ma następujący przebieg. W wyniku zapłonu i spalania ładunku paliwa, produkty spalania o wysokiej temperaturze ogrzewają najpierw końce drutów usytuowanych nad czołową powierzchnią zapłonową ładunku. Ciepło bardzo szybko wnika wzdłuż drutu w głąb paliwa, ogrzewając, a następnie zapalając je. Podczas spalania płaska, czołowa powierzchnia spalania przekształca się w stożkową. Promień podstawy stożka utworzonego przez powierzchnię spalania, o wierzchołku przemieszczającym się wzdłuż drutu/drutów wzrasta do chwili uzyskania przez stożek spalania promienia podstawy równej promieniowi czoła ładunku.

Kąt wierzchołkowy stożka spalania (tu kąt α) zależy przede wszystkim od materiału, z jakiego wykonany jest drut, zwłaszcza od jego dyfuzyjności (przewodności) cieplnej, średnicy drutu/ drutów (od której zależy pojemność cieplna drutu/drutów) oraz składu paliwa.

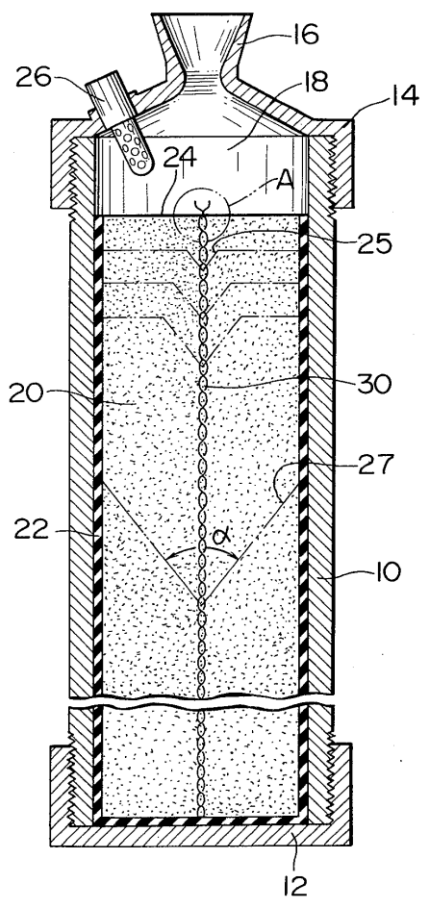
The burning rate of the charge filled with the above mentioned bunch of wires was 80.1 mm/s and with a single wire of 0.2 mm diameter it was 72.8 mm/s. The difference of the burning rate is probably caused by a greater surface of the contact between the bunch of wires and the propellant than for the single wire (at similar thermal capacities of tested bunch of wires and tested single wire).

The influence of the diameter, thermal diffusivity and melting temperature of single wires, introduced into the rocket propellant charges, on their rate of burning is presented in patent descriptions [5-13].

It is sensible to enlarge a bit the specific process of burning for rocket wired propellants, that is described quite precisely in patent descriptions [5,6,8, 10-13], before starting the discussion about the above mentioned influence on the rocket propellant velocity of burning. The character of burning process in rocket propellant charges of “end-burning” type with introduced wires is well rendered in the figure 2 that originates from patent description US 4396710 [8].

The following course of burning process may be deduced from figure 2. As the result of propellant charge ignition and burning, the high temperature burning products firstly heat the ends of wires, placed over the head ignition surface of the charge. The heat very quickly penetrates the volume of the propellant along the wires causing its heating and ignition. During the combustion process the head flat burning surface is transformed into a conical one.

Radius of the base of the cone that is created by the surface of burning, and has the apex displacing along the wire/wires, increases to the moment when it becomes equal to the radius of the charge head. The apex angle of the burning cone (here angle α) most of all depends on the material of the wire and especially its thermal diffusivity (conductivity), diameter (that influences thermal capacity of the wire/wires), and the propellant composition.



