



# Conceptual Design of Microwave Electrothermal Thruster of Satellite

SaharNoori<sup>1</sup>, Rojin Shokri Khanghah<sup>\*2</sup> and Mohammad Nadafipour Meibody<sup>3</sup>

1. Amirkabir University of Technology. s\_noori@aut.ac.ir
2. Amirkabir University of Technology, rojin.shokri@aut.ac.ir
3. Amir Kabir University, Tehran, Iran, [meibudy@gmail.com](mailto:meibudy@gmail.com)

\*Corresponding author

Journal of  
Space Science,  
Technology &  
Applications (Persian)

Vol. 1, No. 1, pp.: 108-125

2021

Available in:  
[Journal.isrc.ac.ir/article\\_138080.html](http://Journal.isrc.ac.ir/article_138080.html)

DOI:

10.22034/JSSTA.2021.262804.1009

## Article Info

Received: 2020-12-19  
Accepted: 2021-07-05

## Keywords

Spatial propulsion, Electric propulsion, Microwave thermal thruster, Conceptual design, Propulsion system mass

## How to Cite this article

Ehsan Maani Miandoab, Ehsan Zabihian, Hossein Najafi, "Conceptual Design of Microwave Electrothermal Thruster of Satellite", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 1 (1), p.: 108-125, 2021.

## Abstract

Microwave electrothermal thruster is the propellant that converts microwave energy into heat energy. nowadays, with the technology development of electric thrusters are very important in terms of producing high specific impact and low fuel consumption. These thrusters can produce acceptable thrust over a long period of time, which are suitable for spiral orbital transfer missions. In this type of propulsion, the propellant gas is heated and expanded, which produces the propulsion force. This paper presents the conceptual design process of a microwave thermal thruster. The propulsion system includes propellant, propulsion storage tank, amplification chamber, and power plant, which includes batteries and solar arrays. In this paper, the method of calculating the mass and the characteristics of each are presented in detail. Finally, in order to validate the conceptual design process presented in this study, the necessary studies have been discussed. Conceptual design has been done for a 100 kg satellite, which is desirable to travel in a week from an orbital height of 300 to 800 km during a spiral transfer. The propulsion system and mass of each subsystem are obtained.



## طراحی مفهومی رانشگر گرمایش ماکروویو ماهواره

سحر نوری<sup>۱</sup>، روژین شکری خانقاه<sup>۲\*</sup>، محمد ندافی پور میبیدی<sup>۳</sup>

۱. استادیار دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر s\_noori@aut.ac.ir

۲.\*. دانشجوی کارشناسی ارشد دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر rojin.shokri@aut.ac.ir

(نویسنده مسئول)

۳. دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، meibudy@gmail.com

دو فصلنامه

علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۱، صفحه ۱۰۸-۱۲۵

بهار و تابستان ۱۴۰۰

Available in:  
Journal.isrc.ac.ir/article\_138080.html

### چکیده

رانشگر گرمایش ماکروویو پیشرانهای است که انرژی ماکروویو را به انرژی گرمایی تبدیل می‌کند. فناوری رانشگرهای الکتریکی از نظر تولید ضربه ویژه بالا و مصرف پایین بسیار حائز اهمیت هستند. این رانشگرها قادر هستند پیشران قابل قبولی را در مدت زمان زیادی به طور متوالی تولید کنند از این رو، برای مأموریت‌های انتقال مداری ماریچ مناسب و قابل استفاده هستند. در این نوع از رانشگرها، گاز پیشران گرم و منبسط شده باعث تولید نیروی پیشران و جلوبرندگی می‌شود. در مقاله حاضر، روند طراحی مفهومی یک رانشگر گرمایش ماکروویو ارائه شده است. سامانه پیشران شامل پیشران، تانک ذخیره پیشران، محفظه تشدید و منبع تولید انرژی است که این منبع شامل باتری و آرایه‌های خورشیدی است. در این مقاله، روش محاسبه جرم و مشخصات هر کدام به تفصیل ارائه شده است. در نهایت، به منظور صحت‌سنجی روند طراحی مفهومی ارائه شده در این پژوهش، بررسی‌های لازم صورت گرفته است. طراحی مفهومی برای یک ماهواره ۱۰۰ کیلوگرمی انجام شده که مطلوب است در طی یک هفته از ارتفاع مداری ۳۰۰ به ۸۰۰ کیلومتری طی یک انتقال ماریچ سفر کند. سامانه پیشران و جرم هر کدام از زیرسامانه‌ها به دست آمده است.

DOI:

10.22034/JSSTA.2021.262804.1009

### تاریخچه داوری

دریافت: ۱۳۹۹/۰۹/۲۹

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۱۴

### واژه‌های کلیدی

پیشران فضایی، پیشران الکتریکی، رانشگر گرمایش ماکروویو، طراحی مفهومی، جرم سامانه پیشران

### نحوه استناد به این مقاله

سحر نوری، روژین شکری خانقاه، محمد ندافی پور میبیدی، " طراحی مفهومی رانشگر گرمایش ماکروویو ماهواره"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره اول، صفحات ۱۰۸-۱۲۵، ۱۴۰۰.

عددی طراحی و بهینه‌سازی کرده‌اند. آن‌ها همچنین سیستم تزریق پیشران را در سه ابعاد مختلف مورد بررسی قرار دادند. حاجی پور و ندافی [۹]، به طراحی مفهومی رانشگر یونی مطابق استاندارد ECSS و همچنین به مصالحه مفاهیم منتخب بر مبنای روش تصمیم‌گیری سلسله مراتبی (AHP) پرداختند. میری [۱۰] در پایان‌نامه خود برای انتقال ماهواره به مدار GEO یک رانشگر الکتریکی یونی طراحی کرده است. صدیق و ابراهیمی [۱۱]، به شبیه‌سازی عددی یک بعدی عملکرد رانش پالس پلاسمایی با سوخت جامد پرداختند و همچنین رضایی‌ها و فرشچی [۱۲] پارامترهای موثر در طراحی رانشگر پالس پلاسمایی را مورد بررسی قرار دادند.

در ایران، بیشتر ماهواره‌ها حدود ۱۰۰ کیلوگرم هستند. برای اینکه ماهواره‌ها دارای عمر مداری بیشتری باشند باید در ارتفاعات بالاتری تزریق شوند. تزریق ماهواره ۱۰۰ کیلوگرمی به ارتفاعات بالا نیازمند پرتابگرهای پیشرفته است که هنوز در کشور موجود نیست اما از طرفی می‌توان با تزریق ماهواره به مدارهای پایین‌تر و سپس انجام مانورهای مداری، ارتفاع ماهواره را افزایش داد و به عمر مداری مطلوب رساند. برای انجام مانورهای مداری می‌توان از رانشگر گرمایش ماکروویو استفاده کرد که با توجه به ضربه ویژه بالا نیاز ما را برآورده می‌کند. در این مقاله، تلاش شده است روابط طراحی رانشگر گرمایش ماکروویو و ترکیب آن با روابط انتقال مداری ارائه شود. نوآوری پژوهش در بررسی عملکرد رانشگر ماکروویو به عنوان یک سیستم انتقال مداری و شبیه‌سازی ماموریت ماریچ با این رانشگر است.

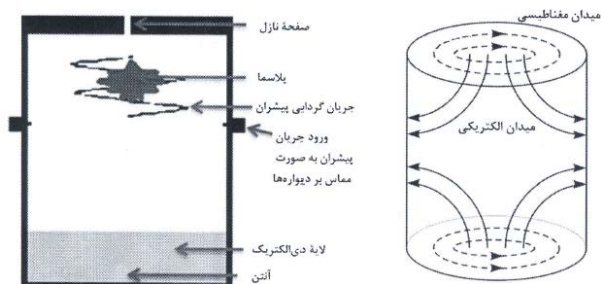
## ۲- رانشگر گرمایش ماکروویو

با وجود آنکه رانشگرهای الکتریکی در مقایسه با موشک‌های شیمیایی متداول، نیروی رانش بسیار پایین‌تری تولید می‌کنند (از مرتبه چند میلی نیوتن تا چند نیوتن) با این حال، وجود یک مشخصه برتر آن‌ها را به گزینه‌ای ایده‌آل برای مأموریت‌های فضایی تبدیل کرده است. این مشخصه که ضربه ویژه موثر نام دارد، بیانگر نسبت بین نیروی رانش (F) و دبی وزنی پیشران (mg) است. اگرچه موشک‌های شیمیایی قادر به تولید نیروی رانش بالا تا محدوده چند ده کیلو نیوتن هستند، اما برای دستیابی به این میزان نیروی رانش باید حجم زیادی از ذرات پیشران را تا سرعتی مشخص شتاب دهند و به دلیل نرخ بالای مصرف پیشران، ضربه ویژه موثر آنها از ۵۰۰ ثانیه تجاوز نمی‌کند. اما رانشگرهای الکتریکی به‌جای آنکه به تعداد زیادی از ذرات

پیشران‌های الکتریکی زیرمجموعه‌ای از پیشران‌های فضایی هستند که به منظور ایجاد نیروی جلوبرندگی در ماهواره‌ها و فضاپیماها مورد استفاده قرار می‌گیرند. به دلیل ماهیت مأموریت‌های فضایی و شرایط محیطی در فضا، این پیشران‌ها از نظر مشخصات ساختاری و عملکردی ویژگی‌های متمایزی نسبت به پیشران‌های شیمیایی متداول دارند.

