

Numerical study of the performance of a resistojet thruster

Analiza numeryczna osiągnięć silnika raketowego typu resistojet



Numerical calcns. of a resistojet rocket thruster equipped with an electric heater that heats the flowing working medium were presented. Numerical analyses of the engine were performed for various configurations of heater power, pressure and type of working medium. Visualization of the flow and heat exchange inside the engine was presented, which provides important information for the engine optimization process and also allows the selection of the best working medium.

Keywords: resistojet thruster, electric heater, heat transfer, CFD, propellant

Silniki raketowe typu resistojet należą do grupy elektrotermicznych napędów raketowych¹⁾, w których z wykorzystaniem energii elektrycznej zwiększa się temperaturę czynnika roboczego. Do tej grupy należą także silniki arcjet, które ogrzewają gaz za pomocą łuku elektrycznego¹⁾. Silniki resistojet podgrzewają czynnik roboczy poprzez grzałkę elektryczną umieszczoną w kanale przepływowym silnika. Ilość ciepła przekazywana do czynnika roboczego może być regulowana poprzez moc grzałki i intensyfikację wymiany ciepła w komorze grzewczej²⁻⁴⁾. Spotyka się także rozwiązania konstrukcyjne, gdzie najpierw wstępnie podgrzana jest sama komora⁵⁻⁷⁾, dzięki czemu nawet przy niewielkiej mocy grzałki można znacznie podnieść temperaturę materiału pędnego⁷⁾. Silniki te mogą być uruchamiane wielokrotnie, nawet w krótkich odstępach czasu przy zachowaniu odpowiedniej dynamiki pracy⁸⁾. Jednocześnie uzyskanie wysokiej niezawodności zespół napędowy zawdzięcza prostej budowie i bardzo niskiej awaryjności zaworu i grzałek⁹⁾.

Przedstawiono obliczenia numeryczne dotyczące silnika raketowego typu resistojet. Silnik ten wyposażony jest w grzałkę elektryczną, która ogrzewa przepływający czynnik roboczy, dzięki czemu możliwe jest zwiększenie impulsu właściwego. Przedstawione analizy numeryczne silnika przeprowadzono dla różnych konfiguracji mocy grzałki oraz ciśnienia i rodzaju czynnika roboczego. Przedstawiono wizualizację przepływu oraz wymianę ciepła wewnątrz silnika, co stanowi istotną informację dla procesu optymalizacji pracy silnika, a także pozwala na wybór najlepszego czynnika roboczego.

Słowa kluczowe: silnik raketowy resistojet, grzałka elektryczna, wymiana ciepła, obliczenia numeryczne, gazowy materiał pędny

Przypadek uszkodzenia elementu oporowego nie eliminuje silnika z użycia i może on nadal pracować w trybie *coldgas* z niższymi osiągnięciami¹⁰⁾. Zaletą silników resistojet jest niewątpliwie możliwość pracy z różnymi materiałami pędnymi bez konieczności przeprojektowywania konstrukcji²⁾.

Celem pracy było przeprowadzenie analiz numerycznych parametrów silnika uwzględniających trzy różne materiały pędne: wodór, metan i powietrze, w funkcji ciśnienia pracy komory grzewczej oraz różnych mocy grzałek.

Część doświadczalna

Obiekt badań

Analizą objęto model fizyczny i numeryczny silnika. Badany silnik resistojet zbudowany jest z komory grzewczej składającej się z trzech koncentrycznych kanałów przepływowych, a w dwóch wewnętrznych umieszczone zostały grzałki oporowe. Kanał położony najbliżej ścianki



Mgr inż. Dawid MALESZYK (ORCID: 0000-0002-6833-2875) w roku 2018 ukończył studia na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Jest asystentem w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej na tym samym wydziale. Specjalność – napędy lotnicze.