Rys. 2. Osiowy przekrój silnika rakietowego zaelaborowanego ładunkiem paliwa rakietowego typu „end-burning” z wiązką drutów. Rysunek zawiera schemat powstawania i rozwoju stożkowej powierzchni spalania stałego paliwa rakietowego podczas pracy silnika rakietowego (według opisu patentowego US 4369710 [8]).

Oznaczenia: 10 – korpus silnika rakietowego; 12 – przednia pokrywa, 14 – tylny kołnierz, 16 – dysza, 18 – komora spalania, 20 – stałe paliwo rakietowe, 22 – inhibitor, 24 – początkowa powierzchnia spalania paliwa, 25 – stożkowa powierzchnia spalania paliwa, 26 – zapłonnik, 27 – maksymalna stożkowa powierzchnia spalania paliwa, 30 - druty

Figure 2. The axial cross-section of a rocket motor filled with the wired rocket propellant charge of „end-burning” type. The picture includes the schematic outline of creating and developing a conical burning surface within the rocket solid propellant during the operation of rocket motor (according to patent description US 4369710 [8]).

Meanings for numbers of rocket motor components: 10 – body of rocket motor, 12 – front cover, 14 – rear flange, 16 – nozzle, 18 – burning chamber, 20 – rocket solid propellant, 22 – inhibitor, 24 – propellant initial burning surface, 25 – propellant conical burning surface, 26 – igniter, 27 – propellant maximal conical burning surface, 30 – wires.

Kąt ten jest tym mniejszy, im większe jest natężenie (strumień) ciepła przekazywanego z drutu/ drutów do paliwa. Wskutek wzrostu szybkości spalania i powierzchni spalania następuje wzrost szybkości wytwarzania produktów spalania (głównie gazowych). Według opisu patentowego [5], w przypadku zastosowania srebrnych drutów o średnicy 0,2 mm, wierzchołkowy kąt stożkowej powierzchni spalania mieścił się w zakresie od 17° do 20°.

Wpływ średnicy srebrnych drutów na dynamikę procesu spalania (tj. na liniową szybkość spalania i wykładnik potęgowy opisane wzorem Vieille'a lub Saint Roberts'a [14]) ładunków paliw w zależności od ciśnienia produktów spalania, dosyć szeroko przedstawiony jest w opisach patentowych [12,13].

Z opisu patentowego [12] wynika, że w przypadku zastosowania drutu ze srebra można uzyskać maksymalnie 5-krotny wzrost szybkości spalania ładunku paliwa w porównaniu z szybkością spalania ładunku

This angle decreases with the increase of the intensity (flux) of the heat transferred from the wire/wires to the propellant. The increase of the burning rate and surface causes an increase of the rate for generating the combustion products (mainly gaseous). According to patent description [5] the application of silver wires of 0.2 mm diameter resulted in the values between 17° to 20° for the apex angle of conical burning surface.

The influence of diameter of silver wires on the dynamics of combustion process (i.e. on the linear velocity of burning and the value of the power exponent in Vieille or Saint Roberts formula [14]) of propellant charges, depending on the pressure of combustion products, is relatively widely presented in patent descriptions [12,13].

Patent description [12] indicates that it is possible to get a 5-times boost of burning rate of propellant charge with silver wire, comparing to the burning rate of the charge made from the same stuff but without any wires. The pressure of the burning products

wykonanego z tego samego paliwa, ale bez wprowadzonego weń drutu. Ciśnienie produktów spalania w laboratoryjnym silniku raketowym podczas jego podstawowego reżimu pracy wynosiło ok. 1000 psi (ok. 7 MPa). Dolna (progowa) wartość ciśnienia pracy silnika mieściła się w zakresie 100-300 psi (0,7-2,1 MPa).

