

## BADANIE QUASI HIPERGOLICZNEGO ZAPŁONU PALIW WĘGLOWODOROWYCH Z NADTLENKIEM WODORU KLASY HTP

WOJCIECH FLORCZUK

*Instytut Lotnictwa, Centrum Technologii Kosmicznych*

### Streszczenie

*Artykuł ten przedstawia omówienie obecnie badanych mieszanin hipergolicznych typu „green”, będących potencjalną alternatywą dla układów złożonych z hydrazyny i jej pochodnych w połączeniu z utleniaczami typu  $N_2O_4$ , WFNA, czy RFNA. Przedstawione wyniki badań wykazują, że większość związków chemicznych posiadające cechy samozapłonowe z nadtlakiem wodoru klasy HTP charakteryzuje się czasem opóźnienia samozapłonu w przedziale od 10-30 ms, a niektóre z nich nawet 9 ms. W artykule zawarto również opis metod badawczych określania czasu opóźnienia samozapłonu mieszanin hipergolicznych. Dodatkowo przedstawiono opis stanowiska badawczego wykonanego w ramach projektu PULCHER z FP7 SPACE.*

*Słowa kluczowe: Samozapłon, nadtlak wodoru, czas opóźnienia samozapłonu, samozapłonowe ekologiczne materiały pędne, silniki raketowe.*

### WSTĘP

Technologie raketowe wykorzystywane do napędu rakiet nośnych oraz platform satelitar-nych bazują przede wszystkim na silnikach raketowych zasilanych ciekłymi materiałami pędnymi. Ciekłe materiały pędne ze względu na charakter zapłonu można podzielić na te, które wymagają systemów zapłonowych oraz na tzw. samozapłonowe. Samozapłonowe, czy też hipergoliczne (z j. ang. „hypergolic”) materiały pędne z definicji oznaczają takie związki paliwa i utleniacza, które w wyniku wzajemnego kontaktu indukują spontaniczną, samopodtrzymującą się, gwałtowną i egzotermiczną reakcję zapłonu (spalania), która nie wymaga zewnętrznych źródeł energii (ciepła). Materiały te powinny charakteryzować się takimi cechami jak: powtarzalność parametrów samozapłonu, tj. niezmienny i krótki czas opóźnienia samozapłonu. Czas ten nie powinien przekraczać 100 ms [1], aby zapobiec nagromadzeniu się takiej ilości paliwa i utleniacza w komorze spalania, których zapłon mógłby zniszczyć silnik. Natomiast niska temperatura topnienia oraz wysoka temperatura wrzenia materiałów pędnych, tzw. okno temperaturowe, pozwala na łatwe i bezpieczne ich przechowywanie [1]. Szeroki przedział temperatury pozwala również zminimalizować ryzyko zakrzepnięcia ciekłego materiału pęd-nego w czasie misji. Dodatkowo materiały te powinny charakteryzować się małą lepkością

w niskich temperaturach, stabilnością chemiczną w długim okresie przechowywania, kompatybilnością z większością materiałów konstrukcyjnych, a ich produkty spalania powinny być w fazie gazowej i posiadać małą masę molową, co bezpośrednio ma wpływ na generowane osiągi. Istotnym kryterium jest również wysoka gęstość, która pozwala zachować względnie niewielkie rozmiary zbiorników magazynujących. Ostatnio wymaga się również, aby tego typu materiały pędne były nietoksyczne, zarówno dla środowiska jak i personelu technicznego mającego z nimi kontakt.

Materiały hipergoliczne w technice raketowej od ponad 50 lat zdominowane są głównie przez hydrazynę i jej pochodne, tj. symetryczny monometyl hydrazyny (MMH) oraz niesymetryczny dimetyl hydrazyny (UDMH) w konfiguracji z dymiącym kwasem azotowym  $\text{HNO}_3$  lub czterotlenkiem dwuazotu  $\text{N}_2\text{O}_4$ . Związki hipergoliczne takie jak MMH/NTO, UDMH/RFNA charakteryzują się opóźnieniem samozapłonu rzędu 2 ms [3] i impulsem właściwym na poziomie 321 s (silnik S400-15 zasilany MMH/NTO) [8]. Niemniej jednak są to substancje silnie toksyczne, korozyjne oraz rakotwórcze dla człowieka. Z tego względu w 2006 ECHA (European Chemistry Agency) wpisała hydrazynę i jej metylowe pochodne na listę materiałów niebezpiecznych, a w 2011 na listę materiałów rakotwórczych. Przyczyniło się to do zwiększenia aktywności przemysłu kosmicznego w poszukiwaniach alternatywnych paliw i utleniaczy. Jednym z nich jest stężony nadtlenek wodoru klasy HTP, który od 1990 [4] ponownie cieszy się dużym zainteresowaniem wśród środowisk naukowych zajmujących się badaniami nad ekologicznymi napędami raketowymi. Okazuje się, że specjalnie przygotowane paliwa węglowodorowe, tj. z dodatkiem związków katalitycznych (promowane katalitycznie), a także ciecze jonowe wymieszane z wodorkami lekkich metali przejściowych wykazują właściwości silnie hipergoliczne z nadtlenkiem wodoru, a uzyskiwane czasy opóźnienia samozapłonu oraz osiągi są porównywalne z dotychczas używanymi hipergolami.

