



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 9, No. 3, pp. 1-16, 2025

<https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.1>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

Simulation of the Effect of Feed Parameters on the Performance of an ADN-Based Liquid Propellant Thruster

Sajad Meshkizadeh*  and Mohammadali Dehnavi

Faculty of Engineering, University of Imam Hossein, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 06 August 2024

Revised 07 October 2024

Accepted 13 November 2024

Available Online 14 December 2024

Keywords:

Monopropellant thruster

Ammonium dinitramide (ADN)

Catalytic bed porosity

Thrust

ABSTRACT

Thrusters are essential components of space systems—including satellites, spacecraft, and lunar modules—due to their ability to generate controlled thrust for precise attitude and trajectory adjustments. Among the factors influencing thruster efficiency, the propellant plays a critical role in determining key performance metrics. Ammonium dinitramide (ADN), a high-density oxidizer with a positive oxygen balance, low toxicity, non-carcinogenic characteristics, and chlorine-free composition, has emerged as a promising alternative to traditional oxidizers. This study simulates the influence of feed parameters on the performance of a single-propellant thruster utilizing an ADN-based liquid formulation. Two-dimensional, steady-state modeling was performed to evaluate the effects of input parameters on combustion and thrust generation. The propellant mixture consisted of 63% ADN, 11% methanol (CH_3OH), and 26% water (H_2O), delivered at a mass flow rate of 2/3 g/s. The preheat temperature was set at 473 K, and the catalyst bed porosity was 0.5. The governing equations for continuity, momentum, energy, and species transport, along with a detailed reaction mechanism involving 40 reactions and 18 chemical species in a porous medium, were solved using a pressure-based numerical approach. The effects of preheat temperature, catalyst bed porosity, and methanol mass fraction were investigated in relation to NO_2 and O_2 mass fractions, maximum pressure and temperature, specific impulse, and thrust force. Results indicated that porosity values of 0.4, 0.5, 0.6, and 0.7 yielded thrust forces of 13.5, 19.5, 18.5, and 16.5 N, respectively, with 0.5 producing the highest output. Increasing porosity initially raised the maximum pressure and temperature, enhancing both thrust and specific impulse, before declining beyond an optimal threshold. A direct correlation was observed between preheat temperature and performance enhancement; raising the temperature from 423 to 573 K increased thrust from 13.5 to 22.5 N. Variation of the methanol mass fraction from 0.07 to 0.2 resulted in an initial rise, followed by a drop in thrust, with a peak value of 19.5 N occurring at a mass fraction of 0.11. Higher methanol content increased the exhaust gas mass and, consequently, the propellant consumption rate. Therefore, optimizing the methanol fraction is essential for maximizing thrust efficiency.

* Corresponding Author's E-mail: sajad.meshkizadeh@yahoo.com

How to Cite this Article:

S. Meshkizadeh and M. Dehnavi, "Simulation of the effect of feed on the performance parameters of ADN based thruster liquid propellant," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 1-16, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.1>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



شبیه‌سازی تأثیر مشخصات خوراک ورودی بر پارامترهای عملکردی تراستر

بر پایه پیشرانه مایع (ADN)

سجاد مشکی‌زاده^{۱*} و محمدعلی دهنوی^۲^{۱*} - دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران^۲ - دانشیار، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۶ مرداد ۱۴۰۳

بازنگری ۱۶ مهر ۱۴۰۳

پذیرش ۲۳ آبان ۱۴۰۳

اولین انتشار ۲۴ آذر ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

تراستر تک پیشرانه
آمونوم دی‌نیترا مید (ADN)
تخلخل بستر کاتالیستی
تراست

رانسگرها، اجزای حیاتی سامانه‌های فضایی مانند ماهواره‌ها، سفینه‌های فضایی و ماه‌نشین‌ها هستند و به دلیل توانایی تولید نیروی رانش برای هدایت و مانور دادن سامانه‌های فضایی ضروری و امکان دقت بالا در کنترل موقعیت و مسیر آن‌ها را فراهم می‌کنند. پیشرانه یکی از مهمترین اجزاء تراستر است که تأثیر بسیاری در پارامترهای عملکردی آن دارد. آمونوم دی‌نیترا مید (ADN) یک اکسنده با چگالی بالا، موازنه اکسیژن مثبت، سمیت پایین، غیرسرطان‌زا و عاری از کلر، جایگزین مناسبی برای اکسنده رایج فعلی است. هدف از انجام این پژوهش شبیه‌سازی تأثیر مشخصات خوراک ورودی بر پارامترهای عملکردی رانسگر بر پایه پیشرانه مایع (ADN) می‌باشد. از مدل‌سازی و شبیه‌سازی دوبعدی و حالت پایا جهت بررسی تأثیر پارامترهای مختلف در رانسگر تک پیشرانه استفاده شده است. فرمولاسیون پیشرانه مایع شامل آمونوم دی‌نیترا مید (ADN) ۶۳٪، متانول (CH₃OH) ۱۱٪ و آب (H₂O) ۲۶٪ با دبی جرمی ۲/۳ g/s می‌باشد. دمای پیش‌گرم ۴۷۳K و تخلخل بستر کاتالیستی ۰/۵ در نظر گرفته شده است. معادلات پیوستگی، اندازه حرکت، انرژی، انتقال اجزا و مدل سینتیک ۴۰ واکنشی حاوی ۱۸ جزء در محیط متخلخل با روش بر پایه فشار حل گردیده است. تأثیر دمای پیش‌گرم، تخلخل بستر کاتالیستی، کسر جرمی متانول بر روی کسر جرمی O₂، NO₂، بیشینه فشار و دما، ایمپالس ویژه و نیروی تراست بررسی شده است. شبیه‌سازی نشان داد که چهار تخلخل ۰/۴، ۰/۵، ۰/۶ و ۰/۷، به ترتیب دارای ۵/۱۹N، ۵/۱۸N، ۵/۱۸ و ۵/۱۶ می‌باشد که تخلخل ۰/۵ دارای نیروی رانش بیشتری می‌باشد. افزایش میزان تخلخل ابتدا سبب افزایش بیشینه فشار و دما و سپس کاهش آن‌ها می‌شود که این موارد باعث افزایش نیروی رانش و ایمپالس ویژه می‌شوند. دمای پیش‌گرم رابطه مستقیمی با افزایش عملکرد رانسگر (ایمپالس ویژه و نیروی رانش) دارد. افزایش دما از ۴۲۲K به ۵۷۳K باعث افزایش نیروی رانش از ۵/۱۹N به ۵/۲۲N شده است. افزایش کسر جرمی متانول از ۰/۰۷ به ۰/۲ ابتدا باعث افزایش نیروی رانش و سپس باعث کاهش آن می‌شود. که در این بین کسر جرمی ۰/۱۱ با ایجاد نیروی رانش ۵/۱۹N، دارای بیشترین نیروی رانش می‌باشد. متانول باعث افزایش جرم گازهای خروجی می‌شود و در نتیجه مصرف صرفت مصرفی در ثانیه بیشتر می‌شود. پس کسر جرمی متانول باید در محدوده خاصی قرار داشته باشد تا بیشترین نیروی تراست را به ما بدهد.

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: sajad.meshkizadeh@yahoo.com

How to Cite this Article:

S. Meshkizadeh and M. Dehnavi, "Simulation of the effect of feed on the performance parameters of ADN based thruster liquid propellant," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 1-16, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.1>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

۱ مقدمه

رانشگرها، واحدهای تولید نیروی رانش پایین در سامانه کنترل واکنش^۱ (RCS) هستند که اغلب به آن‌ها سامانه‌های کمکی پیشرانس راکت^۲ نیز گفته می‌شود و از آن‌ها برای ایجاد تصحیح مسیر و موقعیت چرخشی یا وضعیت کلی، کنترل نگرش (پیچ، انحراف و چرخش) در حین قرار دادن و ورود مجدد به مدار، برای خنثی کردن جابجایی درونی جرم‌ها و تنظیمات مسیر پرواز ماهواره‌ها و فضاپیماها استفاده می‌شود [۱].

یکی از چالش‌های اصلی در اجرای مأموریت‌های فضایی، مرتبط با مسائل انرژی و پیشرانه در رانشگرها است [۲]. پیشرانه‌ها به عنوان منابع کلیدی برای تأمین انرژی در رانشگرها طراحی شده‌اند تا با تولید دما و فشار بالا در یک محفظه محصور، نیروی پیش‌برنده لازم برای حرکت پرتابه‌ها، موشک‌ها و رانشگرها را فراهم آورند [۳]. پیشرانه^۳ (سوخت و اکسنده) به‌عنوان یکی از مهم‌ترین اجزاء موتور در برنامه‌های فضایی است که وظیفه آن تأمین انرژی شیمیایی سیستم‌های پیشرانس مأموریت‌های فضایی می‌باشد. تک پیشرانه‌ها یکی از پرکاربردترین انواع پیشرانه‌های قابل استفاده در برنامه‌های فضایی هستند که به‌طور عمده مورد مطالعه و استفاده قرار گرفته‌اند.

هیدرازین^۴ متداول‌ترین نوع پیشرانه مایع در سامانه‌های فضایی و دفاعی می‌باشد که معایبی همچون سمی و سرطان‌زا بودن، مشکلات ایمنی گسترده، محدودیت استفاده در برخی مناطق و هزینه بالای چرخه نگهداری و استفاده را دارد. آمونیوم دی‌نیترامید (ADN) یک نمک معدنی پرنرژی با فرمول $NH_4(NO_2)_2$ است که از کاتیون آمونیاک ($+NH_4$) و آنیون دی‌نیترامید ($-N(NO_2)_2$) تشکیل شده است که عمدتاً به‌عنوان اکسیدکننده در پیشرانه‌ها استفاده می‌شود [۴، ۵]. ADN برای اولین بار در سال ۱۹۷۱ میلادی در مؤسسه شیمی آلی زیلنسکی^۵ در شهر مسکو در کشور اتحاد جماهیر شوروی به‌عنوان یکی از مهم‌ترین مواد پرنرژی سنتز شد و یکی از مهم‌ترین اکتشافات در زمینه مواد پرنرژی به دلیل توانایی آن برای حذف ترکیبات کلر در هنگام احتراق و ایمپالس ویژه بالا لقب گرفت [۶].

آنفلو و همکاران [۷] به توسعه مطالعات خود در زمینه پیشرانه برپایه ADN پرداختند و نشان دادند این پیشرانه‌ها با ترکیبات سه‌گانه ADN، سوخت (گلیسرول^۶، گلیسین^۷ و متانول) و ۲۶٪ آب عملکرد مناسبی داشته که از طریق کسر جرمی اجزا ویژگی‌های آن قابل تنظیم است. در سال ۲۰۰۰ میلادی آنفلو و همکاران [۸] در پژوهش خود بیان کردند سمیت و سرطان‌زایی دلیل اصلی جایگزینی هیدرازین است که در پیشرانه بر پایه ADN به شدت کاهش می‌یابد.

