

Original Research Paper

Study of a Design Algorithm for Mono-Propellant Thruster With Green Fuel for Use in Satellite Attitude Control Module

Alireza Sharifat¹, Ali Madadi^{2*} , and Seyed Alireza Jalali Chimeh³

1, 2. Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

3. Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**ABSTRACT****Article History:**

Receive 08 September 2025

Revise 30 September 2025

Accept 07 October 2025

Available Online 13 October 2025

Keywords:

Monopropellant thruster

Cubic satellite

Green propellant

Catalyst

System design

Achieving higher orbital positions and increasing the duration of space missions requires the use of space propulsion systems. Also, due to the very high cost of building and launching large satellites and the consequent development of constellation satellite technology and the use of several microsattellites instead of one large satellite, small and light propulsion systems with appropriate specific thrust have received great attention. Among these types of propulsion systems that are being studied and developed today are mono-propellant propulsion systems with green propulsion. Due to issues such as pollution, toxicity of the propulsion, difficulty in long-term maintenance and storage, and price, the development of green propulsion thrusters that can be developed and manufactured in academic environments has received attention. In this article, an attempt has been made to present an algorithm for designing a single-propulsion propulsion system with a green propulsion with a propulsion force of one Newton and with a system perspective for a cubic satellite. Various propulsion options have been examined and finally, by extracting the best design options, according to the results of the statistical study, the thruster design and validation of important and critical parts of the design have been addressed by numerical analysis and simulation. The mission considered for the thruster of this satellite is a hypothetical orbital maneuver mission for which the required system and mass-energy information is extracted. Finally, a system design model for green thrusters has been presented.

* Corresponding Author's E-mail: ali.madadi@aut.ac.ir**How to Cite this Article:**

A. Sharifat, A. Madadi, and S. A. Jalali Chimeh, "Study of a design algorithm for mono-propellant thruster with green fuel for use in satellite attitude control module," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 3, pp. 61-73, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1594>.

**COPYRIGHTS**

© 2025 by the authors. Published by ARI This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



بررسی الگوریتم طراحی یک تراستر تک مولفه با سوخت سبز جهت کاربرد در ماژول کنترل وضعیت ماهواره

علیرضا شریفیات^۱، علی مددی^{۲*} , و سیدعلیرضا جلالی چیمه^۳

۱- کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
۲- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
۳- استادیار، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

دستیابی به موقعیت‌های مداری بالاتر و افزایش طول مأموریت‌های فضایی، نیازمند بهره‌گیری از سامانه‌های پیشران فضایی است. همچنین با توجه به هزینه بسیار بالای ساخت و پرتاب ماهواره‌های بزرگ و به تبع آن توسعه تکنولوژی ماهواره‌های منظومه‌ای و استفاده از چندین میکرو ماهواره به جای یک ماهواره بزرگ، سیستم‌های پیشران کم حجم و سبک و در عین حال با ضربه ویژه مناسب به شدت مورد توجه قرار گرفته‌اند. از جمله این نوع موتورهای پیشران که رانشگر نامیده می‌شوند، رانشگرهای تک پیشران سبز را می‌توان نام برد. مسائلی نظیر آلاینده‌گی، سمی بودن پیشران، دشواری در نگهداری و ذخیره‌سازی بلندمدت و قیمت، باعث شد تا پیشران هیدرازین از کانون توجهات خارج شده و نگاه‌ها به سمت پیشران‌های سبز معطوف گردد. در این مقاله، یک سامانه پیشران تک پیشران‌های سبز با نیروی پیشران یک نیوتن و با دیدگاه سیستمی برای یک ماهواره مکعبی طراحی و تحلیل شده است. با معلوم شدن بهترین گزینه‌های طراحی و با توجه به نتایج مطالعه آماری، به طراحی رانشگر و اعتبارسنجی بخش‌های مهم و بحرانی طراحی به وسیله تحلیل و شبیه‌سازی عددی پرداخته شده است. مأموریت در نظر گرفته شده برای رانشگر این ماهواره، مانور مداری برای دستیابی به یک مدار مشخص می‌باشد. در پایان نیز الگوی طراحی برای رانشگرهای سبز در قالب فضایی ارائه شده است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۷ شهریور ۱۴۰۴
بازنگری ۰۸ مهر ۱۴۰۴
پذیرش ۱۵ مهر ۱۴۰۴
اولین انتشار ۲۱ مهر ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

رانشگر تک پیشران
ماهواره مکعبی
پیشران سبز
کاتالیست
طراحی سیستمی

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: ali.madadi@aut.ac.ir

How to Cite this Article:

A. Sharifat, A. Madadi, and S. A. Jalali Chimeh, "Study of a design algorithm for mono-propellant thruster with green fuel for use in satellite attitude control module," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 3, pp. 61-73, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1594>.

COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Published by ARI This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



فهرست علائم

| | |
|------------|-----------------------------|
| A | سطح مقطع |
| Ae | مساحت خروجی نازل |
| At | مساحت گلوگاه نازل |
| CBL | بار بستر کاتالیست |
| C | سرعت مؤثر |
| c* | سرعت مشخصه |
| Cc | بستر کاتالیست |
| D' | نسبت قطر بستر به قطر گرانول |
| E | میانگین کسر خالی |
| F | رانش |
| Fall | تنش مجاز ماده |
| Isp | ضربه ویژه |
| L* | طول مشخصه |
| LN | طول واگرای نازل |
| m | دبی جرمی |
| Mi | جرم اولیه ماهواره |
| P | چگالی |
| PV | فشار بخار |
| P | فشار |
| Pb | فشار انفجار |
| R | شعاع |
| Ru | شعاع طولی گلوگاه |
| r' | مختصات بدون بعد |
| Th | ضخامت |
| TF | دمای انجماد |
| V | حجم/سرعت |
| Δv | سرعت مورد نیاز |

مقدمه

استفاده از رانشگرهای تک مولفه‌ای در ماهواره‌ها و بلوک‌های انتقال مداری سابقه طولانی دارد و به دلیل پیچیدگی کمتر نسبت به تراسترهای دو مولفه شیمیایی و یا الکتریکی عمدتاً محبوبیت بیشتری دارند. این رانشگر ساختار مداری پیچیده‌ای ندارند و به صورت کلی میتوان گفت که یک شیر سلونئیدی با استفاده از فرمان‌های قطع و وصل ارسالی از کامپیوتر سامانه تزریق پیشرانه

را از مخازن نگهداشت به محفظه و بستر کاتالیست را برعهده دارد، تا پس از فرآیند تجزیه نیروی پیشران مورد نیاز تولید شود [۱]. محدوده وسیعی از پیشرانه‌های مورد استفاده قرار گرفته است اما پرمصرف‌ترین آن‌ها تا کنون هیدرازین و مشتقات آن می‌باشد. این گونه از پیشرانه‌ها در کنار سطح انرژی مناسبی که دارند و اینکه در شرایط دمایی محیطی به صورت مایع در دسترس هستند به عنوان مواد سمی و سرطان‌زا نیز شناخته می‌شود که این مورد منجر به ایجاد دستورالعمل‌های پیچیده ایمنی و برای کار با این پیشرانه شده است [۲]. یکی دیگر از مولفه‌های پرمصرف در تراسترها مولفه پراکسید هیدروژن می‌باشد که از سال ۱۹۳۸ به عنوان با سابقه‌ترین پیشرانه سبز در کاربردهای مختلف فضایی استفاده شده است. هیدروژن پراکسید با غلظت‌های بسیار بالا مانند ۹۸ درصد برای استفاده در رانشگرهای فضایی کاربرد دارد [۳]. نیتروزاکسید به عنوان یکی دیگر از پیشرانه‌های سبز معرفی شده در انواع رانشگرهای گاز سرد، دوپیشرانه و تک‌پیشرانه کاربرد دارد. نیتروزاکسید با فشار بخار بالای خود سامانه‌های تامین فشار را از بین برده و آن‌را در بین پیشرانه‌های سبز مناسب برای برنامه‌های فضایی قرار می‌دهد [۴]. مقایسه‌ای بین رانشگرهای تک‌پیشرانه هیدرازین، هیدروژن پراکسید و نیتروزاکسید در جدول ۱ نشان داده شده است [۵].