W opisie patentowym [12] podano m.in. szybkości spalania ładunku paliwa raketowego na bazie nadchloranu amonu (81% cz. wag), polichloroku winylu (8,44% cz. wag.) i sebacynianu dibutyłowego (10,23% cz. wag.), zaelaborowanego srebrnym drutem o średnicy 0,125 mm lub 0,175 mm, oraz szybkość spalania ww. paliwa bez drutu, przy ciśnieniu produktów spalania (ciśnieniu pracy silnika raketowego) wynoszącym ok. 0,7 MPa, 1,4 MPa oraz 7 MPa. W przypadku ładunku paliwa raketowego bez drutu, szybkość spalania paliwa wynosiła 5,08 mm/s przy ciśnieniu 0,7 MPa, 7,1 mm/s przy ciśnieniu 1,4 MPa oraz 15 mm/s przy ciśnieniu 7 MPa. W przypadku ładunków paliwa raketowego z inkorporowanymi srebrnymi drutami o średnicy 0,125 mm szybkość spalania ładunku wynosiła 19,8 mm/s przy ciśnieniu 0,7 MPa, 33 mm/s przy ciśnieniu 1,4 MPa oraz 70 mm/s przy ciśnieniu 7 MPa. A zatem wzrost szybkości spalania wyniósł ok. 3,9 przy ciśnieniu 0,7 MPa, 4,65 przy ciśnieniu 1,4 MPa oraz 4,66 przy ciśnieniu 7 MPa. W przypadku ładunków paliwa raketowego z inkorporowanymi srebrnymi drutami o średnicy 0,175 mm, szybkość spalania ładunku wynosiła 19,8 mm/s przy ciśnieniu 0,7 MPa, 35,6 mm/s przy ciśnieniu 1,4 MPa oraz 68,6 mm/s przy ciśnieniu 7 MPa. A zatem wzrost szybkości spalania był zbliżony w badanym zakresie ciśnień pracy silnika raketowego, czyli jak w przypadku zastosowania drutu ze srebra o średnicy 0,125 mm.

W opisie patentowym [12] podano również wartości wykładnika potęgowego we wzorze na szybkość spalania paliwa o ww. składzie, w zależności od ciśnienia produktów spalania, wynoszącego 0,7 MPa, 7 MPa i 14 MPa, dla ładunków paliwa ze

measured in a laboratory rocket motor at its basic operation mode was ca. 1000 psi (ca. 7 MPa). The bottom (limit) value of motor operation pressure is in the range of 100-300 psi (0.7-2.1 MPa).

In patent description [12] are given among others the burning velocities of the rocket propellant charge prepared on the base of ammonium perchlorate (81% of weight), vinyl poly-chloride (8.44% of weight) and di-butene seba-cyanide (10.23% of weight) filled with the silver wire of 0.125 mm or 0.175 mm diameter, and the burning velocities of this propellant without the wire for the pressures of combustion products (rocket motor operation pressure) of ca. 0.7 MPa, 1.4 MPa and 7 MPa. In the case of rocket propellant without the wire the propellant burning velocity was 5.08 mm/s at pressure of 0.7 MPa, 7.1 mm/s at pressure of 1.4 MPa and 15 mm/s at pressure of 7 MPa. In the case of rocket propellant charges with embedded silver wires of 0.125 mm diameter the charge burning velocity was 19.8 mm/s at pressure of 0.7 MPa, 33 mm/s at pressure of 1.4 MPa and 70 mm/s at pressure of 7 MPa. Then the increase of burning velocity was ca. 3.9 times for 0.7 MPa pressure, 4.65 times for pressure 1.4 MPa and 4.66 times for 7 MPa. In the case of rocket propellant charges with introduced silver wires of 0.175 mm diameter the charge burning velocity was 19.8 mm/s for 0.7 MPa, 35.6 mm/s for 1.4 MPa and 68.6 mm/s for 7 MPa. Then the increase of burning velocity was similar to the values received with 0.125 mm diameter silver wire within the range of tested rocket motor operation pressures.