وینگبرگ^۸ و همکاران [۹] گزارش دادند که تک پیشرانه بر پایه FLP-ADN (106) به میزان ۱۲/۶٪ عملکرد بالاتری نسبت به تک پیشرانه هیدرازین دارد. نگری^۹ و همکاران [۱۰] در مطالعه خود در زمینه احتراق پیشرانه بر پایه آمونیوم دی‌نیترامید (FLP-106 و LMP-103S) بیان کردند، استفاده از مواد متخلخل (بستر کاتالیستی) سبب ذخیره انرژی حرارتی برای بخار شدن (تجزیه) پیشرانه و افزایش زمان اقامت پیشرانه در محفظه احتراق می‌شود بنابراین شناس رسیدن به تجزیه و احتراق کامل را افزایش داده و سبب تسهیل در احتراق می‌شود.

تک پیشرانه‌ی مایع بر پایه آمونیوم دی‌نیترامید^{۱۰} (ADN) به‌عنوان پیشرانه سبز (سازگار با محیط زیست) با کارایی بالا^{۱۱} (HPGP) و همچنین با قابلیت جایگزینی هیدرازین در نظر گرفته می‌شود. ADN دارای مزایایی از قبیل افزایش عملکرد، نقطه انجماد پایین، سادگی و ایمنی در آماده‌سازی، دنباله دود کمتر (رهگیری و شناسایی)، نرخ آلودگی اندک، سمیت محدود و کاهش هزینه‌ها (برای آماده‌سازی) است که می‌تواند سبب ارتقا عملکردی سامانه‌های فضایی مانند تراسترها شود.

ژانگ^{۱۲} و همکاران به بررسی عددی فرآیند تجزیه و احتراق پیشرانه غیر سمی آمونیوم دی‌نیترامید در یک تراستر تک پیشرانه پرداختند [۱۱].

آن‌ها نشان دادند که افزایش شار جرمی ورودی عملکرد تراستر را افزایش می‌دهد و تراستر در تخلخل بستر کاتالیستی ۰/۵ بهترین عملکرد را دارد. نتایج این مطالعه با داده‌های تجربی پیشین حدود ۸٪ اختلاف دارد، مطابقت دارد. همین مولف و همکاران در مطالعه بعدی خود، اثرات تخلخل بستر پیش کاتالیستی و پس کاتالیستی و دمای پیش‌گرم بر تجزیه و مشخصات احتراقی تراستر ۵N بر پایه آمونیوم دی‌نیترامید (ADN) از نظر توزیع اجزا، دما و فشار به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند [۱۲]. نتایج این مطالعه نشان داد تخلخل ۰/۵ در بستر پیش کاتالیستی سبب بهترین عملکرد تراستر می‌شود و افزایش تخلخل بستر پس کاتالیستی و دمای پیش‌گرم سبب بهبود عملکرد تراستر می‌شود. چن^{۱۳} و همکاران مشخصات تجزیه و احتراق پیشرانه‌های هوافضای غیرسمی بر پایه آمونیوم دی‌نیترامید (ADN) به صورت تحلیلی را با استفاده از نرم‌افزار بررسی کردند تا اثر ساختار بستر کاتالیستی (نسبت منطری یا نسبت طول به قطر بستر) و پارامترهای عملیاتی (نسبت کسر جرمی ADN به CH_3OH) روی عملکرد عمومی تراستر پیشرانه یک‌جزئی بر پایه ADN را تعیین کنند [۱۳]. نتایج این مطالعه نشان داد که در قطر ثابت ۹mm، ۱۰mm و ۱۲mm، به موجب افزایش طول بستر کاتالیستی، عملکرد تراستر هم افزایش می‌یابد.

8. Wingborg

9. Negri

10. Ammonium Dinitramide

11. High Performance Green Propulsion

12. Zhang

13. Chen

1. Reaction Control System

2. Auxiliary Rocket Propulsion System

3. Propellant

4. Hydrazine

5. Zelinsky Institute of Organic Chemistry

6. Glycerin

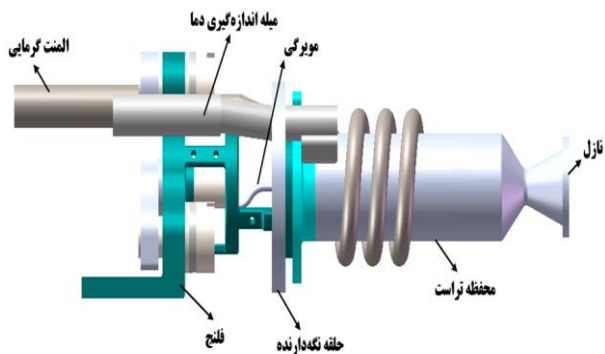
7. Glycine

همچنین می‌تواند عملکرد رانشگر را افزایش دهد. این تحقیق می‌تواند گامی مهم در جهت تحقق اهداف توسعه پایدار و افزایش امنیت فضایی باشد.

۲ روش تحقیق

پیشرانه انتخاب شده در این تحقیق، تک پیشرانه مایع بر پایه مخلوط آمونیوم دی‌نیترامد با فرمولاسیون ADN، متانول (CH₃OH) و آب (H₂O) با دبی ۲/۳ g/s، دمای پیش گرم ۴۷۳K و تخلخل بستر کاتالیستی ۰/۵ می‌باشد. مبنای مدل‌سازی و شبیه‌سازی بر پایه شرایط Steady-state (پایا) می‌باشد. مدل‌ها و معادلات حاکم در نظر گرفته شده شامل معادله باقی جرم، بقای اندازه حرکت و بقای انرژی، معادله انتقال گونه با سه جزء (آمونیوم دی‌نیترامد، متانول و آب)، سنتتیک شیمیایی ۴۰ واکنشی و ۱۸ جزئی، مدلسازی تبخیر و اشتفتگی، به همراه مدل تشعشعی PI است که فرایندهای تجزیه و احتراق و انتقال حرارت و جرم را در محیط متخلخل (بستر کاتالیستی) شبیه‌سازی می‌نمایند. با به‌دست آمدن معادلات حاکم بر مسئله از روش گسسته‌سازی حجم محدود برای تبدیل معادلات حاکم به معادلات جبری و استفاده در روش عددی بهره برده شده است. هندسه مورد نظر با طول ۷۵mm و قطر ۱۷/۴mm به‌صورت دوبعدی، تقارن محوری و حدود ۱۴۶ هزار مش در نظر گرفته شده است.

شمای کلی رانشگر تک پیشرانه بر پایه ADN در شکل (۱) نشان داده شده است [۱۷].



شکل ۱ - شماتیک طرز کار تراستر تک پیشرانه بر پایه ADN [۱۷].

Fig. 1. Schematic diagram of the operation of a single-propellant thruster based on ADN [17].

در این پژوهش برای مدل‌سازی آشتفتگی از مدل K-Epsilon Realizable استفاده شده و معادلات مرتبط با آن نیز در معادلات (۱) تا (۲) نشان داده شده است.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k \quad (1)$$

و همکاران به مطالعه اثرات پارامترهای ساختار بستر کاتالیستی (طول، قطر و ضخامت دیواره) بر مشخصات تجزیه و احتراق در یک تراستر تک پیشرانه بر پایه آمونیوم دی‌نیترامد به کمک روش شبیه‌سازی عددی و بررسی جنبه‌های اتمایزسازی، تبخیر، انتقال حرارت و جرم در یک محیط متخلخل و در نظر گرفتن اتلاف حرارت در دمای بالا از طریق انتقال حرارت تشعشعی پرداختند [۱۴]. نتایج مطالعه ایشان نشان داد با افزایش هریک از پارامترهای طول، قطر و ضخامت دیواره بستر کاتالیستی، عملکرد تراستر ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد.

مطالعه دیگری توسط ژانگ و همکاران انجام شد که به موجب آن اثر مشخصات گرمایی بستر کاتالیستی و تأثیر کسر جرمی متانول بر تجزیه و احتراق پیشرانه آمونیوم دی‌نیترامد به‌عنوان پیشرانه سازگار با محیط زیست در رانشگرهای تک پیشرانه پرداخته‌اند [۱۵]. نتایج نشان می‌دهد پراکندگی بستر کاتالیستی تأثیر قابل توجهی بر بیشینه دما و فشار تراستر دارد.

جینگ و همکاران در مطالعه‌ای به بررسی تجزیه و احتراق پیشرانه مایع آمونیوم دی‌نیترامد (ADN) در یک رانشگر تک پیشرانه کوچک به صورت عددی و تجربی پرداختند [۱۶]. نتایج نشان داد واکنش‌های کاهش یافته می‌تواند در شبیه‌سازی، جایگزین واکنش‌های مکرر و متعدد تجزیه و احتراق پیشرانه ADN شود. هو و همکاران در مطالعه‌ای به شبیه‌سازی عددی برای بررسی تأثیر پارامترهای هندسی محافظه احتراق بر نیروی رانش و ایمپالس ویژه رانشگر بر پایه پیشرانه یک‌جزئی ADN و همچنین مطالعه فرآیندهای تجزیه و احتراق درون این رانشگر پرداختند [۱۷]. نتایج نشان داد که ایمپالس ویژه و نیروی رانش رانشگر در ابتدا افزایش، و سپس با افزایش قطر محافظه احتراق، کاهش می‌یابد.

هدف اصلی تحقیق حاضر، بررسی تأثیرات متغیرهای ورودی مانند دمای پیش گرم و ترکیب درصدی خوراک و میزان تخلخل بستر کاتالیستی بر خصوصیات ترمودینامیکی و سینتیکی و پارامترهای عملکردی رانشگر (نیروی رانش و ایمپالس ویژه) است. این مطالعه به مقایسه رانشگرهای تک پیشرانه مایع بر پایه آمونیوم دی‌نیترامد (ADN) با رانشگرهای برپایه هیدرازین از نظر سمیت، آلودگی زیست‌محیطی، عملکرد و زمان آماده‌سازی می‌پردازد. تحلیل پارامترهای مؤثر بر عملکرد و میزان تأثیرگذاری هر یک، به همراه ثبت داده‌های تجزیه و احتراق، از اهمیت بالایی برخوردار است.

این پژوهش به دنبال جایگزینی پیشرانه هیدرازین با آمونیوم دی‌نیترامد (ADN) در رانشگرها است که می‌تواند با کاهش هزینه‌ها، افزایش کارایی، کاهش زمان آماده‌سازی، سهولت استفاده، حل مسائل زیست‌محیطی، کاهش خطرات سمی و سرطان‌زایی، افزایش نیروی محرکه، کاهش جرم و افزایش طول عمر پیشرانه‌ها، به بهبود قابل توجهی در برنامه‌های فضایی کمک کند.

جدول ۱- شرایط مرزی حاکم بر مسئله [۱۲].

Table 1. Boundary conditions governing the problem [12].