## HIPERGOLICZNE MATERIAŁY PĘDNE

Pierwsze samozapłonowe materiały pędne używane były przez Niemców w czasie II wojny światowej, w roku 1944, do napędu Messerschmidta Me-163 Comet, samolotu myśliwskiego o napędzie raketowym. W tym celu używana była mieszanina składająca się z paliwa w postaci metanolu z katalitycznym dodatkiem, tj. nadmanganianem wapnia  $\text{Ca}(\text{MnO}_4)_2$  oraz utleniacza w postaci 80% nadtlenku wodoru [1]. Nadtlenek wodoru używany był również do napędu turbopomp w niemieckich raketach V2. Po wojnie nadtlenek wodoru wykorzystany był do układów sterowania samolotu X-15, Bell-1B, w programie Merkury, Redstone, Soyuz oraz do napędu torped. Po raz pierwszy nadtlenku wodoru jako materiał pędny systemów ACS (Attitude Control System) zastosowano w satelitach SYNCOM i COMSAT [2]. Brytyjski program rakiet kosmicznych „Black Arrow” oraz „Black Knight”, realizowany w lata 60-tych ubiegłego wieku, był największym programem kosmicznym, w którym stężony nadtlenek wodoru klasy HTP był użyty jako główny utleniacz silników raketowych.

Utleniacz ten, drugi pod względem osiągnięć po ciekłym tlenie, stał się od tamtego czasu jednym z głównych utleniaczy w technice raketowej. Ze względu na swoje właściwości fizykochemiczne, tj. dużą gęstość ( $1.46 \text{ g/cm}^3$  dla stężenia 98%), stabilność chemiczną ( $\text{AOL} < 1\%/\text{rok}$ , a dla klasy HTP nawet poniżej 0.01), łatwość przechowywania, czterokrotnie niższą prężność par (0.003 bar) od wody, relatywnie niską cenę jednostkową (250 PLN/litr), ekologiczne produkty rozkładu katalitycznego, a także fakt, że jest relatywnie bezpieczny dla personelu technicznego, nadtlenek wodoru o stężeniu około 98% może stać się główną alternatywą dla powszechnie stosowanych w hipergolicznych układach, toksycznych utleniaczy, takich jak WFNA, RFNA, czy NTO. Obecnie poszukiwane są i badane nowe paliwa, które w kontakcie ze

stężonym nadtlakiem wodoru wykazywałyby cechy materiałów samozapłonowych [1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8]. Wśród badanych związków wyróżnia się dwie grupy paliw, tj. paliwa zawierające związki katalityczne takie jak np. rozpuszczone w nich sole różnych metali (sodu, potasu, litu, czy baru), tzw. promowane katalitycznie oraz paliwa zawierające w swojej strukturze grupy chemiczne bezpośrednio wchodzące w reakcję chemiczną z nadtlakiem, np. niektóre ciecze jonowe. Najliczniejszą grupę stanowią tutaj wodorki lekkich metali przejściowych (lit, bor, aluminium) [5].

