

## PROJEKT SILNIKA RAKIETOWEGO NA EKOLOGICZNE, CIEKŁE MATERIAŁY PĘDNE

ADAM OKNIŃSKI, BARTOSZ BARTKOWIAK

*Instytut Lotnictwa, Centrum Technologii Kosmicznych*

### Streszczenie

*Praca przedstawia projekt rozwoju ekologicznego silnika raketowego wykorzystującego wysoko stężony nadtlenek wodoru jako utleniacz i węglowodory jako paliwo. Projekt realizowany w ramach prac statutowych Instytutu Lotnictwa ma na celu budowę i przetestowanie jednostki napędowej umożliwiającej transfer satelitów telekomunikacyjnych z niskiej na geostacjonarną orbitę ziemską. Przedstawiono układ konstrukcyjny silnika wraz z opisem jego kluczowych elementów. W pracy zawarto również uproszczoną metodologię rozwoju projektu wraz z przykładowymi wynikami obliczeń. Projekt pozwolił na budowę i wstępne przetestowanie zaproponowanego silnika raketowego, pozytywnie weryfikując postawione założenia. Obecnie trwają prace nad kolejną wersją tego typu jednostki napędowej, przystosowanej do realizacji badań laboratoryjnych.*

*Słowa kluczowe: silniki raketowe, napędy satelitarne, ekologiczne napędy, nadtlenek wodoru, rozkład katalityczny, węglowodory.*

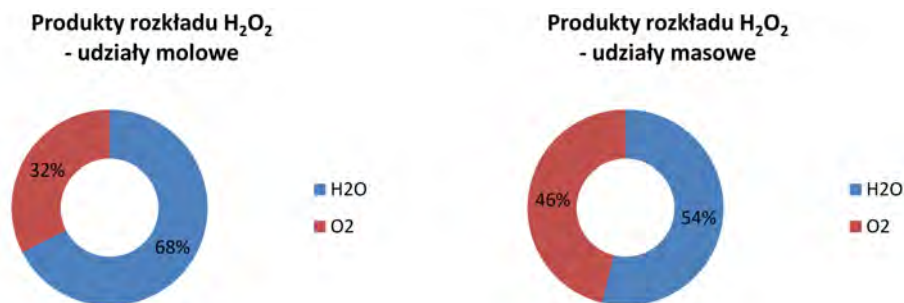
### WSTĘP

W ostatnich latach widoczny jest trend do poszukiwań nietoksycznych, przechowywalnych w kosmosie chemicznych raketowych materiałów pędnych. Jest to bardzo istotne między innymi dla misji realizowanych z wykorzystaniem orbity przejściowej, w celu wyniesienia satelity telekomunikacyjnego na orbitę geostacjonarną. Dziś napędy satelitów wykorzystują utleniacze oparte na czterotlenku dwuazotu i pochodnych niezwykle toksycznej hydrazyny. W celu wyeliminowania tych ciekłych materiałów pędnych poszukuje się innego rodzaju silników. Coraz częściej wskazuje się na napędy elektryczne – między innymi silniki jonowe, które w przyszłości mogą umożliwić znaczne zmniejszenie masy jednostki napędowej satelity. Jednak to podejście powoduje znaczny przyrost czasu trwania lotu na zadaną orbitę, a tym samym wzrost kosztów misji. Dlatego też, zdecydowana większość rozwijanych dużych satelitów ma napędy chemiczne. Z racji swojej elastyczności, silniki na ciekłe materiały pędne są preferowane w przypadku większości aplikacji. Jednym z najpoważniejszych kandydatów na dwuskładnikowy ciekły materiał pędny do użytku w kosmosie jest paliwo węglowodorowe spalane w wysoko stężonym nadtlenku wodoru. Tego typu silniki są obecnie rozwijane w Stanach Zjed-

noczonych na Uniwersytecie w Purdue [1] [2], w Korei Południowej [3] [4], we Włoszech [5], w Moskiewskim Instytucie Lotnictwa w Rosji [6] oraz w szeregu innych ośrodków naukowych na świecie [7]. W roku 2013 w Pracowni Technologii Kosmicznych Instytutu Lotnictwa w Warszawie zrealizowano pierwszy etap rozwoju ekologicznych silników raketowych do zastosowań kosmicznych.