Row	Parameter	Value	Unit
1	Inlet Flow Rate	2.3	g/s
2	Injection Pressure	1	MPa
3	Preheating Temperature	473	K
4	ADN Mass Fraction	0.63	—
5	Methanol Mass Fraction	0.11	—
6	Water Mass Fraction	0.26	—

در مطالعه حاضر مدل تشعشی P-1 لحاظ شده است. در این مدل، معادله انتقال تشعشع به صورت معادله نفوذ^۱ است، که برای حل و شبیه‌سازی آن نیاز به زمان تحلیل کمتری دارد. در مسائلی که جریان از فاز ثانویه ذره تشکیل شده، اثرات تشعشی محیط متخلخل را می‌توان در مدل تشعشع P-1 منظور کرد. برای یک محیط خاکستری جذب کننده و گسیل کننده و فاز گسسته به همراه ذرات جذب کننده، گسیل کننده و پراکنده، معادله انتقال تابش فرودی^۲ را می‌توان به صورت معادله (۷) نوشت:

$$\nabla \cdot (\Gamma \nabla G) + 4\pi \left(an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + E_p \right) - (a + a_p)G = 0 \quad (7)$$

E_p گسیل تشعشع، a_p ضریب جذب و n ضریب شکست محیط است و به صورت (۸) و (۹) تعریف می‌شوند:

$$E_p = \lim_{V \rightarrow 0} \sum_{n=1}^N \varepsilon_{pn} A_{pn} \frac{\sigma T_{pn}^4}{\pi V} \quad (8)$$

$$a_p = \lim_{V \rightarrow 0} \sum_{n=1}^N \varepsilon_{pn} \frac{A_{pn}}{V} \quad (9)$$

ε_{pn} ، A_{pn} و T_{pn} به ترتیب گسیل، مساحت تصویر شده^۳ و دمای ذره n است. N تعداد ذره در حجم کنترل V می‌باشد. این معادلات تا زمانی که ذرات مسیریابی می‌شوند، حل می‌شود. A_{pn} و Γ به ترتیب معادله (۱۰) و (۱۱) محاسبه می‌شوند.

$$A_{pn} = \frac{\pi d_{pn}^2}{4} \quad (10)$$

$$\Gamma = \frac{1}{(a + a_p + \sigma_p)} \quad (11)$$

d_{pn} قطر ذره n ام و σ_p ضریب پراکندگی ذره که معادله (۱۲) تعریف و در طی مسیریابی ذره محاسبه می‌شود. چشمه (چاه‌های) حرارتی ناشی از تابش ذرات به صورت (۱۳)، در معادله انرژی گنجانده می‌شود.

در آن انرژی جنبشی، σ_k عدد پرانتل آشفته، G_k تولید انرژی جنبشی آشفتهگی به واسطه گرا دیان سرعت متوسط، G_b تولید انرژی جنبشی آشفتهگی به واسطه خاصیت شناوری، Y_m سهم رشد نوسان در اغتشاش و S_k ترم چشمه است. مدل آشفتهگی با استفاده از معادلات (۱) و (۲) قابل حل هستند.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2)$$

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{kU}{\varepsilon}} \quad (3)$$

در این پژوهش برای کاهش زمان و محاسبات از روش استفاده از معادلات ریاضی محیط متخلخل امکان پذیر برای لحاظ کردن تأثیر بستر کاتالیستی در بررسی تجزیه و احتراق رانشگر تک پیش‌رانه بر پایه ADN استفاده شده که این روش در معادلات (۴) و (۵) نشان داده شده است. لازم به ذکر است که تخلخل به کسری از حجم فضاهای خالی نسبت به حجم کل اشاره دارد که نشان می‌دهد چه مقدار از بستر فضای خالی است. سطوح محیط متخلخل نقش کاتالیستی دارد که می‌تواند بر جریان و واکنش‌های شیمیایی تأثیر بگذارد. معادله پیوستگی گازهای احتراقی در محیط متخلخل به صورت زیر است:

$$\frac{\partial(\theta \rho_g)}{\partial t} + \nabla \cdot (\theta \rho_g \vec{v}) = 0 \quad (4)$$

معادله اندازه حرکت (مومنوم) فاز گازی در محیط متخلخل به صورت زیر داده می‌شود:

$$\frac{\partial(\theta \rho_g \mu)}{\partial t} + \nabla \cdot (\theta \rho_g \vec{v} \vec{v}) = -\theta \nabla P + \nabla \cdot \theta \tau_g + \theta \rho_g \vec{g} - \vec{S} \quad (5)$$

که در آن \vec{S} عبارت مربوط به افت فشار است که در آن از مدل ارگان برای بیان تبادل اندازه حرکت بهره گرفته شد. معادله ارگان برای مقاومت داخلی و مقاومت لزج محیط متخلخل بستر کاتالیستی مورد استفاده قرار گرفته است.

$$\frac{|\Delta p|}{H} = \frac{150\mu}{D_p^2} \frac{(1-\theta)^2}{\theta^3} \vec{v} + \frac{1.75\rho}{D_p} \frac{(1-\theta)}{\theta^3} \vec{v} \vec{v} \quad (6)$$

در آن، H طول بستر کاتالیستی، D_p اندازه ذره، μ ضریب لزجت و θ تخلخل بستر کاتالیستی و Δp افت فشار است. شرایط مرزی حاکم بر مسئله در جدول (۱) آورده شده است.

برای مدل سازی و شبیه سازی در این پژوهش از روش دینامیک سیالات محاسباتی (CFD)، مجموعه ای از معادلات، مدل ها و الگوریتم های محاسباتی برای حل انواع میدان جریان استفاده شد. ابعاد رانشگر ترسیم شده در جدول (۳) نشان داده شده است.

جدول ۳- ابعاد تراستر ترسیم شده [۱۵].

Table 3. Dimensions of the drawn thruster [15].

Geometric Structure of the ADN-Based Thruster	Row	Parameter	Value	Unit
	1	Length of Catalyst Bed	29.4	(mm)
	2	Diameter of Catalyst Bed	17.4	(mm)
	3	Length of Combustion Chamber	15.5	(mm)
	4	Diameter of Combustion Chamber	17.4	(mm)
	5	Nozzle Throat Diameter	3	(mm)
	6	Nozzle Length	25.1	(mm)
	7	Distance from Throat to Combustion Chamber	5	(mm)
	8	Nozzle Exit Diameter	15.4	(mm)
	9	Thruster Wall Material	High-strength alloy	

برای حل معادلات حاکم بر مسئله در این پژوهش از یک نرم افزار حلگر بر پایه فشار با روش تفکیک بالادست مرتبه دوم ۲ و الگوریتم SIMPLE برای جفت شدگی فشار و سرعت با فرض ثابت بودن چگالی در حالت پایا و دوبعدی استفاده شد و مقدار باقی مانده مجاز برای رسیدن به پاسخ نهایی برای معادله پیوستگی 10^{-5} و سایر پارامترهای دیگر 10^{-4} در نظر گرفته شد.

باتوجه به پژوهش های گذشته از Ir/Al_2O_3 به عنوان کاتالیست استفاده شده است. کاتالیستی با پوشش ایریدیوم بر روی سرامیک اکسید آلومینیوم می باشد.

۳ یافته ها

یافته های این پژوهش نشان می دهد که نتایج به دست آمده استقلال قابل توجهی از شبکه محاسباتی دارند. این به این معناست که بدون تأثیرپذیری از تغییرات در ساختار و ریزجزییات شبکه محاسباتی، نتایج نهایی پایا و معتبر باقی می ماندند. این استقلال نتایج تضمین می کند که مدل محاسباتی به کاررفته به درستی طراحی شده و داده های به دست آمده بر اساس اصول علمی معتبر و قابل اعتماد هستند. این یافته ها اهمیت زیادی در تأیید دقت و اعتبار مدل های استفاده شده در شبیه سازی های تراستر دارد، چراکه نشان دهنده این

$$\sigma_p = \lim_{V \rightarrow 0} \sum_{n=1}^N (1 - f_{pn}) (1 - \varepsilon_{pn}) \frac{A_{pn}}{V} \quad (12)$$

$$-\nabla \cdot q_r = -4\pi \left(an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + E_p \right) + (a + a_p)G \quad (13)$$

که f_{pn} ضریب پراکنندگی مربوط به ذره n ام است.

در این پژوهش از مکانیسم ۴۰ واکنش و ۱۸ جزء، برای توصیف تجزیه و احتراق پیشرانه مایع بر پایه ADN در رانشگر تک پیشرانه استفاده گردیده است که در جدول (۲) به آن اشاره شده است.

جدول ۲- مکانیسم واکنش [۱۶].

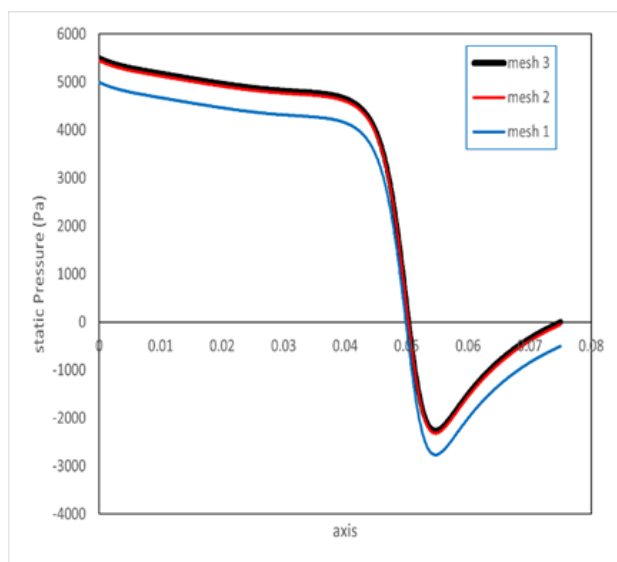
Table 2. Reaction mechanism [16].

Row	Reaction	Row	Reaction
1	$ADN=NH_3+N_2O+HNO_3$	21	$2HCO=CH_2O+CO$
2	$ADN=NH_3+NO_2+N_2O+OH$	22	$H+HCO=CH_2O$
3	$NH_3+HNO_3=N_2O+2H_2O$	23	$H_2+CO=CH_2O$
4	$N_2O+NO=NO_2+N_2$	24	$CH_2O+H=HCO+H_2$
5	$N_2O+0.5H_2=N_2+OH$	25	$CH_2O+O=HCO+OH$
6	$N_2O+0.5O_2=2NO$	26	$CH_2O+OH=HCO+H_2O$
7	$NO_2+0.5H_2=NO+OH$	27	$CH_3OH+M=CH_2O+H+M$
8	$N_2O=N_2+0.5O_2$	28	$CH_2OH+H=CH_2O+H_2$
9	$NO+0.5O_2=NO_2$	29	$CH_2OH+O=CH_2O+OH$
10	$0.5O_2+H_2=0.5H_2+OH$	30	$CH_2OH+OH=CH_2O+H_2O$
11	$H_2+OH=H_2O+0.5H_2$	31	$CH_2OH+HCO=CH_2OH+CO$
12	$0.5O_2+H_2O=2OH$	32	$CH_2OH+HCO=2CH_2O$
13	$H_2+M=2H+M$	33	$2CH_2OH=CH_2OH+CH_2O$
14	$O+H=OH$	34	$H+CH_2OH=CH_2OH$
15	$H+OH=H_2O$	35	$CH_3OH+H=CH_2OH+H_2$
16	$HCO=H+CO$	36	$CH_3OH+O=CH_2OH+OH$
17	$HCO+H=CO+H_2$	37	$CH_2OH+OH=CH_2OH+H_2O$
18	$HCO+O=CO+OH$	38	$CH_3OH+HCO=CH_2OH+CH_2O$
19	$HCO+OH=CO+H_2O$	39	$CO+O=CO_2$
20	$2HCO=H_2+2CO$	40	$CO+OH=CO_2+H$

جدول ۴- جزئیات شبکه‌بندی مورد استفاده در شبیه‌سازی.