Moreover the patent description [12] includes the values of the exponent of power in the formulae describing the burning velocity of the propellant of the above mentioned composition depending on the burning product pressures equal to 0.7 MPa, 7 MPa and 14 MPa, for charges of the propellant with the silver wire of 0.125 mm and 0.175 mm diameters. In the case of the rocket propellant charge without the wire the exponent of power is 0.52 at

srebrnym drutem o średnicy 0,125 mm i 0,175 mm. W przypadku ładunku paliwa raketowego bez drutu, wykładnik ten wynosił 0,52 przy ciśnieniu 0,7 MPa, 7 MPa i 14 MPa. W przypadku ładunków paliwa raketowego z inkorporowanymi srebrnymi drutami o średnicy 0,125 mm wykładnik ten wynosił 0,95 przy ciśnieniu 0,7 MPa oraz 0,42 przy ciśnieniu 7 MPa i 14 MPa. W przypadku ładunków paliwa raketowego z inkorporowanymi srebrnymi drutami o średnicy 0,175 mm wykładnik ten wynosił 0,65 przy ciśnieniu 0,7 MPa, 0,27 przy ciśnieniu 7 MPa i 0,22 przy ciśnieniu 14 MPa. A zatem, obecność srebrnych drutów generalnie spowodowała podwyższenie wykładnika potęgowego w przypadku niskich ciśnień ok. 1 MPa i obniżenie wykładnika potęgowego dla wyższych ciśnień, tj. 7 MPa i 14 MPa. A zatem, obecność srebrnych drutów sprzyja stabilizacji procesu spalania w wyższych ciśnieniach, a co za tym idzie - zmniejsza podatność ładunku paliwa na fluktuacje szybkości spalania przy zmianach (fluktuacjach) ciśnienia produktów spalania, natomiast obecność drutów obniża stabilność procesu spalania w niskich ciśnieniach.

Ponadto, w opisie patentowym [12] podano wartości wykładnika potęgowego we wzorze na szybkość spalania (w zależności od ciśnienia) paliwa na bazie nadchloranu amonu (58,9% cz. wag) polichlorku winylu (8,62% cz. wag.), adypinianu dioktylu (10,79% cz. wag.) i proszku glinowego (5 μ m) (21,1% cz. wag.), zaelaborowanego srebrnym drutem o średnicy 0,175 mm, oraz bez drutu, przy ciśnieniu produktów spalania (ciśnieniu pracy silnika raketowego) wynoszącym ok. 0,7 MPa, 3,5 MPa, 7 MPa oraz 14 MPa. W przypadku ładunku paliwa raketowego bez drutu, wykładnik ten wynosił 0,38 dla wszystkich ww. ciśnień. W przypadku ładunków paliwa raketowego z inkorporowanymi srebrnymi drutami o średnicy 0,175 mm wykładnik ten wynosił 0,49 dla ciśnienia 3,5 MPa, 7 MPa i 14 MPa.

A zatem obecność drutów ze srebra generalnie spowodowała podwyższenie

pressures 0.7 MPa, 7 MPa and 14 MPa. In the case of rocket propellant charges with embedded silver wires of 0.125 mm diameter the exponent was 0.95 at 0.7 MPa and 0.42 at 7 MPa and 14 MPa. In the case of rocket propellant charges with incorporated silver wires of 0.175 mm diameter the exponent was 0.65 at 0.7 MPa, 0.27 at 7 MPa and 0.22 at 14 MPa. So generally, the presence of silver wires has led to an increase of the exponent of power in the range of low pressures ca. 1 MPa and reduction of the exponent of power for higher pressures i.e. 7 MPa and 14 MPa. It means that the presence of silver wires is beneficial for stabilisation of the burning process at higher pressures, as it reduces the sensibility of the propellant charge against the fluctuation of burning velocities at changes (fluctuations) of burning products pressure, whereas the presence of wires reduces the stability of burning process for low pressures.

Moreover in the patent description [12] the values of exponent of power are given for the burning rate formulae (depending on pressure) of the propellant based on ammonium perchlorate (58.9% of weight), vinyl poly-chloride (8.62% of weight), dioctyl adipinian (10.79% of weight) and aluminium powder (5 μ m) (21.1% of weight) filled with the silver wire of 0.175 mm diameter, and without the wire, at the pressures of burning products (rocket motor operation pressure) equal to ca. 0.7 MPa, 3.5 MPa, 7 MPa and 14 MPa. In the case of the rocket propellant charge without the wire the exponent was 0.38 for all pressures listed above. In the case of rocket propellant charges with incorporated silver wires of 0.175 mm diameter the exponent was 0.49 for the pressure of 3.5 MPa, 7 MPa and 14 MPa.