انجمن فضا و علوم فضانوردی ژاپن، در سال ۲۰۰۳ فضاپیمايي با جرم حدود ۳۶۰ کیلوگرم را به فضا پرتاب کرد تا زباله فضایی را از سیارک‌ها به زمین بازگرداند. در این ماموریت، از رانشگر ماکروویو یونی استفاده شد [۱]. فوناکی و همکاران [۲]، در پژوهشی کاربرد یک رانشگر ماکروویو یونی، در سفر فضایی طولانی مدت را بررسی کردند. رانشگر از یک پرتو یونی که جریان ۱۴۰ میلی‌آمپری تولید می‌کند ساخته شده است. این رانشگر توانی برابر ۳۲ وات برای تولید پلاسمای دارد. کیوزومی و همکاران [۳]، یک رانشگر یونی برای فضاپیماي ۱۰ تا ۵۰ کیلوگرمی، با توان ۰/۲ تا ۵ وات طراحی کردند. در این طراحی، ورودی ماکروویو به طوری به پلاسمای متصل شده که نیازی به دستگاه تنظیم‌کننده ندارد و باعث کاهش در میزان تخلیه شارژ به اندازه ۲۵۰ وات به آمپر شده و بهره‌وری را ۳۷ درصد افزایش داده است. پارکین [۴]، مطالعه‌ای روی رانشگر ماکروویو حرارتی انجام داده که باعث تولید ضربه ویژه و نسبت تراست به وزن بالا می‌شود. وی اظهار داشته که استفاده از پیشران هیدروژنی باعث افزایش ضربه ویژه به ۷۰۰ تا ۹۰۰ ثانیه و همچنین نسبت تراست به وزن ۵۰ تا ۱۵۰ می‌شود. وی همچنین در مطالعه دیگری [۵] یک پیشران ماکروویو حرارتی ۳۵ گیگاهرتزی طراحی کرده که از تبادل حرارت برای دریافت انرژی از منبع ماکروویو و پیشران، برای گرم کردن و در نتیجه انبساط متوسط پیشران بهره گرفته است. این انبساط باعث تولید نیروی پیشران می‌شود. پرکینسکی و زندبرگن [۶] روشی برای تخمین وزن فضاپیماهایی که به دور ماه و زمین می‌چرخند ارائه داده‌اند. آن‌ها حدود ۳۸ فضاپیما را مورد بررسی قرار داده و با جمع‌بندی نتایج، روابطی برای تخمین وزن اجزای مختلف فضاپیما ارائه کرده‌اند که در مرحله طراحی مفهومی می‌تواند کمک کننده باشد. ادوسومولی [۷] بر روی بهینه کردن عملکرد یک رانشگر ماکروویو الکتروترمال با فرکانس ۱۴/۵ گیگاهرتز کار کرده است. کریستوفر و دیفورس [۸] نیز یک رانشگر ماکروویو الکتروترمال با فرکانس ۸ گیگاهرتز را به صورت

در رانشگر گرمایش مایکروویو، یک مولد امواج مانند مگنترون امواجی در محدوده فرکانسی مایکروویو (از ۳۰۰ مگاهرتز تا ۳۰۰ گیگاهرتز) تولید کرده و این امواج از طریق یک آنتن در داخل یک محفظه تشدید استوانه‌ای منتشر می‌شوند. الگوی انتشار امواج به‌گونه‌ای انتخاب می‌شود که در داخل محفظه، تشدید میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی در راستای خاص ایجاد شده و بیشترین تراکم خطوط میدان الکتریکی در نزدیک نازل حاصل شود (شکل ۲). در این منطقه، بخشی از اتم‌ها یا مولکول‌های گازی تحت اثر پدیده تشدید، الکترون آزاد کرده و یونیزه می‌شوند. یون‌ها و الکترون‌های پر انرژی در برخورد با سایر ذرات مجموعه، انرژی جنبشی و دما را افزایش داده و خود به تدریج با کاهش سرعت دوباره با یکدیگر ترکیب شده و با رسیدن به سطح انرژی پایدار به ذرات خنثی تبدیل می‌شوند. آنچه که از فرایند پیوسته تشکیل و باز ترکیب ذرات یونیزه حاصل می‌شود، افزایش دمای مجموعه گازی است. در نهایت، جریان گاز مافوق گرمی که بدین شکل ایجاد می‌شود، با شتاب گرفتن در یک نازل ترمودینامیکی ایجاد نیروی رانش می‌کند. در این رانشگر، تنها حدود ۱۰ درصد از حجم پیشران موجود در منطقه تشدید تبدیل به پلاسما می‌شود و با توجه به عدم تفکیک بارها از هم، مخلوط پلاسما و پیشران مافوق گرمی از نظر الکتریکی به‌صورت خنثی باقی مانده و برخلاف رانشگرهای یونی، نیازی به تفنگ الکترونی برای خنثی‌سازی بار ذخیره شده در رانشگر نیست [۱۳].



شکل ۲. ساختار رانشگر گرمایش مایکروویو و راستای میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی آن

## ۲-۱- محفظه تشدید

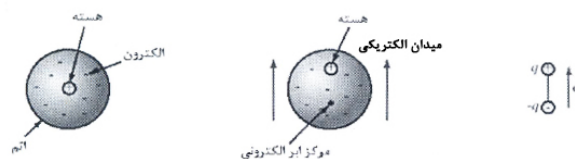
محفظه تشدید، استوانه‌ای فلزی (معمولاً از جنس آلومینیوم ۶۰۶۱) است که در یک سر آن آنتنی برای انتشار امواج مایکروویو و در سر دیگر، نالی برای خروجی جریان گاز تعبیه شده است. به منظور تزریق پیشران به داخل محفظه تشدید، راستای درچه‌های ورودی را به صورت مماس بر دیواره‌های محفظه

پیشران انرژی جنبشی متوسطی بدهند، تعداد اندکی از ذرات را تا سرعت‌های بسیار بالا شتاب داده و به این طریق ضمن دستیابی به نیروی رانش مورد نظر، دبی مصرفی پیشران را به شدت کاهش می‌دهند.

رانشگرهای الکتروترمال انرژی الکتریکی با مکانیزم‌های مختلف سبب افزایش انرژی جنبشی و گرم شدن ذرات پیشران شده و اغلب این فرایند تا یونیزه شدن مولکول‌ها یا اتم‌های پیشران ادامه پیدا می‌کند. در نهایت، توده ذرات مافوق گرم ایجاد شده، ضمن عبور از یک نازل ترمودینامیکی همگرا-واگرا منبسط شده و شتاب می‌گیرند و با خروج از محفظه موتور، نیروی رانش ایجاد می‌کنند.

اصول عملکرد رانشگرهای گرمایش مایکروویو، مبتنی بر

فرایند تشدید و مرتعش کردن مولکول‌های گازی تا آستانه یونیزه شدن آن‌ها است. هنگامی که یک مولکول یا اتم در داخل یک میدان الکتریکی قرار می‌گیرد، با جابه‌جایی ابر الکترونی و هسته اتم در دو جهت مخالف، یک دو قطبی الکتریکی تشکیل می‌شود که در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱. قطبی‌شدگی یک اتم در حضور میدان الکتریکی

اگر امواج الکترومغناطیسی مولد این میدان الکتریکی باشند، راستای میدان ثابت مانده اما جهت آن به‌طور متناوب تغییر می‌کند. این تغییر جهت سبب می‌شود، موقعیت قرارگیری هسته اتم و ابر الکترونی نیز به‌صورت متناوب تغییر کرده و آن اتم یا مولکول مرتعش شود. به عنوان مثال، برای موجی در محدوده فرکانسی ۱۰ گیگاهرتز، جهت میدان الکتریکی و به‌تبع آن، موقعیت ابر الکترونی و هسته اتم در هر ثانیه ۱۰ میلیارد بار تغییر می‌کند. اگر میدان الکتریکی به حد کافی قوی باشد، بسته به مشخصه‌های الکتریکی و مغناطیسی ذره و شرایط محیطی، در یک فرکانس خاص که فرکانس تشدید نامیده می‌شود، دامنه ارتعاشات ذره به حدی افزایش می‌یابد که ساختار آن شکسته شده و با از دست دادن الکترون یونیزه شده و پلاسما شکل می‌گیرد.

## ۲-۲- نازل ترمودینامیکی

هرچند برخلاف موتورهای موشکی شیمیایی، انرژی مورد نیاز در رانشگر گرمایش مایکروویو از طریق امواج الکترومغناطیس تأمین می‌شود، اما این رانشگر نیز همانند موتورهای موشکی متداول از یک نازل مافوق صوت همگرا-واگرا برای تبدیل انرژی گرمایی به انرژی جنبشی و ایجاد نیروی رانش بهره می‌برد [۱۴].