Mechanizm zapłonu pierwszej grupy paliw polega na wstępnym rozkładzie HTP (High Test Peroxide – oznaczenie nadtlaku wodoru o stężeniu powyżej 98% spełniający amerykańską normę MIL-16005F) w wyniku kontaktu ze związkami katalitycznymi rozpuszczonymi w paliwie. Rozkład HTP powoduje wydzielanie się tlenu, do 47% masowego udziału przy stężeniu 100% nadtlaku wodoru oraz wysokiej temperatury rzędu 1200 K. Rosnąca temperatura powoduje odparowanie kropeł paliwa do momentu przekroczenia temperatury samozapłonu, po czym następuje zapłon par paliwa z wydzielonym tlenem. Wynikiem tego jest czas opóźnienia samozapłonu na poziomie 10-30 ms [2], np. paliwo typu „Block 0” (metanol zmieszany z tlenkiem manganu  $Mn_2O_4$ ) w kontakcie z HTP wykazuje średnie  $\tau_z$  (AID – Auto Ignition Delay, oznaczenie czasu opóźnienia samozapłonu) na poziomie 11.2 ms wahające się w zakresie 9-13 ms [2]. W innej pracy [4] to samo paliwo dla różnej zawartości dodatku katalitycznego charakteryzowało się  $\tau_z$  na poziomie 30 ms (10% zawartości katalizatora w paliwie) i 10 ms (30% zawartości katalizatora w paliwie) co w porównaniu do MMH/NTO ( $\tau_z < 3$  ms) wypada dość pozytywnie. Zwiększanie udziału związków katalitycznych w paliwie skraca opóźnienie samozapłonu, niemniej jednak ich duża masa molowa i „ciężkie” produkty spalania znacząco zmniejszają osiągi takiej mieszaniny [2]. Zmniejszenie udziału rozpuszczonych soli metali w paliwie zwiększa jego osiągi, natomiast wydłuża czas  $\tau_z$  co może prowadzić do tzw. twardego zapłonu.

Zapłon drugiej grupy paliw zwanych „Reactive Hypergolic Fuels”, paliwa inherentnie reaktywne w stosunku do HTP – posiadające silne właściwości redukujące, polega na bezpośredniej reakcji chemicznej zachodzącej pomiędzy odpowiednimi, reaktywnymi grupami chemicznymi samego paliwa, a HTP. Związki chemiczne, takie jak wodorki, borowodory, czy też borowodorki lekkich metali przejściowych takich jak sód, lit, aluminium, potas wykazują właściwości silnie redukujące. Dzięki temu, w kontakcie z HTP następuje gwałtowna reakcja chemiczna wydzielająca nawet ponad 8 razy więcej energii, niż reakcje katalitycznego rozkładu samego HTP. Wygenerowane w ten sposób ciepło reakcji szybko odparowuje krople paliwa i inicjuje zapłon [2].

| Reakcja  | Ciepło reakcji |
|--|----------------|
| $H_2O_2(l) \rightarrow H_2O(g) + O_2(g)$   | 54.0 kJ/mol    |
| $H_2O_2(l) + 0.25 \text{ wodorek metalu}(s) \rightarrow 1.25H_2O(g) + 0.25LiOH(s) + 0.125Al_2O_3(s)$ | 446.3 kJ/mol   |

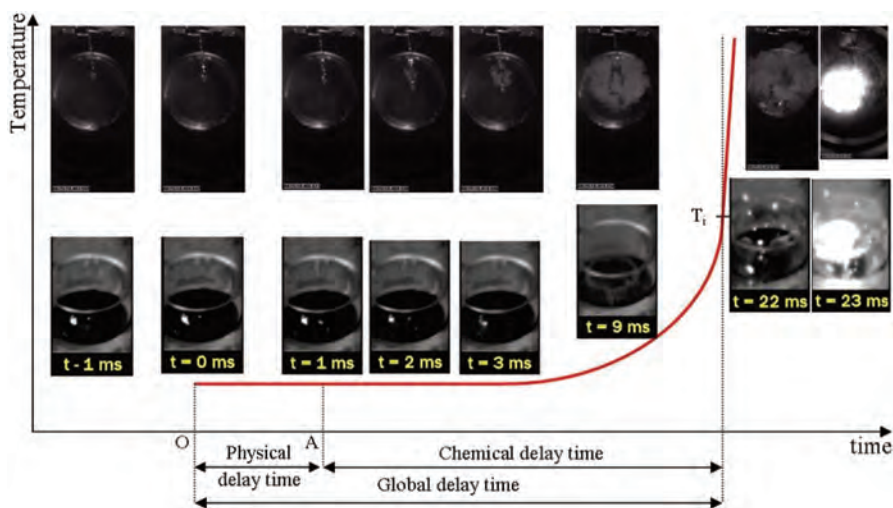
Z tego powodu paliwa o charakterze redukującym lub też zmieszane ze związkami silnie redukującymi wykazują lepsze właściwości, niż paliwa z zawartością rozpuszczonych w nich związków katalitycznych. Niemniej jednak związki wodoru i metali przejściowych muszą być odizolowane od wody, ponieważ w kontakcie z nią ulegają reakcjom utleniania (niekiedy nawet samozapłonowi) i tracą swoje właściwości hipergoliczne z HTP.