## OPIS SILNIKA

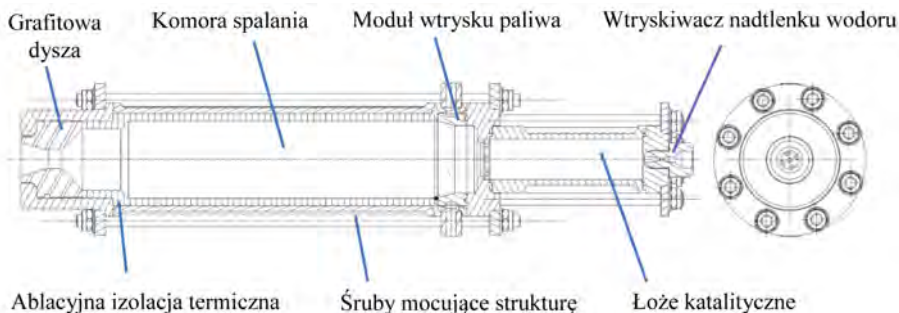
Zaprojektowany zespół napędowy stanowi demonstrator technologii wykorzystania wysoko stężonego (98%) nadtlenu wodoru jako utleniacz w dwuskładnikowych silnikach raketowych, gdzie paliwo stanowią węglowodory. Zaproponowana konfiguracja to tak zwany układ z zapłonem pseudo-hipergolicznym, w którym rozpoczęcie właściwej pracy silnika poprzedzone jest krótkim zasilaniem zespołu komory spalania samym utleniaczem, który uprzednio przechodzi przez łożo katalityczne, co powoduje rozkład nadtlenu wodoru na parę wodną i tlen. Ten tak zwany paro-gaz może osiągać temperaturę nawet 1200 K, co umożliwia zapoczątkowanie procesu spalania węglowodorów od razu po ich wtrysku, bez dodatkowego źródła zapłonu. Dane rozkładu 98% roztworu  $H_2O_2$  przedstawiono na Rys. 1. Wyniki uzyskano wykorzystując oprogramowanie NASA CEA 2 [7].



Rys. 1. Produkty rozkładu 98% nadtlenu wodoru [7]

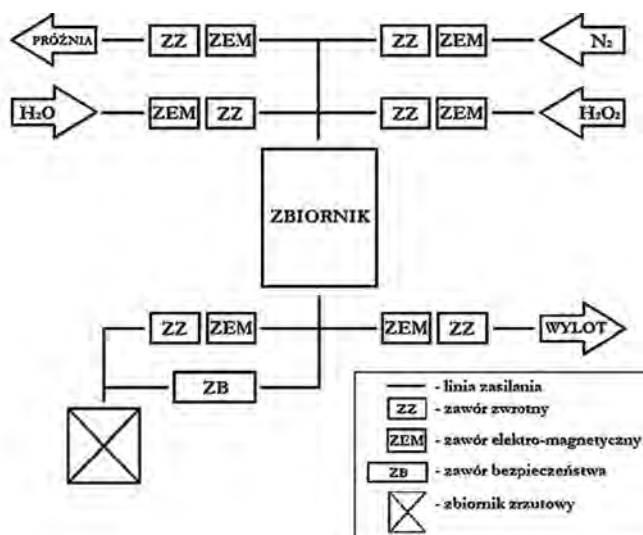
Złożenie zespołu komory spalania rozwijanego silnika przedstawiono na Rys. 2. Z racji faktu, iż konstrukcja miała służyć jedynie do weryfikacji podstawowych założeń projektowych, zdecydowano się na konstrukcję ze stali nierdzewnej z ablacyjną wkładką termoizolacyjną. Przepływ czynnika z wysoką prędkością wewnątrz komory powoduje pirolizę systemu żywicznego stanowiącego osnowę kompozytu, z jakiego wykonana jest izolacja. To z kolei powoduje powstanie zwęglonej warstwy o niskiej przewodności na wewnętrznej powierzchni izolacji, chroniąc główną strukturę silnika przed zbyt wysokim obciążeniem termicznym [8]. Proces ablacji jest związany z ciągłą erozją powierzchni materiału, co uniemożliwia wydłużenie żywotności silnika ponad określony czas. Zachodzi zarówno odparowanie, jak i sublimacja materiału stanowiącego izolację termiczną. Wraz ze wzrostem ciśnienia w komorze spalania, prędkość erozji jest większa, co w praktyce wymusza wysoką masę całkowitą zespołu napędowego i w niektórych aplikacjach wyeliminowało wykorzystanie silników raketowych z ablacyjnymi izolacjami termicznymi. Zastosowanie kompozytowej izolacji termicznej o charakterze ablacyjnym podyktowane było jej niskim kosztem oraz doświadczeniem członków zespołu z pracą nad tego typu elementami. Wstępne badania przeprowadzono na Politechnice Warszawskiej w ramach SSRP [9] (ang. Small Sounding Rocket Program) – programu realizowanego przez Sekcję Raketową Studenckiego Koła Astronautycznego działającą przy Wydziale Mechanicznym