در رانشگر گرمایش، مایکروویو هندسه آنتن به گونه‌ای انتخاب می‌شود تا امواج مایکروویو با تمرکز بر جریانی که در آستانه ورود به داخل نازل است، تنها در همان منطقه ایجاد گرما کرده و در نتیجه پیشران مافوق گرم بلافاصله بعد از تشکیل، وارد نازل شده و فرصت چندانی برای تبادل گرمایی با پیشران سرد موجود در داخل محفظه رانش نمی‌یابد. به همین دلیل، همان گونه که در تست‌های تجربی نشان داده شده است [۱۲]، با وجود رسیدن دمای پلاسما به بیش از چند هزار درجه کلوین، دیواره‌های محفظه رانش دمای بسیار پایین‌تری داشته و ذوب نمی‌شوند. بر این اساس و با فرض ایده‌آل بودن هندسه آنتن در فاز طراحی مفهومی، می‌توان در تحلیل نازل ترمودینامیکی مشخصات پیشران مافوق گرم در آستانه ورود به نازل را برابر با مشخصات نقطه سکون در نظر گرفته و از این نقطه به بعد فرایند را به صورت تک آنژیروپی فرض نمود.

دما، فشار و چگالی گاز در طول نازل، برحسب مشخصات نقطه سکون و با استفاده از قانون گاز کامل فرض فرایند تک-آنژیروپی و ثابت بودن نسبت گرماهای ویژه محاسبه می‌شوند. همچنین با توجه به سرعت پایین جریان در داخل محفظه رانش که در واقع همان قسمت انتهایی محفظه تشدید است، می‌توان شرایط داخل محفظه رانش را با شرایط نقطه سکون برابر فرض کرد و به کمک آن، سطح مقطع گلوگاه نازل همگرا-واگرا و سرعت خروجی گاز را به دست آورد.

یکی از چالش‌های عملکردی در رانشگرهای گرمایش مایکروویو، قطر بسیار کوچک گلوگاه است که دو اثر نامطلوب در پی دارد. اول، خوردگی گلوگاه در طی مدت زمان طولانی است که علت اصلی آن برخورد ذرات پلاسما با دیواره‌های گلوگاه است. اگرچه این اثر چندان شدید نبوده و مانند اثر خوردگی آند در رانشگرهای جت قوسی یک محدودیت فیزیکی جدی به شمار نمی‌آید، اما می‌تواند کارایی رانشگر را تحت تأثیر قرار داده و دقت آن را کاهش دهد. راهکار متداول برای غلبه بر این مشکل، استفاده از میدان مغناطیسی در گلوگاه نازل است که علاوه بر

تعبیه می‌کنند تا پیشران پس از ورود به داخل محفظه تشدید، ایجاد یک جریان چرخشی کند. این جریان چرخشی موجب تمرکز پلاسما حول محور طولی محفظه می‌شود. همچنین، علاوه بر افزایش کارایی رانشگر، دیواره‌ها را از برخورد با پلاسما مصون می‌دارد. قسمتی از انتهای استوانه که آنتن در آن قرار دارد، با ماده‌ای از جنس دی‌الکتریک پر می‌شود. این لایه هم امکان تغییر فرکانس تشدید را فراهم کرده و هم مانع از خوردگی آنتن در تماس با پلاسما می‌شود.

فرکانس تشدیدی که برای ایجاد پلاسما است ( $f_{res}$ )، تابعی از هندسه محفظه و خواص ماده پیشران و ماده دی‌الکتریک است.

یکی از پارامترهای مهم در بررسی عملکرد محفظه تشدید، ضریب کیفیت است که به صورت نسبت بین انرژی ذخیره شده در داخل محفظه ( $W$ ) به توان تلف شده در آن ( $P_d$ ) در رابطه ۱ تعریف می‌شود:

$$Q = 2\pi f_{res} \frac{W}{P_d} \quad (1)$$

توان تلف شده برابر است با، مجموع توان منتقل شده به دیواره‌ها و توان جذب شده توسط رسانایی که در داخل محفظه قرار دارد (در رانشگر همان ماده پیشران است). یک محفظه تشدید فلزی هنگامی که خالی از پیشران باشد، دارای ضریب کیفیتی از مرتبه چندین هزار است [۱۳]. این میزان بدین معنی است که درصد کمی از انرژی منتشر شده در داخل محفظه از طریق دیواره‌ها تلف می‌شود و بیشتر آن در داخل فضای عاری از ماده محفظه باقی می‌ماند که ممکن است درصد زیادی از آن روی آنتن بازتاب شده و از طریق کابل کوآکسیال که رابط بین مگنترون و آنتن است، خود را به مگنترون رسانده و به آن آسیب بزند. اما در حضور پیشران، قسمت اعظم انرژی (تا بیش از ۹۵ درصد) جذب پلاسما شده و ضریب کیفیت به شدت کاهش یافته و از مرتبه واحد یا حتی کمتر از آن می‌شود. به همین علت است که می‌توان مگنترون را بدون نگرانی در مورد آسیب‌پذیری آن، به صورت مستقیم و بدون نیاز به کابل کوآکسیال به آنتن وصل نمود و ضمن افزایش راندمان، حجم رانشگر را نیز کاهش داد [۱۱].

$Re^*$  عدد رینولدز در گلوگاه نازل،  $r^*$  شعاع سطح مقطع گلوگاه و  $Re_c$  شعاع خمیدگی مقطع گلوگاه است. با فرض آن که شعاع سطح مقطع و شعاع خمیدگی مقطع گلوگاه با هم برابرند، می‌توان در رابطه ۳ به جای  $R$ ، عدد رینولدز را جایگزین کرد. عدد رینولدز تابعی از سرعت جریان هندسه مقطع و جنس سیال است که از رابطه زیر قابل محاسبه است.

آنچه که باید در محاسبات مربوط به نازل این رانشگر مدنظر قرار گیرد آن است که در روند بهینه‌سازی طراحی مفهومی، به دلیل کثرت طرح‌هایی که باید مورد بررسی قرار گیرند، امکان شبیه‌سازی عددی مجزا برای هر یک از طرح‌ها وجود ندارد و به همین دلیل بر مبنای مجموعه‌ای از فرضیات، روابط تحلیلی مورد استفاده قرار می‌گیرند. این روابط تحلیلی غالباً در محدوده دمایی یا فشاری مشخصی معتبر بوده و با دور شدن از این محدوده دچار خطا می‌شوند. در رابطه تانگ-فن، برای محاسبه ضریب تخلیه نسبت گرمای ویژه برای دماهای بسیار بالا، دست‌خوش تغییر تدریجی صورت پذیرفته نشده و پرش زیادی در نتایج مقایسه بین پیشران‌های مختلف ایجاد نمی‌کند. با این حال، ثابت فرض کردن این پارامتر بی‌شک منجر به بروز خطا در محاسبه برخی مقادیر ترمودینامیکی می‌شود. به همین دلیل، مشخصات ترمودینامیکی به‌دست آمده در انتهای فاز طراحی مفهومی، تنها برای مقایسه نسبی بین طرح‌های مختلف کاربرد داشته و نمی‌توان به آن‌ها به عنوان مقادیر دقیق تحلیلی برای هر یک از طرح‌ها استناد نمود.

بر این اساس، به هنگام ورود به فاز طراحی دقیق رانشگر، طرح‌هایی که در انتهای فاز طراحی مفهومی انتخاب می‌شوند باید با شبیه‌سازی عددی مورد تحلیل قرار گرفته و مشخصات عملکردی آن‌ها با دقت بالاتری محاسبه شود.

## ۲-۳- مأموریت انتقال مداری

یکی از مأموریت‌های مهم برای پیشران‌های الکتریکی، مانورهای انتقال مداری است. با توجه به نیاز کشور در خصوص ارسال ماهواره‌های سنجش از دور به مدارهای LEO و با توجه به محدودیت عملکردی پرتابگرهای موجود در کشور، به منظور دستیابی به مدارهای بالای ۴۰۰ کیلومتر، یکی از گزینه‌های مقرون به صرفه می‌تواند استفاده از پیشران‌های الکتریکی باشد. به گونه‌ای که پرتابگر ماهواره را در یک مدار پایه (ارتفاع ۲۰۰ تا

دور کردن جریان ذرات یونیزه از دیواره‌ها، با فشرده کردن آن‌ها در مرکز سطح مقطع گلوگاه، به ترکیب مجدد آن‌ها و آزاد شدن قسمتی از انرژی داخلی‌شان کمک می‌کند [۱۵].