Then the presence of silver wires has caused, in general, the increase of the exponent of the power in the propellant charge burning law, and in any case was not beneficial for the stabilisation of burning process, or in other words increased the susceptibility of the propellant charge against fluctuations of burning rate

wykładnika potęgowego w prawie spalania ładunku paliwa, czyli nie sprzyjała stabilizacji procesu spalania, a co za tym idzie – zwiększała podatność ładunku paliwa na fluktuacje szybkości spalania przy zmianach (fluktuacjach) ciśnienia produktów spalania.

Z kolei w opisie patentowym [13] podano wartości wykładnika we wzorze na szybkość spalania paliwa dla ciśnienia produktów spalania wynoszącego 7 MPa, w zależności od metalu, z którego wykonano drut i jego średnicy. Badano wpływ drutów miedzianych, srebrnych, wolframowych i molibdenowych posiadających średnice z zakresu od 0,0254 mm do 0,254 mm.

W przypadku paliwa zaelaborowanego drutem o średnicy 0,0254mm – miedzianym, srebrnym lub wolframowym, wartość wykładnika mieściła się w zakresie od 0,75 do 0,87, czyli była prawie dwukrotnie większa niż wartość wykładnika dla paliwa bez wprowadzonego weń drutu (0,43-0,46).

Dla średnicy drutów (wykonanych z czterech ww. metali) w zakresie od 0,127 mm do 0,254 mm wprowadzonych do paliwa raketowego, wartość wykładnika mieściła się w zakresie od ok. 0,2 do 0,40, czyli była mniejsza od wartości wykładnika dla paliwa bez drutów.

Wpływ dyfuzyjności cieplnej i temperatury topnienia drutów na szybkość spalania ładunków paliw raketowych oraz na wykładnik występujący w prawie spalania najbardziej wyczerpująco i metodycznie przedstawiono w opisie patentowym [13]. Badania przeprowadzono przy ustalonym ciśnieniu produktów spalania, wynoszącym 7 MPa, dla paliwa raketowego zawierającego 74,63% cz. wag. nadchloranu amonu, 12,44% cz. wag. chlorku poliwinylowego, 12,44% cz. wag. sebacynianu dibutyloвого. Szybkość spalania samego paliwa raketowego (bez drutu) w ww. warunkach wynosiła 12,7 mm/s. W temp. 650°C najwyższą dyfuzyjność cieplną posiada srebro (1,23 cm²/s), mniejszą glin (0,94 cm²/s), zbliżoną do glinu dyfuzyjność cieplną posiada miedź (0,90 cm²/s), wyraźnie mniejszą wolfram

at changes (fluctuations) of the burning product pressure.

Further in description of patent [13] is given a value of the exponent in the propellant burning formulae for the combustion burning pressure of 7 MPa, depending on the metal, the wire is made from, and its diameter. The influence of copper, silver, tungsten and molybdenum wires has been investigated for diameters between 0.0254 mm to 0.254 mm. In case of the propellant filled with copper, silver or tungsten wires of 0.0254 mm diameter the value of the exponent was in the range 0.75 to 0.87 what means that it was almost two times greater than the value of the exponent for the propellant without any wires (0.43-0.46).

For the wires, (made of four above mentioned metals) having diameters between 0.127 mm and 0.254 mm, incorporated to the rocket propellant, the value of the exponent was in the range of ca. 0.2 to 0.40 what means that it was lower than the exponent value for propellant without wires.

