



### Article Info

Received: 2021-2-27  
Accepted: 2021-6-27

### Keywords

System design, Resistojet, electrical propulsion, Orbital maneuver, Cube satellite.

### How to Cite this article

Javad Emami, et al., "System Design of Resistojet Thruster for Space Application", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 1 (1), p.: 36-52, 2021.

## System Design of Resistojet Thruster for Space Application

Javad Emami<sup>1</sup>, Seyed Mostafa Safavi Homami<sup>2</sup>,  
Ali Madadi<sup>\*,3</sup> and Seyed Alireza Jalali Chimeh<sup>4</sup>

1. Amirkabir University of Technology, m.javad.iran@gmail.com
  2. Department of Electrical Engineering, Amirkabir University of Technology, msafavi@aut.ac.ir
  3. Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, ali.madadi@aut.ac.ir
  4. a.r.jalali84@gmail.com
- \*Corresponding author

### Abstract

In complicated systems such as satellites, each subsystem's design can affect the design of the overall system. In the design procedure, the effect of each technology on the other components should be determined. Because of increasing in space trash, the propulsion subsystems are introduced to avoid collision in space. One of the methods to attain high altitude orbits is flight maneuvers using propulsion systems. Several types of propulsion systems are utilized in satellites. Resistojets can be employed as a low-cost propulsion systems for satellites because they do not use complicated technologies. In the present research, a resistojet propulsion system is designed for a CubeSat for the mission of orbital altitude reduction. The propellant is selected according to all properties. The design of the nozzle and the heater is also introduced, The overall layout of the system is presented and finally, an algorithm of electrical propulsion systems for a specified mission is proposed.



## دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۱، صفحه ۳۶-۵۲  
بهار و تابستان ۱۴۰۰

Available in:  
[Journal.isrc.ac.ir/article\\_137476.html](http://Journal.isrc.ac.ir/article_137476.html)

DOI:

10.22034/JSSTA.2021.275356.1015

## طراحی سیستمی یک رانشگر رزیستوچت برای کاربرد در فضا

محمدجواد امامی<sup>۱</sup>، سید مصطفی صفوی همامی<sup>۲</sup>، علی مددی<sup>۳\*</sup>، سید علیرضا جلالی چیمه<sup>۴</sup>

۱. کارشناسی ارشد هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر [m.javad.iran@gmail.com](mailto:m.javad.iran@gmail.com)

۲. دانشیار، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی برق، [msafavi@aut.ac.ir](mailto:msafavi@aut.ac.ir)

۳. \* استادیار، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، [ali.madadi@aut.ac.ir](mailto:ali.madadi@aut.ac.ir)

۴. [a.r.jalali84@gmail.com](mailto:a.r.jalali84@gmail.com)

### چکیده

در سامانه‌های بزرگ و پیچیده‌ای مانند ماهواره، طراحی یک زیرسیستم می‌تواند همه مشخصات ماهواره را تحت تأثیر قرار دهد و باید به‌طور همه‌جانبه اثرات طراحی بر سیستم بررسی شود. برای طراحی چنین زیرسیستمی لازم است اثرات هر انتخاب بر سایر بخش‌ها مورد بررسی قرار گیرد و طراحی به‌صورت چند متغیره انجام شود. با توجه به افزایش تعداد ماهواره‌ها و زباله‌های فضایی، زیرسیستم پیشران به‌عنوان راهکاری برای کاهش خطر برخورد در فضا مطرح است. همچنین یکی از راه‌های دستیابی به مدار با ارتفاع بالاتر، انجام مانور مداری با استفاده از رانشگر ماهواره، از مدار پارک است. به دلیل عدم نیاز به فناوری‌های پیچیده، رزیستوچت می‌تواند راهکار ارزان قیمت برای افزایش قابلیت مانور ماهواره‌هایی باشد که در کشور طراحی می‌شوند. در این پژوهش با دیدگاه سیستمی، زیرسیستم رانشگر از نوع رزیستوچت برای یک ماهواره مکعبی طراحی شده است. مأموریت در نظر گرفته شده برای رانشگر این ماهواره، مانور کاهش ارتفاع مداری است. در پایان نیز الگوی طراحی برای رانشگرهای الکتریکی پیشنهاد شده است.

### تاریخچه داوری

دریافت ۱۳۹۹/۱۲/۰۹

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۰۶

### واژه‌های کلیدی

فضا، رزیستوچت، رانشگر  
الکتریکی، مانور مداری، ماهواره  
مکعبی

### نحوه استناد به این مقاله

محمدجواد امامی و دیگران، "طراحی سیستمی یک رانشگر رزیستوچت برای کاربرد در فضا"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره اول، صفحات ۳۶-۵۲، ۱۴۰۰.

## ۱- مقدمه

به دلیل اهمیت ویژه‌ای که ماهواره‌های مکعبی در چرخه ارزش‌آفرینی فضایی دارند و همچنین آینده‌ای که برای استفاده از این ماهواره‌ها در مأموریت‌های مختلف متصور است، در این پژوهش تلاش شده است تا با استفاده از داده‌های جمع‌آوری شده از رانشگرهای موجود برای ماهواره‌های مکعبی، علاوه بر تولید نمودارهای عملکردی رانشگر با ضرایب مختلف طراحی، الگوریتمی برای طراحی مفهومی و دقیق ماهواره پیشنهاد شده است.

## ۲- مرور تاریخیچه استفاده از رزیستوجت

اولین کاربرد واقعی رانشگر رزیستوجت<sup>۲</sup> در یک ماهواره نظامی به نام ولا<sup>۳</sup> ثبت شده است که برای نظارت بر فعالیت‌های هسته‌ای شوروی توسط آمریکا پرتاب شد. این ماهواره در سال ۱۹۶۵ به فضا پرتاب شد و در ارتفاع ۱۵۰۰۰۰ کیلومتری زمین (تقریباً یک‌سوم فاصله زمین تا ماه) قرار گرفت. نحوه قرارگیری آن در موشک به صورت سری با ماهواره دیگری بود که پس از باز شدن فیرینگ<sup>۴</sup> از طریق یک مکانیسم انفجاری، دو ماهواره به فاصله ایمنی مورد نظر از یکدیگر می‌رسیدند. با وجود اینکه استفاده از رانشگرهای الکتریکی از سال ۱۹۶۵ آغاز شد، اما سال ۱۹۹۰ برای رانشگرهای فضایی سال تعیین‌کننده‌ای بود و در آن سال شرکت‌ها اقدامات مهمی را در زمینه عملیاتی کردن این فناوری انجام دادند. در این سال، شرکت لاکهید (لاکهید مارتین پیش از ادغام با شرکت مارتین) ماهواره مخابراتی را با رانشگر آرک‌جت<sup>۵</sup> برای حفظ موقعیت<sup>۶</sup> به مدار ارسال کرد که از هیدرازین به عنوان سوخت استفاده می‌کرد و هیوز اولین ماهواره تجاری دنیا با رانشگر یونی را در مدار قرار داد. در همین سال، شوروی فروپاشید و اطلاعات بسیار مهمی از فعالیت‌های صورت گرفته روی رانشگرهای الکتریکی در اختیار آمریکایی‌ها قرار گرفت؛ عمده این اطلاعات مربوط به رانشگرهای اثر هال بود که در آمریکا برای ساخت رانشگر مشابهی از آن‌ها استفاده شد.

در سال ۱۹۷۲، استالینگر<sup>۷</sup> طی تحقیقات مشابهی با بررسی جدیدترین فناوری‌های رانشگرهای الکتریکی فضایی، دورنمایی از رانشگرهایی که در آینده ظرفیت بالاتری برای کاربردهای فضایی دارند معرفی کرده است [۲].

ماهواره‌ها به دلیل اغتشاشات مداری ناشی از توزیع جرمی کره زمین و همچنین اثرات سایر کرات، از مدار نامی خود منحرف می‌شوند. تغییر نسبت به موقعیت یا وضعیت نامی، باعث کاهش بازده سامانه و در صورت عدم جبران منجر به کاهش عمر مداری می‌شود و به همین دلیل استفاده از رانشگرهای الکتریکی در ماهواره‌ها باعث افزایش ماندگاری در فضا می‌شود. با استفاده از رانشگرهای الکتریکی در فضاپیماها، امکان دستیابی به نقاط دوردست فضا یا امکان استقرار در یک مدار برای مدت طولانی‌تر، با دقت بیشتر فراهم شده است. از سوی دیگر، برخی عملگرهای استفاده شده در ماهواره‌ها دارای محدودیت‌های ذاتی هستند، برای مثال چرخ عکس‌العملی دارای حد اشباع است و چون به مرور زمان، به دلیل اغتشاشات مداری اشباع می‌شود نمی‌توان از آن به تنهایی برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده کرد و لازم است برای اشباع‌زدایی، سامانه‌های کمکی مانند رانشگر در ماهواره تعبیه شود.

رزیستوجت به دلیل این‌که بر اساس تبادل گرمایی رسانش، همرفت و تشعشع است، ساده‌ترین نوع رانشگر الکتریکی محسوب می‌شود. در این نوع از رانشگر دمای پیش‌راننده از طریق جاری شدن روی سیم‌پیچ سیمی یا تیغه فلزی یا جریان یافتن درون لوله داغ، افزایش می‌یابد. در این رانشگر هیچ محدودیتی در مورد نوع منبع الکتریسیته مورد استفاده (متناوب یا مستقیم) وجود ندارد. در رزیستوجت‌ها طیف وسیعی از مواد به عنوان سوخت استفاده شده است. در برخی محصولات (تولید شرکت پریمکس<sup>۱</sup>) ابتدا هیدرازین با کاتالیست تماس پیدا می‌کند که منجر به تجزیه و تولید گاز با دمای حدود ۷۰۰ درجه سلسیوس می‌شود و سپس گازهای داغ وارد رزیستوجت می‌شوند تا دمای گاز باز هم افزایش یابد. رزیستوجت‌ها برخلاف سایر رانشگرها بدون نیاز به تغییر طراحی می‌توانند از چندین نوع پیش‌راننده استفاده کنند و به همین دلیل برای استفاده در مأموریت‌های کاوش فضایی سرنشین دار گزینه مطلوبی هستند. در چنین مأموریتی می‌توان از مواد بی‌ارزش مانند پسماند فضاپیما نیز به عنوان سوخت رانشگر استفاده کرد [۱].