اثر نامطلوب دیگر، تشدید تأثیر رشد لایه مرزی بر کاهش سطح مقطع مفید گلوگاه است که باعث کاهش دبی جرمی نسبت به اندازه اسمی آن می‌شود. در جریان پیشران در داخل نازل، همانند سایر سیالات اثر لزجت در مجاورت دیواره‌ها باعث ایجاد لایه مرزی و رشد آن در طول دیواره می‌شود که در گلوگاه با افزایش ضخامت لایه مرزی، سطح مقطع جریان آزاد کاهش می‌یابد. با این حال، برای نازل‌هایی با قطر به نسبت بزرگ در گلوگاه (از مرتبه چند سانتی‌متر به بالا)، این اثر بسیار ناچیز است و رشد لایه مرزی بیشتر از نقطه نظر انتقال حرارت در گلوگاه مورد بررسی قرار می‌گیرد [۱۵]. اما در رانشگر گرمایش مایکروویو به دلیل قطر بسیار کوچک گلوگاه (از مرتبه یک میلی‌متر یا حتی کسری از آن)، این اثر نمود بیشتری پیدا کرده و باعث کاهش چند درصدی دبی جرمی و به تبع آن کاهش نیروی رانش می‌شود که برای مأموریت‌هایی با مدت زمان رانش بالا این خطا در نیروی رانش می‌تواند روی دقت مأموریت تأثیر محسوس و نامطلوبی داشته باشد. برای بررسی اثر رشد لایه مرزی بر دبی جرمی پیشران ضریب تخلیه نازل به صورت رابطه ۲ تعریف می‌شود:

$$C_D = \frac{\dot{m}_{actual}}{\dot{m}_{nominal}} \quad (2)$$

با توجه به ماهیت ضریب تخلیه، وابستگی آن به جنس پیشران، هندسه گلوگاه و رژیم جریان قابل پیش‌بینی است. روابط تجربی متعددی برای محاسبه این ضریب وجود دارد. در این پژوهش، از رابطه تانگ و فن [۱۶] استفاده شده که از دقت بالایی برخوردار است و نشان می‌دهد که می‌توان این ضریب را بر اساس جنس پیشران هندسه گلوگاه و عدد رینولدز جریان محاسبه نمود:

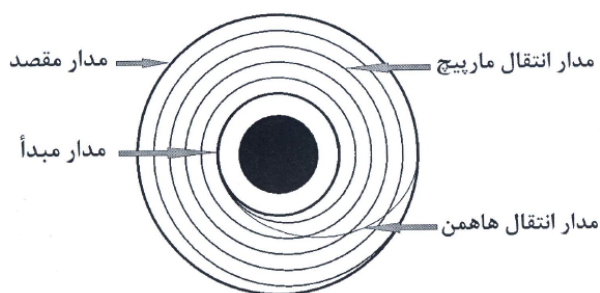
$$C_D = 1 - \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{3}{4}} \left[ 3,266 - \frac{2,128}{\gamma + 1} \right] \frac{1}{\sqrt{R}} + \left[ 0,9428 \frac{(\gamma + 1)(\gamma + 2)}{\sqrt{\gamma + 1}} \right] \frac{1}{R}; R = Re^* \sqrt{\frac{r^*}{r_c}} \quad (3)$$



ضربه کل  $I_{total}$  به ماهواره وارد شود که در رابطه ۴ مشاهده می‌شود.  $T$  نیروی رانش و  $t_{thrust}$  مدت زمان رانش است، در مانور انتقال مداری با رانش پایین که رانشگر در کل مسیر فعال است، زمان رانش با زمان مأموریت برابر است.

$$I_{total} = T t_{thrust} = m_{pay} \Delta V \quad (4)$$

باید در نظر داشت که رابطه ۴، یک معادله کلی و بسیار ساده از انتقال مداری است که در آن مواردی نظیر تغییر صفحه مداری، اثرات اصطکاک آیرودینامیکی و ... لحاظ نشده است. با این حال، این معادله می‌تواند نقطه خوبی برای شروع روند طراحی مفهومی باشد.



شکل ۳. مقایسه مسیر انتقال مداری ماهواره به دو روش انتقال هاهمن و انتقال ماریپیچ

## ۲-۴- اثر ضریب تخلیه نازل بر دقت مأموریت

از پارامترهای عملکردی در طراحی رانشگرهای گرمایش مایکروویو، بحث ضریب تخلیه نازل است که نشان می‌دهد دبی جرمی واقعی در خروجی نازل تا چه میزان با مقدار تئوری که از روابط تحلیلی حاصل می‌شود، اختلاف دارد. در صورتی که این اختلاف نادیده گرفته شود می‌تواند در دقت مأموریت انتقال مداری اثر منفی داشته باشد. برای بررسی میزان اثر این پارامتر بر دقت یک مانور انتقال مداری با فرض آن که هندسه نازل ایده‌آل بوده و ترم اختلاف قابل صرف نظر است، می‌توان رابطه ۴ را بر اساس دبی جرمی بازنویسی کرد. از طرفی محاسبه تغییر سرعت مورد نیاز برای انجام یک مانور انتقال مداری بین دو مدار دایروی از رابطه ۶ به دست می‌آید [۱۷]:

$$\dot{m} u_e t_{mission} = m_{pay} \Delta V \quad (5)$$

۳۰۰ کیلومتر) تزریق کرده و سپس ماهواره با استفاده از موتورهای خود مانور انتقال به مدار هدف را انجام دهد. همان‌طور که پیش‌تر عنوان شد، با توجه به ویژگی‌های ساختاری و عملکردی رانشگرهای گرمایش مایکروویو و عمر عملیاتی بالای آن‌ها (به دلیل عدم استهلاک و خوردگی زود هنگام قطعات داخلی)، این‌گونه رانشگرها در مقایسه با سایر رانشگرهای گرمایشی گزینه مناسب‌تری برای انجام مأموریت‌های فضایی طولانی مدت هستند. یکی از این مأموریت‌ها، مانورهای انتقال مداری با مدت زمان بالا و رانش پایین است. برخلاف مانور انتقال مداری هاهمن که ماهواره با استفاده از اعمال نیروی رانشی قابل توجه در دو بازه زمانی کوتاه در طول یک مسیر نیم بیضی از مدار مبدأ به مدار مقصد منتقل می‌شود، در مانورهای انتقال مداری با رانش کم، در مدت زمان طولانی در حدود چند هفته تا چند ماه ماهواره بر روی یک مسیر ماریپیچ اندک اندک به ارتفاع مداری خود می‌افزاید تا به مدار مقصد برسد و در طول این مسیر در هر ارتفاعی سرعت آن تقریباً برابر با سرعت مداری آن ارتفاع است. مدار انتقال هاهمن و مدار انتقال ماریپیچ در شکل ۳ ارائه شده است. مزیت انتقال ماریپیچ، نیروی رانش بسیار کم در محدوده چند نیوتن یا حتی کمتر از یک نیوتن است. از طرف دیگر در کل مسیر انتقال، رانشگر فعال بوده و میزان نیروی رانش را می‌توان ثابت فرض کرد. این روند در مقایسه با حالتی که رانشگر برای ایجاد تغییرات سرعت لحظه‌ای به صورت متناوب روشن و خاموش می‌شود، راندمان و قابلیت اطمینان بالاتر و استهلاک و مصرف انرژی کمتری دارد. یکی دیگر از مزایای مانور انتقال مداری با زمان بالا و نیروی رانش کم، افزایش دقت مأموریت است. در مانور هاهمن، در کل فرایند انتقال تنها در دو بازه زمانی کوتاه، یکی به هنگام خروج از مدار مبدأ و یکی به هنگام ورود به مدار مقصد، رانشگر فعال است و بروز خطای اندک در میزان رانش در هر یک از این دو بازه می‌تواند باعث بروز خطای زیاد در دقت مأموریت یا حتی ناکام ماندن آن شود. اما در مانورهای طولانی مدت در کل فرایند انتقال، امکان کنترل بر میزان نیروی رانش وجود دارد و می‌توان خطاهای بوجود آمده در مسیر را به تدریج اصلاح نمود.

مشخصه اصلی مانورهای انتقال مداری، تغییر سرعت مورد نیاز ( $\Delta V$ ) است که به معنی اختلاف سرعت مداری بین مدار مبدأ و مقصد است. به‌طور ساده می‌توان گفت برای انتقال یک ماهواره به جرم  $m_{pay}$  از مدار اولیه به مدار ثانویه به‌گونه‌ای که اختلاف سرعت مداری  $\Delta V$  باشد، باید در طول مسیر انتقال،

جدول ۱. فهرست پارامترهای عملکردی سامانه پیشران

زیرمجموعه پیشران	
$\mu_p$	ضریب تراوایی مغناطیسی
$\epsilon_p$	ضریب گذردهی الکتریکی
$K$	رسانایی گرمایی
$\bar{M}$	جرم مولکولی
$\gamma$	ضریب آدیاباتیک
$\sigma$	ضریب تراوایی مغناطیسی
$\mu_p$	ضریب گذردهی الکتریکی
$\sigma$	قطر برخورد مولکولی
$T_\epsilon$	دمای مشخصه تابع پتانسیل
$m_{prop}$	جرم پیشران
$k_t$	ضریب کارایی تانک پیشران
$m_{tank}$	جرم تانک پیشران
زیرمجموعه رانشگر	
$f_{res}$	فرکانس تشدید
$P_f$	توان جت رانشی
$\alpha$	شعاع محفظه تشدید
$h$	طول محفظه تشدید
$\mu_d$	ضریب تراوایی مغناطیسی برای دی الکتریک
$\epsilon_d$	ضریب گذردهی الکتریکی برای دی الکتریک
$d$	ضخامت لایه دی الکتریک
$m_{cavity}$	جرم محفظه تشدید
$\beta_{pp}$	جرم مگنترون
$m_{pp}$	جرم ویژه واحد پردازش توان
$\eta_{th}$	راندمان رانشگر
$\eta_{pp}$	راندمان واحد پردازش توان
زیرمجموعه تامین توان	
$P_s$	توان منبع
$\beta_{SA}$	جرم ویژه آرایه‌های خورشیدی
$m_{SA}$	جرم آرایه‌های خورشیدی
$\beta_{bat}$	چگالی انرژی باتری
$DOD$	عمق تخلیه باتری
$m_{bat}$	جرم باتری