*** Adres do korespondencji:**

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska, ul. Nowowiejska 24, 00-665 Warszawa, tel.: (22) 234-71-78, e-mail: dawid.maleszyk@pw.edu.pl



Dr hab. inż. Jan KINDRACKI (ORCID: 0000-0002-3453-7776) w roku 2002 ukończył studia na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. W 2008 r. uzyskał stopień doktora nauk technicznych, a w 2018 r. stopień doktora habilitowanego na tym samym wydziale. Pracuje na stanowisku profesora uczelni na wydziale MEIL PW. Specjalność – inżynieria mechaniczna oraz inżyniera środowiska, górnictwo i energetyka.

**** Adres do korespondencji:**

Instytut Techniki Ciepłej, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska, ul. Nowowiejska 21/25, 00-665 Warszawa, tel: (22) 234-52-17, e-mail: jan.kindracki@pw.edu.pl

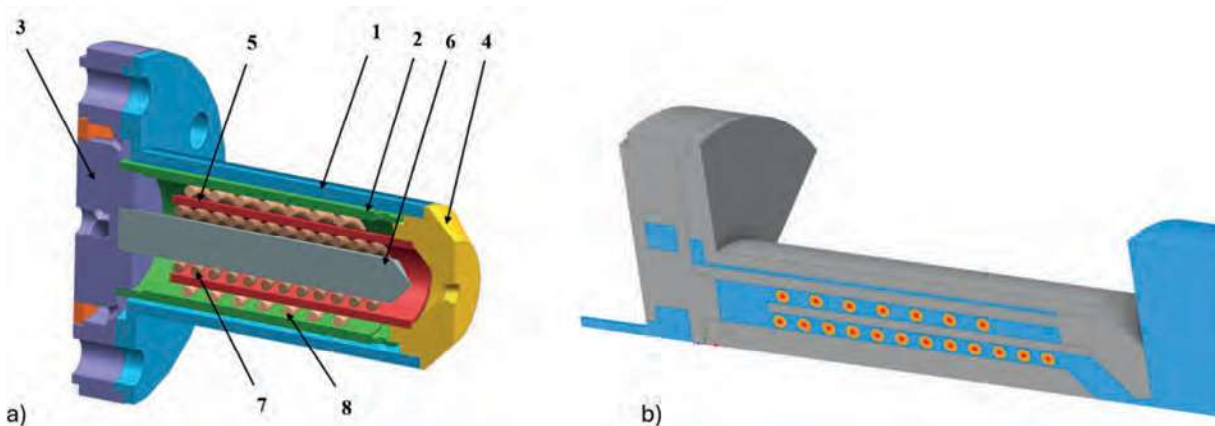


Fig. 1. Thruster model: a) physical model: 1 - outer chamber wall, 2 - wall of the first channel, 3 - inlet manifold, 4 - nozzle, 5 - inner wall, 6 - central body, 7 - inner heater, 8 - outer heater; b) numerical model (gray - thruster's construction domain, blue - gas domain, red - resistive wire domain, orange - ceramic insulation domain)

Rys. 1. Model silnika: a) model fizyczny: 1 - korpus zewnętrzny, 2 - ścianka dzieląca, 3 - kolektor wlotowy, 4 - dysza, 5 - ścianka wewnętrzna, 6 - ciało centralne, 7 - grzałka wewnętrzna, 8 - grzałka zewnętrzna; b) model obliczeniowy (szary - domena konstrukcji silnika, niebieski - domena obliczeniowa gazu, czerwony - domeny grzałki wewnętrznej i zewnętrznej, pomarańczowy - domeny izolacji grzałek)

zewnętrznej miał zadanie zmniejszać straty ciepła poprzez jego odbiór od ścianek wewnętrznych i przekazywanie ciepła do przepływającego czynnika. Przepływający czynnik jest dostarczany do kanału zewnętrznego, by następnie dwukrotnie zawracając, przepłynąć przez dwa wewnętrzne kanały i ostatecznie trafić do dyszy zbieżno-rozbieżnej, gdzie ulega rozprężeniu, produkując ciąg. Od przodu silnika zawór sterujący połączony jest z kolektorem wlotowym, poprzez przewód zasilający w kształcie fragmentu spirali. Od strony mechanicznej pomiędzy komorę grzewczą a zawór sterujący wstawiono tzw. dystans termiczny mający za zadanie ograniczenie przepływu ciepła w kierunku zaworu. Grzałki elektryczne wykonano z drutu oporowego o średnicy ok. 0,3 mm z warstwą izolacji elektrycznej i rurki osłony wykonanej ze stopu Inconel, całość ma średnicę 1 mm. Konstrukcja przedstawiona na rys. 1a została przebadana eksperymentalnie, a wyniki można znaleźć w publikacji⁵⁾.