5 ARCJET  
6 Station Keeping  
7 Stuhlinger

1 PRIMEX  
2 Resistojet  
3 VELA  
4 Fairing

کوچک"، روند توسعه رانشگرهای رزیستوژت در شرکت اس.اس.تی.ال<sup>۶</sup> وابسته به دانشگاه ساری<sup>۷</sup> را بررسی کرد. در این مقاله، مجموعه‌ای از رانشگرهای گاز سرد و رزیستوژت ساخت این شرکت برای کلاس‌های مختلف ماهواره تشریح و عملکرد آن‌ها در مأموریت تحلیل شده است. انواع رانشگرهای بررسی شده در این مقاله دارای پیشراندهای بوتان، آب، نیتروژن یا نیتروژن اکسید هستند. برنامه توسعه اس.اس.تی.ال برای رانشگرهای رزیستوژت در آینده، استفاده از لوله‌های کربنی به صورت دومنظوره برای ماتریس انتقال‌دهنده حرارت به پیشرانده و همچنین جزء تولید کننده حرارت معرفی شده است [۶].

در سال ۲۰۰۶، راکمان<sup>۸</sup> و همکارانش رانشگری برای ماهواره‌های مکعبی ارائه دادند که با محبوس کردن سیال عامل در یک بستر جامد، فشار و حجم مخزن پیشران را تا میزان یک‌ششم کاهش می‌دهد، و در عین حال نشتی پیشرانده را نیز کاهش می‌دهد. عملکرد سوخت به این‌گونه است که گاز در یک بستر فلزی ذخیره می‌شود، با حرارت دادن بستر، گاز آزاد می‌شود. یک نمونه از سامانه نیز ساخته و آزموده شد؛ با وجود اینکه عملکرد ذخیره‌سازی مطابق انتظار بود، اما توان مصرفی آن زیاد است و در صورتی که توان مصرفی کاهش پیدا نکند نمی‌تواند برای ماهواره‌های مکعبی کاربرد داشته باشد [۷].

در سال ۲۰۱۱، میخایلوویچ و همکاران طی مقاله‌ای با عنوان "میکرو تراسترهای ممز<sup>۹</sup> رزیستوژت بر پایه سیلیکون برای کنترل وضعیت نانوماهواره‌ها"، نانو رانشگری با اندازه نازل در ابعاد میکرومتر ( $\mu\text{m}$ ) طراحی کردند و ساختند. در این پژوهش با استفاده از فناوری لایه نشانی بر روی ویفر سیلیکونی (فناوری مورد استفاده برای ساخت MEMS) رزیستوژتی ساخته شده که قطر مجرای داخلی نازل آن ۵۰ و قطر گلوگاه نازل آن ۱۰ میکرومتر است. به‌عنوان جزء تولید کننده حرارت، یک فیلم نازک آلومینیومی در یکی از لایه‌ها قرار داده شده است. در آزمون‌های انجام شده، این پیشرانده موفق شد در دمای ۳۵۰ درجه سلسیوس با استفاده از سوخت نیتروژن،  $0.5\text{mN}$  تراست تولید کند [۸].

در سال ۱۳۹۱، عبدالرحیم رضایی‌ها و همکارانش در مقاله‌ای با عنوان "شبیه‌سازی عددی و تحلیل تجربی جریان در میکرونازل رانشگر الکتروترمال"، جریان سیال در یک رانشگر

در سال ۱۹۸۷ گریسون<sup>۱</sup> طی گزارشی که از طرف لابراتوار تحقیقات رانشگرهای آمریکا در کالیفرنیا منتشر شد، فناوری‌های پیشرفته رانشگرهای الکتریکی در آمریکا را بررسی کرده است. هدف از این تحقیق، تدوین دقیق‌تر الزامات وسایل فضایی آینده با توجه به سطح پیشرفت و دورنمای فناورانه آن برای انواع مأموریت‌های حفظ مداری یا سفرهای بین سیاره‌ای بود [۳].

در سال ۱۹۸۷، تاکینا<sup>۲</sup> و همکارانش در قالب گزارش فنی که ناسا منتشر کرد، امکان‌سنجی و طراحی مفهومی سامانه‌ای را انجام دادند که با استفاده از پساب تولید شده در ایستگاه فضایی بین‌المللی تراست مورد نیاز برای حفظ مدار آن را تأمین می‌کند. ویژگی رزیستوژت که تأکید گزارش بر آن است، توانایی رزیستوژت‌ها در استفاده از طیف وسیعی از سیالات به‌عنوان پیشرانده، بدون کاهش عمر و قابلیت اطمینان سامانه است. از ویژگی‌هایی که در چنین سامانه‌ای باید مدنظر قرار بگیرد، علاوه بر چند سوخته بودن، یکپارچه بودن با ایستگاه فضایی بین‌المللی است، برای این منظور پیک توان مصرفی سامانه باید کمتر از ۲KW باشد. جمع‌بندی نهایی این پژوهش مزیت‌های فراوان چنین سامانه‌ای در مقابل نبود چالش جدی برای توسعه آن است [۴].

در سال ۱۹۸۹، هولداوی<sup>۳</sup> و همکارانش امکان‌سنجی و ارزش‌گذاری ایده افزایش ارتفاع مداری یک ماهواره از مدار لئو به مدار زمین ثابت با استفاده از فضاپیما حامل، دارای رانشگر الکتریکی را بررسی کردند. در این ایده فضاپیما با استفاده از رانشگرهای الکتریکی می‌تواند ماهواره‌ها را به مدار زمین ثابت انتقال داده و سپس برای استفاده مجدد به مدار لئو بازگردد. استفاده از چنین سامانه‌ای می‌تواند تا ۱۰ میلیون دلار صرفه‌جویی هزینه پرتاب برای ماهواره‌های با وزن یک تن داشته باشد. از مشکلات این فضاپیما، کاهش راندمان صفحات خورشیدی پس از هر بار عبور از کمربندهای ون آلن<sup>۴</sup> است، به‌گونه‌ای که پس از اولین سفر به مدار زمین ثابت و بازگشت، مجموع توان تولیدی صفحات خورشیدی ۲۳ درصد کاهش می‌یابد [۵].

در سال ۲۰۰۳، گیبون<sup>۵</sup> و همکارانش در مقاله‌ای با عنوان "توسعه خانواده‌ای از رانشگرهای رزیستوژت برای فضاپیماهای

6 SSTL  
7 Surrey  
8 N.J.Rackemann  
9 MEMS

1 Garrison  
2 Tacina  
3 Holdaway  
4 Van allen  
5 Dave Gibbon

## ۳- شرح مسئله

رانسگرها ابزارهایی هستند که برای ماهواره‌ها اختلاف سرعت مورد نیاز برای انجام مأموریت را فراهم می‌کنند. در مأموریت‌های کنترل وضعیت، اختلاف سرعت مورد نیاز مقدار کوچکی است اما اندازه تراست تولیدی و زمان پاسخ‌دهی رانسگر اهمیت دارد. در مأموریت‌های مانور مداری، اختلاف سرعت‌های بالایی نیاز است. به هر صورت فارغ از مأموریت ماهواره، الزام اختلاف سرعت کل مورد نیاز، به زیرسیستم رانسگر ابلاغ می‌شود. در این پژوهش، ماهواره‌ای با وزن ۴ کیلوگرم در نظر گرفته شده است که برای مانور مداری باید اختلاف سرعت ۲۲۷ متر بر ثانیه ایجاد کند. این مأموریت برای پروژه ماهواره مکعبی ایرانی تعریف شده است و هدف نهایی آن سقوط کنترل شده به اتمسفر برای کاهش زباله‌های فضایی و همچنین جمع‌آوری داده در مورد فضاپیماها و بازگشت‌پذیر است.

## طراحی سیستمی رانسگر

در این قسمت هرکدام از بخش‌های رانسگر ماهواره و تأثیر آن‌ها در طراحی نهایی بررسی شده است.

## جلورنگی در فضا

در محیط فضا به دلیل نبود جاذبه و اتمسفر، اندازه تراست رانسگر در سرعت نهایی فضاپیما تأثیر ندارد و تنها ضربه ویژه رانسگر در سرعت بیشینه قابل‌دستیابی نقش دارد. در این محیط برای محاسبه سرعت نهایی متحرک می‌توان از رابطه (۱) که به رابطه تسیولکوفسکی شناخته می‌شود استفاده کرد [۱۳]:

$$\Delta V = -g_0 I_{SP} \ln\left(\frac{M_s}{M_0}\right) \quad (1)$$

در رابطه (۱)،  $\Delta V$  اختلاف سرعت ایجادشده توسط رانسگر،  $g_0$  شتاب جاذبه زمین،  $I_{SP}$  ضربه ویژه،  $M_s$  جرم خشک ماهواره و  $M_0$  جرم اولیه ماهواره است.

در مراجع مختلف رابطه تسیولکوفسکی به شکل‌های مختلفی ارائه شده است؛ در این پژوهش، مرجع [۱۴] مبنا قرار گرفته است که به صورت رابطه (۲) ارائه شده و ضرایب مربوط به رابطه (۲) در رابطه‌های (۳) و (۴) نشان داده شده است [۱۴]:

رزیستوژت را در سه وضعیت بدون انتقال حرارت، با توان حرارتی ۱۵ وات و با توان حرارتی ۳۰ وات شبیه‌سازی کردند [۹].

در گزارشی که شرکت ایروژت در سال ۲۰۱۳ در کنفرانس بین‌المللی رانسگرهای الکتريکی در واشنگتن ارائه داد، عنوان شده است که حدود ۵۰ درصد رانسگرهای استفاده شده در ماهواره‌های مدار زمین‌آهنگ از نوع الکتروترمال هستند [۱۰]. این مطلب نشان دهنده اهمیت رانسگرهای الکتروترمال با وجود برخی محدودیت‌ها نسبت به انواع دیگر رانسگرهای الکتريکی در ماهواره‌های مدار زمین‌آهنگ است.