Table 4. Details of the Mesh Used in the Simulation.

Computational Grid	Element Size	Number of Elements	Mean Difference (%)
Grid 1	0.0003	16,649	–
Grid 2	0.0002	37,778	13%
Grid 3	0.0001	146,866	3%
Grid 4	0.00001	3,844,253	1%



شکل ۳- تغییرات فشار استاتیک در مرکز نازل.

Fig. 3. Variations of static pressure at the nozzle center

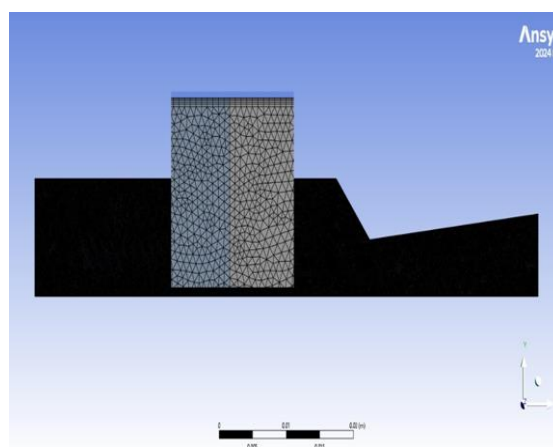
نمودار استقلال از شبکه‌بندی شبیه‌سازی نشان داد دو شبکه‌بندی با میانگین سایز مش 0.0001 m و 0.00001 نسبت به سایر شبکه‌بندی‌ها برای شبیه‌سازی حاضر مناسب‌تر هستند با توجه به اختلاف جزئی این دو شبکه‌بندی در نتایج شبیه‌سازی، برای صرفه جویی در زمان و کاهش هزینه شبیه‌بندی با میانگین سایز 0.0001 و 146866 شبکه برای ادامه شبیه‌سازی انتخاب شد. به منظور اعتبار سنجی نتایج از پژوهش ژانگ و همکاران [۱۵] استفاده شده است که در جدول (۵) نتایج شبیه‌سازی به همراه نتایج تجربی آورده شده است.

است که مدل می‌تواند در شرایط مختلف و با تنظیمات شبکه‌های گوناگون، نتایج یکسان و قابل‌اعتمادی ارائه دهد.

۱.۳ استقلال نتایج از شبکه محاسباتی

نتایج مدل‌سازی و شبیه‌سازی زمانی برای طراحی و بهینه‌سازی قابل استناد است که بیشتر شرایط مرزی و فیزیک اعمال شده در راه حل را نشان دهد و مستقل از پارامترهایی مانند شبکه باشد.

در این شبیه‌سازی ابتدا از یک دامنه حل دوبعدی و کامل با شبکه شش وجهی استفاده شد که شبیه‌سازی را با خطا و واگرایی حل در حین شبیه‌سازی مواجه کرد که از دلایل آن به حساسیت شبیه‌سازی به کیفیت شبکه و مناسب نبودن شبکه شش وجهی می‌توان اشاره کرد. در تکرار شبکه‌بندی با در نظر گرفتن سه پارامتر تأثیر گذار تعامد، چولگی^۱ و تعداد (سایز) شبکه، برای رفع خطا و مشکل واگرایی محاسبات از شبکه ترکیبی در رانشگر با کیفیت عالی (میانگین چولگی کمتر از 0.25) استفاده شد که در شکل (۲) نشان داده شده است.



شکل ۲- هندسه شبکه‌بندی شده تراستر با تک پیش‌رانه بر پایه ADN.

Fig. 2. Meshed geometry of the single-propellant thruster based on ADN.

جزئیات مربوط به شبکه‌بندی دامنه حل و نتایج حاصل از تکرار شبیه‌سازی با اندازه‌های مختلف مش در جدول (۴) و شکل (۳) به تفصیل آورده شده است تا نشان دهد که استقلال نتایج از شبکه محاسباتی به دست آمده است. این رویکرد اطمینان می‌دهد که نتایج شبیه‌سازی تحت تأثیر اندازه و تعداد المان‌های شبکه قرار نگرفته و بنابراین، می‌توان به صحت و استقلال آن‌ها از عوامل محاسباتی اطمینان داشت.

جدول ۵- نتایج عددی شبیه‌سازی و نتایج تجربی [۱۵].

Table 5. Numerical simulation results and experimental results [15].

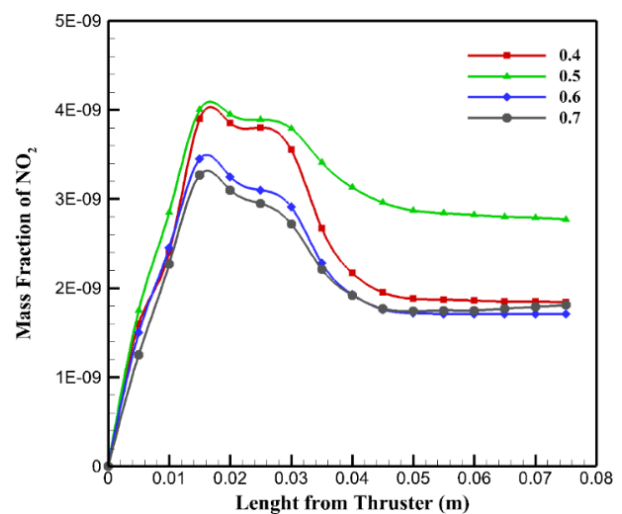
Row	Parameter	Max Temperature (°C)	Max Pressure (MPa)	Thrust Force (N)
1	Simulation	1752	1.03	5.19
2	Reference Article	1823	1.015	5
3	Error (%)	3.97	1.47	3.73

۲.۳ بررسی پارامترهای مؤثر بر تراستر در حالت پایا

در بررسی پارامترهای مؤثر بر تراستر در حالت پایا، سه پارامتر کلیدی مطرح هستند: تخلخل بستر کاتالیستی، دمای پیش‌گرم و کسر جرمی متانول. تخلخل بستر کاتالیستی نقش حیاتی در واکنش‌های شیمیایی دارد. با افزایش تخلخل، سطح ویژه بیشتری برای واکنش‌های کاتالیزوری فراهم می‌شود که می‌تواند به افزایش تراستر منجر شود. دمای پیش‌گرم نیز از اهمیت زیادی برخوردار است؛ چرا که دماهای بالاتر می‌توانند انرژی لازم برای فعال‌سازی واکنش‌ها را تأمین کنند و در نتیجه راندمان تراستر را بهبود بخشند. از سوی دیگر، کسر جرمی متانول به‌عنوان یکی از اجزای اصلی سوخت، باید به دقت کنترل شود. کسر بالای متانول می‌تواند منجر به افزایش تولید گازهای احتراقی و بهبود عملکرد تراستر شود، اما باید توجه داشت که نسبت‌های نامناسب می‌توانند عوارض جانبی داشته باشند.

۱.۲.۳ بررسی اثر تخلخل بستر کاتالیستی

در خصوص بررسی اثر تخلخل بستر کاتالیستی بر کسر جرمی NO_2 ، از تخلخل‌های ۰/۴، ۰/۵، ۰/۶ و ۰/۷ برای مطالعه تاثیر این پارامتر استفاده گردید که نتایج آن در شکل (۴) آمده است.

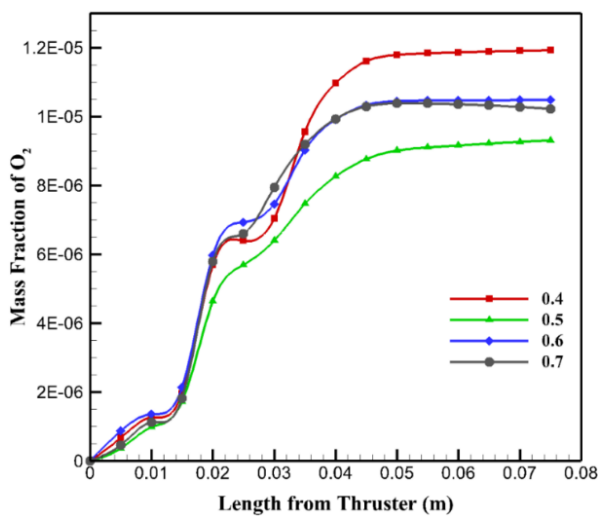


شکل ۴- نمودار کسر جرمی NO_2 در طول رانشگر با تخلخل مختلف بستر کاتالیستی.

Fig. 4. Mass fraction plot of NO_2 along the thruster with varying catalyst bed porosity.

نتایج نشان در ۳۰mm از ورودی رانشگر کسر جرمی NO_2 در تخلخل ۰/۴ برابر $۳/۵۵E-۰۹$ ، در تخلخل ۰/۵ برابر $۳/۷۹E-۰۹$ ، در تخلخل ۰/۶ برابر $۲/۹۱E-۰۹$ و در تخلخل ۰/۷ برابر $۲/۷۲E-۰۹$ است اما بعد از آن در طول رانشگر همان‌طور که در ثابت می‌ماند چرا که NO_2 یک جزء واسطه بوده که به محض تشکیل مصرف می‌شود و در انتهای تراستر مقدار کمی از آن باقی می‌ماند. میزان کسر جرمی NO_2 در طول رانشگر در تخلخل‌های ۰/۴، ۰/۵، ۰/۶ و ۰/۷ برای بستر کاتالیستی ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد که نشان می‌دهد تخلخل ۰/۵ بستر کاتالیستی شرایط بهتری از نظر زمان ماند و افت فشار در اختیار واکنش قرار می‌دهد.

در خصوص بررسی اثر تخلخل بستر کاتالیستی بر کسر جرمی O_2 نتایج نشان داد اکسیژن موجود در رانشگر از تجزیه NO_2 حاصل شده و در ادامه با متانول واکنش داده و مصرف می‌شود. مقدار کسر جرمی اکسیژن در ابتدای تراستر صفر بوده و در انتهای بستر کاتالیستی همان‌طور که در شکل (۵) نشان داده شده است، تولید می‌شود.



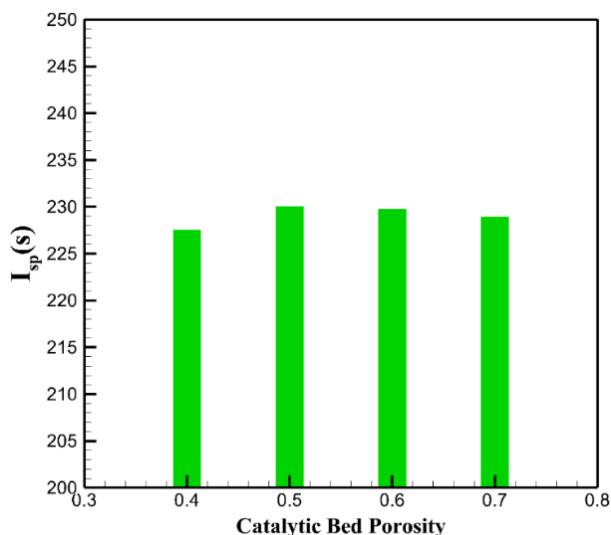
شکل ۵- نمودار کسر جرمی O_2 در طول رانشگر با تخلخل‌های مختلف بستر کاتالیستی.