i Energetyki przy wspomnianej wyżej uczelni, co opisali Okniński i Oleszczak [10]. Kontynuacja tych badań została zrealizowana przez Rapałę i opisana przez Dominiaka et Al [11]. Od tej pory wypracowane rozwiązania z powodzeniem stosowane są także w projektach silników hybrydowych Pracowni Technologii Kosmicznych Instytutu Lotnictwa. Nominalnie izolacje w projekcie silnika na ciekłe materiały pędne wykorzystywane były jednokrotnie, choć w przypadku bardzo krótkich testów dopuszczano ich ponownego użycia. Zastosowano prostą dyszę typu de Laval, którą wykonano z grafitu. Cała konstrukcja oparta jest na silniku hybrydowym rozwiniętym przez Surmacza i Raratę [12].



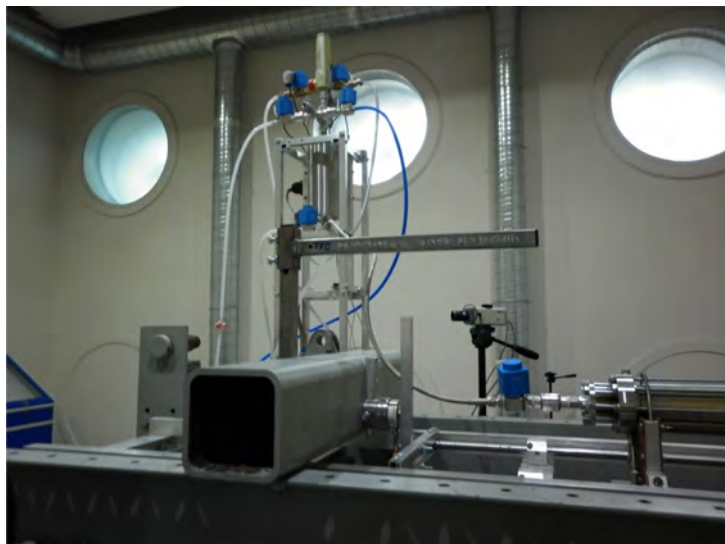
Rys. 2. Schemat złożenia zespołu komory spalania silnika rakietowego na ciekłe, ekologiczne materiały pędne [7]

Istotnym zagadnieniem z punktu widzenia eksploatacji silnika było odpowiednie dobranie materiałów ze względu na ich chemiczną kompatybilność z 98% nadtlenkiem wodoru. Szczególny nacisk położono na odpowiednie przygotowanie do testów układu zasilania – konieczna była pasywacja elementów wchodzących w skład linii zasilania komory spalania utleniaczem. Fragment wykorzystanego ciśnieniowego układu zasilania przedstawiono na Rys. 3. Jako gazowy czynnik roboczy wykorzystano azot. Istniejący system zasilania pozwala na zasilanie zbiorników z materiałami pędnymi ciśnieniem około 20 barów.