Na rys. 1b przedstawiono model obliczeniowy zawierający uproszczenia sprowadzające się do odwzorowania ścianek i ich grubości, bez uwzględnienia elementów uszczelniających. Pominięto przewód doprowadzający zasilanie czynnikiem roboczym z zaworu silnika. Do geometrii silnika dodano obszar obliczeniowy stanowiący domenę płynu, wypełniający całą objętość silnika niezajętą przez grzałki i elementy konstrukcyjne oraz symulujący fragment otoczenia, do którego wypływa z silnika czynnik roboczy, a także domeny obliczeniowe uwzględniające drut oporowy i jego izolację. Siatkę wygenerowano na modelu uwzględniającym wymienione domeny obliczeniowe wraz z uwzględnieniem interfejsów między nimi, co pozwoliło na zamodelowanie wymiany ciepła między grzałką i gazem oraz gazem i konstrukcją silnika. Praca grzałek została zastąpiona tzw. objętościowym źródłem ciepła, co pozwoliło na wierne odwzorowanie wymiany ciepła między

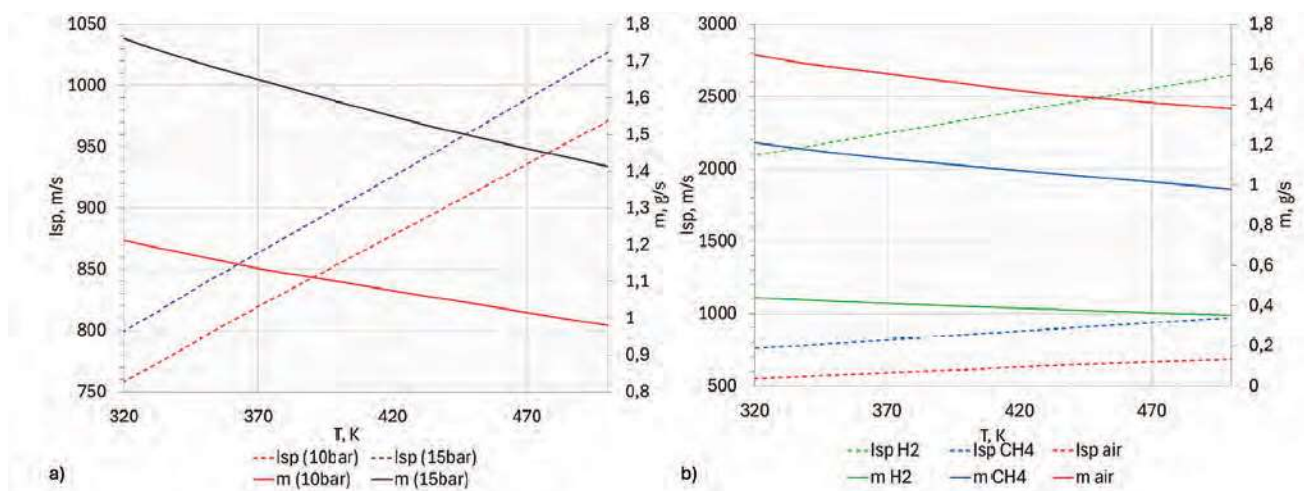


Fig. 2. a) Effect of temperature after heating chamber on the specific impulse and mass flow rate for methane as a working medium, for two working pressures; b) effect of temperature after heating chamber on specific impulse and mass flow rate (hydrogen, methane, air, $p = 10$ bar)