Nadtlenek wodoru klasy HTP wykazuje właściwości lekko kwasowe, tj. jego  $pK_a = 11.65$ . W środowisku zasadowym z cząsteczki  $H_2O_2$  wybity zostaje proton przez co staje się ona niestabilna i bardziej podatna na rozkład. Z tego powodu, potencjalne paliwa hipergoliczne z HTP, powinny mieć właściwości silnie zasadowe. Najbardziej obiecujące należą do takich grup jak:

aminy organiczne (np. etanoloamina, etyloamina, dietyloamina, trietyloamina) i nieorganiczne (hydroksyloamina), dwu-amin (np. N, N – dwumetylobutyloamina, N, N – dwumetyloheksyloamina), związków nienasyconych (np. alkohol propalgilowy), aldehydów oraz związków zawierających grupy karboksylowe [6].

Zjawisko samozapłonu uwarunkowane jest od wielu czynników takich jak typ paliwa i utleniacza, szybkości reakcji między nimi, ciśnienia oraz temperatury początkowej, czy też wymiany ciepła produktów spalania z otoczeniem. Dodatkowo, dla małych silników raketowych istotnym parametrem jest stosunek powierzchni komory spalania do jej objętości. Innym ważnym parametrem jest również energia aktywacji paliwa. Jeżeli ilość wydzielanego ciepła w czasie reakcji chemicznych pomiędzy paliwem, a utleniaczem jest większa niż straty ciepła do otoczenia, wtedy następuje zapłon.

Czas opóźnienia samozapłonu mierzy się od momentu fizycznego kontaktu paliwa i utleniacza ze sobą do momentu zainicjowania zapłonu. Składa się on z dwóch przedziałów, tj. fizycznego i chemicznego, rysunek 1. Pierwszy z nich zależy od temperatury wrzenia, wielkości kropeł, lepkości, napięcia powierzchniowego, oraz ciepła parowania paliwa i utleniacza. Drugi z nich, chemiczny, zależy od energii aktywacji paliwa, szybkości reakcji oraz temperatury początkowej substratów. O ile fizyczny czas opóźnienia samozapłonu można zminimalizować poprzez odpowiednie zaprojektowanie wtryskiwaczy oraz dobór warunków początkowych, o tyle chemiczny czas opóźnienia samozapłonu jest bezpośrednio związany z mechanizmami warunkującymi reakcje spalania. Mechanizmy te opisał Semenov w swojej teorii zapłonu termicznego z 1928 r.



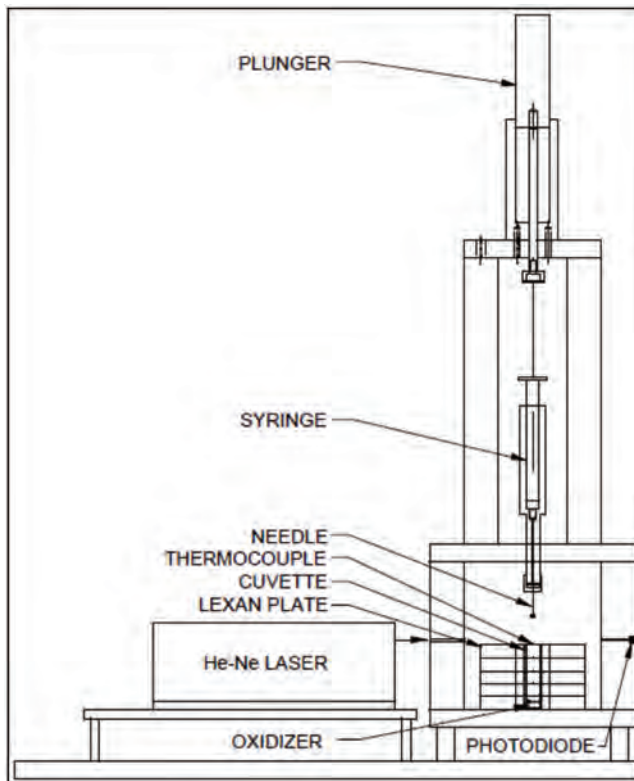
Rys. 1. Podział czasu opóźnienia samozapłonu, [7]

## METODY BADAŃ SAMOZAPŁONU

Na podstawie zgromadzonej literatury można stwierdzić, że najczęściej stosowaną metodą badań samozapłonu są testy typu „drop test”. Schemat stanowiska do takich testów pokazany jest na rysunku 2. Polegają one na kontrolowanym zrzućciu kropli, najczęściej utleniacza [7], do naczynia wypełnionego badanym paliwem. Rejestracja  $\tau_z$  odbywa się poprzez wizualną obserwację kamerą, o szybkości do 2000 kl/s (0.5 ms), zjawiska zachodzącego po kontakcie kropli utleniacza z paliwem. Obserwacja taka pozwala na dokładne określenie czasu opóźnienia