جدول ۱ - مقایسه بین رانشگرهای تک پیشرانه هیدرازین، هیدروژن پراکسید و نیتروزاکسید.

Table 1. Comparison between Monopropellant thruster propellants.

| Parameter | Hydrazine | H2O2 | MON |
|------------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|------------------|
| Chemical formula | N ₂ H ₄ | H ₂ O ₂ | N ₂ O |
| Theoretical specific impulse [sec] | 245 | 179 | 206 |
| Density [kg/m ³] | 1004 | 1347 | 745 |
| Vapor pressure [bar] | 0.021 | 0.0034 | 50.8 |
| Storage temperature limits [C] | 9~40 | -7~38 | -30~60 |
| Safety complications | Carcinogenic | Irritating | Non-toxic |

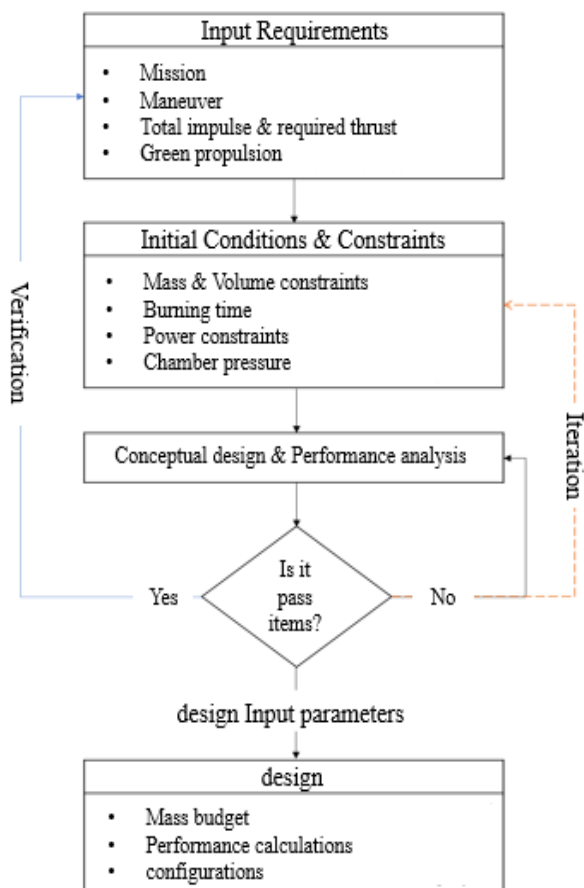
تک پیشرانه بر پایه‌ی هیدروکسیل آمونیوم نیترات یک ترکیب جدید، مصنوعی و ماده‌ای غنی از اکسیژن است که با هیدروژن و نیتروژن (مواد تشکیل دهنده سوخت) ترکیب شده است و به طور خلاصه HAN نامیده می‌شود. مزیتی که نسبت به سایر پیشرانه‌های سبز مدرن دارد آزمایش و تست آن در فضا بر روی رانشگرهای ۱ نیوتن و ۲۲ نیوتن است [۶]. آمونیوم دی نیترامد به طور خلاصه ADN یک نمک پر انرژی غیر ارگانیک توسط آژانس دفاعی سوئد به عنوان بهترین جایگزین هیدرازین معرفی شده است. مزیتی که نسبت به سایر پیشرانه‌های سبز مدرن دارد دمای احتراق پایین آن است، که امکان

الگوریتم طراحی

الگوریتم طراحی مسیر دستیابی به محصول با توجه به الزامات و قیود سطح بالا است.

الگوریتم‌هایی که برای طراحی ارائه می‌شوند، چرخه‌های همگرا شونده به نقطه طراحی ایده‌آل هستند که مصرف‌کننده با توجه به نیاز خود به دفعات آن را تکرار می‌کند؛ در الگوریتم‌های تکرارشونده خروجی هر چرخه ورودی چرخه بعدی را تأمین می‌کند. روند نمای طراحی رانشگر سبز در شکل‌های ۱ و ۲ ارائه شده است [۸].

با تحلیل مداری حداقل شتاب مورد نیاز فضاپیما برای رسیدن به مدار ماموریت که منجر به محاسبه کل نیروی تراست است، تعیین می‌شود. شکل ۳ رابطه بین شتاب و جرم پر فضاپیما را برای رانش کل نشان داده شده مشخص می‌کند [۹]. با استفاده جرم پر ۲۴ کیلوگرمی فضاپیما، شتاب محاسبه شده ۰/۱۶ متر بر مجذور ثانیه است و منجر به رانش کل حالت پایدار ۴ نیوتن می‌شود (معادل ۴ تراست ۱ نیوتنی در جهات مختلف)



شکل ۱- فلوچارت استراتژی طراحی رانشگر تک پیشرانده سبز.

استفاده از مواد و متریالی با نقطه ذوب پایین‌تر و طراحی ساده‌تر برای توسعه یک رانشگر را فراهم می‌کند [۷].

در این مقاله، هدف ایجاد زیرساختی مناسب برای طراحی و تحلیل شرایط عملکردی رانشگرهای تک پیشرانده با پیشرانده سبز می‌باشد. پس از ارائه یک الگوریتم کاری برای طراحی سیستمی سامانه تراست شامل المان‌های محفظه و بستر کاتالیست، کاتالیست، نازل، انژکتور به بررسی جرمی و انرژی یک سامانه تراست در قالب یک ماموریت مشخص پرداخته می‌شود و در خصوص نتایج آن بحث می‌گردد و در انتها مشخصات تراست طراحی شده ارائه می‌گردد.

تعریف مسئله و فرضیات اولیه

هدف از این پژوهش ارائه یک الگوریتم طراحی برای یک تراست تک مولفه با پیشران سبز به‌عنوان ماژول کنترل وضعیت ماهواره می‌باشد. بدین‌منظور با ارائه الگوریتم طراحی و در نظر گرفتن پارامترها و موضوعات، چپش مناسب آن‌ها در قالب مدل‌سازی اجزای رانشگر طراحی مناسب برای یک سامانه پیشران جهت استفاده در یک سامانه فضایی تدوین شده است. به‌طور اساسی مواردی که برای زیرسیستم پیشران ماهواره مشمول مصالحه قرار می‌گیرند عبارت‌اند از: نوع سیستم تغذیه، نوع گاز فشرده‌گذاری، پیکربندی کاتالیست، نوع انژکتور، جنس بدنه رانشگر، جنس و هندسه مخازن.

در ادامه به ارائه فرضیات و موارد انتخاب شده پرداخته می‌شود. در ابتدا از یک سامانه پیشران با سامانه فشارگذاری Regulated استفاده شده است. به‌منظور فشارگذاری برای سیال مورد استفاده از گاز نیتروژن استفاده شده است، انژکتور به‌صورت یک اریفیس ساده در نظر گرفته شده است تا وظیفه پاشش پیشرانده روی کاتالیست را مدل نماید، برای بدنه تراست ماده و مشخصات متریال رونیوم در نظر گرفته شده است، برای مخازن پیشرانده و گاز فشارنده از مخازنی با جنس و هندسه کروی در وهله اول در نظر گرفته شده است. در بخش کاتالیست پیکربندی گرانولی برای بستر کاتالیست فرض شده است و برای ایجاد اطلاعات اولیه جهت طراحی سامانه پیشران یک ماموریت فرضی در نظر گرفته شده است که عبارتست از ارسال یک ماهواره ۲۴ کیلوگرمی به مدار مشخص که نیازمند اختلاف سرعت ۲۶۹/۵ متر بر ثانیه می‌باشد. موارد دیگر به‌عنوان فرضیات و پارامترهای اولیه عبارتند از:

- جرم کل فضاپیما ۲۴ کیلوگرم
- سرعت مورد نیاز ۲۶۹/۵ متر بر ثانیه
- ضربه ویژه ۲۵۰ ثانیه
- تراست ۱ نیوتن
- فشار محفظه احتراق ۲۰ بار

Fig. 1. Green monopropellant thruster design strategy flowchart.