Rys. 2. a) Wpływ temperatury za komorą grzewczą na impuls właściwy i wydatek masowy dla metanu dla dwóch ciśnień pracy; b) wpływ temperatury za komorą grzewczą na impuls właściwy i wydatek (wodór, metan, powietrze, $p = 10$ bar)

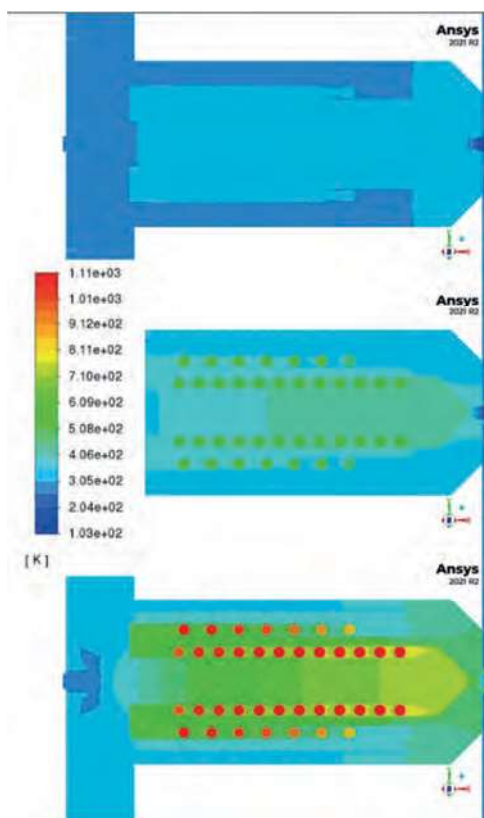


Fig. 3. Temperature map inside the thruster (working medium – air, $p = 10$ bar, $U = 15$ V, 35 V, 55 V)

Rys. 3. Mapa pola temperatury w silniku (czynnik roboczy – powietrze, $p = 10$ bar, $U = 15$ V, 35 V, 55 V)

grzałką a materiałem pędnym. Obliczenia przeprowadzane zostały dla przepływu stacjonarnego z pominięciem wszystkich procesów przejściowych.

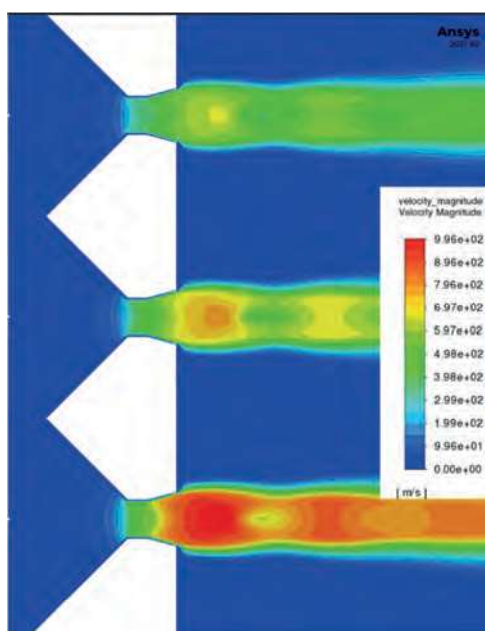


Fig. 4. Flow velocity map after heating chamber (working medium – air, $p = 10$ bar, $U = 15$ V, 35 V, 55 V)

Rys. 4. Mapa prędkości przepływu za komorą grzewczą (czynnik roboczy – powietrze, $p = 10$ bar, $U = 15$ V, 35 V, 55 V)

Wyniki analiz numerycznych

Analizy numeryczne przeprowadzono dla różnych mocy grzałek zasilanych prądem stałym. Moc ta była regulowana poprzez zmianę napięcia zasilającego w zakresie 15–55 V. W obliczeniach przyjęto moc generowaną przez daną grzałkę, wyznaczaną przez iloraz kwadratu napięcia zasilającego i oporu grzałki, pominięto sprawności procesu i zmianę oporu grzałki wraz z temperaturą. Na wlocie do komory grzewczej przyjęto ciśnienie statyczne z zakresu 10–15 bar. W wyniku obliczeń wzdłuż kanałów komory uzyskano rozkłady parametrów termodynamicznych, ciśnienia i temperatury, a także obraz wymiany ciepła pomiędzy czynnikiem roboczym, grzałkami i ściankami silnika. Jako efekt napędowy wyznaczono wartość impulsu właściwego oraz wydatek masowy czynnika roboczego.