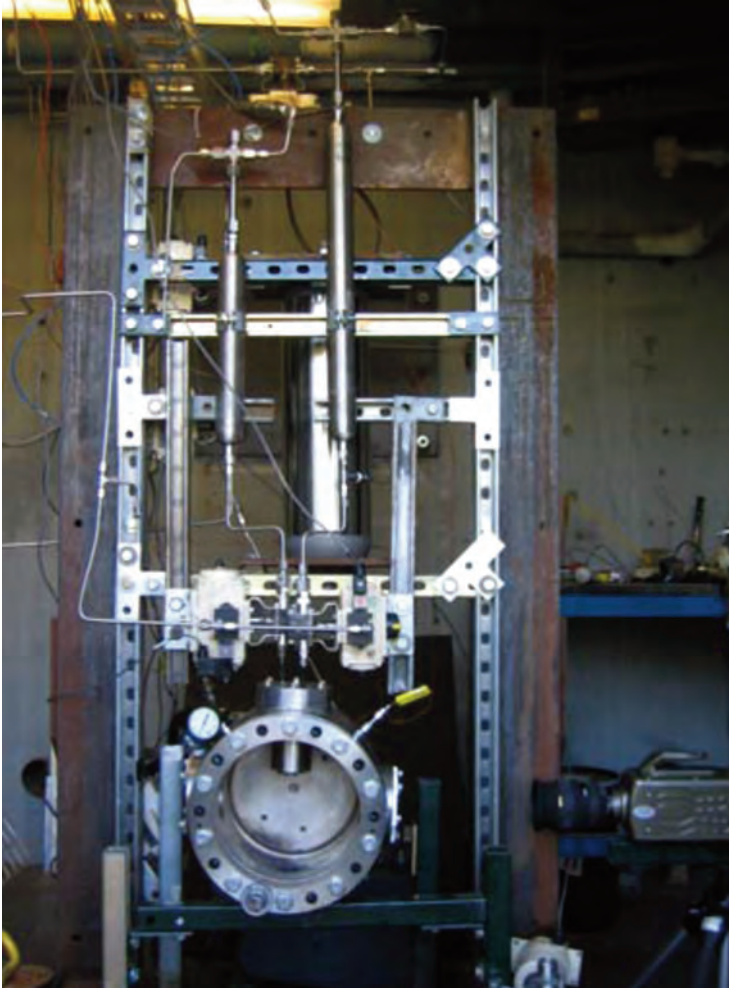
samozapłonu i lokalizacji powstającej strefy spalania. Niestety szybkie kamery charakteryzują się relatywnie wysoką ceną.

Innym sposobem rejestracji  $\tau_z$  jest pomiar napięcia z użyciem fotodiody. Gdy fotodioda oświetlana jest światłem laserowym, napięcie na niej jest stałe. Spadająca kropla utleniacza, przecinając wiązkę lasera, wywołuje zmiany napięcia na stykach fotodiody, które są rejestrowane. Rejestracja ta pozwala określić czas odniesienia badanego zjawiska, tj. czas „0”. Zapłon oraz jego początkowe ogniska rejestrowane są również przez fotodiody w zakresie wysokiej podczerwieni. W chwili wystąpienia płomienia fotodiody zaczynają przewodzić prąd, a napięcie na nich zaczyna się zmieniać. Metoda typu „drop test” służy jedynie do wstępnego wytypowania potencjalnych paliw, które mogą być hipergoliczne z danym utleniaczem, ponieważ nie symuluje ona warunków panujących w silniku raketowym.



Rys. 2. Stanowisko typu „drop test” do badań samozapłonu, [8]

Drugą metodą badania samozapłonu jest wykorzystanie komory spalania z głowicą wtryskową, rysunek 3. Dzięki takiemu podejściu można rejestrować wiele innych, istotnych parametrów w czasie testu, tj. ciśnienie, temperaturę, a także wydatek obu składników do określenia współczynnika O/F. Zamknięta komora spalania pozwala wykonywać testy dla różnych wartości początkowych ciśnienia gazów obojętnych (azot, argon) wstępnie wypełniających komorę. Znajomość takich parametrów pozwala stworzyć odpowiednie mapy samozapłonu, tj.  $\tau_z$  w funkcji ciśnienia dla różnych parametrów O/F i  $p_0$ . Dodatkowo, wykorzystując komorę spalania można zbadać i zoptymalizować głowicę wtryskową silnika raketowego, tak aby fizyczne opóźnienie samozapłonu dla danej mieszanki było minimalne.