مطالعات آماری و مقادیر ضربه‌های ویژه، تخمین حجمی از پیشرانه که برای مأموریت لازم است، برآورده می‌شود.

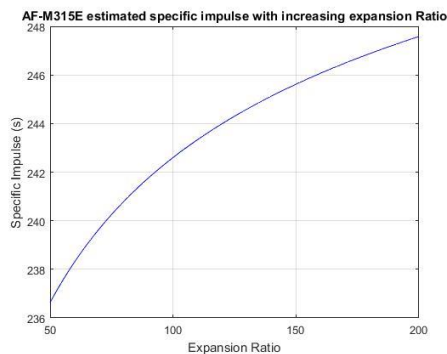
جدول ۲- خصوصیات فیزیکی، عملکردی و ترموشیمیایی گزینه های مبتنی بر ADN و HAN.

Table 2. Physical, functional and thermochemical properties of ADN and HAN-based alternatives.

| Parameter | AF-M315E | FLP-106 |
|--|----------|---------|
| Density [g/cm ³] | 1.47 | 1.357 |
| Specific Isp [sec] | 266 | 255 |
| Density of Isp [g.sec/m ³] | 390 | 346 |
| Flame temp Tc [K] | 2166 | 2095 |
| Freeze temp Tf | <-22 | 0 |
| Viscosity[mPas] | 25 | 3.7 |
| vapor pressure [kpa] | 140 | 21 |
| heritage | GPIM | - |

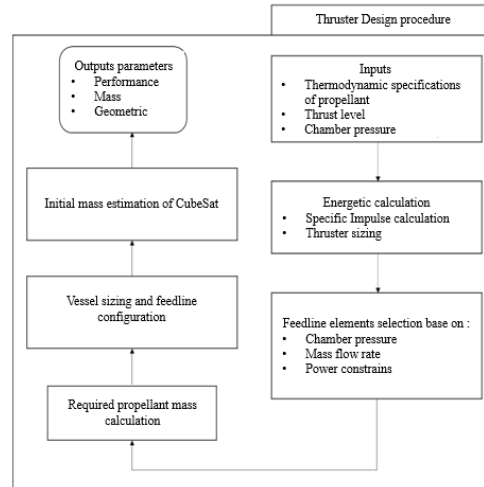
$$V_p = \frac{M_i}{\rho} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{I_{sp} g}\right) \right] \quad (1)$$

برای FLP-106 و شرایط اولیه تعریف شده توسط الزامات سیستم پیشران، حجم پیشرانه فقط بین ۲/۰۶ تا ۲/۱۶ U (واحد استاندارد ماهواره مکعبی) متغیر است. برای AFM-315E و شرایط اولیه تعریف شده توسط الزامات سیستم پیشران، حجم پیشرانه فقط بین ۱/۸۷ تا ۱/۹۶ U (واحد استاندارد ماهواره مکعبی) متغیر است. همانطور که انتظار می‌رفت، AFM-315E به دلیل چگالی و چگالی ضربه ویژه بالاتر از FLP-106 هم از نظر تولید ضربه ویژه و هم از نظر حجم قابل حمل روی ماهواره بهتر عمل می‌کند. در شکل ۴ افزایش ضربه ویژه بر حسب نسبت‌های انبساط مختلف نشان داده شده است. در شکل ۵ نیز تغییرات حجم کل پیشرانه بر حسب ضربه ویژه ارائه شده است.



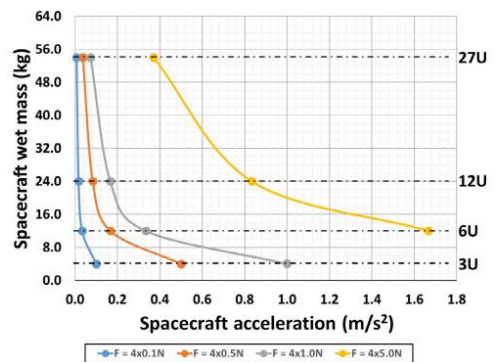
شکل ۴- افزایش ضربه ویژه ویژه AFM-315E در نسبت‌های انبساط مختلف.

Fig. 4. AFM-315E specific impulse increase at different expansion ratios.



شکل ۲- فلوچارت طراحی اولیه رانشگر.

Fig. 2. Flowchart of the thruster design.



شکل ۳- شتاب فضاپیما برای کلاس‌های مختلف ماهواره مکعبی.

Fig. 3. Spacecraft acceleration for different CubeSat classes.

انتخاب پیشرانه

پیشرانه‌های مبتنی بر ADN و HAN بسیار پرانرژی هستند و بنابراین آنتالپی بسیار بیشتری را در محفظه احتراق آزاد می‌کنند. دو گزینه پیشرانه که پس از مصالحه اولیه در دسترس باقی می‌ماند AFM-315E و FLP-106 هستند. خواص فیزیکی و عملکردی ۲ کاندید پیشرانه سبز در جدول ۲ نشان داده و مقایسه شده است [۱۰]. در شرایط خلاء و با استفاده از خروجی‌های نرم‌افزار RPA، امکان مقایسه آسان‌تر بین دو پیشرانه با تطبیق عملکرد در هر مقدار فشار محفظه یا نسبت انبساط فراهم می‌شود و تنها به مقادیر عملکرد پیشرانه به‌دست‌آمده توسط مقالات متکی نخواهد بود. فشار محفظه PC روی ۲ مگاپاسکال تنظیم شده است و نسبت انبساط بین ۵۰ تا ۲۰۰ متغیر است با کارگیری رابطه ۱ فرآیند انتخاب پیشرانه تکمیل گردید [۱۱]. با استفاده از معادله ۱، Mi جرم اولیه ماهواره، بودجه میزان اختلاف سرعت مورد نیاز از

می‌شود، تحت عنوان بارگذاری بستر کاتالیست (Catalyst Bed Loading) می‌شود. مقدار شار جرم تک پیشرانه بر واحد سطح کاتالیست را نمایش می‌دهد. در نهایت بار یا ظرفیت بستر کاتالیست، قطر محفظه یک رانشگر را برای دبی جرمی جریان ثابت می‌کند که می‌توان آن را به صورت رابطه ۶ بیان کرد:

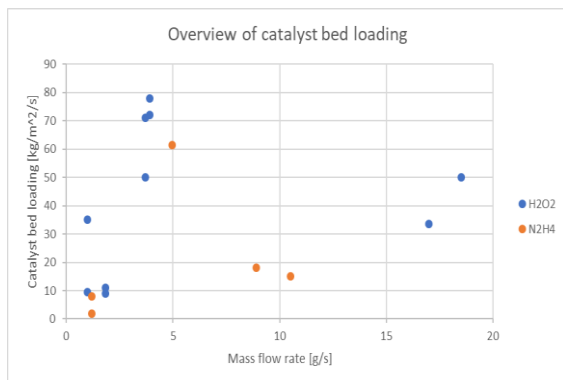
$$A_c = \frac{\dot{m}}{CBL} \quad (6)$$

در شکل شماره ۶ نشان داده شده است برای رانشگرهای هیدروژن پراکسید و هیدرازینی، وقتی که دبی جرمی زیر 2 g/s باشد، بارگذاری بستر کاتالیست برای نقاط عملیاتی رانشگرهای موجود زیر 20 kg/s/m² است [۱۳]. در اینجا بار بستر 20 kg/s/m² انتخاب شده است. هنگامی که محل قرارگیری گلوگاه پیدا شد، از طول مشخصه (L*) برای تکمیل طراحی محفظه احتراق استفاده می‌شود.