Rys. 3. Schemat układu zasilania utleniacza [13]

Na Rys. 4. przedstawiono zdjęcie układu linii utleniacza, położonego powyżej miejsca przeznaczonego na umieszczenie silnika. Widoczna pozioma belka stanowi strukturę pod zamocowanie przewodów zasilania i zaworu otwierającego przepływ. W ten sposób ogranicza się możliwość ruchu przewodów zasilających, co jest istotne na początku pracy silnika, jak i po zużyciu materiału pędnego i wylotu gazu ciśnieniującego przez silnik. Ma to bezpośredni wpływ na wyniki pomiaru ciągu. Co nie mniej ważne, umieszczenie zaworu otwierającego przepływ utleniacza na belce, niedaleko silnika, umożliwi uzyskanie bardzo krótkiego czasu odpowiedzi zespołu napędowego na sygnał rozpoczynający jego pracę, a także zmniejszy się „martwą objętość” przewodu zasilającego.



Rys. 4. Stanowisko badawcze (w tle fizyczna realizacja układu zasilania)

## METODOLOGIA

Silnik zaprojektowano stosując tradycyjną metodykę opisaną w nowoczesnej literaturze fachowej [14], [15], [16] wykorzystując symulowanie osiągow poprzez quasi-jednowymiarowe modelowanie przepływów. Obliczenia termodynamiczne przeprowadzono w programie NASA CEA 2, natomiast obliczenia wymiarów silnika realizowane w były programach typu MathCad i Excel [7]. Dodatkowo, zamodelowano przepływ w komorze spalania w pakiecie ANSYS Fluent. W celu wstępnego poznania sposobu oddziaływania na siebie paro-gazu i wtryskiwanego ciekłego węglowodoru, zastosowano wzory pół-empiryczne umożliwiające przybliżone wyznaczenie torów kropeł cieczy wtryskiwanej pod kątem prostopadłym do przepływu gorącego czynnika gazowego [7]. Zgodnie z pracą Wu et al. [17] własności cieczy takie jak napięcie powierzchniowe i lepkość nie mają znacznego wpływu trajektorię wtryskiwanej cieczy. Niemniej jednak, wyniki badań pokazały, że napięcie powierzchniowe ma wpływ na proces rozpadu strumienia cieczy, w tym prędkości i wielkości kropeł. Wu przeprowadzał badania wykorzystując paliwo JP-7 oraz wodę. Wielkości kropeł są mniejsze dla cieczy o niższym napięciu powierzchniowym w przypadku prostopadłego wtrysku do gazu. Wu opublikował także pracę pokazującą wpływ kąta wtrysku na proces atomizacji cieczy [18]. Choć obie wspomniane opracowania opisują wyniki oparte na doświadczeniach wykorzystujących gorące powietrze jako czynnik gazowy, to zaproponowana metodologia nadaje się do wstępnej analizy wtrysku paliwa

do paro-gazu powstałego z katalitycznego rozkładu nadtlenu wodoru [2]. Mechanizm rozpadu strugi jest określany przez parametr  $T_b$ , definiowany jako:

$$T_b = \frac{3}{2} \cdot \frac{V_j}{u_\infty - V_j \cos \theta} \cdot \sqrt{\frac{\rho_j}{\rho_\infty} We_{fd}^{-\frac{1}{3}}}$$

$We_{fd}$  to liczba Webera wyrażona wzorem:

$$We_{fd} = \frac{\rho_j d V_j^2}{\sigma}$$

Gdzie:

$\theta$  – kąt wtrysku cieczy do gazu (między osią wtrysku a przepływem gazu)