در سال ۲۰۱۳، پاسارو و بولیت<sup>۱</sup> در مقاله‌ای فناوری‌های استفاده شده در پیشران XR-150 با توان ۱۰۰ وات را که موجب ارتقای راندمان نسبت به نمونه قدیمی‌تر (XR-100) شده معرفی کرده است. ارتقاها شامل تغییر نوع جزء حرارتی و طراحی جدید محفظه گرمایش بود. پس از انجام ارتقا، آزمون‌های تراست در آزمایشگاه سازمان فضایی اروپا در سه حالت گاز سرد، رزیستوژت با فشار ورودی ۴/۵ بار<sup>۲</sup> و رزیستوژت با فشار ورودی ۷ بار انجام شد. نتایج تحقیق نشان دهنده افزایش ۵۵ درصدی راندمان و دستیابی به ضربه ویژه ۱۱۸mN در رزیستوژت با فشار ورودی ۷ بار است [۱۱].

در سال ۲۰۱۵، سروون<sup>۳</sup> و همکارانش در مقاله‌ای با اشاره به مزیت‌های رانسگرهای رزیستوژت برای مأموریت‌های آینده در فضا، رانسگر رزیستوژت کم‌فشاری طراحی کرده‌اند که از آب در فاز جامد (یخ نزدیک شرایط ذوب) به عنوان پیشران استفاده می‌کند. در این تحقیق نوعی نازل ارائه شده است که در سطح مولکولی اجازه خروج ذرات آب که دارای سرعت مناسب هستند را می‌دهد. به دلیل ابعاد بسیار کوچک نازل برای شبیه‌سازی از روش مستقیم مونت کارلو<sup>۴</sup> در نرم‌افزار اپن فوم<sup>۵</sup> استفاده شده است. پس از تحلیل هندسه طراحی شده، در دمای دیواره ۳۰۰ درجه، ضربه ویژه ۷۰ ثانیه به دست آمده است. نتایج تحقیق نشان داد با استفاده از نازل با نسبت انبساط ۲/۵ می‌توان به نسبت تراست به توان ۰/۲-۱/۲mN/W دست پیدا کرد [۱۲].

4 Direct Monte Carlo  
5 OpenFOAM

1 A. Passaro  
2 bar  
3 A. Cervone

ویژگی‌هایی که برای سیالات مورد استفاده در رانشگرهای رزیستوخت معیار برتری انتخاب هستند به شرح زیر است:

#### a. جرم مولکولی

هر چه جرم مولکولی سیال کمتر باشد، در انبساط درون نازل شتاب بیشتری خواهد داشت و در نتیجه سرعت خروجی بالاتر آن، ضربه ویژه بالاتری ایجاد می‌کند. از این نظر هیدروژن بهترین سوخت است.

#### b. چگالی

هر چه چگالی سیال بیشتر باشد امکان ذخیره‌سازی مقادیر بیشتری سوخت وجود دارد. میزان سوخت ذخیره شده با توجه به هدف ماهواره با سرعت مشخصه آن مأموریت ارتباط دارد.

#### c. ضربه ویژه

ضربه ویژه به‌عنوان پارامتر معرف راندمان رانشگر شناخته شده و تراست تولیدی به ازای واحد سوخت مصرفی تعریف می‌شود. ضربه ویژه علاوه بر این که وابسته به سطح فناوری مورد استفاده است، با نوع سوخت مصرفی نیز ارتباط دارد.

#### d. دمای انجماد

به دلیل این که در فضا دمای ماهواره به طور مرتب در حال نوسان است، لازم است سوخت مورد استفاده در همه محدوده دمایی ماهواره فاز ثابتی داشته باشد. در مورد پیشراندهای مایع (به‌ویژه آب)، خطر انجماد و افزایش حجم وجود دارد که می‌تواند نیروهای وارده به مخزن پیشرانده را افزایش داده و منجر به ترک‌خوردگی مخزن شود. در مورد سایر سوخت‌ها نیز امکان عملکرد نامطلوب سیستم رانشگر وجود دارد.

#### e. دمای تبخیر

هر چه مواد در دمای پایین‌تری از حالت اولیه (جامد یا مایع) به فاز گازی تغییر حالت بدهند مطلوب‌تر است زیرا با مصرف انرژی الکتریکی کمتری می‌توان نیروی جلوبرنده تولید کرد و همچنین با استفاده از سیالات در فازهای متراکم‌تر (مایعات و

$$\Delta V = -g_0 I_{sp} \ln(\lambda + \varepsilon_1(1 - \lambda)) \quad (2)$$

$$\lambda = \frac{M_{Payload}}{M_0} \quad (3)$$

$$\varepsilon_1 = \frac{M_S}{M_S + M_{propellant}} \quad (4)$$

در رابطه (۳) و (۴)،  $\lambda$  ضریب محموله ماهواره،  $M_{Payload}$

جرم ماهواره بدون رانشگر،  $M_0$  جرم اولیه ماهواره،  $\varepsilon_1$  ضریب سازه‌ای رانشگر،  $M_{Propellant}$  جرم پیشرانده،  $M_S$  جرم خشک ماهواره است.

#### انتخاب پیشرانده

در رانشگرهای رزیستوخت گستره وسیعی از مواد به عنوان سوخت (پیشرانده) پیشنهاد شده‌اند و بسیاری نیز در یک سامانه عملیاتی در محیط فضا آزموده شده و نتایج مناسبی ارائه داده‌اند که اکثر این پیشراندها در فاز گازی بوده‌اند. مواد دیگری هم به عنوان ایده برای کاربردهای آتی مطرح شده‌اند اما در حال حاضر به دلایل فناوریانه، قابلیت تجاری‌سازی ندارند. پیشراندهای مورد استفاده در رزیستوخت‌ها را می‌توان به سه دسته زیر تقسیم کرد: الف) گازهایی که ساختار مولکولی ساده‌ای داشته و قابلیت تجزیه مولکولی در دماهای پایین را ندارند،

ب) مایع‌هایی که قابلیت تجزیه مولکولی در دمای پایین را ندارند، ج) سیالاتی که ساختار مولکولی ناپایدار دارند و در دمای پایین (کمتر از ۸۰۰ درجه سلسیوس) با یا بدون حضور کاتالیست تجزیه می‌شوند.

از سیالات نوع الف) که در محیط فضا دارای پیشینه<sup>۱</sup> هستند می‌توان به نیتروژن<sup>۲</sup>، سولفور دی‌اکسید<sup>۳</sup>، زنون<sup>۴</sup> و آمونیا<sup>۵</sup> اشاره کرد. از سیالات نوع ب) که دارای پیشینه فضایی هستند می‌توان به آب<sup>۶</sup> و پروپان اشاره کرد و از سیالات نوع ج) می‌توان به هیدرازین<sup>۷</sup>، اکسیدهای نیتروژن<sup>۸</sup> و آب‌اکسیژنه<sup>۹</sup> اشاره کرد.

۶ دانشگاه ساری (Surrey) واقع در انگلستان در یک ماهواره مکعبی به وزن ۴ کیلوگرم از آب در ترکیب با الكل (جهت بهبود نقطه انجماد) استفاده کرده است.

1 Heritage  
2 N<sup>2</sup>  
3 SO<sup>2</sup>  
4 Xenon  
5 Ammonia

7 N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>  
8 N<sub>2</sub>O<sub>x</sub>  
9 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

برای کاهش حجم، قراردعی تجهیزات در داخل مخزن سوخت است که مستلزم استفاده از پیشرانه غیرخورنده در رانشگر است [۱۵].

با توجه به موارد گفته شده در بالا درباره ویژگی‌های مطلوب سوخت، به دلایل زیر، گازهای نجیب به عنوان سیال مناسب برای استفاده در ماهواره‌ها پیشنهاد می‌شوند:

۱. در دسترس بودن - امکان تهیه آسان
۲. موجود بودن تجهیزات حمل، نگهداری و استفاده
۳. بی‌خطر بودن
۴. طیف ضربه ویژه وسیع در این گروه مواد
۵. سادگی شبیه‌سازی. گازهای نجیب در دماهای مختلف، ظرفیت حرارتی ثابت دارند و از این‌رو، ملاحظه خاصی در شبیه‌سازی سیالاتی یا طراحی با معادلات دو بعدی ندارند. در صورت استفاده از سایر گازها، اثرات تغییر ظرفیت حرارتی ناشی از تغییرات دما، در مسیر حرکت از محفظه احتراق به خارج و همچنین پدیده اتمی شدن که در دمای بالا و برای مواد با ساختار مولکولی رخ می‌دهد، در تحلیل رانشگر باید مدنظر قرارگیرد. لحاظ نمودن موارد بیان شده در محاسبات دو بعدی و حتی شبیه‌سازی سیالاتی زمان‌بر است و تحلیل را پیچیده می‌کند.
۶. مشترک بودن استفاده از این سیالات در اغلب رانشگرهای الکتریکی (از گازهای نجیب در رانشگرهای یونی نیز استفاده می‌شود)

۷. خودفشارسازی. مخزن تحت فشار کمک می‌کند در صورت خرابی بخش تولید حرارت یا کمبود توان الکتریکی، از رانشگری مانند رانشگر گاز سرد استفاده شود. این ویژگی قابلیت اطمینان سامانه را افزایش می‌دهد.

#### واحد تولید حرارت

در این بخش، واحد تولید حرارت رانشگر از منظر متالورژی و حد تحمل حرارتی، توان مصرفی و چیدمان این واحد در رانشگر بررسی می‌شود.

#### نوع جزء گرمازا

المنت‌ها فلزاتی هستند که به دلیل مقاومت الکتریکی، با برقراری الکتریسیته گرما تولید می‌کنند. المنت‌ها در اشکال مختلف تولید می‌شوند که در ادامه انواع آن ارائه می‌شود:

جامدات)، از مزیت چگالی بالاتر و نیاز به مخازن سبک‌تر در مقایسه با گازها استفاده کرد.