### محاسبه پارامترهای طراحی در حضور الزامات و محدودیت‌ها

با توجه به مأموریت مورد نظر روند طراحی از معادله ایده آل راکت، رابطه ۸، آغاز می‌شود [۱۸]:

$$\frac{m_{final}}{m_{initial}} = \exp\left(-\frac{\Delta V}{V_e}\right) \quad (۸)$$

$$\Delta V = V_2 - V_1 = \sqrt{\frac{\mu G}{r_2}} - \sqrt{\frac{\mu G}{r_1}} \quad (۶)$$

$V_1$  و  $r_1$  سرعت و شعاع مدار مبدأ،  $V_2$  و  $r_2$  سرعت و شعاع مدار مقصد و  $\Delta G$  ثابت گرانش  $3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$  است. رابطه ۵ را می‌توان برای تغییر سرعت بر حسب دبی جرمی تئوری و ضریب تخلیه بازنویسی کرد.

$$\Delta V = \frac{\dot{m}_{theo} C_D u_e t_{mission}}{m_{pay}} = C_D \Delta V_{theo} \quad (۷)$$

برای یک مأموریت انتقال مداری در LEO از ارتفاع ۳۰۰ کیلومتری به ارتفاع ۸۰۰ کیلومتری، طبق رابطه ۶ به تغییر سرعتی معادل  $273/93 \text{ m/s}$  نیازمندیم (شعاع زمین  $6378$  کیلومتر در نظر گرفته شده است). حال اگر ضریب تخلیه رانشگر برابر  $0/99$  در نظر گرفته شود، تغییر سرعت واقعی که با فرض ثابت بودن سرعت گازهای خروجی و زمان مأموریت به آن دست پیدا می‌کنیم،  $271/19 \text{ m/s}$  خواهد بود. با قرار دادن این مقدار در رابطه ۶، این بار ارتفاع مدار دوم  $794/7$  کیلومتر به دست خواهد آمد که نشان می‌دهد تنها یک درصد کاهش دبی جرمی، منجر به خطایی ۵ کیلومتری در مانور انتقال مداری می‌شود. این مثال، لزوم توجه به اندازه ضریب تخلیه در طراحی مفهوم رانشگر را نشان می‌دهد.

### ۳- معرفی پارامترهای طراحی

سامانه پیشران به سه زیرمجموعه پیشران، رانشگر و منبع توان تقسیم می‌شود. در جدول ۱، فهرستی از پارامترهای ساختاری و عملکردی برای این سه زیرمجموعه ارائه شده است. بدیهی است که این پارامترها مستقل از هم نبوده و از طریق روابط متعددی با یکدیگر در ارتباط هستند. همچنین برای برخی از آن‌ها، یک محدوده مقادیر مجاز وجود دارد. در بخش بعدی و در طول روند طراحی، این روابط و محدودیت‌ها معرفی شده و برای تعیین مقادیر این پارامترها مورد استفاده قرار می‌گیرند.



$$m_{prop} = m_{initial} \left( 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{V_e}\right) \right) \quad (12)$$

با توجه به رابطه ۱۲، برای محاسبه جرم پیشران، نیازمند دانستن جرم اولیه و سرعت گازهای خروجی از نازل هستیم. در روند طراحی رانشگرهای فضایی، می‌توان به‌جای کار با جرم اولیه، کسر جرمی محموله (نسبت جرم ماهواره به جرم اولیه)،  $k$  را در نظر گرفته و کار را با آن ادامه داد. بر این اساس، جرم اولیه به‌صورت مضربی از جرم ماهواره در نظر گرفته می‌شود که در رابطه ۱۳ آورده شده است:

$$k = \frac{m_{pay}}{m_{initial}} \rightarrow m_{initial} = \frac{m_{pay}}{k} \quad (13)$$

برای شروع کار، با انتخاب یک حدس اولیه برای ضریب  $k$ ، جرم اولیه محموله و رانشگر و به دنبال آن، جرم و دبی جرمی پیشران محاسبه شده و روند طراحی ادامه می‌یابد. در انتهای طراحی در صورتی که مجموع جرم ماهواره و جرم محاسبه شده برای سامانه پیشران، از مقداری که برای جرم اولیه در نظر گرفته شده بزرگتر باشد، یک مقدار کوچکتر باری  $k$  انتخاب شده و روند طراحی دوباره تکرار می‌شود. بهتر است  $k$  به‌گونه‌ای تعیین شود که جرم محاسبه شده در انتهای فاز طراحی مفهومی، اندکی کمتر از حدس اولیه باشد تا یک حاشیه جرمی مناسب در اختیار طراح قرار دهد. برای درک بهتر، روند طراحی مفهومی در شکل ۵ ارائه شده است.

در این معادله،  $m_{initial}$  جرم اولیه ماهواره و سامانه پیشران در مدار مبدأ،  $m_{final}$  جرم نهایی ماهواره و سامانه پیشران در مدار مقصد،  $\Delta V$  تغییر سرعت لازم برای این انتقال مداری و  $V_e$  سرعت گازهای خروجی از نازل رانشگر است. با بازنویسی روابط جرمی مطابق رابطه ۹ داریم:

$$m_{initial} = m_{pay} + m_{inert} + m_{prop} \quad (الف) \quad (9)$$

$$m_{final} = m_{pay} + m_{inert} \quad (ب)$$

$$m_{inert} = m_{tank} + m_{cavity} + m_{mag} + m_{pp} + m_{SA} + m_{bat} \quad (پ)$$

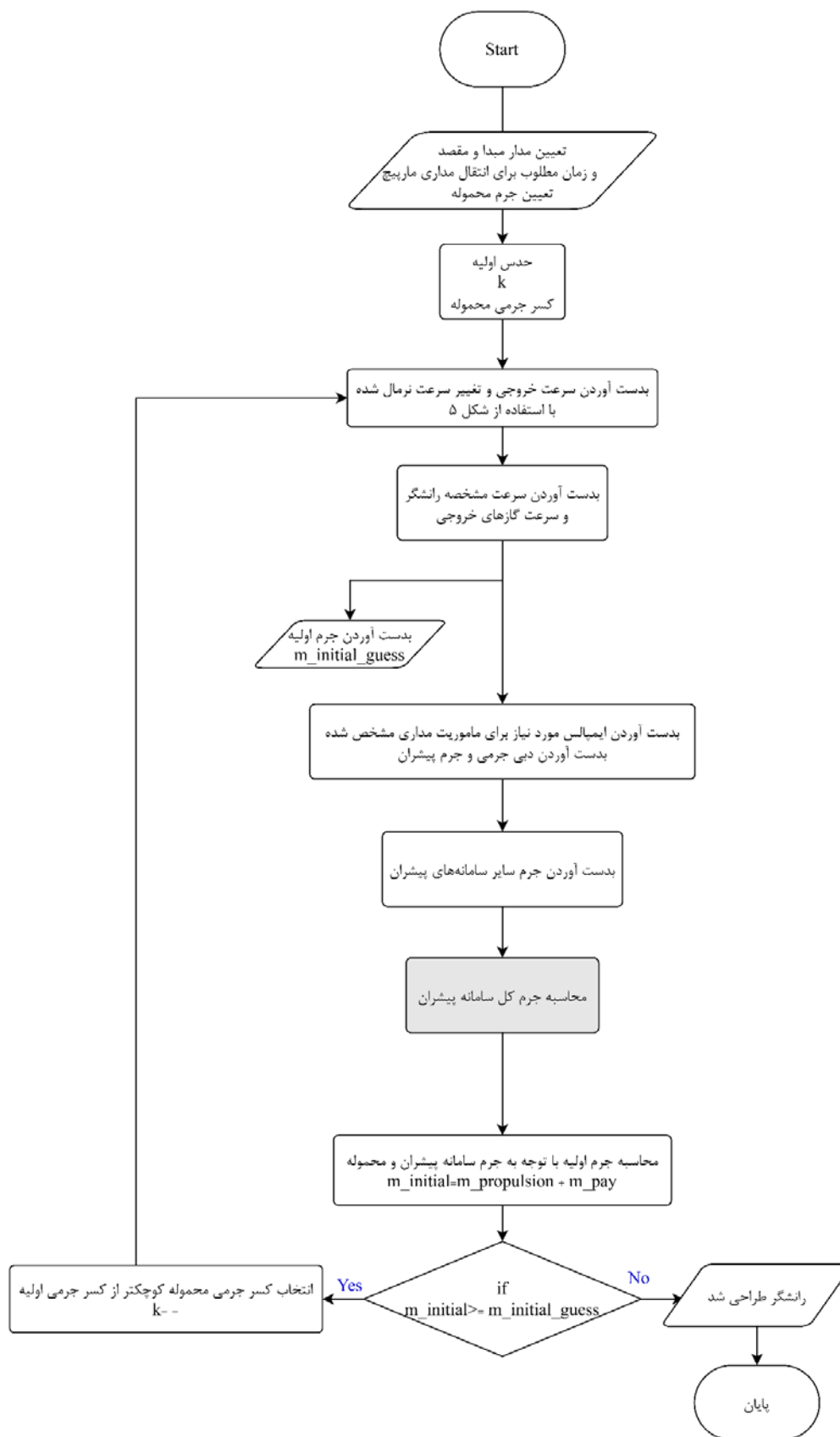
همچنین  $m_{pay}$  جرم ماهواره،  $m_{prop}$  جرم پیشران و  $m_{inert}$  جرم خشک سامانه پیشران است که متشکل از جرم تانک پیشران، جرم محفظه تشدید، جرم مگنترون، جرم واحد پردازش توان، جرم آرایه‌های خورشیدی و جرم باتری‌ها است. برای محاسبه جرم تانک پیشران ( $m_{tank}$ ) از روی روابط تخمینی، نیازمند دانستن جرم پیشران هستیم. جرم سایر اجزای رانشگر شامل مگنترون، واحد پردازش توان، آرایه‌های خورشیدی و باتری نیز تابعی از توان جت رانشی ( $P_J$ ) هستند که از رابطه ۱۰ به‌دست می‌آید. دبی جرمی پیشران با توجه به جرم پیشران و زمان مأموریت از رابطه ۱۱ تعیین می‌شود:

$$P_J = \frac{1}{2} \dot{m}_{prop} V_e^2 \quad (10)$$

$$\dot{m}_{prop} = \frac{m_{prop}}{t_{mission}} \quad (11)$$

### ۳-۱- جرم پیشران، دبی جرمی پیشران، سرعت خروجی، ضربه ویژه و توان جت رانشی

با توجه به وابستگی جرم اجزای سامانه پیشران به جرم پیشران، در قدم اول این جرم محاسبه می‌شود. با قرار دادن روابط ۹- الف در رابطه ۱ برای جرم پیشران می‌توان طبق رابطه ۱۲ نوشت:



شکل ۴. روند طراحی مفهومی

برای محاسبه سرعت گازهای خروجی از نازل و توان جت رانشی، دو کمیت بی‌بعد و نرمال شده برای تغییر سرعت مداری و سرعت گازهای خروجی از نازل به صورت رابطه ۱۴ و ۱۵ تعریف می‌شوند.  $V_0$  سرعت مشخصه رانشگر نام دارد که وابسته به راندمان سامانه پیشرانش ( $\eta_r$ ) و جرم ویژه آن ( $\beta_r$ ) است که در رابطه ۱۷ و ۱۸ تعریف شده‌اند:

$$\eta_t = \frac{P_J}{P_S} \quad (17)$$

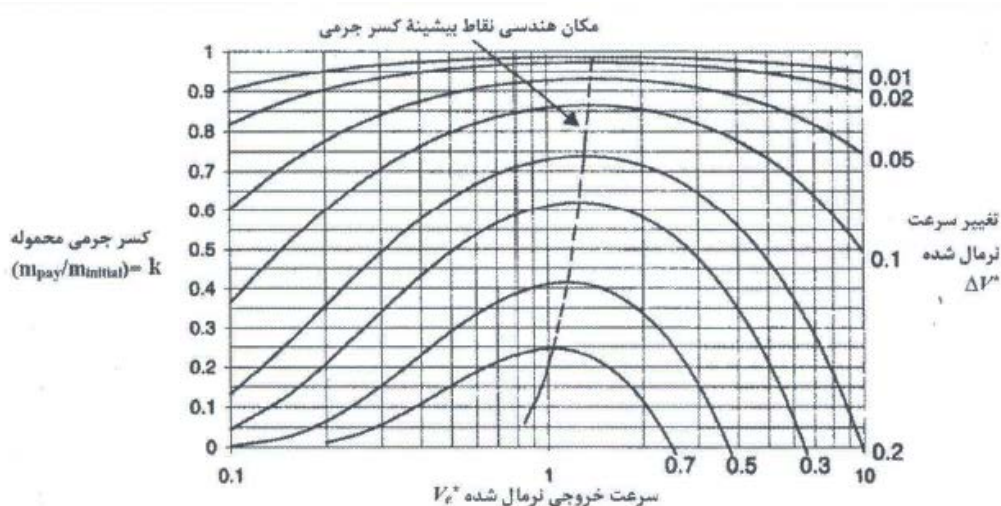
$$\beta_t = \frac{m_{inert}}{P_S} \quad (18)$$

$P_S$  توان منبع یا همان توانی است که باید توسط آرایه‌های خورشیدی و باتری‌ها (زیرمجموعه تأمین توان) تأمین شود. با توجه به اینکه سامانه پیشرانش هنوز طراحی نشده نمی‌توان در این مرحله راندمان و جرم ویژه آن و به تبع آن‌ها، سرعت مشخصه را تعیین نمود. برای یافتن سرعت مشخصه، از نمودار کسر جرمی محموله که در شکل ۵ نمایش داده شده استفاده می‌شود [۱۸].

$$\Delta V^* = \Delta V / V_0 \quad (14)$$

$$V_e^* = V_e / V_0 \quad (15)$$

$$V_0 = \sqrt{\frac{\eta_t t_{mission}}{\beta_t}} \quad (16)$$



شکل ۵. کسر جرمی محموله بر حسب سرعت خروجی نرمال شده [۱۲]

### ۲-۳- جنبش پیشران و جرم تانک ذخیره پیشران

برای محاسبه جرم تانک پیشران، ابتدا باید جنس پیشران مشخص شود. اصولاً هر ماده‌ای را می‌توان با استفاده از پدیده تشدید یونیزه کرد اما برای انتخاب پیشران با توجه به خواص فیزیکی، ترمودینامیکی، مغناطیسی و الکتریکی محدودیت‌هایی وجود دارد که دامنه انتخاب را محدود می‌کند. در این پژوهش، شش پیشران متداول در رانشگرهای مایکروویو مدنظر قرار گرفته‌اند که مشخصات آن‌ها در جدول ۲ ارائه شده است:

هر کدام از منحنی‌ها مربوط به یک تغییر سرعت نرمال شده مشخص است. خط‌چین نمایش داده شده، مکان هندسی نقاط پیشینه کسر جرمی بر روی این منحنی‌ها است. متناظر با مقداری که برای کسر جرمی ( $k$ ) فرض شده بود نقطه‌ای روی این خط‌چین مشخص شده و سپس برای این نقطه مقادیر  $\Delta V^*$  و  $V_e^*$  از روی نمودار استخراج می‌شود. با توجه به روابط ۱۴ و ۱۵، مقدار  $V_e$  و  $V_0$  به دست می‌آید. مقدار ضربه ویژه از رابطه ۱۹ و در نهایت توان جت رانشی نیز با استفاده از رابطه ۱۰ به دست می‌آید:

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g} \quad (19)$$

جدول ۲. مشخصات پیشران‌های مورد استفاده در رانشگر

آمونیاک	نیترژن	آرگون	نئون	هلیوم	هیدروژن	
۱۷/۰۳۱	۲۸/۰۱۳	۳۹/۹۴۸	۲۰/۱۸	۴/۰۰۳	۲/۰۱۶	جرم مولکولی [g/mol]
-۰/۰۲۳۰	-۰/۰۲۵۸	-۰/۰۱۷۷	-۰/۰۴۹۱	-۰/۱۵۱۳	-۰/۱۸۰۵	ضریب هدایت گرمایی [W/(m.K)]
۱/۳۱۰	۱/۴۰۴	۱/۶۷	۱/۶۴	۱/۶۶	۱/۴۱۰	نسبت گرماهای ویژه (بی بعد)
۱/۲۵۶۶۴	۱/۲۵۶۶۴	۱/۲۵۶۶۴	۱/۲۵۶۶۴	۱/۲۵۶۶۴	۱/۲۵۶۶۴	ضریب تراوایی مغناطیسی [H/m](×۱۰ <sup>-۶</sup> )
۱۴۵/۸۹	۸/۷۳۱۷	۸/۷۲۷۷	۸/۷۳۱۴	۸/۷۲۷۲	۸/۸۴۴۵	ضریب گذردهی الکتریکی [F/m](×۱۰ <sup>-۱۲</sup> )
۲/۹۰۰	۳/۷۹۸	۳/۵۴۲	۲/۸۲۰	۲/۵۵۱	۲/۸۲۷	قطر برخورد مولکولی [Å]
۵۵۸/۳	۷۱/۴	۹۳/۳	۳۲/۸	۱۰/۲۲	۵۹/۷	دمای مشخصه تابع پتانسیل [K]

### ۳-۳- راندمان رانشگر و توان منبع

به منظور تعیین جرم سایر اجزاء، در ابتدا نیازمند تعیین توان مورد نیاز مجموعه هستیم. برای محاسبه توان منبع، ابتدا باید راندمان سامانه پیشرانش ( $\eta_T$ ) تعیین شود. رابطه کلی برای محاسبه راندمان رانشگرهای الکتریکی به صورت رابطه ۲ است:

$$\eta_t = \eta_s \eta_{pp} \eta_{th} \quad (22)$$

در این رابطه،  $\eta_s$  راندمان منبع تأمین توان الکتریکی است که در صورت استفاده از آرایه‌های خورشیدی می‌توان آن را برابر با یک فرض کرد [۱۸].  $\eta_{pp}$  راندمان واحد پردازش توان در انتقال توان منبع به رانشگر است. داده‌های آماری نشان می‌دهند که در صورت طراحی بهینه واحد پردازش توان، این راندمان می‌تواند در محدوده ۹۵-۹۰ درصد قرار گیرد [۲۰].  $\eta_{th}$  راندمان رانشگر در تبدیل توان ورودی به توان رانشی پیشران است. راندمان رانشگر در رانشگرهای گرمایش مایکروویو خود شامل سه ضریب می‌شود که در رابطه ۲۳ آمده است:

$$\eta_{th} = \eta_{conv} \eta_{coupling} \eta_{Nozzle} \quad (23)$$

در این رابطه،  $\eta_{conv}$  راندمان تبدیل توان ورودی مگنترون به توان امواج مایکروویو است. طبق سند ارزیابی ناسا، برای کاربردهای فضایی مگنترون با توجه به هندسه ساختاری، این