Na rys. 2 przedstawiono wyznaczony impuls właściwy i wydatek masowy dla dwóch skrajnych przyjętych ciśnień w funkcji mocy grzałki (napięcia). Na rys. 2a przedstawiono te dwa parametry dla skrajnych ciśnień roboczych, dla metanu jako czynnika roboczego. Na rys. 2b pokazano te parametry dla trzech badanych materiałów pędnych i wybranego ciśnienia w komorze grzewczej równego 10 bar. Potwierdzony został fakt, że wzrost temperatury powoduje wzrost impulsu właściwego i spadek wydatku masowego. W wyniku analiz numerycznych otrzymano m.in. mapy temperatury i prędkości wewnątrz silnika, które nie są możliwe do uzyskania w wyniku eksperymentu. Mapy te pozwalają identyfikować problematyczne miejsca pod względem lokalnych strat ciśnienia i tzw. hotspoty, mogące negatywnie wpłynąć na konstrukcję. Takie dane mogą zostać wykorzystane do optymalizacji konstrukcji. Rozkład parametrów został zilustrowany na rys. 3 i 4 na przykładzie powietrza jako czynnika roboczego dla jednej wartości ciśnienia pracy (na wlocie do komory grzewczej) równej 10 bar, dla trzech wybranych wariantów napięcia zasilania grzałki: 15, 35 i 55 V. Dla największej wartości napięcia zasilania zwiększała się różnica między temperaturą grzałki i gazu. Fakt ten świadczy o zbyt małym współczynniku przejmowania ciepła lub zbyt małej powierzchni wymiany ciepła dla danej mocy grzałki. Przy najmniejszej wartości napięcia zasilania rozkład temperatury zarówno w obszarze obliczeniowym gazu, jak i konstrukcji silnika był dość jednorodny. Oznacza to że gaz roboczy w zadanej geometrii i przy przyjętym wydatku masowym może w dalszym ciągu przejąć znaczące ilości energii. Przedstawione na rys. 4 pole prędkości pozwala na wizualizację i wyznaczenie impulsu właściwego dla różnych mocy dostarczanych do gazu. Kształt strugi wypływających gazów pokazuje, że geometria dyszy została dobrana właściwie dla ciśnienia roboczego wynoszącego 10 bar. Na rys. 5 przedstawiono zależność impulsu właściwego i wydatku masowego od mocy grzałki i porównano z wynikiem z eksperymentów dla punktu odpowiadającemu zasilaniu napięciem 35 V. Zmierzony impuls właściwy jest o 8% mniejszy od obliczeniowego, a wydatek masowy o 24%. Różnice wynikają

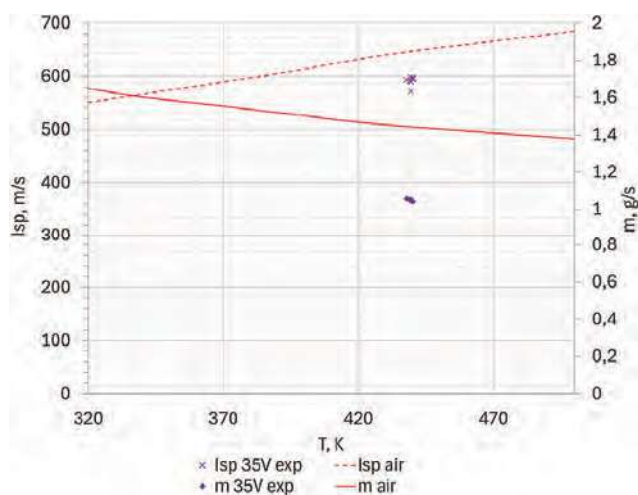


Fig. 5. Comparison of numerical analysis results with experiment, $p = 10$ bar, $U = 35$ V