#### f. فشار نگهداری

به دلیل نبود جاذبه در فضا، استفاده از مایعات در رانشگرها دشواری‌هایی در سامانه تغذیه پیشرانه دارد، به همین دلیل باید از مخازنی که فشار مصنوعی ایجاد می‌کنند استفاده کرد. از سوی دیگر، گازها چگالی ذخیره‌سازی پایینی دارند و برای حمل جرم قابل توجهی از آن‌ها (با توجه به محدودیت حجمی ماهواره‌ها)، باید از مخازن با فشارهای بسیار بالا استفاده کرد. باید توجه داشت که با افزایش فشار نگهداری، وزن مخازن سوخت افزایش می‌یابد و با کاهش فشار نگهداری، جرم سوخت قابل حمل کاسته شده یا حجم مخازن افزایش می‌یابد. از سوی دیگر، برای سوخت‌های مایع، وزن تجهیزات تغذیه سوخت (ایجاد فشار مصنوعی) نیز باید در نظر گرفته شود به همین دلیل انتخاب فشار کاری رانشگر اهمیت دارد.

#### g. ظرفیت حرارتی

به دلیل این‌که برای افزایش انرژی سیال از توان الکتریکی ماهواره استفاده می‌شود، سیالاتی که ظرفیت حرارتی پایین‌تری دارند مطلوب‌تر هستند زیرا با مصرف انرژی کمتر، افزایش دمای بیشتری داشته و در نتیجه ضربه ویژه بالاتری تولید می‌کنند.

#### h. سمی بودن

به دلیل امکان تماس سوخت با اپراتور در هنگام سوخت‌گیری یا آزمون‌های صحنه‌گذاری عملکردی، سوخت‌های سمی محدودیت‌های شدید سلامتی - محیط زیستی ایجاد می‌کنند و این امر، استفاده از آن‌ها را بسیار دشوار و نیازمند تجهیزات ایمنی می‌کند. به همین دلیل، از دیدگاه سیستمی و زیست محیطی، استفاده از سوخت‌های غیرسمی همواره مطلوب‌تر است.

#### i. خوردگی

امکان ذخیره‌سازی سوخت‌های خورنده برای مدت‌های طولانی نیازمند استفاده از فناوری‌های خاص در مخزن سوخت است. معمولاً در صنایع فضایی برای کاهش پیچیدگی و هزینه ساخت و استفاده از تجهیزات، سوخت‌های خورنده را در آخرین مراحل عملیاتی‌سازی تزریق می‌کنند تا نیاز به استفاده از مخازن خاص نباشد. یکی از پیکربندی‌های متداول در نانو ماهواره‌ها

همان طور که در جدول ۱ مشاهده می شود، بیشترین دمای قابل دستیابی با استفاده از المنت  $900^{\circ}\text{C}$  است که به عنوان یکی از قیود فناوریانه در فاز طراحی جزئی باید مدنظر قرار گیرد.

### چیدمان واحد تولید حرارت

در رانشگرهای رزیستوژت، محل تولید گرمایش با توجه به چیدمان اجزا و قیود موجود انتخاب می شود. انواع چیدمان ها به صورت زیر است:

#### a. گرمایش مخزن

در این نوع، گرماسازها در اطراف مخزن نصب شده و با گرم کردن آن باعث افزایش انرژی سیال می شود. مزیت این روش این است که با کاهش جرم خارج شده از مخزن، باعث کاهش تراست ناخواسته تولید شده در اثر باقیمانده سیال درون لوله ها می شود و به کاهش شبنم ناشی از سرمای مخزن کمک می کند.

#### b. گرمایش مسیر

در این روش، مسیر انتقال سیال از مخزن تا نازل حرارت داده می شود. در ماهواره هایی که مسیر انتقال طولانی است، استفاده از این روش کمک می کند که دمای سیال به طور یکنواخت افزایش یافته و راندمان بالا رود.

#### c. گرمایش نازل

این روش ساده ترین نوع پیکربندی است. در این حالت، المان حرارتی در نازل قرار دارد و سیال تنها در مخزن کوچکی قبل از نازل، فرصت افزایش دما دارد. با اینکه در این روش راندمان سیستم پایین تر از سایر روش ها است اما به دلیل سادگی آن در پیکربندی های فشرده بسیار پر کاربرد است. در شکل ۱ پیکربندی گرمایش نازل نشان داده شده است.



شکل ۱. پیکربندی گرمایش نازل [۱۶]

۱. لوله ای قابل انعطاف
۲. کمربندی
۳. پی سی بی<sup>۱</sup>
۴. مفتولی
۵. فشنگی

هر کدام از موارد بالا توان گرمایشی متفاوتی دارند. بالاترین دمای قابل دستیابی با استفاده از المنت های فشنگی و لوله ای است. محدودیت دمایی المنت ناشی از آلیاژ مورد استفاده در آن ها است؛ به عبارت دیگر، هنگام انتخاب نقطه عملکردی رانشگر از منظر دمایی، باید محدودیت آلیاژی موجود را نیز در نظر گرفت. در جدول ۱، آلیاژهای مورد استفاده برای ساخت المنت ارائه شده است. آلیاژهای AISI، آلیاژهای پایه استیل هستند. آلیاژ 304 AISI، مرسوم ترین آلیاژ با ترکیب ۱۸/۸ کروم نیکل است. آلیاژ ۳۰۹ نسبت به ۳۰۴، مقاومت حرارتی بالاتری دارد. آلیاژ L316، کربن بسیار کمی دارد و برای کاربردهای دریایی استفاده می شود. آلیاژ Ti316، به دلیل دارا بودن تیتانیوم، مقاومت حرارت بالاتری نسبت به L316 دارد. آلیاژهای Incoloy، دارای فولاد با نسبت کروم و نیکل بالا هستند که در برابر خوردگی و دمای بالا مقاومت بالایی دارند و به همین دلیل در المنت ها کاربرد دارند.

آلیاژ SMO254، استیل آستنیتی است که مقاومت به خوردگی بالایی داشته و برای کار در محیط دریا مناسب است.

جدول ۱. مشخصات آلیاژی و دمایی المان های حرارتی [۵]

| Max. tube length(mm) | Max. Surface temp. (°C) | Tube dimension(mm) | Type        |
|----------------------|-------------------------|--------------------|-------------|
| 3860                 | 117                     | Ø6.25              | Copper      |
| 3700                 | 750                     | Ø6.25              | AISI 304    |
| 6780                 | 900                     | Ø8.50              | AISI 309    |
| 6780                 | 750                     | Ø8.50              | AISI 316TI  |
| 3700                 | 750                     | Ø6.25              | AISI 316L   |
| 3700                 | 750                     | Ø6.25              | AISI 321    |
| 3700                 | 800                     | Ø6.25              | Incoloy 800 |
| 3700                 | 750                     | Ø6.25              | Incoloy 825 |
| 6780                 | 400                     | Ø8.50              | SMO254      |
| 7000                 | 650                     | Ø8.50              | Titanium    |



#### d. ترکیبی

با ترکیب هر کدام از موارد بالا می توان روش ترکیبی ایجاد کرد. در بیشتر رانشگرها از گرمایش مخزن و نازل به طور هم زمان استفاده می شود. در برخی موارد نیز با در هم پیچیدن المنت و مسیر انتقال سیال، قبل از نازل راندمان انتقال حرارت را بهبود می دهند.

#### توان مصرفی

پس از انتخاب نوع و مشخصات جرمی رانشگر، لازم است تا دمای سیال به عنوان پارامتری که وابسته به دبی جرمی سوخت است تحلیل شود. برای این منظور می توان از رابطه (۵) استفاده کرد:

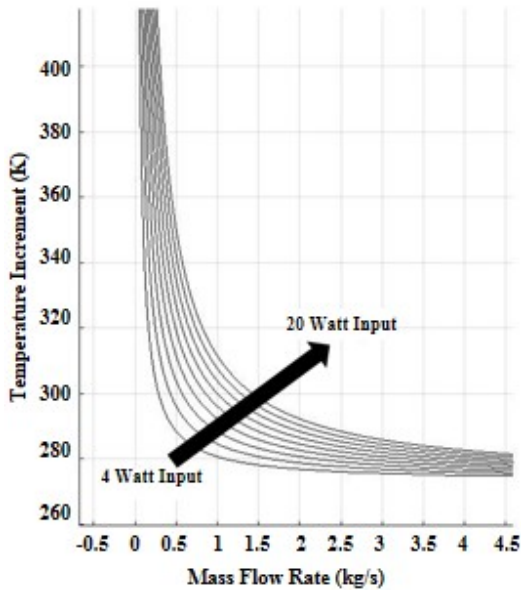
$$Q = m_p c \Delta T \quad (5)$$

در رابطه (۵)،  $Q$  انرژی گرمایی،  $m_p$  جرم پیشران گرم شده،  $c$  ظرفیت گرمایی پیشرانه و  $\Delta T$  تغییر دمای پیشرانه است. با استفاده از مفهوم توان، رابطه (۶) قابل استفاده است:

$$P = \dot{Q} = \dot{m} c \Delta T \quad (6)$$

در رابطه (۶)،  $P$  توان مورد نیاز،  $\dot{Q}$  نرخ انتقال حرارت و  $\dot{m}$  دبی پیشرانه است. رابطه دبی رانشگر با دمای سوخت و توان مصرفی، از رابطه (۶) قابل استنتاج است.

برای مثال، در صورتی که توان مصرفی رانشگر از ۴ تا ۲۰ وات متغیر باشد، نمودار تغییرات دما با دبی جرمی برای توان های ورودی مختلف به صورت شکل ۲ به دست می آید. این نمودار نشان می دهد که هر چه توان ورودی رانشگر افزایش یابد، رانشگر امکان تولید تراست بالاتر را دارد. از سوی دیگر، برای توان الکتریکی ثابت، در صورت تمایل به دستیابی به دمای بالاتر باید دبی سوخت را کاهش داد که به معنی تراست کمتر است. البته تراست کمتر برای کنترل وضعیت ماهواره مزیت افزایش دقت کنترلی را به همراه دارد اما مدت زمان انجام مأموریت نیز افزایش پیدا می کند.