برای تعیین جرم مخزن پیشران، روابط تجربی و تخمینی متعددی وجود دارد که در این پژوهش از آمونیاک در روابط استفاده شده است. با فرض آن که در مخزنی به حجم  $V_t$  و فشار  $p_t$  قرار داشته باشند، مطابق رابطه ۲۰ حجم تانک به دست می‌آید [۱۹]. با استفاده از معادله گاز کامل ( $pV = \frac{m}{M} \bar{R}T$ )، می‌توان آن را به صورت رابطه ۲۱ بازنویسی کرد:

$$m_{tank} = \frac{p_t V_t}{k_t} \quad (20)$$

$$m_{tank} = \frac{m_{prop} \bar{R} T_{prop}}{k_t \bar{M}} \quad (21)$$

در این معادله،  $T_{prop}$  دمای نگهداری پیشران در داخل تانک و  $k_t$  ضریب کارایی تانک است که وابسته به جنس تانک بوده و مقادیر آن برای مخازن کامپوزیتی و تیتانیومی در جدول ۳ ارائه شده است [۱۹]. در فاز طراحی مفهومی، دمای نگهداری پیشران را می‌توان برابر با دمای اتاق (۲۹۳ کلوین) در نظر گرفت.

جدول ۳. ضریب کارایی تانک برای مخازن کامپوزیتی و تیتانیومی [۱۹]

جنس تانک	$k_t \left[ \frac{m^2}{s^2} \right] \times 10^4$
کامپوزیتی	۸/۲۹-۱۶/۱
تیتانیومی	۵/۸۷-۶/۹۹

$$m_{mag}[kg] = C + \frac{P_s[kW]^A}{f_{res}[GHz]^B} \quad (24)$$

برای محاسبه ابعاد و جرم محفظه تشدید، از رابطه ۲۶ استفاده می‌شود. در این رابطه طول محفظه را می‌توان به صورت تابعی از شعاع محفظه فرض کرد. با توجه به این که نتایج نشان داده که در محدوده  $h = 3.5a$ ، رانشگر بیشترین کارایی را دارد [۲۳]، پس فرض می‌شود:

$$h = r_{h/a} \times a \quad (r_{h/a} = 3 \sim 4) \quad (25)$$

همچنین ضخامت دی‌الکتریک در محدوده  $1/10$  تا  $2/1$  طول محفظه در نظر گرفته می‌شود که حد پایین این محدوده برای اطمینان از پوشش دادن آنتن توسط ماده دی‌الکتریک و حد بالای آن به منظور حفظ فضای کافی برای پیشران است. جنس دی‌الکتریک از برن-نیتريد خواهد بود که توانایی تحمل دماهای بالا تا محدوده ۳۰۰۰ کلوین را دارد.

$$d = r_{d/h} \times h \quad (r_{d/h} = 0,1 \sim 0,5) \quad (26)$$

$$\begin{aligned} \mu_{BN} &= 1,25664 \times 10^6 \\ \varepsilon_{BN} &= 1,25664 \times 10^{-6} \end{aligned}$$

فرکانس تشدید با استفاده از رابطه ۲۲ و به کمک روش ریشه یابی نیوتن-رافسون قابل حل است. بدین منظور، یک تقریب اولیه از مقدار شعاع مورد نیاز است که می‌توان برای آن از رابطه فرکانس تشدید برای محفظه‌ای که فاقد دی‌الکتریک است، رابطه ۲۳، استفاده نمود [۱۹].

$$f_{res} = \frac{1}{2\pi\sqrt{\mu_p\varepsilon_p}} \sqrt{\left(\frac{2,4049}{a}\right)^2 + \left(\frac{\pi}{3,5a}\right)^2} \quad (27)$$

$$a = \frac{2,4049}{\sqrt{4\pi^2 f_{res}^2 \mu_p \varepsilon_p - \left(\frac{\pi}{3,5a}\right)^2}} \quad (28)$$

شعاع حاصل از رابطه ۲۳ به‌عنوان حدس اولیه در نظر گرفته شده و در نهایت مقدار واقعی شعاع با ریشه‌یابی از رابطه ۲۲

راندمان در محدوده ۹۴-۸۰ درصد قرار داد [۲۱].  $\eta_{coupling}$  راندمان جذب انرژی امواج توسط پلاسما است. برای راندمان جذب، با انتخاب هندسه‌ای مناسب برای آنتن که از طریق تست‌های تجربی یا شبیه‌سازی‌های عددی قابل تعیین است، می‌توان به محدوده ۹۹-۹۰ درصد دست یافت [۱۱ و ۱۲]. با این حال با افزایش توان، این راندمان کاهش می‌یابد که دلیل آن محدودیتی است که هندسه محفظه برای رشد پلاسما ایجاد می‌کند [۲۲]. راندمان نازل ( $\eta_{nozzle}$ ) در تبدیل انرژی گرمایی پیشران به انرژی جنبشی جت رانشی، تابع پارامترهای متعددی است و در برخی مراجع، ضریب تخلیه نازل (CD) را متناظر با آن در نظر می‌گیرند. در فاز طراحی مفهومی می‌توان راندمان نازل را برابر با یک فرض کرد و در عوض افزایش ضریب تخلیه نازل را به‌عنوان یکی از اهداف طراحی به‌نبال نمود.

برخلاف رانشگرهای یونی یا جت قوسی، برای رانشگرهای گرمایش ماکروویو، روابط تخمینی مشخصی برای محاسبه این ضرایب راندمانی وجود ندارد و به ناچار باید با مقادیر متوسط کار را ادامه داد. پس از انتخاب مقادیری مناسب برای ضرایب راندمانی، با استفاده از روابط ۱۷ و ۲۲ می‌توان منبع ( $P_s$ ) را محاسبه نمود.

### ۳-۴- فرکانس تشدید، جرم مگنترون، ابعاد و جرم

#### محفظه تشدید و جرم واحد پردازش توان

پس از تعیین توان منبع، جرم سایر زیرمجموعه‌ها نیز قابل محاسبه است. برای محاسبه جرم مگنترون و محفظه تشدید، باید یک فرکانس تشدید برای رانشگر انتخاب شود. با توجه به محدوده فرکانسی، مگنترون‌هایی که تاکنون برای کاربردهای فضایی مورد مطالعه قرار گرفته‌اند، انتخاب فرکانسی بین ۱ تا ۵۰ گیگاهرتز می‌تواند مناسب باشد. جرم مگنترون همان‌گونه که انتظار می‌رود با افزایش توان، افزایش می‌یابد. اما باید به این نکته توجه داشت که ابعاد سامانه‌های مخابراتی با طول موج رابطه مستقیم و به‌تبع با فرکانس رابطه‌ای معکوس دارند. به همین دلیل با افزایش فرکانس، ابعاد و جرم مگنترون کاهش می‌یابد. بر این اساس، برای محاسبه جرم مگنترون از رابطه تجربی ۲۴ استفاده می‌شود که در این رابطه مقادیر پارامترهای A, B, C به کمک داده‌های آماری تعیین می‌شوند.

جدول ۴. مشخصات باتری‌های مورد استفاده در مأموریت‌های

فضایی [۱۱]

نوع باتری	چگالی انرژی $[W, \frac{h}{kg}]$	درصد عمق تخلیه
نیکل کادمیوم	۲۵	۵۰
نیکل هیدروژن	۶۵	۷۵
لیتیوم یون	۱۳۰	۲۵

مدت زمانی که ماهواره در هر بار چرخش خود در سایه زمین قرار می‌گیرد تابعی از ارتفاع ماهواره، سرعت دوران و زاویه صفحه چرخش آن با صفحه استوا است. برای مانورهای LEO، به طور متوسط ۴۰٪ از بازه زمانی هر چرخش در سایه خواهد بود [۱۷]. بنابراین بازه تخلیه و بازه شارژ باتری برای مدار با دوره تناوب  $\tau_{orbit}$  به صورت روابط ۳۱ و ۳۲ قابل محاسبه است:

$$t_{discharge} = 0,4 \times \tau_{orbit} \quad (31)$$

$$t_{charge} = 0,6 \times \tau_{orbit} \quad (32)$$

در روابط فوق می‌توان از دوره تناوب مدار میانی بین مدار مبدأ و مدار مقصد استفاده نمود. با توجه به آن چه که در مورد عمق تخلیه گفته شد، برای دوره تاریکی در هر سیکل که باتری وظیفه تأمین توان رانشگر را دارد می‌توان نوشت [۱۷].  $E_{Bat}$  میزان انرژی است که باتری باید تأمین کند. با در اختیار داشتن چگالی انرژی جرم باتری قابل محاسبه خواهد بود.