The impact of thermal diffusivity and melting temperature of the wires on the rate of burning of rocket propellant charges and on the exponent existing in the law of burning has been presented in the most comprehensive and methodical way in the patent description [13]. Tests were carried out at a settled pressure of burning products, that was equal 7 MPa, for a rocket propellant consisting of weighed 74.63% of ammonium perchloride, 12.44% of polyvinyl chloride and 12.44% of dibutylene seba-cyanide. The burning velocity of the propellant itself (without wire) in the above mentioned conditions was 12.7 mm/s. In temperature 650°C the highest diffusivity has silver (1.23 cm²/s), aluminium has the smaller (0.94 cm²/s), copper has similar diffusivity to aluminium (0.90 cm²/s), tungsten has significantly less one (0.67 cm²/s), magnesium has thermal diffusivity similar to tungsten (0.66 cm²/s), platinum has considerably less thermal diffusivity (0.35 cm²/s) and steel has the smallest one (0.064 cm²/s). Melting

($0,67 \text{ cm}^2/\text{s}$), zbliżoną do wolframu dyfuzyjność cieplną posiada magnez ($0,66 \text{ cm}^2/\text{s}$), znacznie niższą dyfuzyjność cieplną ma platyna ($0,35 \text{ cm}^2/\text{s}$), zaś najniższą stal ($0,064 \text{ cm}^2/\text{s}$). Temperatura topnienia ww. metali od największej do najmniejszej jest następująca: wolfram (3370°C), platyna (1755°C), stal (1460°C), miedź (1083°C), srebro (960°C), glin (660°C) i magnez (651°C). Najwyższy wzrost szybkości spalania, wynoszący 5,3, wyrażony stosunkiem szybkości spalania ładunku paliwa raketowego z zaelaborowanym drutem do szybkości spalania ładunku samego paliwa raketowego (bez drutu), występuje, gdy paliwo zaelaborowane jest drutem srebrnym. Kolejno, wzrosty szybkości spalania ładunków paliw raketowych w przypadku zastosowania drutów wykonanych z innych metali są następujące: 4,6 (drut miedziany), 3,6 (drut wolframowy), 2,9 (drut platynowy), 2,3 (drut glinowy), 1,9 (drut magnezowy) i 1,6 (drut stalowy).

Z powyższych danych można wywnioskować, że istotny wpływ na wzrost szybkości spalania paliwa ma dyfuzyjność cieplna i temperatura topnienia metalu, z którego wykonany jest drut. Im wyższa jest dyfuzyjność cieplna drutu i jego temperatura topnienia, tym wyższy jest wzrost szybkości spalania paliwa wzdłuż drutu. Potwierdza to porównanie temperatury topnienia miedzi i glinu oraz wpływ tej temperatury na wzrost szybkości spalania paliwa. Glin ma znacznie mniejszą temperaturę topnienia niż miedź i mimo, iż metale te mają zbliżoną dyfuzyjność cieplną, to dzięki temu, że miedź ma prawie dwukrotnie wyższą temperaturę topnienia, wzrost szybkości spalania paliwa zaelaborowanego drutem miedzianym (wynoszący 4,6) jest dwukrotnie wyższy niż wzrost szybkości spalania paliwa z drutem glinowym (wynoszący 2,3). Podobna sytuacja występuje podczas porównania wpływu na szybkość spalania paliwa temperatur topnienia innej pary metali, tj. wolframu i magnezu, mających podobną dyfuzyjność cieplną, wynoszącą odpowiednio $0,67 \text{ cm}^2/\text{s}$ i $0,66 \text{ cm}^2/\text{s}$. Ze względu na znacznie wyższą temperaturę topnienia wolframu (3370°C) niż