$\rho_j$  – gęstość cieczy

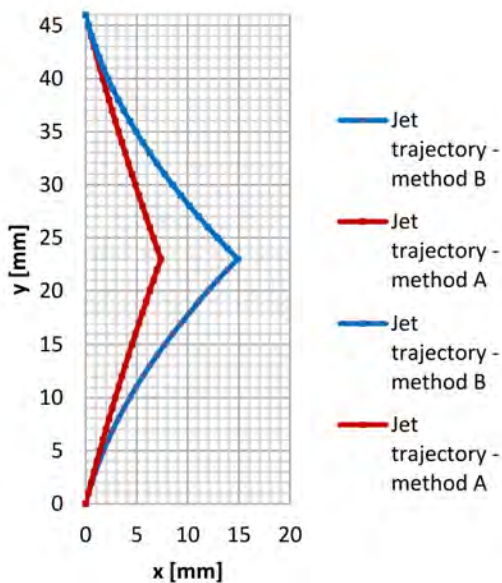
$\rho_\infty$  – gęstość gazu

$V_j$  – prędkość wtryskiwanego strumienia cieczy

$u_\infty$  – prędkość przepływu gazu

$d$  – średnica wylotu wtryskiwacza cieczy

$\sigma$  – napięcie powierzchniowe cieczy



Rys. 5. Trajektorie strug paliwa

Powyższy model nie uwzględnia sił grawitacyjnych. W rozwiniętym silniku kąt  $\theta = 75^\circ$ . Im większy jest ten kąt, tym głębiej sięga penetracja strug paliwa [14]. Dla projektowanego silnika otrzymano:  $T_b = 6,86$ .  $T_b$  powyżej wartości 1 oznacza, że siły wewnętrzne w płynie miały dominujące znaczenie i rozpad strugi nie odbył się poprzez oddziaływanie aerodynamiczne [16]. W rozważanym przypadku przepływ paro-gazu miał relatywnie niski pęd i rozpylenie nastąpiło poprzez turbulencję i wewnętrzne oddziaływania między elementami płynu

w strudze. Należy jednak zauważyć, że dla wysokich wartości parametru  $T_b$ , rozpylanie jest minimalne, a strugi mają niemal liniowe trajektorie [16]. W tej sytuacji, strugi z wtryskiwaczy powinny zderzyć się w jednym punkcie, położonym na osi podłużnej silnika [2]. Wykorzystując przedstawioną metodologię dokonano [7] obliczeń torów strug. Wyniki przedstawiono na Rys. 5. i oznaczono jako metodę „A”. Widać, że zderzenie strug powinno nastąpić około 7,4 mm poniżej płaszczyzny wylotów wtryskiwaczy. Inne podejście do zagadnienia przewidywania zachowania strugi cieczy wtryskiwanej do przepływu gazowego zaproponował Bazarov et. Al. [14]. Na Rys. 5 przedstawiono porównanie trajektorii otrzymanych za pomocą metody „A”, jak i metody Blazarova, oznaczonej jako metoda „B”, dla izooktanu jako paliwa. Widoczna jest znaczna ilościowa różnica w wynikach, ale co istotne obydwa podejścia pokazują, że strugi są na tyle mało odchyłone od kierunku ich wtrysku, że zajdzie ich zderzenie na osi podłużnej silnika. Wynika to, z faktu, iż w rozważanej konstrukcji stosunek pędu czynnika gazowego i paliwa jest bardzo niski. Stosunek ten można wyrazić jako:

$$\bar{q} = \frac{\rho_g V_\infty^2}{\rho_j V_j^2}$$

Gdzie:

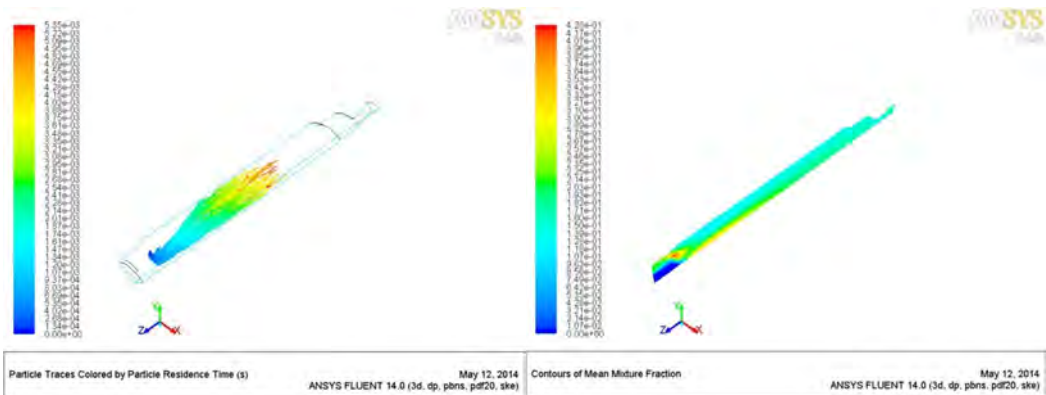
$\rho_g$  - gęstość czynnika gazowego

$V_\infty$  - prędkość gazu

$\rho_j$  - gęstość paliwa

$V_j$  - prędkość wtryskiwanego paliwa

Choć teoretycznie powinno dojść do zderzenia w osi silnika, w praktyce jednak, w momencie zderzenia, strugi będą już w części zatomizowane [2]. Sisco podaje także informację, że zjawisko to może mieć zły wpływ na sprawność spalania, jako że część kropeł zderzając się będzie się łączyć, formując większe krople paliwa w przepływie [2]. Niemniej jednak, w zaprojektowanym silniku komora spalania jest bardzo długa, co zapewni praktycznie całkowite spalanie. Co ważne, Wu nie uwzględni odparowywania paliwa [18], jednak metoda ta została uznana za odpowiednią do wstępnych analiz. Lepsze poznanie sposobu oddziaływania wtryskiwacza paliwa na pole prędkości w komorze i sposób formowania się mieszanki zostało zrealizowane poprzez analizy w oprogramowaniu ANSYS Fluent. Wybrane wyniki symulacji dla izooktanu jako paliwa przedstawiono na Rys. 6.



Rys. 6. Przykładowe wyniki symulacji CFD. Z lewej: symulacja wtrysku ciepłego paliwa  
Z prawej: skład mieszanki w wybranym przekroju

## STAN PROJEKTU

Zrealizowane prace pozwoliły na ukończenie wykonania silnika oraz jego pierwsze udane próby. Uzyskano impuls właściwy na poziomie 90% osiągniętych teoretycznych dla mocno przebogaconego składu materiału pędnego (stosunek masy utleniacza i paliwa był na poziomie 4,4). We wspomnianym teście paliwo stanowiła nafta lotnicza. W celu wykonania większej ilości pomiarów i możliwości optymalizacji konstrukcji trwają obecnie prace nad udoskonalonym silnikiem laboratoryjnym wraz z zapleczem badawczym umożliwiającym zbieranie szeregu wartości ciśnień i temperatur wzdłuż zespołu komory spalania, jak i układów zasilania.



Rys. 7. Widok końcowego fragmentu próby silnika

## MOŻLIWE KIERUNKI ROZWOJU

Jak już wspomniano, trwają prace rozwojowe tego typu napędu. W trakcie przeprowadzonych badań zdobyto cenne doświadczenie, które pozwala udoskonalić zarówno metody badawcze jak i sam obiekt badany - silnik. Jeśli chodzi o metodykę badań to zdecydowano się opracować w pełni zautomatyzowany system sterowania i pomiaru, dzięki któremu do minimum zostanie sprowadzony wpływ czynnika ludzkiego.