Fig. 5. Mass fraction plot of O_2 along the thruster with varying catalyst bed porosities.

در خروجی تراستر (۷۵ mm) کسر جرمی اکسیژن در تخلخل ۰/۴ برابر $۱/۱۹E-۰۵$ ، در تخلخل ۰/۵ برابر $۹/۳۷E-۰۶$ و در تخلخل ۰/۶ برابر $۱/۰۵E-۰۵$ و در تخلخل ۰/۷ برابر $۱/۰۲E-۰۵$ است چرا که افزایش تخلخل بستر کاتالیستی سبب افزایش زمان ماند شده و اکسیژن زمان بیشتری برای واکنش دارد و در نتیجه در انتها مقدار کمتری از آن باقی می‌ماند.

در خصوص بررسی اثر تخلخل بستر کاتالیستی بر بیشینه دما و فشار نتایج نشان داد مقدار بیشینه دما و فشار در تخلخل ۰/۴ برابر ۱۶۱۰K و $۱/۰۱۴\text{MPa}$ ، در تخلخل ۰/۵ برابر ۱۷۵۲K و $۱/۰۳\text{MPa}$ ، در تخلخل ۰/۶

در خصوص بررسی اثر تخلخل بستر کاتالیستی بر ایمپالس ویژه شکل (۸) نشان می‌دهد که چگونه ایمپالس ویژه تراستر با تخلخل بستر کاتالیستی که گاز را از آن عبور می‌دهد، ارتباط دارد.



شکل ۸- نمودار ایمپالس ویژه در تخلخل‌های مختلف بستر کاتالیستی.

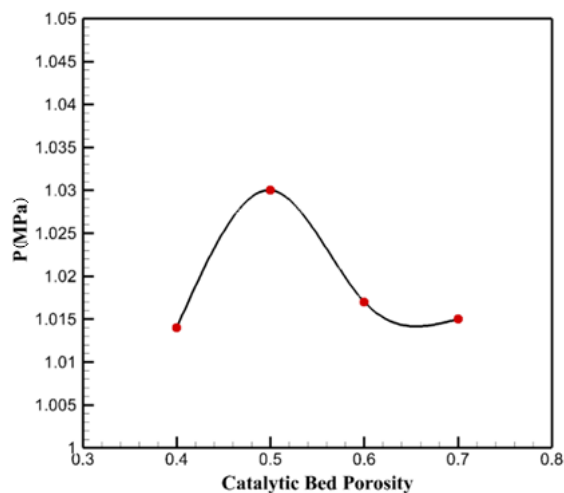
Fig. 8. Specific impulse plot at different catalyst bed porosities.

نتایج نشان داد در تخلخل ۰/۴ ایمپالس ویژه برابر ۲۲۷/۵۴s، در تخلخل ۰/۵ برابر با ۲۳۰/۰۲s، در تخلخل ۰/۶ برابر با ۲۲۹/۷۸s و در تخلخل ۰/۷ برابر با ۲۲۸/۸۸s می‌باشد. به نظر می‌رسد که تخلخل بستر کاتالیستی یک نقش مهم در تعیین ایمپالس ویژه دارد. اگر تخلخل خیلی کم باشد، گاز نمی‌تواند روان از بین ذرات کاتالیست جریان داشته باشد و ایمپالس ویژه پایین می‌آید. اما اگر تخلخل خیلی زیاد باشد، ذرات کاتالیست از هم دور می‌شوند و بستر کاتالیستی ضعیف می‌شود. این باعث کاهش دما می‌شود و ایمپالس ویژه کاهش پیدا کند. بنابراین، برای رسیدن به ایمپالس ویژه بالا، باید تخلخل بستر کاتالیستی را در یک سطح متعادل حفظ کرد.

در زمینه بررسی اثر تخلخل بستر کاتالیستی بر نیروی تراستر نتایج نشان داد تخلخل بستر کاتالیستی بر روی جریان گاز از بستر و واکنش شیمیایی بین گاز و کاتالیست تأثیر دارد. هر چه تخلخل بستر کاتالیستی بیشتر باشد، جریان گاز از بستر آسان‌تر و سریع‌تر می‌شود و باعث افزایش فشار و نیروی تراستر می‌شود. اما اگر تخلخل بیش از حد زیاد شود، ممکن است مقدار کاتالیست کافی نباشد تا واکنش شیمیایی را به طور کامل انجام دهد و باعث کاهش نیروی رانش شود. که این تغییرات در شکل (۹) آمده است.

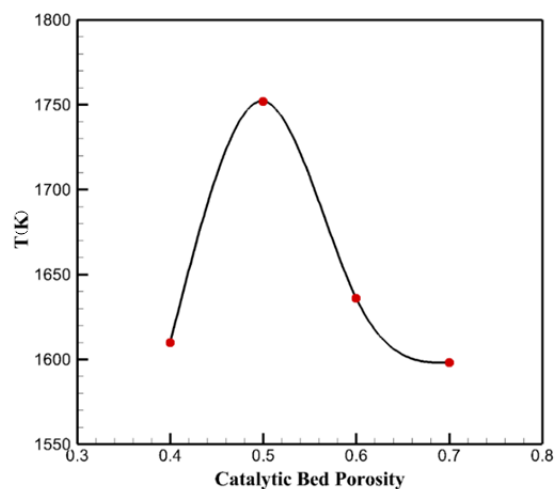
باتوجه به شکل (۹)، می‌توان دید که نیروی رانش با افزایش تخلخل بستر کاتالیستی از ۰/۴ تا ۰/۵ افزایش یافته و از ۵/۱۳N به ۵/۱۹N رسیده است. همچنین از ۰/۶ تا ۰/۷ کاهش یافته و از ۵/۱۸N

برابر ۱۶۳۶K و ۱/۰۱۷MPa و در تخلخل ۰/۷، ۱۵۹۸K و ۱/۰۱۵MPa برابر است که در شکل (۶) و شکل (۷) نشان داده شده است.



شکل ۶- نمودار بیشینه فشار رانشگر در تخلخل‌های مختلف بستر کاتالیستی.

Fig. 6. Maximum pressure plot of the thruster at different catalyst bed porosities.



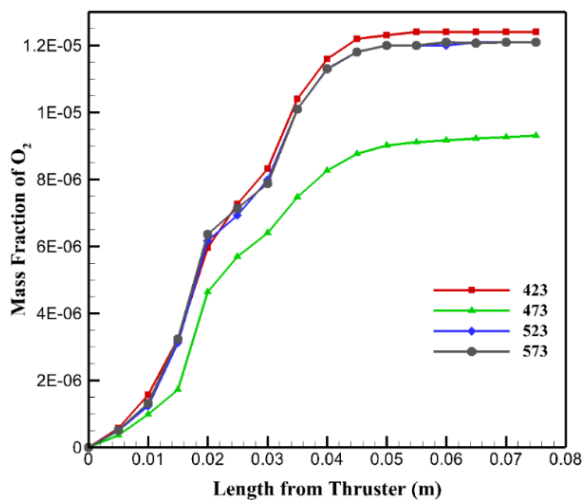
شکل ۷- نمودار بیشینه دما رانشگر در تخلخل‌های مختلف بستر کاتالیستی.

Fig. 7. Maximum temperature plot of the thruster at different catalyst bed porosities.

همان‌طور که در شکل (۷) نشان داده شده است، فشار و دما ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد. مقدار ۰/۵ برای تخلخل بستر کاتالیستی بیانگر یک قله در بیشینه فشار و دما در رانشگر است که از اهمیت فراوانی برخوردار است. قبل از تخلخل ۰/۵ یعنی زمانی که تخلخل ۰/۴ می‌باشد، تأخیر در تولید و احتراق O_2 مشاهده می‌شود که دما را کاهش می‌دهد و بعد از تخلخل ۰/۵ یعنی تخلخل ۰/۶ و ۰/۷ سرعت واکنش‌های تجزیه بیش از حد افزایش یافته و تولید و مصرف اجزا میانی با تأخیر صورت می‌گیرد. پس محدوده‌ای خاص برای بیشینه دما و فشار وجود دارد.

این نمودار می‌تواند برای بررسی واکنش احتراقی NO_2 در رانشگرهای فضایی مفید باشد. با افزایش طول رانشگر، کسر جرمی NO_2 افزایش یافته و سپس کاهش می‌یابد. دلیل آن، این می‌باشد که در ابتدای رانشگر واکنش داده و به محصولات ساده‌تر تبدیل می‌شود. اما در انتهای رانشگر، بخشی از محصولات واکنش دوباره به NO_2 بازمی‌گردند. در دمای 473K ، کسر جرمی بالاتری دارد. این به آن دلیل است که در این دما، سرعت واکنش احتراقی NO_2 بیشتر است و بیشتر NO_2 مصرف می‌شود. اما در دماهای بالاتر، سرعت واکنش بازگشتی NO_2 بیشتر می‌شود و کمتر NO_2 باقی می‌ماند.

در خصوص بررسی اثر دمای پیش‌گرم بر کسر جرمی O_2 نتایج نشان داد افزایش دما از 423K تا 573K سبب کاهش در تأخیر تولید اکسیژن می‌شود و همان‌طور که در شکل (۱۱) نشان داده شده است با افزایش دما مقدار کسر جرمی اکسیژن در انتهای رانشگر در دمای 423K برابر $1/24E-05$ ، در دمای 473K برابر $9/31E-06$ ، در دمای 523K برابر $1/21E-05$ و در دمای 573K برابر $1/21E-05$ می‌شود که نشان از افزایش مقدار باقی‌مانده اکسیژن است.



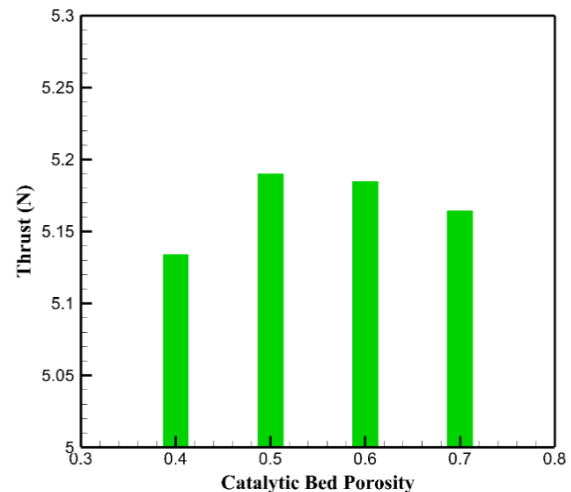
شکل ۱۱- نمودار کسر جرمی O_2 در طول رانشگر با دماهای مختلف.

Fig. 11. Mass fraction plot of O_2 along the thruster at different temperatures.