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (7)$$

$$V_c = A_c L_c + \frac{1}{3} L_{con} A_c \left(1 + \frac{A_t}{A_c} + \sqrt{\frac{A_t}{A_c}} \right) \quad (8)$$

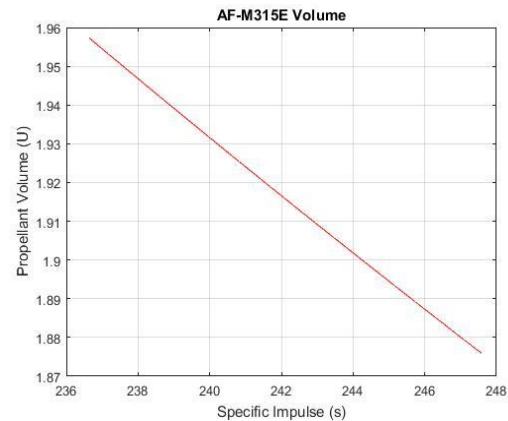
$$(R_c - R_t) = L_{con} \tan \beta \quad (9)$$



شکل ۶- بار بستر کاتالیست برای رانشگرهای هیدروژن پراکسید و هیدرازینی.

Fig. 6. Catalyst bed loading for hydrogen peroxide and hydrazine propellants.

برای سیستم‌های تک پیشرانه طول مشخصه محفظه بین ۰/۵ تا ۲ متر متغیر باشد [۱۴]. به عنوان پارامتر طراحی، مقدار ۱/۵ متر انتخاب می‌شود. این مقدار با استفاده از بررسی آماری نمونه مشابه در یک رانشگر مبتنی بر ADN انتخاب شده است [۱۵]. در روابط فوق؛ Lc و Lcon مربوط به قسمت استوانه‌ای و قسمت انقباض هستند. زاویه β روی ۳۰ درجه تنظیم می‌شود (شکل ۷) [۱۴]. معادله ۱۰ برای به دست آوردن



شکل ۵- حجم مصرفی AFM-315E با ضربه‌های ویژه متفاوت (با جرم اولیه فضاپیما ۲۴ کیلوگرم).

Fig. 5. AFM-315E consumption volume with different specific impulse (with an initial spacecraft mass of 24 kg).

طراحی نازل و محفظه احتراق

روند طراحی با طراحی نازل آغاز می‌شود. زاویه ۳۰ درجه یک مقدار معمولی برای نیم زاویه همگرا است و بنابراین برای این طرح انتخاب شده است. علاوه بر این، نیم زاویه انبساط باعث تلفات در میزان رانش واقعی می‌شود. از این رو، زوایای کوچکتر، به مقدار رانش واقعی بالاتر اما نازل طولانی‌تر و سنگین‌تر منجر می‌شود. در مراجع، مقادیر نیم زاویه متفاوتی را بین ۱۲ و ۱۸ درجه پیشنهاد می‌کند. لذا مقدار وسط این محدوده، ۱۵ درجه انتخاب شده است. برای مدل‌سازی نازل از روابط شماره ۲ تا شماره ۵ استفاده می‌شود [۱۲].

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \theta_{div}) = \frac{ActualThrust}{IdealThrust} \quad (2)$$

$$\dot{m} = \frac{F}{\lambda c} \quad (3)$$

$$A_t = \frac{\dot{m} c^*}{P_c} \quad (4)$$

$$A_e = \varepsilon_E \times A_t \quad (5)$$

در روابط فوق؛ λ راندمان نازل نامیده می‌شود که در واقع نمایش ریاضی تلفات جریان در یک نازل است، c* سرعت مشخصه، divθ نیم زاویه واگرایی، F نیروی رانش، Ae مساحت خروجی نازل، At مساحت گلوگاه نازل، ε نسبت انبساط و ṁ دبی جرمی می‌باشد. سرعت موثر خروجی با c نمایش داده می‌گردد که برای یک انبساط کامل در نازل برابر با همان سرعت واقعی خروجی خواهد بود. برای تعیین طول نازل، مساحت و قطر محفظه ضروری است که تعیین شود. برای مساحت، پارامتر دیگری تعریف

جدول ۳- خروجی‌های طراحی نازل و محفظه.

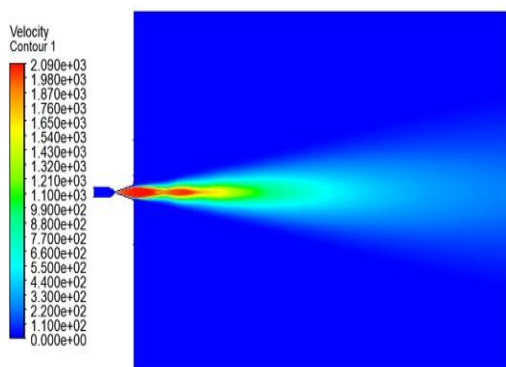
Table 3. Nozzle and chamber design outputs.

| Parameter | Value |
|----------------------------------|--------|
| Throat diameter [mm] | 0.5839 |
| Nozzle exit diameter[mm] | 8.25 |
| Expansion ratio | 104.27 |
| Chamber diameter[mm] | 5.96 |
| Characteristic length[mm] | 1.5 |
| Chamber volume[mm ³] | 353.66 |
| cylindrical section | 12.66 |
| Contraction length[mm] | 4.65 |
| Chamber length[mm] | 17.32 |
| Divergent length[mm] | 14.35 |
| Thruster length[mm] | 31.68 |

جدول ۴- اطلاعات پیش‌پردازش نازل طراحی شده.

Table 4. Nozzle and chamber design outputs.

| | |
|---------------------|------------------------------------|
| Models | Energy : on |
| | Turbulence model : k- ω SST |
| Material definition | Density : ideal gas |
| | 1.21: γ |
| Boundary conditions | Inlet pressure : 20 bar |
| | Inlet temp : 2296 K |
| | Ambient pressure : 0 bar |
| | Outlet pressure : 0.01 bar |
| | Outlet temp : 300 K |

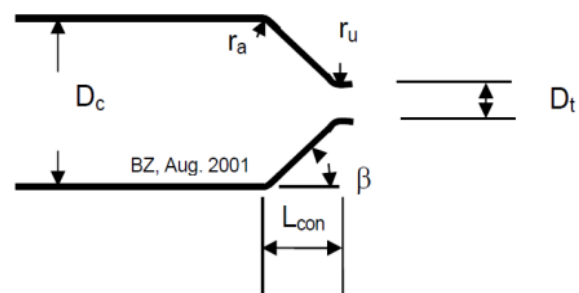


شکل ۹- کانتور سرعت سیال خروجی از نازل

Fig. 9. Nozzle outlet fluid velocity contour.

طول واگرا نازل اتخاذ می‌شود که در آن Ru با نام شعاع طولی گلوگاه بین 0.5 تا $1/5$ برابر شعاع گلوگاه است [۱۴].