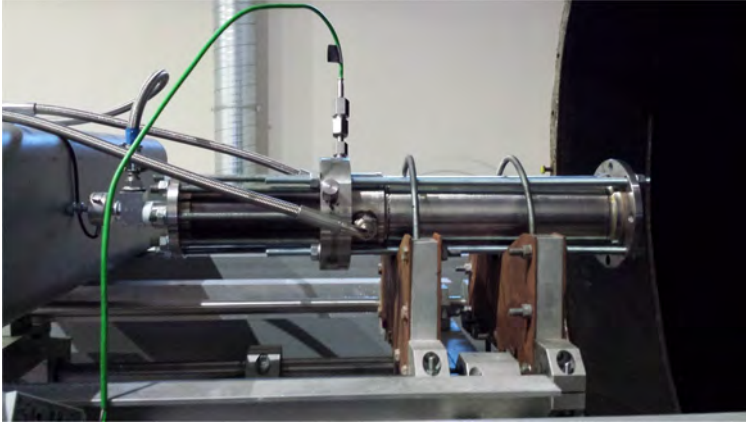
Kierunków rozwoju samego silnika jest kilka:

- Rozwój poprzez badania zmierzające do zmniejszenia masy/wymiarów i zwiększenia trwałości łoża katalitycznego (w tym poszukiwania nowych, bardziej efektywnych katalizatorów oraz nośników i zminimalizowanie spadku ciśnienia na łożu przy zachowaniu jego dobrych osiągniętych)
- Rozwój samej komory spalania, w tym:
  - Wtryskiwaczy, celem uzyskania lepszej atomizacji, szybszego odparowania i bardziej jednorodnej mieszanki przez co sprawność spalania wzrośnie i dzięki czemu możliwe będzie skrócenie komory spalania
  - Chłodzenia komory spalania, w tym zastosowanie chłodzenia radiacyjnego zamiast ablacyjnego. Zastosowanie metali o wysokiej temperaturze topnienia (ren, molibden itp.) w połączeniu z odpowiednimi powłokami odpornymi na wysoką temperaturę w znaczący sposób zwiększy trwałość, niezawodność i osiągi rozwijanej konfiguracji napędu.

W chwili obecnej trwają prace nad wszystkimi wymienionymi wyżej aspektami. Szczególnie perspektywiczne wydaje się zastosowanie radiacyjnego chłodzenia komory spalania, jest to zgodne z panującymi obecnie trendami. Ze względu na brak tego typu przemysłu w Polsce (liczne technologie np. powłok żaroodpornych silników raketowych są chronione) jest to jednak działalność wymagająca znacznych nakładów czasowych oraz kolejnych inwestycji.

## WNIOSKI

Projekt umożliwił realizację pierwszych prób tego typu silników raketowych w Polsce. Na Rys. 8. przedstawiono zdjęcie gotowego silnika na stanowisku badawczym. Choć uzyskano pomiary wartości ciągu oraz temperatury i ciśnienia w kluczowym przekroju złożenia komory spalania, dalszy rozwój w tym kierunku wymaga budowy nowej jednostki – przystosowanej do badań laboratoryjnych. Celem uzyskania ilościowo rzetelnych danych należy znacząco zwiększyć ilość i długość testów w możliwie najbardziej powtarzalnych warunkach. Tak uzyskane informacje mogą być wykorzystane do weryfikacji użytych modeli obliczeniowych.



Rys. 8. Widok silnika umieszczonego na stanowisku badawczym

## PODZIĘKOWANIE

Praca ta powstała na podstawie projektu statutowego Instytutu Lotnictwa „Budowa silnika raketowego na ciekły materiał pędny wykorzystujący stężony nadtlenek wodoru jako utleniacz” i jest oparta na bazie prac przejściowych magisterskich Adama Oknińskiego i Bartosza Bartkowiaka zatrudnionych w Pracowni Technologii Kosmicznych Instytutu Lotnictwa. Autorzy chcieliby serdecznie podziękować prof. dr hab. inż. Piotrowi Wolańskiemu, który nadzorował projekt oraz mgr inż. Kamilowi Sobczakowi, dr Grzegorzowi Raracie, mgr inż. Pawłowi Surmaczowi, mgr inż. Dominikowi Kublikowi i Błażejowi Marciniakowi, którzy także znacznie przyczynili się do powstania konstrukcji i uczestniczyli w jej testach.