temperatures for the above metals in decreasing order are following: tungsten (3370°C), platinum (1755°C), steel (1460°C), copper (1083°C), silver (960°C), aluminium (660°C) and magnesium (651°C). The highest boost on the combustion rate, equal to 5.3, that is expressed by the ratio of burning velocity of rocket propellant charge filled with wire to the burning velocity of rocket mere propellant charge (without wire), takes place when the propellant is filled with the silver wire. Next rates of boosting the burning velocity of rocket propellant charges in cases when the wires made from other metals are used are following: 4.6 (copper wire), 3.6 (tungsten wire), 2.9 (platinum wire), 2.3 (aluminium wire), 1.9 (magnesium wire) and 1.6 (steel wire). The above data indicates that the thermal diffusivity and melting temperature of the metal, the wire is made from, has a significant influence on the propellant burning velocity. The higher thermal diffusivity and melting temperatures of the wire are, the greater increase of the propellant burning velocity along the wire is. It is confirmed by the comparison of melting temperatures for copper and aluminium and impact of these temperatures on the increase of propellant burning velocity. Aluminium has significantly smaller melting temperature than copper, and in spite of the fact that these metals have similar levels of thermal diffusivity, it is thanks to almost two times greater melting temperature of the copper that the increase of burning velocity of propellant with incorporated copper wire (equal to 4.6) is two times greater than the boost of burning velocity for the propellant with aluminium wire (equal to 2.3). The similar situation happens when another pair of metals is compared at assessment of the influence, the melting temperatures have onto the propellant burning velocity i.e. tungsten and magnesium possessing comparable thermal diffusivities equal respectively to $0.67 \text{ cm}^2/\text{s}$ and $0.66 \text{ cm}^2/\text{s}$. As tungsten melting temperature (3370°C) is significantly greater than for magnesium

magnezu (651°C), wzrost szybkości spalania paliwa zaelaborowanego drutem wolframowym jest prawie 2 krotnie wyższy niż w przypadku spalania paliwa o tym samym składzie, zaelaborowanym drutem magnezowym. Wzrost szybkości spalania ładunku paliwa raketowego, w przypadku zastosowania drutu wolframowego i magnezowego wynosi odpowiednio 3,6 i 1,9.

3. Podsumowanie i wnioski

Cel pracy został zrealizowany. Badania patentowe wykazały, że w ramach fizycznych sposobów zwiększania szybkości spalania ładunków typu „end-burning”, bardzo skutecznym i najprostszym sposobem jest zastosowanie drutów o wysokiej dyfuzyjności (przewodności) cieplnej, zazwyczaj wykonanych ze srebra, usytuowanych w osi ładunku i/lub równoległe do niej.

Generalnie, w opisach patentowych podaje się stosunkowo mało informacji na temat sposobów wprowadzania drutów do ładunków paliw raketowych. Opisy patentowe zawierają znacznie więcej danych na temat charakterystyk geometrycznych i materiałowych drutów oraz ich wpływu na parametry spalania ładunków paliw raketowych, zwłaszcza na szybkość spalania i wykładnik potęgowy podany we wzorze na szybkość spalania w zależności od ciśnienia produktów spalania.

Decydujący wpływ na wzrost szybkości spalania ładunków paliw raketowych zaelaborowanych drutami mają geometryczne i materiałowe charakterystyki drutów, zwłaszcza średnica, dyfuzyjność cieplna i temperatura topnienia. Wraz ze wzrostem dyfuzyjności cieplnej i temperatury topnienia drutów wzrasta szybkość spalania ładunków paliw raketowych.

Maksymalny wzrost szybkości spalania ładunku paliwa wywołany obecnością drutu wynosi ok. 5. Występuje on w przypadku zastosowaniu drutów srebrnych.

W przypadku inkorporacji do ładunku paliwa raketowego pojedynczych, srebrnych drutów, biorąc pod uwagę wpływ ich średnicy na wytrzymałość na rozciąganie oraz na szybkość spalania, średnica ta powinna być większa niż 0,1 mm i nie przekraczać 0,2 mm.

(651°C) then the increase of burning velocity for the propellant filled with tungsten wire is almost two times greater than in the case of burning the propellant of the same composition but filled with the magnesium wire. The increase of burning velocity of the rocket propellant charge when the tungsten and magnesium wires are used equals respectively to 3.6 and 1.9.

3. Summing up and conclusions

The goal of the work has been achieved. Scrutiny of patents has proved that the application of wires with high thermal diffusivity (conductivity), usually made of silver and placed in the axis of the charge or parallel to it, is one of very effective and simple physical ways of boosting the burning velocity of charges.