شکل ۲. نمودار تغییرات دمای سیال با دبی سوخت برای توان های ورودی مختلف با سوخت آرگون

#### مخزن سوخت

انتخاب مخزن سوخت می تواند تا حدودی با توجه به نوع مأموریت، متفاوت باشد. برای ماهواره های بزرگ، مخازن کامپوزیتی می توانند گزینه مناسبی باشند که هم زمان وزن کم و مشخصات فشاری مناسبی نیز دارند؛ اما برای ماهواره های کوچک، اختلاف وزن مخازن کامپوزیتی و فلزی تا اندازه ای کاهش پیدا می کند که می توان از آن صرف نظر کرد. از سوی دیگر، در ماهواره های کوچک حجم زیاد مخازن کامپوزیتی یک نقطه ضعف محسوب می شود.

برای ماهواره های کوچک و بسیار کوچک، استفاده از مخازن تمام فلزی به کاهش وزن و پیچیدگی ساخت کمک می کند. برای محاسبه ضخامت مخازن فلزی می توان از رابطه (۷) برای مخازن کروی و از رابطه (۸) برای مخازن استوانه ای استفاده کرد [۱۷].

$$t_s = \frac{P_b r_s}{2 F_{all}} \quad (7)$$

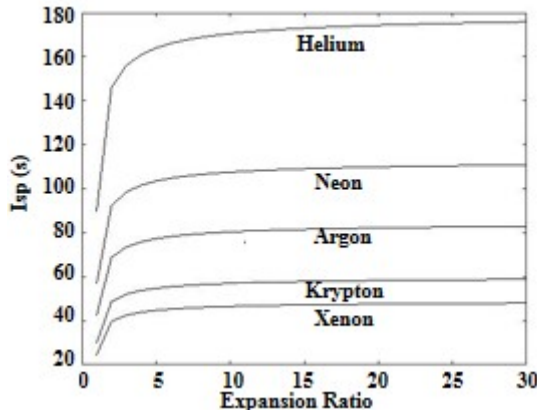
$$t_c = \frac{P_b r_c}{F_{all}} \quad (8)$$

در معادلات (۷) و (۸)؛  $t_s$  ضخامت جداره کره،  $t_c$  ضخامت جداره استوانه،  $r_s$  شعاع کره،  $r_c$  شعاع استوانه و  $F_{all}$  تنش مجاز مواد مورد استفاده است.

## طراحی نازل

دارد. می توان علت ضربه ویژه بالای هلیوم را جرم مولکولی بسیار پایین آن دانست که در فرایند انبساط درون نازل به سرعت خروجی بالاتری می رسد.

با استفاده از رابطه (۹)، فشار و ضربه ویژه مرتبط می شوند. با این رابطه می توان مطابق شکل ۳، ضربه ویژه را بر اساس ضریب انبساط نازل ترسیم کرد [۱۸].



شکل ۳. تغییرات ضربه ویژه با نسبت انبساط برای گازهای نجیب

رشد نمودار ضربه در نسبت انبساط ۲۵ تقریباً متوقف می شود و در نتیجه بالاترین عملکرد را در این نقطه می توان از رانشگر انتظار داشت، به همین دلیل برای نازل  $\mathcal{E}_{\text{Nozzle}} = 25$  انتخاب می شود. با بررسی نمودار تغییرات ابعاد نازل با فشار محفظه که در شکل ۴ نشان داده شده است، به دلیل این که نرخ کاهش ابعاد نازل در فشار ۱/۵ مگاپاسکال به طور قابل ملاحظه ای کاهش می یابد، فشار محفظه نازل ۱/۵ مگاپاسکال در نظر گرفته می شود. به عبارت دیگر، ۱/۵ مگاپاسکال کمترین فشاری است که کوچکترین ابعاد نازل را دارد. با این حال، در صورتی که در هر یک از مراحل دستیابی به این فشار از نظر فناوری موجود غیرممکن یا دشوار باشد، در بازبینی های طراحی می توان آن را اصلاح کرد. به دلیل این که رانشگر در فضا و فشار تقریباً صفر روشن خواهد شد، ابعاد نازل را می توان به صورت شکل ۴ نشان داد.

$$I_{sp} = \frac{c^*}{g_0} \gamma \left[ \left( \frac{2}{\gamma-1} \right) \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

رابطه ضریب انبساط نازل و ابعاد قطر گلوگاه و خروجی نازل در رابطه های (۱۰) تا (۱۵) ارائه شده است:

$$\mathcal{E}_2 = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[ \left( \frac{2}{\gamma+1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2\gamma-2}} \quad (10)$$

$$\frac{P_e}{P_c} = \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right]^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \quad (11)$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma R T_0} \quad (12)$$

$$c^* = \frac{a_0}{\gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2\gamma-2}}} \quad (13)$$

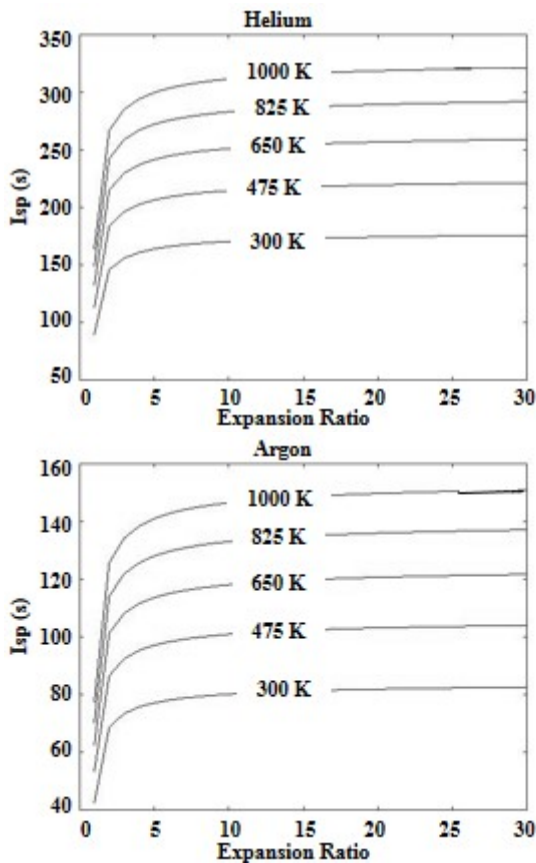
$$A_t = \frac{m \dot{c}^*}{P_c} \quad (14)$$

$$A_e = \mathcal{E}_2 A_t \quad (15)$$

در روابط (۱۰) تا (۱۵)؛  $c^*$  سرعت مشخصه،  $\gamma$  ظرفیت حرارتی گاز،  $P_e$  فشار در سطح خروجی،  $P_c$  فشار محفظه احتراق،  $\mathcal{E}_2$  ضریب انبساط نازل،  $A_e$  مساحت خروجی نازل،  $A_t$  مساحت گلوگاه نازل،  $M_e$  ماخ جریان در خروجی نازل،  $R$  ثابت جهانی گازها،  $a_0$  سرعت صوت و  $T_0$  دمای محفظه احتراق است.

با ترسیم نتایج حاصل از روابط گفته شده، برای گازهای نجیب که ظرفیت حرارتی ثابت دارند شکل ۳ به دست می آید. نمودارها نشان می دهند که بالاترین ضربه ویژه را می توان با استفاده از گاز هلیوم تولید کرد. سپس با اختلاف زیادی نمودار سایر گازها قرار

برای بررسی تأثیر دما در اختلاف سرعت قابل دسترسی، نمودار شکل ۶ رسم شده است. شکل ۶ نشان می‌دهد که درصد تغییرات ضربه ویژه متناسب با دما، یکسان است و با افزایش دما ضربه ویژه افزایش می‌یابد؛ اما نرخ رشد ضربه ویژه در گازهای با جرم مولکولی کمتر، بیشتر است. برای نمونه در جدول ۲ مقایسه‌ای بین میزان افزایش ضربه در دمای ۵۰۰ کلوین نسبت به دمای ۳۰۰ کلوین برای گازهای مختلف انجام شده است.

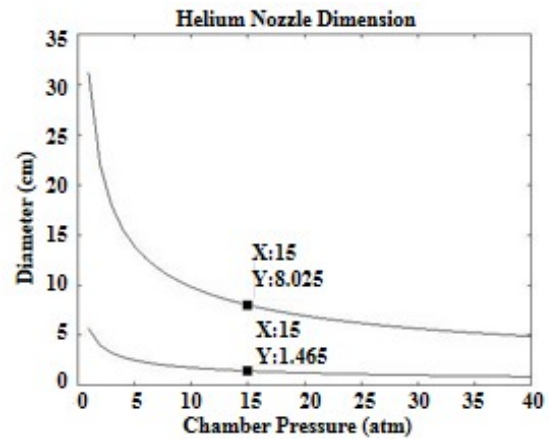


شکل ۶: نمودار ضربه ویژه آرگون (سمت چپ) و هلیوم (سمت راست) در دماهای مختلف متناسب با ضریب انبساط نازل

جدول ۲. تغییرات ضربه ویژه گازها با دما

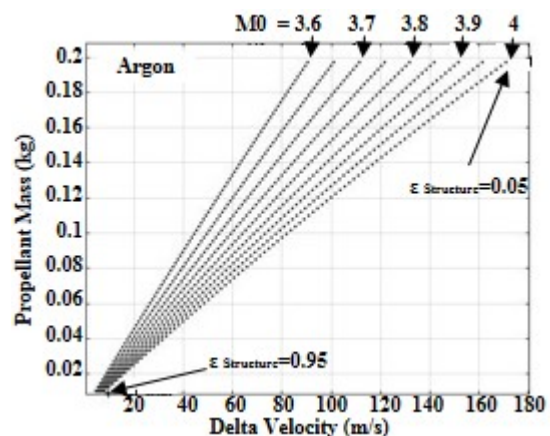
| $\Delta I_{sp}$ | $I_{sp} @ 500K$ | $I_{sp} @ 300K$ | سیال    |
|-----------------|-----------------|-----------------|---------|
| ۵۲              | ۲۲۷             | ۱۷۵             | هلیوم   |
| ۲۲              | ۱۴۲             | ۱۱۰             | نئون    |
| ۲۴              | ۱۰۶             | ۸۲              | آرگون   |
| ۱۷              | ۷۵              | ۵۸              | کریپتون |
| ۱۴              | ۶۱              | ۴۷              | زنون    |

با رسم مجدد نمودار شکل ۵ در دمای ۱۰۰۰ کلوین، نمودار شکل ۷ به دست می‌آید که به خوبی نشان می‌دهد در این دما می‌توان



شکل ۴. تغییرات قطر گلوگاه و خروجی نازل با فشار ورودی در نسبت سطح ۲۵

نمودار تغییرات اختلاف سرعت با جرم سوخت مورد استفاده در ضرایب جرمی - سازه‌ای متفاوت و در دمای ۳۰۰ کلوین، با استفاده از روابط تسپولکوفسکی مطابق شکل ۵ ترسیم شده است. در این نمودار، ضریب سازه‌ای پیشران از ۰/۰۵ تا ۰/۹۵ و جرم اولیه از ۳/۶ تا ۴ کیلوگرم در نظر گرفته شده است. هرکدام از خطوط ترسیم شده نشان دهنده پیشران با وزن اولیه ثابت است که با تغییر ضریب سازه‌ای در محدوده گفته شده، اختلاف سرعت قابل تأمین افزایش می‌یابد. از طرف دیگر، در ضریب سازه‌ای ثابت با افزایش جرم اولیه پیشران به دلیل این که جرم سوخت افزایش می‌یابد، سرعت قابل تأمین نیز بیشتر می‌شود. با این نمودار، تحلیل دقیق‌تری از این که استفاده از فناوری‌های پیشرفته‌تر تأثیر مستقیمی در افزایش سرعت قابل دستیابی دارد به دست می‌آید.