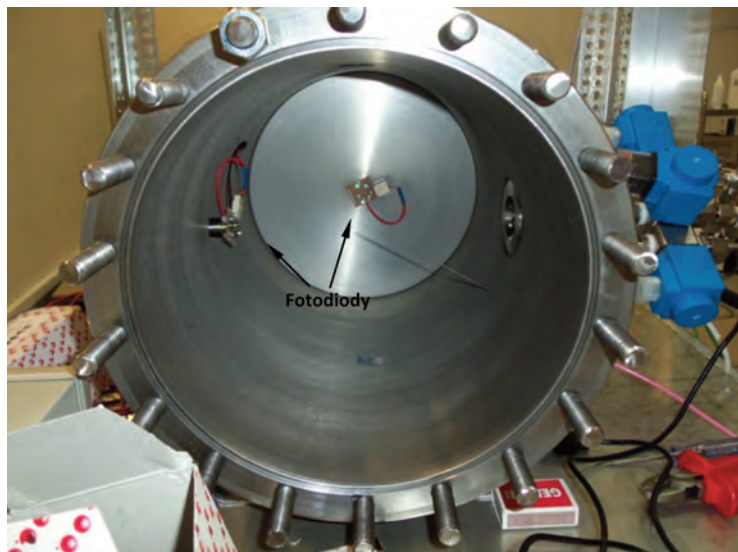
Rys. 3. Przykładowa komora spalania dla testów samozapłonu, [7]

#### STANOWISKO BADAWCZE

Pracownia Technologii Kosmicznych Instytutu Lotnictwa od 2013 roku bierze udział w projekcie PULCHER finansowanego z FP7 SPACE z UE. Projekt skupia 9 podmiotów z 7 państw Europy. Koordynatorem projektu jest Lucio Torre z firmy ALTA Space mieszczącej się we Włoszech. Głównym celem badań jest zaprojektowanie, wykonanie i przebadanie nowego systemu zasilania silników raketowych. Założeniem nowego systemu zasilania jest podawanie składników materiału pędnego pod ciśnieniem mniejszym, niż ciśnienie panujące w komorze spalania w czasie pracy silnika. Z tego powodu silnik raketowy będzie pracował w trybie impulsowym z różnymi częstotliwościami cyklu.

Głównym zadaniem Pracowni Technologii Kosmicznych w projekcie jest zbadanie paliwa w postaci ciekłego propynu ( $C_3H_4$ ) z nadtlentkiem wodoru klasy HTP (98%) pod kątem jego właściwości hipergolicznych. W tym celu została zaprojektowana i wykonana komora badawcza z ciśnieniowym układem zasilania. Do wykonania komory użyto stali 40H ulepszanej cieplnie o  $Re = 780$  MPa. Dzięki temu, że grubości ścianki wynosi 30 mm, maksymalne ciśnienie gazów

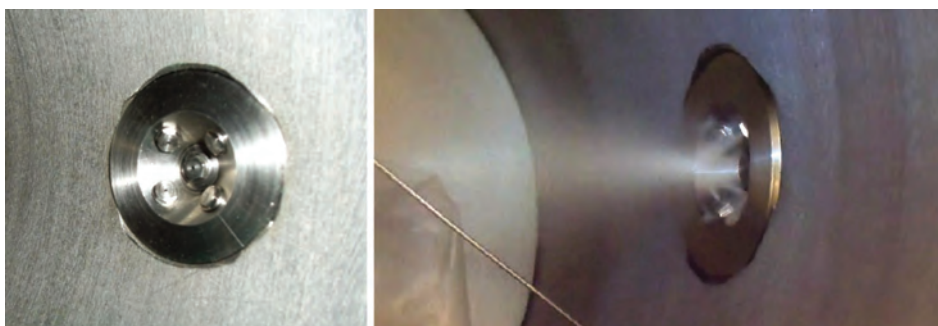
w komorze może wynosić 150 MPa. Niemniej jednak nominalne ciśnienie robocze nie powinno przekroczyć 100 barów. Ze względów bezpieczeństwa komora również wyposażona została w tzw. „burst disc”. Wykonany jest on ze stopu aluminium PA6 na maksymalne ciśnienie równe 80 barów (ciśnienie rozerwania).