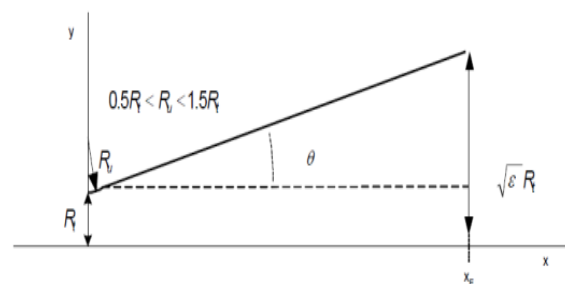
$$L_N = \frac{(\sqrt{\varepsilon_E} - 1) \cdot R_t + R_u \cdot (1/\cos \theta - 1)}{\tan \theta} \quad (10)$$



شکل ۷- بخش استوانه‌ای و بخش انقباض محفظه.

Fig. 7. Cylindrical section and chamber contraction section.

در طرح مورد استفاده مقدار Ru با Rt برابر در نظر گرفته شده است و مقدار نیم زاویه انبساط 15° ، θ درجه در نظر گرفته شده است که شکل نهایی در شکل شماره ۸ نمایش داده شده است.



شکل ۸- نمای کلی نازل مخروطی.

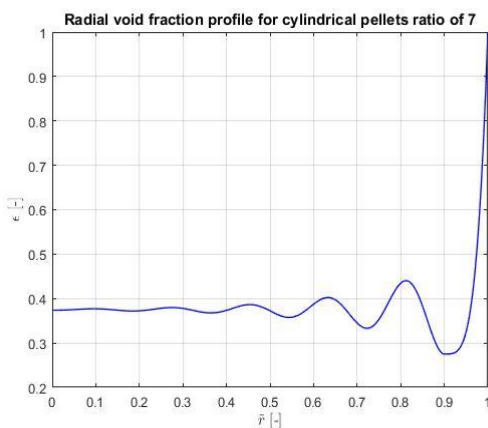
Fig. 8. Overview of the conical nozzle.

اعتبارسنجی طراحی نازل

برای اعتبارسنجی عملکرد طرح، از شبیه‌سازی عددی استفاده می‌شود. بدین منظور، جریان تراکم‌پذیر سیال، داخل نازل در شرایط محیط خلاء، توسط نرم‌افزار fluent 2021 R2 شبیه‌سازی می‌شود. هندسه نازل مطابق اطلاعات جدول ۳ در نظر گرفته می‌شود. فرضیات حل مسئله در جدول ۴ ارائه شده است. برای مش‌بندی دامنه حل از نوع مش استفاده می‌شود و با در نظر گرفتن پارامتر مقدار رانش سعی می‌شود تا به پاسخی که از تعداد مش مستقل است رسیده شود. کانتورهای مربوط به سرعت سیال در شکل ۹ قابل مشاهده است.

طراحی گرانول‌های بستر کاتالیست

مقدار قطر یک کره معادل با حجم گرانول استوانه‌ای است. در معادلات بالا میانگین کسر خالی برای گرانول‌ها، با افزایش D ، کاهش می‌یابد. به این معنی که اگر قطر ساچمه‌ها نسبت به قطر بستر بسیار کوچک‌تر باشد، ساچمه‌ها با پوشاندن بیشتر سطح مقطع موجود، خود را مرتب می‌کنند. بدین ترتیب، مطابق شکل ۱۱ نوسانات کسر خالی به صورت شعاعی کمتر می‌شود. از آنجایی که افت فشار در بستر کاتالیست به کسر خالی پروفیل بستگی دارد، بنابراین باید تا حد امکان ثابت باشد تا مسیرهای ترجیحی در بستر کاتالیست فراهم نشود. مقدار ۲۰ درصد فشار محفظه، برای افت فشار به‌عنوان مقدار افت فشار مورد انتظار استفاده می‌شود [۱۴].



شکل ۱۱- کسر خالی شعاعی برای گرانول‌های استوانه‌ای با نسبت قطر ۰/۷.

Fig. 11. Radial void fraction for cylindrical granules with aspect ratio 0/7.

انژکتور

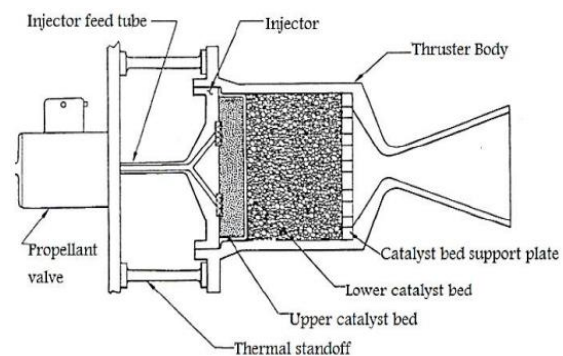
افت فشار انژکتور را می‌توان به‌جهت اتمیزاسیون پیش‌رانه و جلوگیری از ناپایداری محفظه به‌عنوان ۲۰ درصد فشار محفظه تخمین زد [۱]. با توجه به فرض طراحی ۲۰ بار برای فشار محفظه، افت فشار در انژکتور معادل ۴ بار در نظر گرفته می‌شود. مساحت اریفیس انژکتور و سرعت تزریق از روابط زیر حاصل می‌شود [۱۸].

$$A_{hole, inj} = \frac{\dot{m}}{N_{inj} C_{d, inj}} \times \sqrt{\frac{1}{2\Delta P_{inj} \cdot \rho_{prop}}} \quad (15)$$

$$V_{inj} = C_{d, inj} \times \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_{prop}}} \quad (16)$$

در روابط فوق؛ $A_{hole, inj}$ مساحت یک سوراخ صفحه، $C_{d, inj}$ ضریب تخلیه انژکتور و V_{inj} سرعت سیال خروجی از انژکتور می‌باشد که با افت فشار ۴ بار برابر با ۰/۷ می‌باشد و ρ_{prop} چگالی پیش‌رانه است.

طراحی گرانول‌های کاتالیست یکی از مهم‌ترین بخش‌های طراحی می‌باشد چراکه کیفیت مربوط به تجزیه پیش‌رانه و نیز انرژی در دسترس برای نیروی تراست را به‌صورت مستقیم تحت‌الشعاع قرار می‌دهد. مطابق شکل ۱۰ پس از عبور از انژکتور، جریان پیش‌رانه به‌طور یکنواخت روی بستر کاتالیست پخش می‌شود که در آن‌جا با مواد بستر شروع به واکنش تجزیه کرده و دمای آن افزایش می‌یابد [۱۴]. در داخل بسترهای گرانولی، امکان مدل‌سازی و پیش‌بینی ترتیب کلی ساچمه‌های داخل بستر و در نتیجه تخمین کسر خالی در مختصات شعاعی وجود دارد. کسر خالی به‌صورت نسبت بین حجم فضای خالی داخل بستر و حجم کل بستر تعریف می‌شود [۱۶]. ارزیابی پروفیل‌های کسر خالی در طول شعاع بستر کاتالیست برای درک و ایجاد مصالحه در انتخاب هندسه و ابعاد ساچمه‌ها بسیار مهم است.



شکل ۱۰- اجزای رانشگر تک پیش‌رانه با بستر کاتالیست (قسمت هاشور خورده).

Fig. 10. Monopropellant thruster with catalyst bed (hatched part).