شکل ۵. تغییرات اختلاف سرعت با جرم سوخت مورد استفاده در ضرایب جرمی - سازه‌ای متفاوت در دمای ۳۰۰ کلوین

جدول ۳. مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج پژوهش رضایی‌ها

| مرجع ۹ | شبیه سازی | درصد خطا | مرجع ۹ | شبیه سازی | درصد خطا |
|--------|-----------|----------|--------|-----------|----------|
| ۰      | ۰         | -        | ۱۵     | ۱۵        | -        |
| ۴۹     | ۴۷        | ۴/۰۸     | ۴۷     | ۴۷        | ۰        |
| ۶۹     | ۶۴/۶۱     | ۶/۳۵     | ۷۳     | ۷۷/۸۴     | ۶/۶۴     |
| ۰/۰۷۲  | ۰/۰۷۴     | ۲/۷۷     | ۰/۰۶۵  | ۰/۰۶۱     | ۶/۱۵     |
| ۶۸۵    | ۵۹۵       | ۱۳/۱۳    | ۷۲۰    | ۷۱۵       | ۰/۶      |

بیشترین خطا در شبیه‌سازی، معادل ۶/۶۴ درصد (برای ضربه ویژه) است و به دلیل این‌که اطلاعات ذکر شده درباره هندسه استفاده شده توسط رضایی‌ها کافی نیست، این درصد خطا قابل قبول تلقی می‌شود. هندسه نازل طراحی شده که مشخصات آن در بالا گفته شد، با استفاده از نرم‌افزار شبیه‌سازی شد. به‌منظور بررسی استقلال از شبکه هندسه نازل، تعداد شبکه استفاده شده در سه مرحله افزایش و شبیه‌سازی مجدداً انجام شد. نتایج به دست آمده در جدول ۴ ارائه شده است:

جدول ۴. تعداد شبکه و نتیجه تحلیل نرم‌افزار

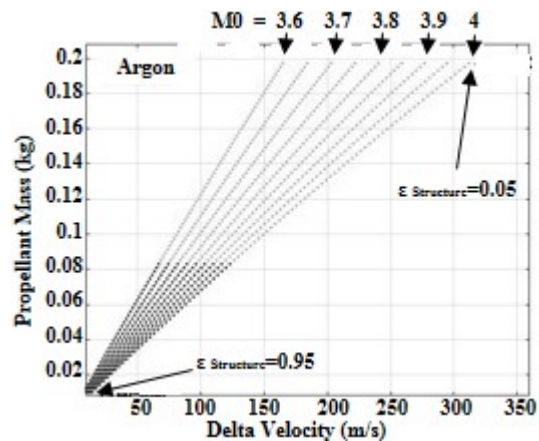
| شماره شبکه‌بندی | تعداد شبکه | فشار خروجی (Pa) | دبی جرمی (kg/s) | سرعت خروجی (m/s) | ضربه ویژه (s) | تراست (N) |
|-----------------|------------|-----------------|-----------------|------------------|---------------|-----------|
| ۱               | ۸۶۰۰       | ۱۹۷۹/۳          | ۰/۴۸۹۰          | ۳۰۵۵/۰۰          | ۳۱۸/۳۶        | ۱۵۲۷      |
| ۲               | ۱۹۳۵۰      | ۱۹۰۱/۶          | ۰/۴۹۰۹          | ۳۰۶۳/۷۴          | ۳۱۸/۹۵        | ۱۵۳۶      |
| ۳               | ۴۳۷۴۰      | ۱۸۶۴/۸          | ۰/۴۹۲۷          | ۳۰۶۸/۴۶          | ۳۱۹/۲۸        | ۱۵۴۳      |
| ۴               | ۸۲۵۰۰      | ۱۸۴۴/۴          | ۰/۴۹۴۲          | ۳۰۷۰/۸۲          | ۳۱۹/۴۳        | ۱۵۴۸      |

همان‌گونه که در جدول ۴ مشاهده می‌شود، اختلاف ضربه ویژه شبیه‌سازی شده با ضربه ویژه ارائه شده در شکل ۶ برای هلیوم اندک است.

### پیکربندی رانشگر

با بررسی رانشگرهای رزیستوژت و طرح‌واره آن‌ها (شکل ۸) مشخص می‌شود که یک رانشگر، علاوه بر اجزای اصلی مانند

با استفاده از گاز آرگون به هدف مأموریت دست یافت. در این شکل، نقاط کم‌رنگ نشان‌دهنده ضرایب جرمی طراحی رانشگر هستند که الزام اختلاف سرعت ایجاد شده را برآورده می‌کنند.



شکل ۷ تغییرات اختلاف سرعت با جرم سوخت مورد استفاده در ضرایب جرمی - سازه ای متفاوت در دمای ۱۰۰۰ کلوین

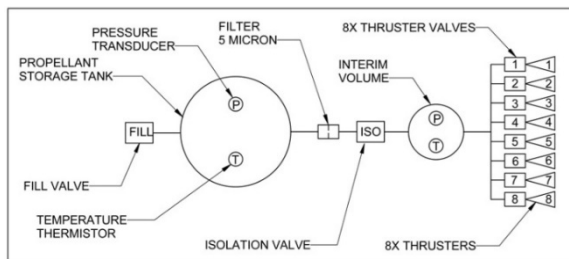
### اعتبارسنجی

به منظور تخمین عملکرد رانشگر و در بخش طراحی نازل، از معادلات یک بعدی استفاده شد. اعتبارسنجی نتایج به دست آمده از روابط نیز به روش شبیه‌سازی و با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت صورت گرفت. با توجه به شکل ۴ برای پیش‌رانه‌ای با سیال هلیوم در دمای ۱۰۰۰ کلوین و فشار محفظه ۱/۵ مگاپاسکال، ضریب انبساط نازل ۲۵ و قطر گلوگاه ۱/۴۶۵ سانتی‌متر، قطر خروجی معادل ۷/۲۳۶ سانتی‌متر و نازل زنگوله‌ای با طول ۹۰ درصد نازل مخروطی انتخاب شد. در نرم‌افزار، از حل‌گر<sup>۱</sup> Density based و به صورت دو بعدی با تقارن محوری<sup>۲</sup> استفاده شد. در بخش مدل، معادلات انرژی و برای مدل لزجت از کا-اِپسیلون<sup>۳</sup> استفاده شد. به منظور اعتبارسنجی پارامترهای شبیه‌سازی، با استفاده از همین مقادیر هندسه شبیه‌سازی شده در پژوهش عبدالرحیم رضایی‌ها و همکارانش [۹] مورد استفاده قرار گرفت.

مخزن بسیار بالاتر از فشار کاری نازل است، باید از فشارشکن و برای سوخت‌های مایع از شیرهای کنترل دبی استفاده شود.

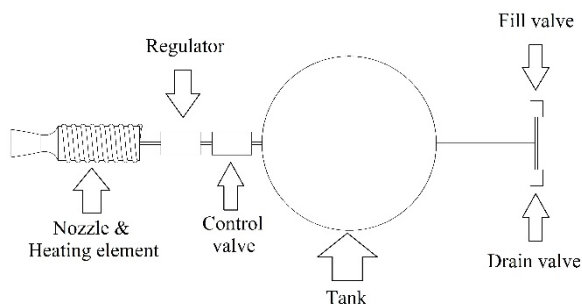
واحد سوم حاوی نازل است. مرحله سوم افزایش دما در نازل رخ می‌دهد. برای انتقال حرارت مناسب بین المان حرارتی و سوخت، می‌تواند دارای تبادل گر حرارتی<sup>۱</sup> باشد. برخی از طراحی‌ها (رانسگرهای کنترل وضعیت)، دارای چندین تراستر هستند.

به صورت کلی در همه اتصالات رانشگر باید نکات نشستی رعایت شود. هیچ کدام از شیرها یا اتصالات نباید نشستی زیاد داشته باشند. نشستی معمول برای رانشگرهای مشابه  $3\text{ scc/hr}^2$  است.



شکل ۸. طرح‌واره یک رانشگر رزیستوژت [۱۹]

با استفاده از شمای نشان داده شده در شکل ۸، شمای رانشگر طراحی شده در این پژوهش مطابق شکل ۹ پیشنهاد می‌شود.



شکل ۹ شمای رانشگر طراحی شده در نرم‌افزار کتیا به صورت دو بعدی

در این رانشگر، تنها یک شیر کنترل جریان و فشارشکن در نظر گرفته شده است. چیدمان تولید حرارت نیز به دلیل سادگی

مخزن سوخت و نازل برای عملیاتی شدن، نیازمند اجزای دیگری نیز است.

رانسگرهای فضایی معمولاً یک یا چند نازل دارند که بنا به مأموریت می‌توانند از یک مخزن با سوخت مشترک تغذیه شوند یا از چندین مخزن با سوخت‌های متفاوت تأمین شوند.