Rys. 4. Komora spalania do badań samozapłonu, ILOT

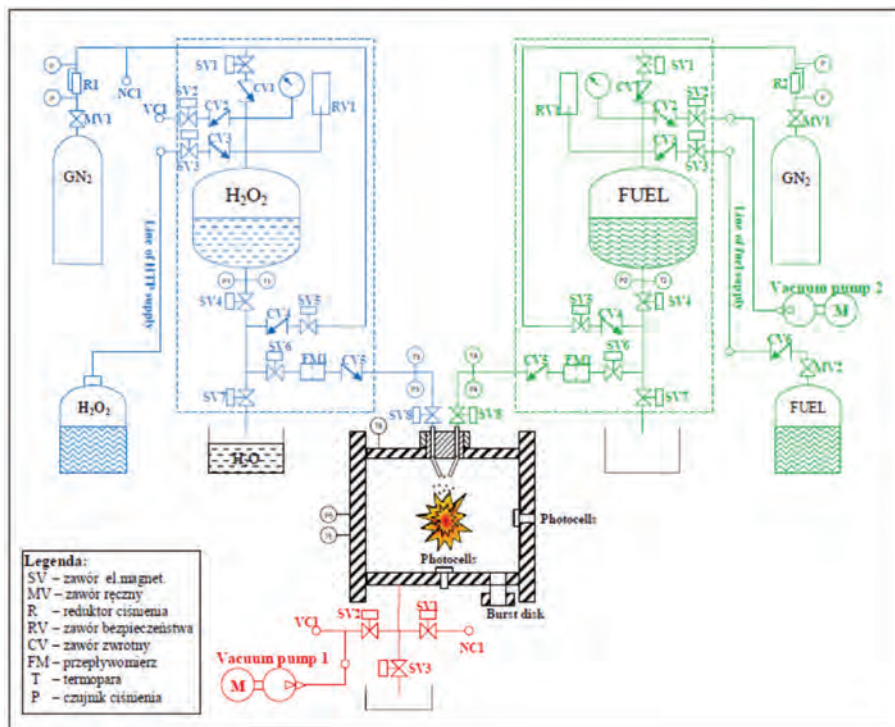
Do rejestracji parametrów w czasie testów komora wyposażona została w szybki, piezoelektryczny czujnik ciśnienia, dwie termopary, 6 fotodiod oraz moduł laserowy. Oprócz tego komorę wyposażono w układ napełniania gazem, w tym przypadku azotem, układ spustowy oraz układ próżniowy. Pozwoli to na zadanie różnych warunków początkowych przed rozpoczęciem testów. Trzy fotodiody ustawione wzdłuż komory służą do rejestracji pojawiającego się płomienia. Pozostałe trzy służą do rejestracji odbitego światła laserowego od wtryskiwanej mieszanki, w celu określenia czasu odniesienia dla  $\tau_z$ .

Głowica wtryskowa wykonana jest w układzie 4 na 1, tj. 4 wtryskiwacze utleniacza usytuowane pod kątem  $45^\circ$  oraz centralny wtryskiwacz paliwa. Według raportu NASA 8089 [10] takie rozwiązanie gwarantuje bardzo dobre rozpylenie strug i ich mieszanie się. Układ 4 na 1 stosowany jest do badań mieszanin dla szerokiego zakresu wartości współczynnika  $\rho_f/\rho_{ox}$ .



Rys. 5. Głowica wtryskowa, ILOT

Układ zasilania składa się z dwóch niezależnych od siebie linii ciśnieniowanych azotem. Dzięki temu można zadać różne ciśnienia zasilania w układzie, a tym samym różne O/F. Dodatkowo, z układu zasilania rejestrowane będą takie parametry jak ciśnienie oraz temperatura paliwa i utleniacza w zbiorniku, ciśnienie oraz temperatura paliwa i utleniacza przed głowicą wtryskową, a także wydatek masowy obu tych składników.



Rys. 6. Schemat układu zasilania, ILOT

## WNIOSKI

Oprócz testów związanych z projektem PULCHER, stanowisko to będzie służyć do wykonywania badań nad nowymi związkami potencjalnie hipergolicznymi z HTP w ramach pracy doktorskiej realizowanej w Instytucie Lotnictwa przez autora artykułu pod opieką profesora Piotra Wolańskiego oraz doktora Grzegorza Raraty. Badania te skupiać się będą w pierwszej fazie na wytypowaniu szeregu paliw i związków aktywnych katalitycznie o charakterze paliw oraz promotorów bezpośrednio reagujących z HTP. Testowane będą przede wszystkim paliwa węglowodorowe. Dla paliw o małej prężności par typowanie to polegać będzie na prostych testach typu „drop test”. Natomiast typowanie paliw o wysokiej prężności par odbywać się będzie poprzez testy w komorze spalania. Drugim etapem pracy będzie zastosowanie nowego rozwiązania konstrukcyjnego wtryskiwaczy HTP, tj. umiejscowienie w nich heterogenicznego katalizatora (w postaci odpowiednich wkładek) na bazie  $Mn_xO_y$ . Dzięki takiemu rozwiązaniu rozkład HTP następował będzie znacznie wcześniej, tj. przed zderzeniem się ze strugą paliwa. Niewątpliwą zaletą tego jest to, że układ ten będzie pracował jak łożo katalityczne, natomiast jego masa będzie znacznie mniejsza. Wytypowane i przebadane paliwa promowane katalitycznie oraz związki bezpośrednio aktywne w stosunku do HTP o charakterze paliwa (np. wodorki