یک مدل مفید برای این منظور توسط بی (Bay) و اینگنبرگر (Eigenberger) ابداع شد. روابطی که در این تجزیه و تحلیل به‌کار می‌روند عبارتند از [۱۷]:

$$D' = \frac{D_{bed}}{D_{pellet}} \quad (11)$$

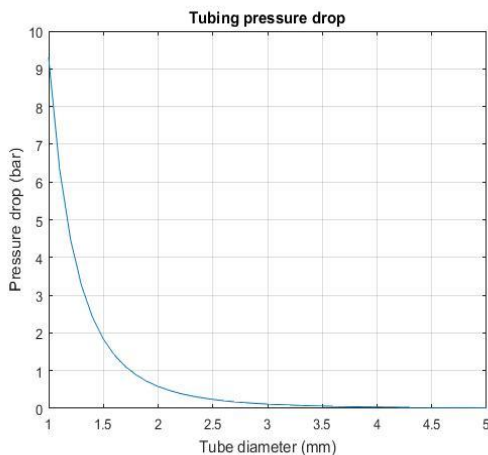
$$r' = \frac{r_{coord}}{r_{bed}} \quad (12)$$

$$\varepsilon = 0.36 + 0.1 \frac{D_{ps}}{D_{bed}} + 0.7 \left(\frac{D_{ps}}{D_{bed}} \right) \quad (13)$$

$$D_{ps} = \sqrt[3]{\frac{3}{2} D_p^2 L_p} \quad (14)$$

در روابط فوق؛ D' نسبت بین قطر بستر و قطر گرانول‌ها، r' مختصات شعاعی بدون بعد، ε میانگین کسر فضای خالی، D_{bed} قطر محفظه و D_{ps}

می‌باشند. همان‌طور که از شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، اگر قطر لوله خیلی کوچک باشد، افت فشار می‌تواند بسیار زیاد شود.



شکل ۱۳- تخمین افت فشار در لوله برای قطرهای مختلف.

Fig. 13. Estimating pressure drop in pipes for different diameters.

طراحی مخزن پیشرانه

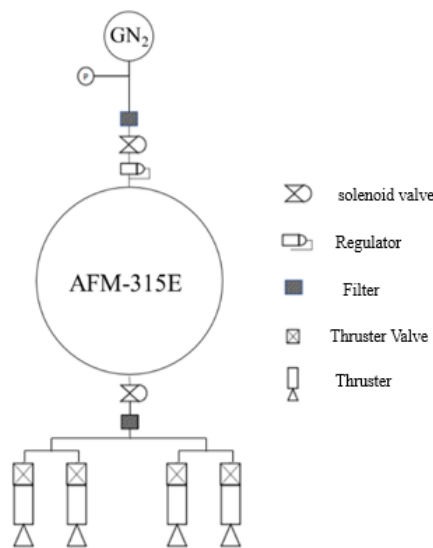
مخزن پیشرانه به منظور نگهداری و پیشرانه مورد نیاز ماموریت در نظر گرفته می‌شود که با توجه به محدودیت‌های ابعادی و جرمی در دو مدل استوانه‌ای و کروی می‌توان طراحی کرد. با توجه به ملاحظات مرکز جرم سامانه در چیدمان و مونتاژ در مرحله اول مخزن کروی در نظر گرفته می‌شود، اولین گام در طراحی تخمین حجم مخزن و محاسبه شعاع مورد نیاز است برای این کار حجم مخزن را برابر با حجم پیشرانه به اضافه ۱۰ درصد گارانتی به منظور حجم اضافی برای فضای مورد نیاز سامانه فشارگذاری در نظر گرفته می‌شود [۱۹]. پیکربندی مخزن سوخت با حداکثر قطر مجاز محدود می‌شود. اگر مخزن کروی نتواند حجم مورد نیاز را تامین کند، مخزن استوانه‌ای با حداکثر قطر مجاز و طول مناسب در نظر گرفته می‌شود. در اینجا حداکثر قطر مجاز بر اساس الزامات بالادستی و هندسی در نظر گرفته می‌شود. روابط زیر روش انتخاب پیکربندی مربوط به حجم مورد نیاز را ارائه می‌دهد:

$$\text{if } \dots V_{\text{tank}} \leq \frac{4\pi R_{\text{max}}^3}{3} \Rightarrow R_{\text{tank}} = \sqrt{\frac{3V_{\text{tank}}}{4\pi}} \quad (19)$$

$$\text{if } \dots V_{\text{tank}} > \frac{4\pi R_{\text{max}}^3}{3} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} R_{\text{tank}} = R_{\text{max}} \\ L_{\text{cyl}} = \frac{V_{\text{tank}} - \frac{4\pi R_{\text{max}}^3}{3}}{\pi R_{\text{max}}^2} \end{array} \right. \quad (20)$$

سیستم انتقال پیشرانه

المان‌های اصلی سیستم انتقال پیشرانه شامل شیرها، رگولاتورها و فیلترها می‌باشد. که با هدف انتقال پیشرانه با حداقل تلفات ممکن از نظر فشار، سرعت به کار گرفته می‌شوند. در شکل ۱۲ شمای کلی یک سامانه پیشرانش تک مولفه‌ای ارائه شده است. با توجه به افت فشار المان‌ها و مسیر فشار درون مخزن بالاتر از فشار طراحی محفظه باید باشد؛ بنابراین در طول مسیر از تنظیم کننده برای کاهش فشار مورد استفاده می‌گیرد. فیلتر برای خالص‌سازی پیشرانه از آلودگی‌های احتمالی درون لوله‌ها و جلوگیری از انتقال این ناخالصی‌ها به سمت تراستر استفاده می‌شود. شیر سلونوئیدی عمل قطع و وصل جریان سوخت به سمت محفظه را بر اساس یک دستور کنترلی امکان‌پذیر می‌کند. برای لوله‌کشی و اتصالات اگر قطر لوله خیلی کوچک باشد، افت فشار زیاد می‌شود. به همین دلیل تصمیم بر این است که قطر داخلی لوله حداقل ۳ میلی‌متر استفاده شود. جنس لوله و اتصالات از فولاد ضد زنگ که با پیشرانه سازگاری دارد، در نظر گرفته شده است. برای محاسبه افت فشار از روابط زیر استفاده می‌گردد.



شکل ۱۲- سیستم تک پیشرانه با پیشرانه سبز.

Fig. 12. Monopropellant thruster system with green propellant.

$$V_{\text{pipe}} = \frac{\dot{m}}{\rho_{\text{prop}} \times A_{\text{pipe}}} \quad (17)$$

$$\Delta P_{\text{pipe}} = f \frac{1}{2} \rho_{\text{prop}} \times V_{\text{pipe}}^2 \frac{L_{\text{pipe}}}{D_{\text{pipe}}} \quad (18)$$

در روابط فوق؛ V_{pipe} سرعت جریان در لوله، f ضریب اصطکاک، ΔP_{pipe} افت فشار و L_{pipe} و D_{pipe} به ترتیب طول و قطر لوله

طراحی مخزن گاز فشارنده

تغذیه ناشی از لوله و اتصالات، انژکتور و بستر کاتالیست می‌باشد. ضخامت مخازن کرووی یا استوانه‌ای و جرم آن‌ها از روابط زیر حاصل می‌گردد:

$$th_{cyl} = \frac{P_b \times R_{fuel}}{2 \times F_{all}} \quad (29)$$

$$th_{sph} = \frac{th_{cyl}}{2} \quad (30)$$

$$M_{tank} = \frac{4}{3} \pi \rho_{ti} \left((R_{tank} + th_{tank})^3 - R_{tank}^3 \right) \quad (31)$$

$$M_{tank} = \pi \rho_{ti} \left((R_{tank} + th_{tank})^2 - R_{tank}^2 \right) L_{cyl} \quad (32)$$

تحلیل نتایج

در جدول‌های ۵ الی ۸ خلاصه‌ای از طراحی و اطلاعات هندسی و جرمی سامانه تراستر مورد بررسی ارائه شده است. یک حاشیه امن ۱۰ درصد بر روی جرم خشک اضافه می‌شود تا سایر اجزاء مانند شیر شارژ و تخلیه و متعلقات در نظر گرفته شود. لازم به ذکر است جرم گاز فشارنده و جرم پیشرانه به دلیل حاشیه امن ۱۰ درصد برای سرعت مورد نیاز ماموریت، افزایش یافته است.