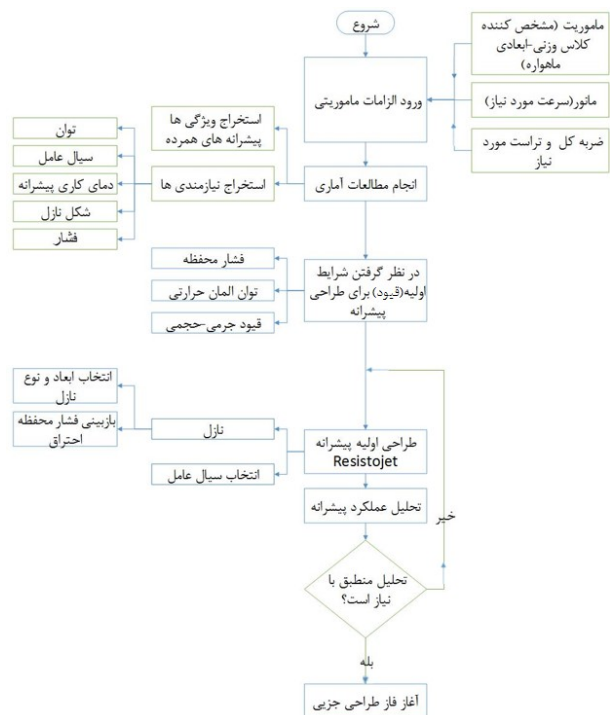
با بررسی رانشگرهای رزیستوژت مشابه مشخص می‌شود که همه این رانشگرها (رزیستوژت) از مجموعه مشخصی تجهیزات تشکیل می‌شوند. برای سادگی فهم، در سه بخش رانشگر بررسی می‌شود:

۱. واحد ذخیره‌سازی سوخت
۲. واحد انتقال و آماده‌سازی سوخت
۳. واحد تولید تراست و خروجی رانشگر

برای ذخیره‌سازی لازم است از مخازن متناسب با سوخت استفاده شود، برای گازهای هلیوم و هیدروژن نمی‌توان از مخازن کامپوزیتی استفاده کرد؛ برای مایع‌ها باید از مخازن دارای فشارساز مصنوعی مانند دیافراگم استفاده کرد و برای سوخت‌های خورنده باید از مخازن دارای پوشش داخلی استفاده شود. برای پر یا خالی کردن مخزن نیز از شیرهای مخصوص (Fill/Drain Valve) استفاده می‌شود. مخزن‌هایی که حاوی سوخت مایع هستند، باید برای شرایط بی‌وزنی امکانات تغذیه رانشگر را فراهم کرده باشند. این امکانات می‌تواند به صورت غیرفعال از طریق دیافراگم یا از طریق مکانیسم‌های پیچیده جمع‌آوری و ارسال سوخت باشد. افزایش دمای سوخت در برخی طراحی‌ها طی چند مرحله انجام می‌شود که یکی از آن‌ها در مخزن رخ می‌دهد. وجود المان حرارتی در مخزن کمک می‌کند که از تشکیل شبنم در مخزن جلوگیری شود و در مواقع اضطراری که خطر انجماد وجود دارد می‌توان با افزایش حرارت مشکل را برطرف کرد.

برای انتقال سوخت به واحد سوم، از لوله‌های فلزی استفاده می‌شود. در برخی موارد نیز از لوله‌های تیتانیومی برای این کار استفاده شده است. در رانشگرهای با سوخت مایع لازم است در واحد دوم برخی فرایندها اجرا شود. این فرایندها معمولاً شامل تبخیر سوخت یا پالایه کردن قطرات بزرگ سوخت ایجاد شده در اثر دمای پایین ماهواره است. مرحله دوم افزایش دمای رانشگر نیز در واحد دوم رخ می‌دهد. برای سوخت‌های گازی که فشار

پس از مشخص شدن مقادیر اولیه متغیرهای رانشگر، باید قیود موجود در مأموریت را نیز در نظر گرفت. قیود مأموریت، اطلاعاتی هستند که از طرف کارفرما یا مأموریت به سیستم تحمیل شده‌اند و برای هر مأموریت متفاوت است. قیود مأموریت می‌توانند با مشخصات رانشگرهایی که در بانک اطلاعاتی جمع‌آوری شده، هم‌خوانی نداشته باشند و به همین دلیل نیاز به طراحی یک رانشگر جدید وجود دارد. در صورت عدم همخوانی داده‌های بانک اطلاعاتی با الزامات مأموریتی، قطعاً الزامات سطح بالا باید مبنای طراحی قرار گیرد.



شکل ۱۰. روندنمای پیشنهادی طراحی اولیه رانشگر رزیستوژت

و همچنین برای دستیابی به دمای نازل بیشتر، از نوع گرمایش نازل انتخاب شده است.

### الگوریتم طراحی رانشگر

در این بخش با استفاده از روابطی که تاکنون ارائه شده است و الگوریتم پیشنهادی برای طراحی رانشگرها، یک رانشگر طراحی می‌شود.

### روندنمای پیشنهادی طراحی رانشگر الکتریکی

روندنمای پیشنهادی برای طراحی رانشگر الکتریکی از مرحله تعریف بیانیه مأموریت تا ساخت مدل مهندسی در شکل‌های ۱۰ و شکل ۱۱ ارائه شده است. بدیهی است، برای تبدیل نمونه مهندسی یک محصول به نمونه کیفی- پروازی، باید به دفعات طراحی بازبینی شود که در این صورت بخشی از این روندنما تا زمان نهایی شدن محصول به دفعات تکرار می‌شود.

شروع این روندنما و پروژه با تعریف مأموریت انجام می‌شود. الزامات رانشگر نیز می‌تواند به سه صورت تعریف شود:

۱. تعریف مأموریت ماهواره
۲. تعیین ضربه کل و تراست مورد نیاز
۳. تعیین سرعت مورد نیاز برای مانور

همان‌طور که در بخش تعریف مسئله هم گفته شد، بدون توجه به مأموریت ماهواره، ورودی‌ها باید به اختلاف سرعت مورد نیاز برای مأموریت تفسیر شوند.

پس از تدوین الزامات مورد نظر برای رانشگر، لازم است تا اطلاعات محصولات هم‌مرده در قالب بانک اطلاعاتی جمع‌آوری شود. بانک اطلاعاتی کمک می‌کند تخمینی از بودجه‌بندی جرمی- حجمی مورد نیاز داشته باشیم. همچنین می‌توان نقاط احتمالی گلوگاهی فناوری را تشخیص داد. در رانشگر الکتریکی توصیه می‌شود با استفاده از بانک اطلاعاتی برای متغیرهای زیر مقادیر اولیه در نظر گرفته شود:

۱. توان مصرفی
۲. پیشرانده
۳. دمای کاری رانشگر
۴. ابعاد نازل
۵. فشار سیستم (مخزن، تغذیه و در صورت وجود پمپ سوخت)

۶. محدوده فشار کاری فشار شکن (در صورت استفاده)

۷. شیر کنترل دبی

۸. نوع مخزن (با/ بی دیافراگم)

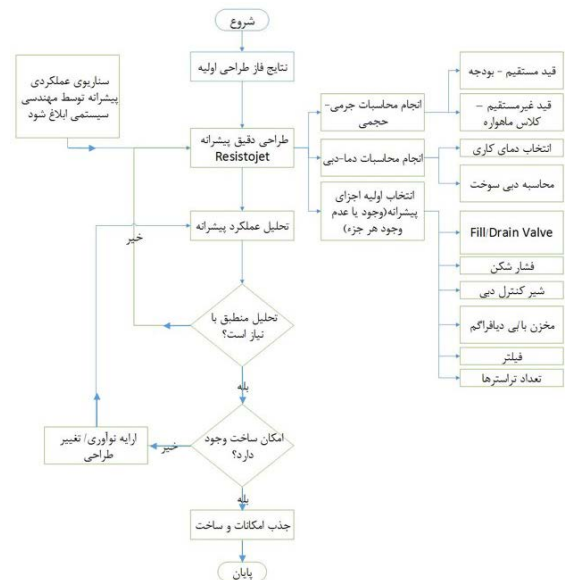
۹. تعداد تراسترهای مورد نیاز

پس از طراحی جزئی رانشگر، باید تحلیل عملکردی آن انجام شود. در این مرحله، برای تحلیل دقیق تر عملکرد رانشگر در محیط فضا و در مقابل شرایط محیطی پرتاب، لازم است از نرم افزارهایی مانند Fluent یا Abaqus استفاده کرد. در صورتی که نتایج تحلیل‌های انجام شده الزامات مأموریت را ارضا نکند، باید طراحی جزئی رانشگر بازبینی شود. این فرایند تا تأمین الزامات مأموریت تکرار می‌شود. پس از تأیید عملکرد طراحی لازم است انطباق تجهیزات موجود در بازار با طراحی بررسی شود. در صورتی که مشخصات اجزای رانشگر با تجهیزات قابل خرید هم‌خوان نباشد، گروه مهندسی سیستم باید در مورد ساخت اختصاصی تجهیز یا متناسب‌سازی طراحی برای انطباق با تجهیزات موجود و قابل تهیه تصمیم‌گیری کند. به دلیل این که ساخت اختصاصی قطعات باعث افزایش شدید هزینه پروژه می‌شود، پس از انتخاب قطعات، در طراحی بازبینی انجام می‌شود تا طراحی با قیود جدید هماهنگ شود. پس از هماهنگی طراحی با قیود جدید، فاز ساخت نمونه مهندسی شروع می‌شود.

نتیجه طراحی رانشگر الکتریکی با مأموریت گفته شده با استفاده از روندنمای شکل ۱۰ و شکل ۱۱، به طور خلاصه در جدول ۵ ارائه شده است.