Rys. 5. Porównanie wyników analizy numerycznej z eksperymentem, $p = 10$ bar, $U = 35$ V

m.in. z istnienia, w przypadku rzeczywistych pomiarów nieidealnych przepływów, nieznacznych różnic w parametrach termicznych płynu i materiału konstrukcyjnego, takich jak ciepło właściwe, przewodność cieplna i współczynnik wymiany. Jednocześnie fakt, że w eksperymencie zmierzono mniej niż zostało wyliczone obliczeniowo, dobrze świadczy o poprawności obliczeń. Wykonane obliczenia pokazują, że są cennym uzupełnieniem prac eksperymentalnych, mogącym prowadzić do optymalizacji konstrukcji i wyboru najlepszego z punktu widzenia wymiany ciepła w silniku materiału konstrukcyjnego.

Podsumowanie

Przedstawiono wybrany fragment obliczeń numerycznych związanych z przepływem i wymianą ciepła w raketowym silniku resistojet. Pod uwagę wzięto wpływ mocy

grzałek, wpływ ciśnienia roboczego na parametry napędowe silnika i określono ich zmienność dla przyjętych zakresów tych dwóch parametrów. Wartości tych parametrów przyjęto na podstawie cytowanych badań eksperymentalnych. Uzyskane wyniki w postaci pól prędkości potwierdziły zasadność przyjętej geometrii komory grzewczej, a także dyszy wylotowej silnika. Wyznaczone pola temperatur pokazują jak ważny jest kanał zewnętrzny komory grzewczej, gdzie nie zainstalowano grzałki, aby zmniejszyć straty ciepła do otoczenia i poprawić sprawność takiego rozwiązania. Wykonane obliczenia mogą posłużyć jako wstęp do optymalizacji konstrukcji, gdzie w połączeniu z procesem iteracyjnym można dojść do jeszcze lepszego rozwiązania. Prawidłowe opracowanie modelu obliczeniowego pozwala na sprawdzenie innych czynników roboczych i materiałów konstrukcyjnych przy relatywnie niskich nakładach finansowych, co jest szczególnie istotne w rozwiązaniach konstrukcji przeznaczonych do pracy w kosmosie.

Otrzymano: 14-10-2024

Zrecenzowano: 25-11-2024

Zaakceptowano: 02-12-2024

Opublikowano: 20-12-2024

LITERATURA

- [1] P. Fortescue, J. Stark, G. Swinerd, *Space systems engineering*, John Willey & Sons Ltd., 2003.
- [2] G. Sutton, O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*, John Wiley&Sons Inc., 2010.
- [3] M. Tajmar, *Advanced space propulsion systems*, Springer, Wien, New York 2003.
- [4] D. Turner, R. Howie, P. Bland, *Aerospace* 2024, **11**, nr 9, 714.
- [5] J. Kindracki, P. Paszkiewicz, Ł. Mężyk, *Aerosp. Sci. Technol.* 2019, **92**, 847.
- [6] F. Romei, A. Grubisic, *Acta Astronaut.* 2019, **159**, 8.
- [7] D. Gibbon, C. Underwood, M. Sweeting, R. Amri, *Acta Astronaut.* 2002, **51**, 145.
- [8] R.G. Jahn, *Physics of electric propulsion*, McGraw-Hill Book Company, New York 1968.
- [9] M.R. Aswin, A. Pavithran, Y. Mangrole, S. Shivaraman, Ch.S. Kulaye, A.K. Thakur, R. Balaji, *J. Space Safety Eng.* 2024, **11**, 20.
- [10] G. Cifali, S. Gregucci, T. Andreussi, M. Andreussi, Mater. Konf. 35th International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, 8–12.10.2017, Atlanta, USA.

Zapraszamy na nasz profil na portalu LinkedIn

<https://www.linkedin.com/company/przemysl-chemiczny/>