جدول ۵- بودجه جرمی سیستم پیشران.

Table 5. Propulsion system mass budget.

| Elements | Mass [g] |
|------------------------|----------|
| Propellant vessel | 132.02 |
| Pressurant vessel | 327.70 |
| Filter | 50 |
| Solenoid valve | 320 |
| Thruster valve | 340 |
| Piping | 152 |
| Thruster | 800 |
| Dry mass | 2121.7 |
| Total dry mass | 2334 |
| Pressurant mass | 144.43 |
| Propellant mass | 2757.7 |
| Propulsion system mass | 5236.1 |

مجموع جرم کل سیستم پیشران ۵/۲۳۶۱ کیلوگرم است. این بدان معناست که ۱۷/۶۶۶ کیلوگرم برای زیرسیستم‌ها و محموله باقی می‌ماند.

به منظور تامین فشار مخزن پیشرانه از سامانه فشارگذاری استفاده می‌شود که در ماهواره مکعبی به صورت ماژولار همراه با سامانه پیشران در نظر گرفته می‌شود و بسته به زمان مورد نیاز فشارگذاری ابعاد مخزن انتخاب می‌شود به عنوان مثال پیشرانه AFM-315E توسط یک سیستم تغذیه تحت فشار با استفاده از نیتروژن به عنوان گاز بی‌اثر تحت فشار قرار می‌گیرد. نیتروژن در مخزن دیگری ذخیره می‌شود و در حین عملیات به مخزن پیشران AFM-315E منتقل می‌شود تا فشار پیشرانه در مخزن برای انتقال به محفظه رانش ثابت بماند. به منظور کاهش جرم مرده و سازگاری با پیشرانه جنس مخزن از تیتانیوم است. فشار اولیه گاز فشارنده ۲۸ مگاپاسکال در ۳۳۳ کلوبین در نظر گرفته می‌شود [۲۰]. جرم نیتروژن و حجم مخزن به صورت یک الگوریتم تکراری محاسبه می‌شود [۱]. بدین صورت که فشار اولیه گاز فشارنده ثابت فرض می‌شود و در انتهای کارکرد سیستم پیشران باید فشار داخل مخزن نگه‌داری گاز پرفشار حداقل برابر با فشار مورد نیاز مخزن سوخت باشد. حجم اولیه مخزن با استفاده از روابط زیر حاصل می‌گردد.

$$V_{PG,2} = V_{PG,1} + V_{tank} \quad (21)$$

$$m_{PG} = \frac{V_{PG,2} \cdot P_{PG,2}}{R_{PG} \cdot T_{PG,2}} \quad (22)$$

$$V_{PG,1} = \frac{m_{PG} \cdot R_{PG} \cdot T_{PG}}{P_{PG,1}} \quad (23)$$

$$Error = \frac{V_{PG,1}^i - V_{PG,1}^{i-1}}{V_{PG,1}^{i-1}} \quad (24)$$

طراحی بدنه تراستر

فشار محفظه امکان به دست آوردن ضخامت دیواره را فراهم می‌کند. برای این طراحی فشار در نظر گرفته شده فشار طراحی ضرب در ضریب ایمنی می‌باشد که در اینجا این ضریب ۱/۵ در نظر گرفته می‌شود. حداقل ضخامت محفظه و جرم محفظه، نازل و بدنه رانشگر از روابط زیر به دست می‌آید:

$$th_{cc} = \frac{P_b \times R_c}{F_{all}} \quad (25)$$

$$M_{cc} = \pi \rho_{cc} th_{cc} 2R_c L_c + \pi \rho_{cc} th_{cc} L_{con} (R_c + R_t) \quad (26)$$

$$M_{nozzle} = \pi \rho_{cc} th_{cc} L_N (R_t + R_e) \quad (27)$$

$$M_{thruster} = M_{cc} + M_{nozzle} \quad (28)$$

فشار مخزن پیشرانه در شرایط عملیاتی، ضخامت دیواره مخزن را مشخص می‌کند و معادل فشار محفظه به اضافه تلفات فشار در مسیر

جدول ۶- پارامترهای هندسی سیستم پیشرانش.

Table 6. Propulsion system geometric parameters.

| Parameter | Value [mm] |
|-----------------------------|------------|
| Chamber diameter | 5.96 |
| Nozzle exit diameter | 8.25 |
| Throat Dia | 0.5839 |
| Propellant vessel radius | 78.97 |
| Pressurant vessel radius | 48.96 |
| Propellant vessel thickness | 0.3784 |
| Pressurant vessel thickness | 2.34 |
| Chamber thickness | 0.1645 |
| Thruster length | 31.77 |

جدول ۷- پارامترهای جرمی سیستم پیشرانش.

Table 7. Mass parameters of the propulsion system.

| parameter | Value [g] |
|----------------------------|-----------|
| Propellant vessel mass | 132 |
| Pressurant vessel mass | 327.70 |
| Thruster mass | 200 |
| Propulsion system dry mass | 2334 |
| Propulsion system mass | 5236 |

جدول ۸- پارامترهای عملکردی سیستم پیشرانش.

Table 8. Propulsion system performance parameters.

| Parameter | Value |
|----------------------------------|--------|
| Thrust [N] | 1 |
| Chamber pressure [bar] | 20 |
| Propellant vessel pressure [bar] | 200 |
| Specific impulse [sec] | 247.57 |
| Flow rate [g/s] | 0.4189 |

اثر جرم اولیه ماهواره

جرم مخزن و بودجه جرمی به دست آمده با اجرای مجدد طرح برای جرم‌های اولیه ماهواره ۱۶-۲۴-۳۲ کیلوگرم در جدول شماره ۹ مشخص

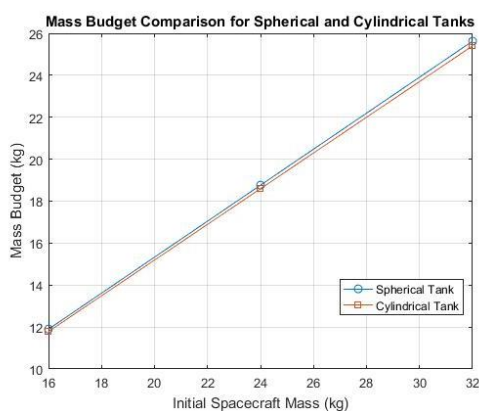
شده است. انتخاب مخزن استوانه‌ای باعث صرفه‌جویی در حجم بیشتری نسبت به گزینه کروی می‌شود لذا می‌توان پیشبینی کرد که اگر مخزن استوانه‌ای انتخاب شود، بودجه حجمی موجود برای همان جرم اولیه ماهواره بیشتر از مخزن کروی است، زیرا حجم مخزن کروی بیشتر است. شکل متفاوت مخزن بر بودجه جرم باقی مانده برای بقیه زیرسیستم‌ها و محموله تأثیر می‌گذارد، این مهم در شکل ۱۴ نشان داده شده است.

جدول ۹- جرم مخزن و بودجه جرمی به دست آمده با اجرای مجدد طرح.

Table 9. The mass of the reservoir and the mass budget obtained by re-executing the plan.

| Parameters | Initial Mass of CubeSat | | |
|--|-------------------------|----------|----------|
| | 32 kg | 24 kg | 16 kg |
| Propellant mass [g] | 3676.98 | 2557.73 | 1838.49 |
| Propellant vessel volume[cm ³] | 2501.34 | 1876 | 1250.67 |
| Spherical propellant vessel mass [g] | 176 | 132 | 88 |
| Spherical Pressurant vessel mass [g] | 436.94 | 327.70 | 218.47 |
| Available mass [g] | 25627.95 | 18763.91 | 11899.87 |
| Cylindrical propellant vessel [g] | 234.71 | 176 | 117.35 |
| Cylindrical Pressurant vessel mass [g] | 582.16 | 436.62 | 291 |
| Available mass [g] | 25403.66 | 18595.70 | 11787.73 |

اگر بودجه جرمی برای بقیه زیرسامانه‌های فضاپیما باید حداقل Mass Budget باشد، شکل ۱۴ را می‌توان برای تخمین جرم اولیه فضاپیما برای دو مورد هندسه مخزن استفاده کرد.