جدول ۵. مشخصات رانشگر طراحی شده

| سامانه                     | رانشگر طراحی شده (سوخت آرگون)     |
|----------------------------|-----------------------------------|
| سوخت                       | آرگون                             |
| دمای کاری (K)              | ۱۰۰۰                              |
| توان مصرفی (W)             | ۱۲                                |
| دبی جرمی (kg/s)            | ۰/۰۵                              |
| فشار عملکردی نازل (MPa)    | ۱/۵                               |
| قطر گلوگاه (cm)            | ۰/۱۹                              |
| قطر خروجی (cm)             | ۰/۹۹                              |
| وزن ماهواره با پیشران (kg) | ۴                                 |
| وزن پیشران (kg)            | ۰/۸                               |
| وزن خشک (kg)               | ۰/۷۹                              |
| جرم پیشران (kg)            | $1/417 \times 10^{-6}$            |
| ضریب سازه                  | ۰/۶                               |
| ابعاد (m)                  | $0/095 \times 0/095 \times 0/095$ |



شکل ۱۱. روندنمای پیشنهادی طراحی جزئی رانشگر رزیستوژت

پس از مشخص شدن الزامات سطح بالای طراحی، لازم است تا سایر بخش‌های رانشگر که تا این مرحله از روند طراحی مشخص نشده‌اند، با استفاده از قیود و مقادیر اولیه طراحی شوند. در این بخش می‌توان برخی مقادیر اولیه را برای بهبود عملکرد تغییر داد اما تغییرات باید جزئی باشد. به طور مشخص، در این مرحله لازم است تا پیشرانه رانشگر نهایی شود و همچنین ابعاد و هندسه نازل نهایی و محاسبه شود.

پس از مشخص شدن طراحی به صورت اولیه، می‌توان عملکرد آن را به صورت یک بعدی تحلیل و نتایج را برای بهینه‌سازی‌های آتی بررسی کرد. در صورت انطباق نتایج با نیازمندی می‌توان وارد بخش طراحی دقیق رانشگر شد. روندنمای مربوط به طراحی دقیق رانشگر در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود. در مرحله طراحی جزئی باید محاسبات مربوط به اجزای رانشگر را با دقت بیشتری انجام داد. در این مرحله لازم است نحوه اجرای سناریوی عملیات از بین سناریوهای موجود از طرف گروه مهندسی سیستمی نهایی شده و در اختیار گروه پیشران قرار گیرد. در انتهای طراحی دقیق، برای متغیرهای زیر باید مقادیر مربوطه محاسبه یا انتخاب شده باشد:

۱. جرم اجزای رانشگر شامل جرم مخزن، لوله‌های انتقال و گرماساز
۲. حجم رانشگر، مخزن، لوله‌های انتقال و گرماساز
۳. تعداد گرماسازهای مورد نیاز و محل قرارگیری آن‌ها
۴. دبی سوخت، متناسب با تراست مورد نیاز
۵. نوع شیر سوخت‌گیری/ تخلیه و حجم و جرم آن

## ۴- بحث و بررسی

پیشنهاد می‌شود که از این رانشگر در مأموریت‌های کنترل وضعیت یا مانور حفظ مدار استفاده شود و برای سقوط مداری، روش‌های دیگری جایگزین شود.

## تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## تشکر و قدردانی

اد

## مراجع

- [1] George p. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed. Wiley-Interscience Publication, 2001.
- [2] E. Stuhlinger, "Advanced Propulsion Systems for Space Flight," 1972.
- [3] P. W. Garrison, "Advanced propulsion activities in the USA," *Acta Astronaut.*, vol. 16, pp. 357–366, 1987.
- [4] R. R. Tacina, "Conceptual Design and Integration of a Space Station Resistojet Propulsion Assembly," in *23rd Joint Propulsion Conference cosponsored by the AIAA, SAE, ASME, and ASEE*, 1987, pp. 1–16.
- [5] R. Holdaway and Y. S. Wong, "A REAPPRAISAL OF SATELLITE ORBIT RAISING BY ELECTRIC Propulsion," *Acta Astronaut.*, vol. 19, no. 6, pp. 535–538, 1989.
- [6] D. Gibbon, A. Baker, I. Coxhill, P. Sir, and M. Sweeting, "The Development of a Family of Resistojet Thruster Propulsion Systems for Small Spacecraft," in *17th Annual AIAA / USU Conference on Small Satellites*, 2003, no. August, pp. 1–9.
- [7] N. J. Rackemann, H. M. Sanders, and L. D. Van Vliet, "Design and Development of a Propulsion system for a Cubesat," in *AIAA 57th International Astronautical Congress*, 2006, no. 1, pp. 1–9.
- [8] M. Mihailovic, T. V. Mathew, J. F. Creemer, B. T. C. Zandbergen, and P. M. Sarro, "MEMS silicon-based resistojet micro-thruster for attitude control of nano-satellites," *2011 16th Int. Solid-State Sensors, Actuators Microsystems Conf. TRANSDUCERS'11*, pp. 262–265, 2011.

[۹] رضایی‌ها، عبدالرحیم و ف. منکاوی، "شبیه سازی عددی و تحلیل تجربی جریان در میکرونازل تراستر الکتروترمال" *اولین کنفرانس*

در این پژوهش فرض شده است، برای ماهواره‌ای با وزن ۴ کیلوگرم، به اختلاف سرعت ۲۲۷ متر بر ثانیه نیاز است. برای این منظور، ابتدا باید پیشرانه انتخاب شود. با توجه به معیارهای گفته شده، گازهای نجیب به عنوان سیال برتر انتخاب شدند. از میان گازهای نجیب نیز با وجود برتری هلیوم و نئون در ضربه ویژه قابل دستیابی، آرگون به دلیل قیمت پایین‌تر و ابعاد مولکولی بیشتر که دشواری فناوریانه کمتری به سیستم تحمیل می‌کند انتخاب شده است. برای انتخاب ابعاد نازل نیز نسبت انبساط ۲۵ به دلیل داشتن بالاترین عملکرد به ازای ابعاد نازل، برای این رانشگر انتخاب شده است. در این نسبت، انبساط رشد نمودار ضربه ویژه- نسبت انبساط تقریباً متوقف می‌شود. با استفاده از گاز آرگون در دمای ۳۰۰ کلوین و قیود جرمی مأموریت، نمی‌توان به هدف تعیین شده دست یافت اما با افزایش دمای گاز می‌توان به ضربه ویژه بالاتری دست یافت که در نهایت می‌تواند منجر به اختلاف سرعت بالاتری شود. با توجه به تحلیل‌های انجام شده، در دمای ۱۰۰۰ کلوین، دستیابی به الزام ۲۲۷ متر بر ثانیه امکان‌پذیر است.

با توجه به مشخص شدن دمای کاری رانشگر، مشخص می‌شود که اجزای گرمازا با جنس مس، SMO254 و تیتانیوم، قابلیت تحمل این دما را نداشته و حذف می‌شوند. از بین سایر آلیاژها، Incoloy 800، به دلیل حاشیه اطمینان دمایی بالاتر و قطر تیوب کمتر که امکان کوچک‌سازی بهتری فراهم می‌کند، انتخاب شده است. پس از نهایی شدن بخش تولید حرارت ماهواره و دمای کاری، دبی سیال عبوری محاسبه شده است.

## ۵- نتیجه‌گیری

اختلاف سرعت ۲۲۷ متر بر ثانیه، یکی از الزامات زیرسیستم پیشران در پروژه طراحی و ساخت ماهواره مکعبی دانشجویی در دانشگاه صنعتی امیرکبیر بوده که برای مانور سقوط کنترل شده ماهواره در فاز انتهای عمر از مدار عملیاتی توسط گروه تحلیل مدار محاسبه شده و در این پژوهش نیز به عنوان هدف طراحی در نظر گرفته شد. با توجه به مواردی که در بخش بحث و بررسی ارائه شد، تأمین سرعت مورد نظر با استفاده از رانشگر رزستوژت برای ماهواره مکعبی امکان‌پذیر است. با این وجود، به دلیل این که برای تأمین این الزام، دمای عملکردی رانشگر باید بسیار بالا باشد و همچنین از آلیاژهای ویژه‌ای مانند Incoloy استفاده شود،



- [10] E. Y. Choueiri, "A Critical History of Electric Propulsion: The First 50 Years (1906-1956)," *J. Propuls. Power*, vol. 20, no. 2, pp. 193–203, 2004.
- [11] A. Passaro and A. Bulit, "Development and Test of XR-150, a New High-Thrust 100 W Resistojet," *33rd Int. Electr. Propuls. Conf.*, no. IEPC Paper 2013–219, pp. 1–9, 2013.
- [12] A. Cervone, A. Mancas, and B. Zandbergen, "Conceptual design of a low-pressure micro-resistojet based on a sublimating solid propellant," *Acta Astronaut.*, vol. 108, pp. 30–39, 2015.
- [13] م. شفیع، ن. میرزاآقازاده and ر. گلزاربان، "مقایسه نسبت جرم پیشران مصرفی پیشرانش های شیمیایی و الکتریکی در ماموریت های فضایی "اولین کنفرانس انجمن پیشرانش هوافضایی ایران ۱۳۹۱ آذرماه، ۱۳۹۱.
- [14] J. w. Cornelisse, H. F. R. Schoyer, and K. F. Wakker, *Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics*, Illustrate. Netherland: Pitman , 1979.
- [15] D. L. Carroll, J. M. Cardin, R. L. Burton, G. F. Benavides, N. Hejmanowski, C. Woodruff, and K. Bassett, "PROPULSION UNIT FOR CUBESATS ( PUC )," in *62nd JANNAF Propulsion Meeting (7th Spacecraft Propulsion)*, 2015, pp. 1–5.
- [16] D. M. Gibbon, A. M. Baker, D. Nicolini, D. Robertson, E. S. Agency, C. Dye, and B. Regis, "The design , development and in-flight performance of a low power resistojet thruster," in *AIAA 39th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2003, vol. 39, no. July, pp. 1–10.
- [17] ح. فاضلی، ح. ناصح، م. میرشمس و ع. باصحبت نوینزاده، "الگوی جامع طراحی رانشگرهای فضایی کم پیشران،" *فصلنامه علوم و فناوری فضایی*، جلد ۷، شماره ۳، ص. ۹–۲۱، ۱۳۹۳.
- [18] R. W. Humble, G. N. Henry, and W. J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*. McGraw-Hill inc., 1997.
- [19] "VACCO Industries, 'MEPSI Micro Propulsion System', XV0E10889-01 datasheet," 2015.



#### COPYRIGHTS

© 2021 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. 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/>)