نتایج همچنین نشان می‌دهند که با افزایش دما، سرعت واکنش شیمیایی افزایش می‌یابد و بیشتر O_2 مصرف می‌شود. این می‌تواند به دلیل افزایش انرژی فعال‌سازی یا افزایش تعداد ذرات فعال باشد.

در خصوص بررسی اثر دمای پیش‌گرم بر بیشینه دما و فشار نتایج نشان داد مقدار بیشینه دما و فشار در دمای 423K برابر 1602K و $1/013\text{MPa}$ ، در دمای 473K برابر 1752K و $1/030\text{MPa}$ ، در دمای 523K برابر 1800K و $1/034\text{MPa}$ و در دمای 573K برابر 1822K و $1/038\text{MPa}$ است که همان‌طور که در شکل (۱۲) و شکل (۱۳) نشان داده شده‌است.

به $5/16\text{N}$ رسیده است. این نشان می‌دهد که تخلخل بستر کاتالیستی یک مقدار بهینه دارد که در مقدار $0/5$ بیشینه می‌شود. این مقدار بهینه بستگی به نوع کاتالیست، دما، فشار و سایر عوامل دارد.

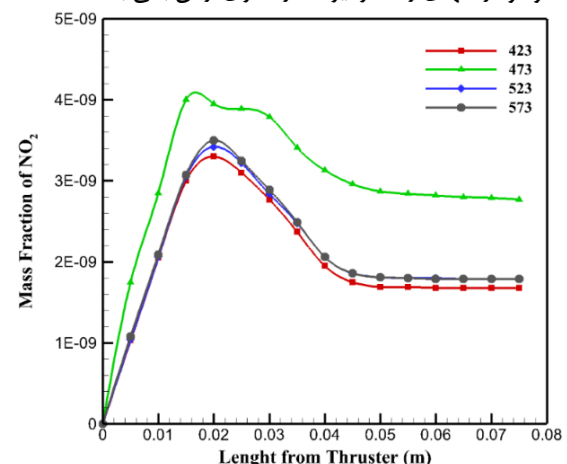


شکل ۹- نمودار نیروی رانش در تخلخل‌های مختلف بستر کاتالیستی.

Fig. 9. Thrust force plot at different catalyst bed porosities.

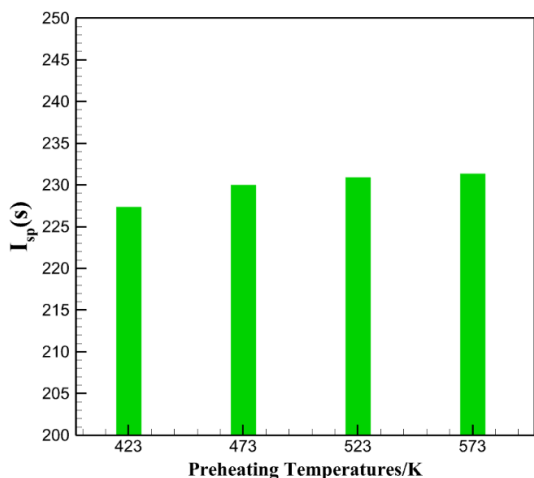
۲.۲.۳ بررسی اثر دمای پیش‌گرم

برای بررسی اثر دمای پیش‌گرم بر کسر جرمی NO_2 از دماهای 423K ، 473K ، 523K و 573K استفاده شد. کسر جرمی NO_2 در محدوده 30mm از ورودی رانشگر به بیشترین مقدار خود رسیده که برای دمای 423K برابر $3/22E-09$ ، دمای 473K برابر $3/79E-09$ ، دمای 523K برابر $3/25E-09$ و دمای 573K برابر $3/25E-09$ است و بعد از آن همان‌طور که در شکل (۱۰) نشان داده شده است کاهش می‌یابد چرا که افزایش دما سبب می‌شود تجزیه و احتراق پیش‌رانه بر پایه ADN بهتر انجام شود در نتیجه اجزاء واسطه پس از تولید به سرعت مصرف شده و مقدار کمتری از آن در طول رانشگر ثبت شود و در انتهای رانشگر نیز مقدار کمتری از آن باقی بماند.



شکل ۱۰- نمودار کسر جرمی NO_2 در طول تراستر با دماهای مختلف.

Fig. 10. Mass fraction plot of NO_2 along the thruster at different temperatures.

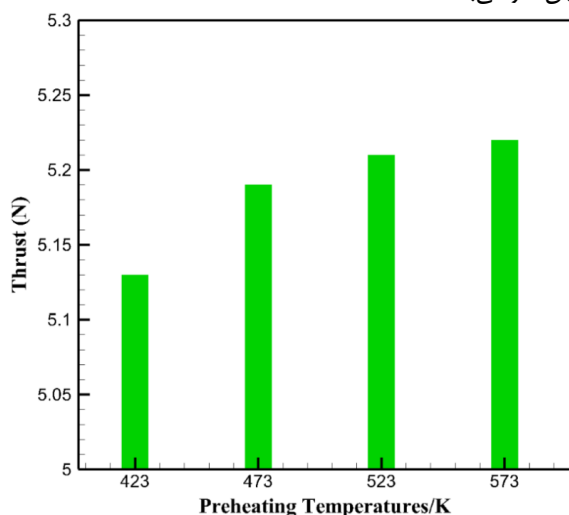


شکل ۱۴- نمودار ایمپالس ویژه رانشگر در دماهای مختلف پیش‌گرم.

Fig. 14. Specific impulse plot of the thruster at different preheats temperatures.

در دمای ۴۲۳K ایمپالس ویژه برابر با ۲۲۷/۳۶s، در دمای ۴۷۳K برابر با ۲۳۰/۰۲s، در دمای ۵۲۳K برابر با ۲۳۰/۹s و در دمای ۵۷۳K برابر با ۲۳۱/۳۵s می‌باشد.

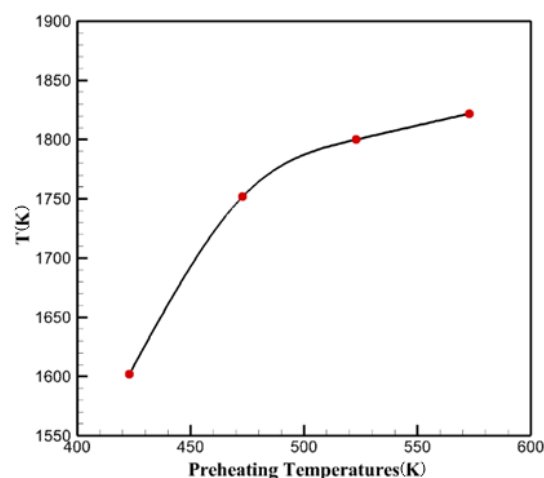
در خصوص بررسی اثر دمای پیش‌گرم بر نیروی تراست نتایج نشان داد با افزایش دما از ۴۲۳K به ۵۷۳K، نیروی تراست افزایش می‌یابد و به بالاترین نقطه خود می‌رسد (حدود ۵/۲۲N). همان‌طور که در شکل (۱۵) آمده‌است نیروی رانش روند افزایشی دارد. این پدیده ناشی از تغییرات در پارامترهای ترمودینامیکی نظیر فشار، چگالی، و سرعت جریان گاز می‌باشد.



شکل ۱۵- نمودار میزان نیروی رانش در دماهای مختلف پیش‌گرم.

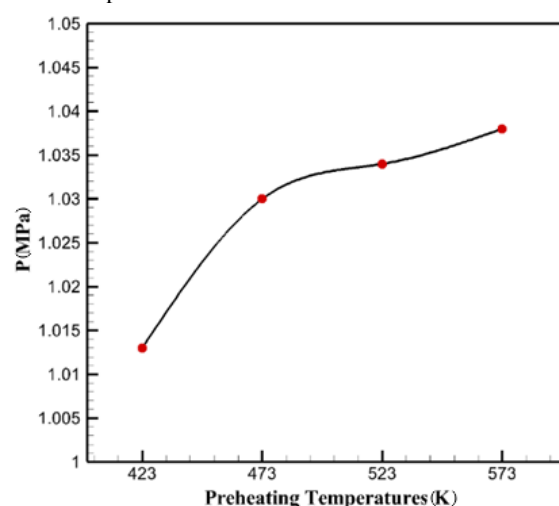
Fig. 15. Thrust force plot at different preheat temperatures.

همان‌طور که در شکل (۱۵) نشان داده شده است بیشترین مقدار نیروی رانش در دمای پیش‌گرم ۵۷۳K به دست می‌آید که معادل ۵/۲۲N است، رابطه مستقیمی بین دمای پیش‌گرم و نیروی تراست وجود



شکل ۱۲- نمودار بیشینه دما رانشگر در دماهای مختلف پیش‌گرم.

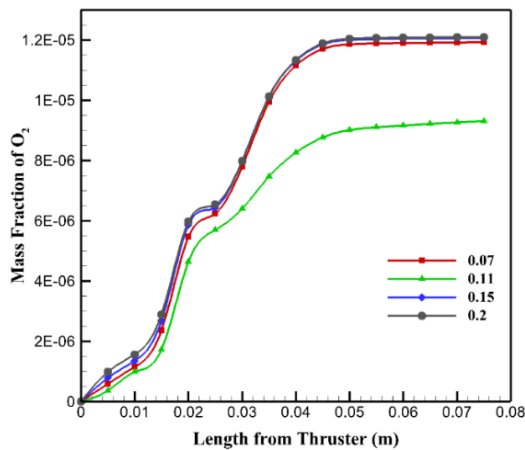
Fig. 12. Maximum temperature plot of the thruster at different preheats temperatures.



شکل ۱۳- نمودار بیشینه فشار رانشگر در دماهای مختلف پیش‌گرم.

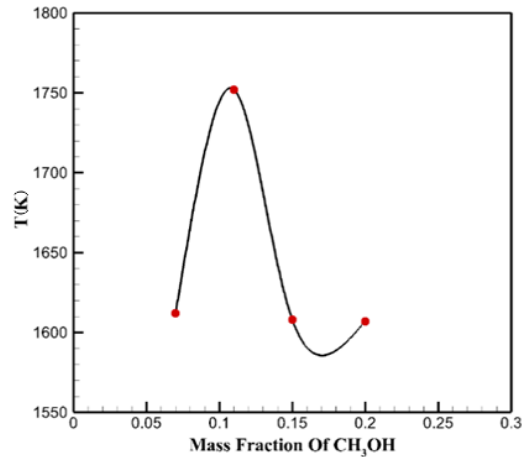
Fig. 13. Maximum pressure plot of the thruster at different preheats temperatures.

با افزایش دمای پیش‌گرم، بیشینه دما و فشار روندی افزایشی دارد. چرا که افزایش دمای پیش‌گرم به فعال شدن مفید واکنش‌های تجزیه و احتراق کمک می‌کند. این نمودار نشان می‌دهد که با افزایش دمای پیش‌گرم، دمای بیشینه نیز افزایش می‌یابد. که افزایش دمای پیش‌گرم، فعالیت مولکولی و انرژی داخلی ماده را افزایش می‌دهد و بنابراین دمای بیشینه آن نیز بالاتر می‌رود. در خصوص بررسی اثر دمای پیش‌گرم بر ایمپالس ویژه نتایج نشان داد با افزایش دما از ۴۲۳K به ۵۷۳K، ایمپالس ویژه به طور قابل توجهی افزایش می‌یابد و به بالاترین نقطه خود می‌رسد (حدود ۲۳۱). همان‌طور که شکل (۱۴) نشان می‌دهد، با افزایش دمای پیش‌گرم، ایمپالس ویژه افزایش می‌یابد و به حداکثر خود در ۵۷۳K می‌رسد و کارایی آن در تولید نیرو را افزایش می‌دهد.