## LITERATURA

- [1] B. Austin, S. Heister, W. Anderson Characterization of Pintle Engine Performance for Non-toxic Hypergolic Bipropellants, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, July-August 2005
- [2] J. Sisco et al. Autoignition of Kerosene by Decomposed Hydrogen Peroxide in a Dump-Combustor Configuration, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, May-June, 2005
- [3] Jo Sungkwon Design and Validation of Bipropellant Rocket Engine with Storable Propellant, Ph. D. Thesis, KAIST, 2012
- [4] Yongjun Moon et al. *Design specifications of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/kerosene bipropellant rocket system for space missions*, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, Republic of Korea, Aerospace Science and Technology, January 2014



- [5] M. Volpi *Analisi dell'acessione di un propulsore bipropellente  $H_2O_2-C_2H_6$* , Ph. D. Thesis, University of Pisa, 2009
- [6] HA, Seong-Up *The Use of Hydrogen Peroxide as Propellants*, Moscow Institute of Aviation Seminar, 2007
- [7] A. Okniński *Design and testing of a Small Green Bipropellant Rocket Engine Using Hydrogen Peroxide as Oxidizer*, Praca Przejściowa Magisterska, Politechnika Warszawska, Warszawa, 2014
- [8] D. Bianchi *Modeling of Ablation Phenomena in space Applications*, PhD Thesis, Sapienza, Rome, 2007
- [9] A. Okniński, B. Marciniak, B. Bartkowiak, D. Kaniewski, J. Matyszewski, J. Kindracki, P. Wolański *The Development of the Small Sounding Rocket Program*, 64th International Astronautical Congress, IAC-13-D2.6.9, Beijing, 23-27 September, 2013
- [10] A. Okniński, P. Oleszczak *Thermal Insulations of Solid Rocket Motors* (in Polish), Progress in Astronautics, Polish Astronautical Society, Warsaw, 2012
- [11] A. Dominiak, M. Rapała, R. Domański, B. Bartkowiak, P. Darnowski *Solid-fuel rocket engines: layered composite materials manufacturing and thermal diffusivity measurements*, *High Temperature Materials and Processes*, Volume 33, Issue 2, 2014, pp. 171-177
- [12] G. Rarata, P. Surmacz, W. Florczuk *Potential Risk Concerning the Use of Hydrogen Peroxide*, NATO AVT-210 Specialists' Meeting Risk and Reliability Assessment and Validation for Small Spacecraft, Conference Proceeding, Karlstad; 05/2013
- [13] P. Nowakowski, D. Rysak *Układ zasilania nadtlenkiem wodoru*, Raport wewnętrzny, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2013
- [14] A. Huang, D. Huzel *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 1992
- [15] G.P. Sutton, O. Biblarz *Rocket Propulsion Elements*, New York 2001, John Wiley & Sons
- [16] V. Yang *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis and Design*, AIAA, Volume 200, 2004
- [17] Pei-Kuan Wu et al. *Breakup Processes of Liquid Jets in Subsonic Crossflows*, AIAA 96-3024, 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 1996, Lake Buena Vista, FL
- [18] Pei-Kuan Wu et al. *Breakup Processes of Liquid Jets in Subsonic Angled Crossflows*, AIAA

## GREEN LIQUID ROCKET ENGINE DESIGN

### Abstract

*This paper presents the design of a green bipropellant rocket engine using highly-concentrated hydrogen peroxide as oxidizer and hydrocarbons as fuel. Work is performed as part of an interior project, at the Institute of Aviation. Building and testing the designed propulsion system has the aim to enable the development of an apogee bipropellant rocket engine for transfer of telecommunication satellites from low to geosynchronous orbit. In this paper, the rocket engine's design configuration is discussed. Key elements are described. A simplified design methodology and examples of calculations are presented. This project enabled the assembly and conducting the engine's first tests verifying early design assumptions. Work is being continued and a modified propulsion system, dedicated to laboratory research, is prepared.*

***Keywords:** rocket propulsion, rocket engines, green propulsion, hydrogen peroxide, bipropellant thrusters, apogee engine, catalytic decomposition*