شکل ۱۴- بودجه جرمی در دسترس برای زیرسیستم‌های فضاپیما و محموله.

Fig. 14. Mass budget available for spacecraft and payload subsystems.

نتیجه گیری

الگوریتم طراحی یک سامانه تراستر سوخت سبز در این مقاله مورد بررسی قرار گرفت و یک سامانه تراستر به همراه متعلقات آن شامل مخازن و سامانه فشارگذاری مورد بررسی و طراحی در قالب یک ماموریت فرضی قرار گرفت این ماموریت نیازمند یک سامانه تراستر ۴ نیوتنی متشکل از ۴ عدد تراستر یک نیوتنی می باشد که برای ماهواره‌ای با وزن ۲۴ کیلوگرم، در نظر گرفته شده است. دو خانواده اصلی پیشرانه سبز یعنی ADN و HAN که از پیشران‌هایی هستند که از طریق تجزیه در بستر کاتالیستی انرژی مورد نیاز را آزاد می کنند و گازهای خروجی تولید می کنند که میزان ضربه ویژه بالایی را برای یک رانشگر فراهم می کنند. از نظر بررسی کارایی پیشرانه، با توجه حجم مورد نیاز برای ذخیره سازی پیشرانه در داخل ماهواره بسیار مهم است، پارامتر دیگری که در طول مصالحه در نظر گرفته می شود، چگالی ضربه ویژه است که تخمینی از تاثیر حجم بر روی سیستم پیشرانش را ارائه می دهد. مقایسه بر اساس داده های مقالات و شبیه سازی های ترموشیمیایی انجام شده که از بین ۲ پیشرانه در نظر گرفته شده، گزینه AFM-315E به عنوان بهترین عملکرد از نظر سابقه فضایی و ضربه ویژه و عملکرد حجمی یافت شده است. نتایج کلی در جداول ۵ الی ۸ به عنوان خروجی طراحی و الگوریتم ارائه شده است.

طبق الگوریتم پیشنهادی انتخاب شکل هندسی مخزن پیشرانه، بدون تأثیر شدید بر حجم کل سیستم پیشرانش، بسته به بودجه جرمی مورد نیاز برای بقیه زیرسیستم‌ها و محموله، ممکن است شکل مخزن متفاوتی ترجیح داده شود. به منظور کارکرد صحیح مجموعه، سیستم پیشرانش به دو فیلتر، دو شیر سلونوئیدی و ۴ شیر مخصوص برای هر رانشگر نیاز دارد. در نهایت بر اساس میزان بودجه جرمی تخمین زده شده برای سایر زیرسیستم‌ها و محموله، شکل متفاوت مخزن ممکن است بهتر نیازهای ماموریت را برآورده کند.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [3] A. Okninski *et al.*, "Development of green storable hybrid rocket propulsion technology using 98% hydrogen peroxide as oxidizer," *Aerospace*, vol. 8, no. 9, 2021, Art. no. 234, <https://doi.org/10.3390/aerospace8090234>.
- [4] J. R. Wallbank, P. A. Sermon, A. M. Baker, L. Courtney, and R. M. Sambrook, "Nitrous oxide as a green monopropellant for small satellites," in *2th Conference on Green Propellants for Space Propulsion*, Cagliari, Sardinia, Italy, 2004.
- [5] Z. Vadim and L. Li, "Propulsion challenges for small spacecraft: 2005," *Tsinghua Science and Technology*, vol. 11, no. 5, pp. 507-514, 2006, [https://doi.org/10.1016/S1007-0214\(06\)70227-9](https://doi.org/10.1016/S1007-0214(06)70227-9).
- [6] R. Masse, J. Overly, M. Allen, and R. A. Spores, "A new state-of-the-art in Af-M315E thruster technologies," in *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Atlanta, Georgia, 2012, Paper AIAA2012-4335, <https://doi.org/10.2514/6.2012-4335>.
- [7] N. Wingborg, A. Larsson, M. Elfsberg, and P. Appelgren, "Characterization and ignition of ADN-based liquid monopropellants," in *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, 2005, Paper AIAA 2005-4468, <https://doi.org/10.2514/6.2005-4468>.
- [8] A. E. S. Nosseir, A. Cervone, and A. Pasini, "Modular impulsive green monopropellant propulsion system (MIMPS-G): For CubeSats in LEO and to the Moon," *Aerospace*, vol. 8, no. 6, 2021, Art. no. 169, <https://doi.org/10.3390/aerospace8060169>.
- [9] K. I. Parker and D. C. Folta, "15- Propulsion system," in *Cubesat Handbook, From Mission Design to Operations*, C. Cappelletti, S. Battistini, and B. K. Malphrus, Eds. Academic Press, 2020, pp. 283-301, <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-817884-3.00015-1>.
- [10] A. S. Gohardani *et al.*, "Green space propulsion: Opportunities and prospects," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 71, pp. 128-149, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.08.001>.
- [11] S. Krishnan, A. S. Hee, and L. C. Won, "Design and development of a hydrogen-peroxide rocket-engine facility," *Jurnal Mekanikal*, no. 30, pp. 24-36, 2010.
- [12] A. De Iaco Veris, *Fundamental Concepts of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Springer Cham, 2021, <https://doi.org/10.1007/978-3-030-54704-2>.
- [13] T. Franken, F. Valencia-Bel, B. V. S. Jyoti, and B. T. C. Zandbergen, "Design of a 1-N monopropellant thruster for testing of new hydrogen peroxide decomposition technologies," in *Aerospace Europe Conference*, Bordeaux, France, 2020, pp. 25-28.
- [14] B. T. C. Zandbergen, "Thermal rocket propulsion," (version 2.04), Delft University of Technology, 2010, AE4S01, Lecture Notes.
- [1] R. W. Humble, N. H. Gary, and W. J. L. Lardon, *Space Propulsion Analysis and Design*, 1rd ed. New York: McGraw-Hill, 2007.
- [2] M. Negri, "Replacement of hydrazine: Overview and first results of the H2020 project rheform," in *6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, Krakow, Poland, 2015.

- [18] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, 9th ed. John Wiley & Sons, 2016.
- [19] A. H. Adami, M. Mortazavi, and M. Nosratollahi, "Multidisciplinary design optimization of hydrogen peroxide monopropellant propulsion system using GA and SQP," *International Journal of Computer Applications*, vol. 113, no. 9, pp. 14-21, 2015, <https://doi.org/10.5120/19853-1774>.
- [20] J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, *Space Mission Engineering : the New SMAD*, Hawthorne, CA: Microcosm Press, 2011.
- [15] K. V. Mani, "Combined chemical-electric propulsion design and hybrid trajectories for stand-alone deep-space CubeSats," Ph.D. dissertation, Politecnico di Milano, Italy, 2020.
- [16] A. K. Coker, *Fortran Programs for Chemical Process Design, Analysis, and Simulation*, Houston: Gulf, 1995.
- [17] O. Bey and G. Eigenberger, "Fluid flow through catalyst filled tubes," *Chemical Engineering Science*, vol. 52, no. 8, pp. 1365-1376, 1997, [https://doi.org/10.1016/S0009-2509\(96\)00509-X](https://doi.org/10.1016/S0009-2509(96)00509-X).