In general there is a relatively limited amount of information about methods for incorporation of wires into rocket propellant charges. Descriptions of patents usually include more information on geometrical and material characteristics of wires and their influence on rocket propellant charge burning parameters, especially on the velocity of burning and the exponent of the power in the formulae for burning velocity depending on the pressure of burning products.

Geometrical and material characteristics of wires, especially diameter, thermal diffusivity (conductivity) and melting temperature, have deciding influence on the burning velocity of rocket propellant charges filled with wires. Along with the increase of thermal diffusivity and melting temperature of wires the rocket propellant charge burning rate also increases.

The maximal increase of burning velocity of a propellant charge, caused by the presence of the wire, is ca. 5 times. It happens when the silver wires are deployed.

In case of implementation of single silver wires for a rocket propellant charge, and taking into account the influence of their diameter on the tensile resistance and the burning rate, this diameter has to be larger than 0.1 mm and not greater than 0.2 mm.

Literatura / Literature

- [1] Czulkow A. Z., Skworcow I. D., Szur M. S., *Awiacjonnyje i raketnyje dwigatieli – czast 1 – Procesy gorienia topliw w raketnych dwigatieliach twiordowo topliwa*, Wsesojuznyj Institut Naucznoj i Techniczeskoj Informacji (WINITI), Moskwa 1974, str. 88-103
- [2] Okamoto S., Okamoto H., Fukuma D., *Fixing wiring material in slurried propelant*, Opis patentowy JPS 5578143, 1978 (zgłoszony z datą pierwszeństwa w Japonii w 1978r.)
- [3] Olliff M. T., Jr, *Method of obtaining unidirectional orientation of monofilaments in curable elastomeric materials*, Opis patentowy US 3413384, 1968 (zgłoszony z datą pierwszeństwa w USA w 1967r.)
- [4] Pastol R.B, Caire-Maurisier M., Desormeaux Ch., *Solid propellant blocks*, Opis patentowy GB 2233430, 1991 (zgłoszony z datą pierwszeństwa we Francji w 1983r.)
- [5] Desormeaux Ch., Mespouledé R., *Solid propellant blocks*, Opis patentowy GB 2233745, 1991 (zgłoszony z datą pierwszeństwa we Francji w 1983r.)
- [6] Rumbel K.E., *Monopropellant grains*, Opis patentowy US 3128706, 1964 (zgłoszony z datą pierwszeństwa w USA w 1959r.)
- [7] *Rocket motor*, Opis patentowy GB 972724, 1964, (zgłoszony z datą pierwszeństwa w USA w 1961r.)
- [8] Okamoto H., Fukuma D., Opis patentowy US 4396710, *End-burning gas-generating composition grain containing intertwisted wires*, 1983 (zgłoszony z datą pierwszeństwa w Japonii w 1980r.)
- [9] Lawrence R.W., Opis patentowy US 3793097, *Method of increasing propellant burning rate by the use of high conductive wires*, 1974, (zgłoszony z datą pierwszeństwa w USA w 1964r.)
- [10] Rumbel K.E., Cohen M., Opis patentowy US 3109374, *Propellant grains*, 1963 (zgłoszony z datą pierwszeństwa w USA w 1956r.)
- [11] O'Donnell T.J., Opis patentowy US 3107620, *Propellant grains*, 1963 (zgłoszony z datą pierwszeństwa w USA w 1959r.)
- [12] Rice M.L., Burton J.M., Shaver R.G., Opis patentowy US 3509822, *Propellant grains*, 1970 (zgłoszony z datą pierwszeństwa w USA w 1960r.)
- [13] Rumbel K.E., Cohen M., Nugent R.G., Scurlock A.C., O'Donnell T.J, Opis patentowy GB 994184, *Improvements in or relating to propellant grains*, 1965 (zgłoszony z datą pierwszeństwa w USA w 1961r.)
- [14] Florczak B., Wolszakiewicz T., Gawor T., *Badanie homogenicznego stałego paliwa raketowego zawierającego dodatki modyfikujące szybkość spalania*, Problemy Techniki Uzbrojenia 3/2007, str. 129-136.