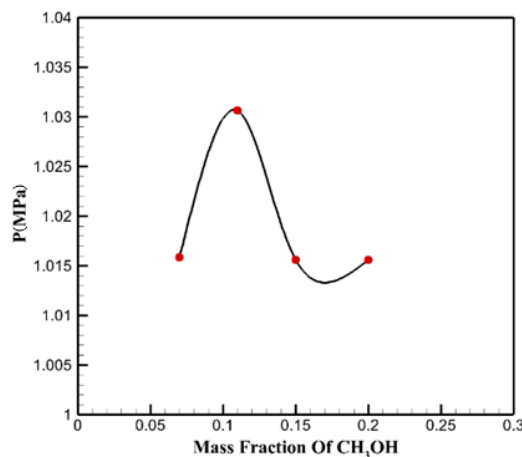
شکل ۱۷- نمودار کسر جرمی O₂ در طول رانشگر در کسرهای جرمی متفاوت متانول.

Fig. 17. Mass fraction plot of O₂ along the thruster at varying methanol mass fractions.



شکل ۱۸- نمودار بیشینه دمای رانشگر در کسر جرمی‌های مختلف متانول.

Fig. 18. Maximum temperature plot of the thruster at varying methanol mass fractions.



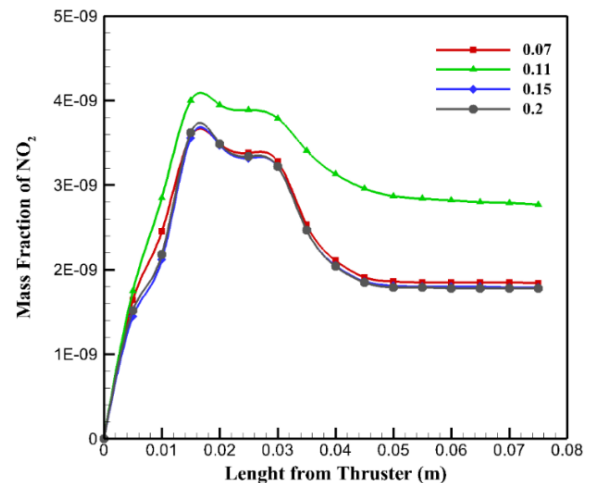
شکل ۱۹- نمودار بیشینه فشار رانشگر در کسر جرمی‌های مختلف متانول.

Fig. 19. Maximum pressure plot of the thruster at varying methanol mass fractions.

دارد؛ به این صورت که با افزایش دمای پیش‌گرم، فشار گاز خروجی افزایش یافته و در نتیجه، نیروی تراست نیز به تبع آن افزایش می‌یابد. در دمای ۴۲۳K نیروی تراست برابر با ۵/۱۳N، در دمای ۴۷۳K برابر با ۵/۱۹N، در دمای ۵۲۳K برابر با ۵/۲۱N و در دمای ۵۷۳K برابر با ۵/۲۲N می‌باشد.

۳.۲.۳ بررسی اثر کسر جرمی متانول

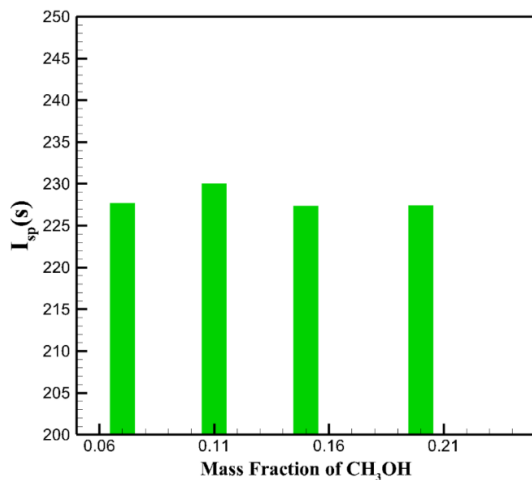
در پیش‌رانه بر پایه آمونیوم دی‌نیتراژید متانول به عنوان سوخت در ترکیب حضور دارد و نقش ویژه‌ای در عملکرد رانشگر دارد. برای بررسی اثر کسر جرمی متانول بر تجزیه و احتراق از کسر جرمی ۰/۰۷، ۰/۱۱، ۰/۱۵ و ۰/۲ استفاده شد. در محدوده ۳۰mm از ورودی تراستر کسر جرمی NO₂ در کسر جرمی ۰/۰۷ متانول برابر ۳/۲۸E-۰۹، در کسر جرمی ۰/۱۱ متانول برابر ۳/۷۹E-۰۹، در کسر جرمی ۰/۱۵ متانول برابر ۳/۲۲E-۰۹ است و در کسر جرمی ۰/۲ متانول برابر ۳/۲۲E-۰۹ می‌باشد. که در شکل (۱۶) نشان داده شده است.



شکل ۱۶- نمودار کسر جرمی NO₂ در طول رانشگر با کسر جرمی‌های متفاوت متانول.

Fig. 16. Mass fraction plot of NO₂ along the thruster with varying methanol mass fractions.

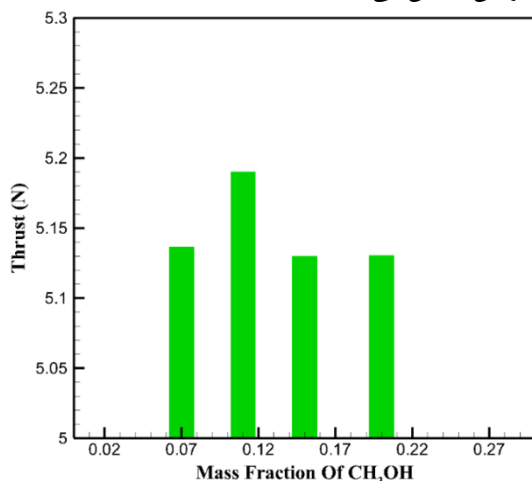
همان‌طور که در شکل (۱۶) آمده است بعد از آن ۳۰mm روند کاهشی به خود می‌گیرد که مقدار این کاهش در ۰/۱۵ بسیار نامحسوس بود اما در کسر جرمی ۰/۱۱ متانول، به نسبت سایر مقادیر افزایش می‌یابد چرا که در کسر جرمی ۰/۱۵ و ۰/۲ مقدار متانول به اندازه کافی برای شرکت در واکنش وجود دارد و دیگر نمی‌تواند بیشتر از آن تولید کند اما در کسر جرمی ۰/۱۱ متانول، مقدار NO₂ به میزان نیاز در طی فعالیت تراستر وجود دارد زیرا فرآیند تجزیه و احتراق به خوبی انجام شده است. در خصوص بررسی اثر کسر جرمی متانول بر کسر جرمی O₂ باتوجه به شکل (۱۷)، می‌توان دید که نمودار سبز که کسر جرمی متانول ۰/۱۱ دارد، روند رشد سطحی دارند و به شکل خط صاف هستند.



شکل ۲۰- نمودار ایمپالس ویژه رانشگر در کسرهای جرمی مختلف متانول.

Fig. 20. Specific impulse plot of the thruster at varying methanol mass fractions.

در خصوص بررسی اثر کسر جرمی متانول بر نیروی رانش نتایج نشان داد با افزایش کسر جرمی به ۰/۱۱، نیروی رانش به بالاترین مقدار خود ۵/۱۹N می‌رسد. این نشان می‌دهد که متانول به عنوان سوخت موثری برای افزایش نیروی رانش می‌تواند عمل کند. همانطور که در شکل (۲۱) نشان داده شده‌است، با افزایش بیشتر کسر جرمی متانول، نیروی رانش کاهش می‌یابد.



شکل ۲۱- نمودار نیروی رانش در کسرهای جرمی مختلف متانول.

Fig. 21. Thrust force plot at varying methanol mass fractions.

دلیل آن افزایش وزن سوخت و کاهش انرژی واکنش می‌باشد. این نمودار می‌تواند نشان دهنده اثر متانول بر روی احتراق و انرژی خروجی رانشگر باشد. معمولاً کسر جرمی متانول بیشتر باعث افزایش نیروی تراست می‌شود، زیرا متانول یک سوخت با انرژی بالا است. اما اگر کسر جرمی متانول خیلی زیاد شود، ممکن است باعث کاهش نیروی

این به این دلیل است که در این مخلوطها، مقدار اکسیژن کافی است که با متانول واکنش دهد و موجب افزایش دما و فشار گازها شود. اما در نمودارهای آبی و خاکستری که کسر جرمی متانول بیشتری دارند، روند رشد نمایی دارند و با افزایش طول تراستر، کسر جرمی اکسیژن را به مقدار بیشتری مصرف می‌کنند. این به این دلیل است که در این مخلوطها، مقدار اکسیژن کمتر از متانول است و بنابراین واکنش کامل نمی‌شود و مقداری متانول باقی می‌ماند. این متانول باقی‌مانده می‌تواند با اکسیژن موجود در هوا واکنش دهد و موجب افزایش دما و فشار گازها شود. اما این واکنش نیاز به زمان بیشتری دارد و بنابراین با افزایش طول رانشگر، کسر جرمی اکسیژن افزایش می‌یابد. اگر مقدار متانول خیلی کم باشد حال میزان اکسیژن بالا می‌رود و از این طریق هم واکنش کامل انجام نمی‌شود. در شکل (۱۷) در انتهای رانشگر در کسر جرمی متانول ۰/۰۷، کسر جرمی O₂ برابر با ۱/۱۹E-۰۵، در کسر جرمی ۰/۱۱ برابر با ۹/۳۱E-۰۶، در کسر جرمی ۰/۱۵ برابر با ۱/۲۰E-۰۵ و در کسر جرمی ۰/۲ برابر با ۱/۲۱E-۰۵ می‌باشد. در خصوص بررسی اثر کسر جرمی متانول بر بیشینه دما و فشار، افزایش مقدار کسر جرمی متانول از ۰/۰۷ به ۰/۱۱ و ۰/۱۵ و سپس به ۰/۲ همان‌طور که در شکل (۱۸) و شکل (۱۹) نشان داده شده است ابتدا سبب افزایش محسوس بیشینه دما و فشار و سپس با کاهش بیشینه دما و فشار روبرو است.