metali przejściowych) pozwolą na wskazanie nowych rozwiązań dających osiągi zbliżone do obecnie stosowanych układów samozapłonowych. Dzięki temu możliwe będzie odpowiednie ukierunkowanie przyszłych badań nad obiecującymi związkami tworzącymi z HTP mieszaniny hipergoliczne typu „green” i zastosowanie ich w napędach raketowych przyszłych raket nośnych oraz platform satelitarnych.

## LITERATURA

- [1] Blevins, J., Gostowski, R., Chianese, S. (2004). *An experimental investigation of hypergolic ignition delay of hydrogen peroxide with fuel mixtures*, NASA Marshall Space Flight Center, Propulsion Research Center, AIAA.
- [2] Palmer, R. K., Rusek, J. J. (2004). *Low Toxicity Reactive Hypergolic Fuels For Use With Hydrogen Peroxide*, Swift Enterprises Ltd., West Lafayette, Proceedings of the 2nd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion.
- [3] Austin, B. L., Heister, S. D. (2002). *Characterization of Pintle Engine Performance for Nontoxic Hypergolic Bipropellants*, School of Aeronautics and Astronautics, Purdue University, West Lafayette, IN 47906, AIAA.
- [4] Ak, M. A., Ulas, A., Sümer, B., Yazıcı, B., Yıldırım, C., Gönc, L. O., Orhan, F. E. (2011). *An experimental study on the hypergolic ignition of hydrogen peroxide and ethanolamine*, Turkish Scientific and Technological Council, Ankara, Turkey, The Science and Technology of Fuel and Energy.
- [5] Mahakali, R., Kuipers, F. M., Yan, A. H., Anderson, W. E., Pourpoint, T. L. (2011). *Development of Reduced Toxicity Hypergolic Propellants*, Purdue University, West Lafayette, AIAA.
- [6] Keese, D. L., Melof, B. M., Ingram, B. V., Escapule, W. R., Grubelich, M. C., Ruffner, J. A. (2004). *Hydrogen Peroxide-Based Propulsion and Power Systems*, Strike Systems Group, Explosive Materials and Subsystems Department, Flight Systems and Target Defeat Department, Advanced Concepts Group, Organic Materials Department, SANDIA Report.
- [7] Anderson, W. E., Pourpoint, T. L. (2005). *Hypergolic Ignition of Catalytically Promoted Fuels with Rocket Hydrogen Peroxide*, School of Aeronautics and Astronautics, Purdue University, EUCASS.
- [8] Chowdhury, A., Thynell, S. T., Wang S. (2009). *Ignition Behavior of Novel Hypergolic Materials*, Pennsylvania State University, Department of Mechanical and Nuclear Engineering, AIAA.
- [9] *400 N Bi-propellant engine – Reliable apogee and deep space maneuvers*, ASTRION.
- [10] NASA. (1976). *NASA Space Vehicle Design Criteria – Liquid Rocket Engine Injectors*, NASA 8089 Technical Report.

WOJCIECH FLORCZUK

## **RESEARCH OF THE QUASI-HYPERGOLIC IGNITION OF THE HYDROCARBON FUELS IN THE HIGHLY CONCENTRATED HYDROGEN PEROXIDE OF HTP CLASS**

### *Abstract*

*This article describes the survey of the presently tested green hypergolic propellants that could be used as an alternatives for highly toxic mixtures such as hydrazine and its methyl derivatives with NTO, WFNA or RFNA. Presented research results clearly demonstrate that the autoignition delays for most of them being hypergolic with HTP(High Test Peroxide) are in the range of 10-30 ms. Some of these propellants promoted with hydride compounds of light transition metals exhibit AID on the level of 9 ms. In the comparison to the MMH/NTO with AID equal to 3 ms the new hypergolic green propellants seems very attractive with their performances for the new space applications. Description of the methods to test hypergolic propellants are also included. Additionally the test stand designed and manufactured in the frame of project PULCHER FP7 SPACE is demonstrated.*

*Keywords: Autoignition, hydrogen peroxide, auto ignition delay time, hypergolic green propellants, rocket engines.*