چرا که تجزیه اکساینده‌ها (ADN) به تناسب مقدار سوخت انجام نمی‌شود و مقدار ۰/۱۱ متانول برای بیشینه دما و فشار ایده‌آل است. بیشینه دما و فشار در کسر جرمی ۰/۰۷ متانول برابر ۱۶۱۲ K و ۱/۰۳۰ MPa و در کسر جرمی ۰/۱۱ متانول برابر ۱۷۵۲ K و ۱/۰۳۰ MPa، در کسر جرمی ۰/۱۵ متانول برابر ۱۶۰۸ K و ۱/۰۱۵۶۲ MPa و در کسر جرمی ۰/۲ متانول برابر با ۱۶۰۷ K و ۱/۰۱۵۵۹ MPa می‌باشد که نشان دهنده افت محسوس دما در کسر جرمی ۰/۰۷، ۰/۱۵ و ۰/۲ است زیرا متانول به‌عنوان سوخت به مقدار کافی در ۰/۰۷ وجود نداشته و در واکنش شرکت نمی‌کند ولی برای ۰/۱۵ و ۰/۲ بیش از میزان نیاز وجود داشته است.

در خصوص بررسی اثر کسر جرمی متانول بر ایمپالس ویژه نتایج نشان داد با افزایش کسر جرمی متانول تا ۰/۱۱، ایمپالس ویژه رانشگر افزایش می‌یابد. این به این دلیل است که متانول باعث افزایش دما و فشار داخل محفظه احتراق می‌شود و در نتیجه نیروی پیش‌رانش بیشتر می‌شود. همانگونه که در شکل (۲۰) نشان داده شده است بعد از مقدار ۰/۱۱ با افزایش کسر جرمی متانول، ایمپالس ویژه کاهش می‌یابد.

همانطور که در شکل (۲۰) نشان داده شده است در کسر جرمی ۰/۰۷ متانول ایمپالس ویژه برابر با ۲۲۷/۶۶ s، در کسر جرمی ۰/۱۱ برابر با ۲۳۰/۰۲ s، در کسر جرمی ۰/۱۵ برابر با ۲۲۷/۳۶ s و در کسر جرمی ۰/۲ برابر با ۲۲۷/۳۸ s می‌باشد.

بهترین مقدار متانول برای رسیدن به ایمپالس ویژه و نیروی رانش بیشینه، کسر جرمی ۰/۱۱ است. در این مقدار، دما و فشار گازهای خروجی به بیشینه می‌رسند و احتراق کامل صورت می‌گیرد. افزایش کسر جرمی متانول بیش از ۰/۱۱، باعث کاهش ایمپالس ویژه و نیروی رانش می‌شود، زیرا متانول باعث افزایش جرم و رطوبت گازهای خروجی می‌شود و انرژی واکنش را کاهش می‌دهد. بنابراین، کسر جرمی متانول باید در یک محدوده بهینه انتخاب شود که هم ایمپالس ویژه و رانش را بیشینه کند و هم احتراق را کامل نماید.

باتوجه به نتایج شبیه‌سازی بدست آمده می‌توان مقادیر بهینه پارامترهای مورد بررسی را در جدول (۶) خلاصه کرد.

جدول ۶- مقادیر بهینه پارامترهای عملکردی رانشگر بر پایه پیش‌رانه مایع تک جزئی ADN.

Table 6. Optimal values of performance parameters for the thruster based on the single-component liquid propellant ADN.

Performance Parameters Parameter	Thrust Force (N)	Specific Impulse (Isp) (s)	Max Temperature (K)	Max Pressure (MPa)
Catalyst Bed Porosity (0.5)	5.19	230.02	1752	1.03
Preheating Temperature (573 K)	5.22	231.35	1822	1.038
Methanol Mass Fraction (0.11)	5.19	230.02	1752	1.03

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

مراجع

- [1] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*. John Wiley and Sons, 2016.
- [2] M. C. V. Salgado, M. C. N. Belderrain, and T. C. Devezas, "Space propulsion: A survey study about current and future technologies," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 10, 2018, Art. no. e1118, <https://doi.org/10.5028/jatm.v10.829>.
- [3] G. D. Silva, S. C. Rufino, and K. Iha, "Green propellants: oxidizers," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 5, no. 2, pp. 139-144, 2013, <https://doi.org/10.5028/jatm.v5i2.229>.
- [4] A. Larsson and N. Wingborg, "Green Propellants Based on Ammonium Dinitramide (ADN)," *FOI-Swedish Defence Research Agency*, 2013.
- [5] J. Hall, *Advances in spacecraft technologies*. BoD-Books on Demand, 2011.

رانش شود، زیرا متانول می‌تواند باعث کاهش دمای احتراق شود. همانگونه که در شکل (۲۱) نشان داده شده است در کسر جرمی ۰/۰۷ متانول نیروی رانش برابر با ۵/۱۳۶ N، در کسر جرمی ۰/۱۱ برابر با ۵/۱۹ N، در کسر جرمی ۰/۱۵ برابر با ۵/۱۳ N و در کسر جرمی ۰/۲ برابر با ۵/۱۳۰ N می‌باشد.

۴ نتیجه‌گیری

بررسی پارامترهای مد نظر در بازه‌های ۰/۴ تا ۰/۷ برای بستر کاتالیستی، ۴۲۳ K تا ۵۷۳ K برای دمای پیش‌گرم، ۰/۰۷ تا ۰/۲ برای کسر جرمی متانول انجام شد. نتایج نشان داد اثر تخلخل بستر کاتالیستی بر روی چندین پارامتر عملکرد رانشگرهای هوافضایی مورد بررسی قرار گرفت. این پارامترها شامل کسر جرمی اجزاء و فرآورده‌های واکنش‌های شیمیایی، افت فشار، ایمپالس ویژه، نیروی تراست، بیشینه دما و فشار هستند. نتایج نشان دادند که تخلخل بستر کاتالیستی بر روی همه این پارامترها تأثیر دارد و بر روی جریان گاز و انتقال حرارت در بستر اثر می‌گذارد. همچنین نشان داده شد که تخلخل بستر کاتالیستی یک تابع بهینه دارد که در مقدار ۰/۵ بیشینه عملکرد رانشگر را ایجاد می‌کند. این مقدار بهینه بستگی به نوع کاتالیست، دما، فشار و سایر عوامل دارد. بنابراین، انتخاب تخلخل مناسب بستر کاتالیستی برای بهینه‌سازی عملکرد رانشگرهای هوافضا از اهمیت بالایی برخوردار است.

با افزایش دمای پیش‌گرم، تجزیه و احتراق پیش‌رانه بهتر می‌شود و مقدار کمتری از O_2 و NO_2 در رانشگر باقی می‌ماند. این باعث می‌شود که کسر جرمی این دو ماده در ابتدا و انتهای رانشگر تغییر کند. همچنین باعث می‌شود که دما و فشار بیشینه در رانشگر افزایش یابد. طول رانشگر نیز تأثیر مهمی بر روی واکنش‌های شیمیایی و عملکرد رانشگر دارد. با افزایش طول رانشگر، واکنش شیمیایی بیشتری رخ می‌دهد و بیشتر O_2 مصرف می‌شود. این باعث می‌شود که کسر جرمی O_2 در انتهای رانشگر کاهش یابد. با افزایش دمای پیش‌گرم، فشار و سرعت جریان گاز خروجی افزایش می‌یابند و در نتیجه ایمپالس ویژه و نیروی رانش نیز افزایش می‌یابند.

متانول یک سوخت مناسب برای پیش‌رانه‌هایی است که از ADN به عنوان اکساینده استفاده می‌کنند. این سوخت باعث می‌شود که ADN به طور کامل تجزیه شده و با اکسیژن واکنش دهد. این واکنش باعث افزایش دما و فشار گازهای خروجی می‌شود که عملکرد رانشگر را بهبود می‌بخشد. اما مقدار متانول باید با دقت انتخاب شود. اگر مقدار متانول کم باشد، واکنش کامل نمی‌شود و مقدار NO_2 زیاد می‌شود که مضر است. اگر مقدار متانول زیاد باشد، جرم و رطوبت گازهای خروجی افزایش می‌یابد و انرژی واکنش کاهش می‌یابد. بر اساس مطالعات انجام شده،

- Science*, vol. 29, no. 1, pp. 81-89, 2020, <https://doi.org/10.1007/s11630-020-1257-7>.
- [13] J. Chen, G. Li, T. Zhang, Y. Liu, R. Yang, and Y. Chen, "Catalytic bed slenderness ratio and ADN/methanol ratio for decomposition and combustion characteristics within ammonium dinitramide (ADN)-based green aerospace thruster," *Chinese Journal of Chemical Engineering*, vol. 27, no. 5, pp. 1159-1165, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.cjche.2019.01.017>.
- [14] Y. S. Yu, G. X. Li, T. Zhang, J. Chen, and M. Wang, "Effects of catalyst-bed's structure parameters on decomposition and combustion characteristics of an ammonium dinitramide (ADN)-based thruster," *Energy Conversion and Management*, vol. 106, pp. 566-575, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2015.09.036>.
- [15] T. Zhang, G. Li, Y. Yu, J. Chen, and M. Wang, "Effects of catalytic bed thermal characteristics on liquid monopropellant decomposition and combustion characteristics within an eco-friendly thruster based on ammonium dinitramide," *Combustion Science and Technology*, vol. 188, no. 6, pp. 910-923, 2016, <https://doi.org/10.1080/00102202.2015.1136295>.
- [16] L. Jing, X. You, J. Huo, M. Zhu, and Z. Yao, "Experimental and numerical studies of ammonium dinitramide based liquid propellant combustion in space thruster," *Aerospace Science and Technology*, vol. 69, pp. 161-170, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.05.035>.
- [17] Y. Hou, Y. Yu, X. Liu, and J. Cao, "Effect of combustion chamber geometrical parameters on the decomposition and combustion characteristics of an ADN-based thruster," *Micromachines*, vol. 13, no. 4, 2022, Art. no. 605, <https://doi.org/10.3390/mi13040605>.
- [6] J. P. Agrawal and R. Hodgson, *Organic chemistry of explosives*. John Wiley and Sons, 2007.
- [7] K. Anflo and T. A. Grönland, "Towards green propulsion for spacecraft with ADN-based monopropellants," in *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Indianapolis, Indiana, 2002, Paper 3847, <https://doi.org/10.2514/6.2002-3847>.
- [8] K. Anflo, T. Gronland, and N. Wingborg, "Development and testing of ADN-based monopropellants in small rocket engines," in *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference And Exhibit*, Las Vegas, NV, U.S.A., 2000, Paper 3162, <https://doi.org/10.2514/6.2000-3162>.
- [9] N. Wingborg, M. Johansson, and L. Bodin, *Initial development of a laboratory rocket thruster for ADN-based liquid monopropellants*. Swedish Defence Research Agency, 2006.
- [10] M. Negri, M. Wilhelm, and H. K. Ciezki, "Thermal ignition of ADN-based propellants," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, vol. 44, no. 9, pp. 1096-1106, 2019, <https://doi.org/10.1002/prop.201900154>.
- [11] T. Zhang, G. Li, Y. Yu, Z. Sun, M. Wang, and J. Chen, "Numerical simulation of ammonium dinitramide (ADN)-based non-toxic aerospace propellant decomposition and combustion in a monopropellant thruster," *Energy Conversion and Management*, vol. 87, pp. 965-974, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2014.07.074>.
- [12] T. Zhang, F. Wang, and J. Chen, "Analysis of porosity and preheating temperature on the decomposition and combustion characteristics within 5 n ammonium dinitramide (ADN)-based monopropellant thruster," *Journal of Thermal*