$$E_{bat} = \frac{P_s \times t_{discharge}}{DOD} \quad (33)$$

$$m_{bat} = E_{bat}/e_{bat} \quad (34)$$

برای تعیین جرم آرایه‌های خورشیدی باید در نظر گرفت که توان تولیدی آنها (PSA) باید با مجموع توان مورد نیاز رانشگر (PS) و توان مورد نیاز برای شارژ باتری‌ها برابر باشد. در واقع آرایه خورشیدی، علاوه بر تأمین انرژی رانشگر، باید بتواند میزان انرژی را که باتری در زمان  $t_{discharge}$  از دست داده در بازه  $t_{charge}$  به آن بازگرداند پس:

حاصل می‌شود. پس از تعیین ابعاد محفظه تشدید، با در نظر گرفتن ضخامت دیواره‌ها ( $t_{cavity}$ ) و انتخاب آلومینیوم ۶۰۶۱ برای ساخت محفظه جرم آن، طبق رابطه ۲۴ قابل محاسبه است. جرم واحد پردازش توان ( $m_{pp}$ ) نیز با استفاده از یک جرم ویژه متوسط ( $\beta_{pp}$ ) که از داده‌های آماری حاصل می‌شود و مطابق رابطه ۲۵ تعیین می‌شود:

$$m_{cavity} = \rho_{Al6061} \pi h [(a + t_{cavity})^2 - a^2] \quad (29)$$

$$m_{pp} = \beta_{pp} P_s \quad (30)$$

### ۳-۵- جرم باتری و آرایه‌های خورشیدی

محاسبه جرم باتری‌ها و آرایه‌های خورشیدی نیازمند نیم‌نگاهی به روند مأموریت است. همان‌طور که در آنالیز مأموریت گفته شد، در مانور انتقال مداری با نیروی رانش کم ماهواره با قرار گرفتن روی یک مسیر مارپیچ در طی چندین هفته یا چندین ماه خود را به مدار مقصد می‌رساند و بدیهی است که در طی این مدت به دفعات حول زمین خواهد چرخید. هر بار که ماهواره در سایه زمین قرار می‌گیرد، آرایه‌های خورشیدی کارایی خود را از دست داده و رانشگر باید انرژی مورد نیاز خود را تماماً از طریق باتری‌ها تأمین کند. در بازه‌ای که ماهواره در میدان تابش خورشید قرار می‌گیرد، آرایه‌های خورشیدی علاوه بر تأمین کامل انرژی مورد نیاز رانشگر، وظیفه شارژ کردن باتری‌ها را نیز برعهده دارند.

در مورد باتری‌ها، دو پارامتر اصلی وجود دارد: چگالی انرژی ( $e_{Bat}$ ) که بیانگر نسبت بین انرژی ذخیره شده در باتری به جرم آن است و عمق تخلیه (DOD) که مشخص می‌کند باتری در هر سیکل کاری خود مجاز است تا چه میزان تخلیه شود. عمق تخلیه با چرخه عمر باتری رابطه عکس دارد به این معنی که با افزایش عمق تخلیه دفعات شارژ پذیری باتری کاهش می‌یابد.

جدول ۴ مشخصات سه گونه پرکاربرد باتری در مأموریت‌های فضایی را نشان می‌دهد [۱۷]. مقادیر عمق تخلیه که در جدول ذکر شده‌اند، مربوط به چرخه عمری در محدوده چند هزار بار شارژ هستند که برای یک مأموریت طولانی چندین ماهه مورد نیاز است.



#### ۴-۱- ارزیابی جرم کل سامانه پیشرانش

در گام‌های ابتدایی، روند طراحی از یک حدس اولیه برای جرم اولیه مجموعه محموله و رانشگر استفاده شد. پس از محاسبه جرم، سامانه پیشرانش باید بررسی شود که جرم کل از حدس اولیه تجاوز نکرده باشد. برای این بررسی، از رابطه ۳۸ استفاده می‌شود. بر این اساس، حاشیه جرمی سامانه پیشرانش ( $\epsilon_m$ ) به شکل زیر تعریف می‌شود که همواره باید مقداری بزرگتر از یک داشته باشد که رابطه آن در رابطه ۳۹ آورده شده است:

$$m_{propulsion} + m_{pay} \leq m_{initial} (1^{st} guess) = \frac{m_{pay}}{k} \quad (38)$$

$$\epsilon_m = \frac{m_{initial} (1^{st} guess) - m_{pay}}{m_{propulsion}} = \frac{\left(\frac{1}{k} - 1\right) m_{pay}}{m_{propulsion}} \geq 1 \quad (39)$$

باید دقت داشت که اگر حاشیه جرمی بیش از حد بزرگ باشد، اگرچه طرح موجه است اما نشان می‌دهد که حدس اولیه برای جرم بیش از حد محتاطانه در نظر گرفته شده و مسلماً طرح بهینه نخواهد بود. برای دستیابی به طرح‌های مفهومی بهینه می‌توان یک بازه مشخص برای حاشیه جرمی تعریف کرده و طراح‌ها را ملزم به رعایت این محدوده نمود.

#### ۴-۲- ارزیابی جرم ویژه سامانه پیشرانش

برای محاسبه سرعت گازهای خروجی از نازل (رابطه ۱۲)، سرعت مشخصه ( $V_0$ ) با استفاده از نمودار کسر جرمی محموله شکل ۴ به دست آمد. این سرعت مشخصه تابعی از جرم ویژه سامانه پیشرانش ( $\beta_T$ ) است. از آنجایی که برای محاسبه  $V_0$  از مقدار بیشینه کسر جرمی برای یک تغییر سرعت مداری مشخص استفاده شده، بنابراین مقدار  $\beta_T$  که از رابطه ۱۸ قابل محاسبه است، بیشینه مقدار مجاز برای رسیدن به این تغییر سرعت است و جرم ویژه‌ای که از روی توان و جرم تعیین شده در انتهای فاز طراحی محاسبه می‌شود، نباید از این مقدار تجاوز کند.

$$\beta_T = \frac{m_{inert}}{P_s} \leq \beta_{T(allowed)} = \frac{\eta_t t_{mission}}{V_0^2} \quad (40)$$

$$P_{SA} = P_S + \frac{(P_s \times t_{discharge})}{t_{charge}} \quad (35)$$

با داشتن توان تولیدی آرایه‌های خورشیدی و مشخص بودن جرم ویژه آن‌ها ( $\beta_{SA}$ ) جرم آرایه‌ها طبق رابطه ۳۶ قابل محاسبه خواهد بود. جرم ویژه سه نوع آرایه خورشیدی متداول در جدول ۵ آورده شده است [۱۸].

$$m_{SA} = \beta_{SA} P_{SA} \quad (36)$$

جدول ۵. مشخصات انواع آرایه‌های خورشیدی [۸]

آرایه نوع	جرم ویژه [ $kg/W$ ]
سیلیسیوم صلب (متداول)	۰.۰۲۵۰
گالونیوم-آرسنیک صلب	۰.۰۱۶۷
سیلیسیوم منعطف	۰.۰۰۷۲

#### ۳-۶- جرم کل سامانه پیشرانش

با مشخص شدن جرم تمامی زیرمجموعه‌ها، جرم کل سامانه پیشرانش با استفاده از رابطه ۳۷ تعیین می‌شود. لازم به ذکر است، در اینجا جرم اجزای اصلی سامانه پیشرانش در نظر گرفته شده و از جرم اجزای جانبی نظیر سیم‌کشی‌ها و اتصالات صرف نظر شده است:

$$\begin{aligned} m_{propulsion} &= m_{inert} + m_{prop} \\ &= m_{tank} + m_{cavity} \\ &\quad + m_{mag} + m_{pp} + m_{SA} \\ &\quad + m_{bat} + m_{prop} \end{aligned} \quad (37)$$

#### ۴-۴- ارزیابی طرح مفهومی از نظر رعایت الزامات و صحت فرضیات

اولین گام در ارزیابی طرح مفهومی، تطبیق آن با فرضیات و الزامات طراحی است. در روند طراحی سعی شد تا بسیاری از الزامات در روابط گنجانده شوند تا مقادیر محاسبه شده در محدوده مجاز باشند. با این حال، ارزیابی برخی پارامترها مثل جرم کل سامانه پیشرانش، تنها در انتهای فاز طراحی امکان‌پذیر است.

جدول ۶. جرم سامانه‌های رانشگر ماکروویو در طراحی مفهومی

مشخصات اولیه		
$m_{pay}$	جرم ماهواره	100 kg
$r_1$	شعاع مدار مبدأ	300 km
$r_2$	شعاع مدار مقصد	800 km
$\Delta V_{theo}$	اختلاف سرعت مدار مبدأ و مقصد تئوری	0.8282 km/s
$\Delta V$	اختلاف سرعت با احتساب ضریب تخلیه	0.8451 km/s
$t_{mission}$	زمان انتقال	1 week
$f_{res}$	فرکانس تشدید	30 G-Hz
حدس اولیه برای ضریب $k$		
$k$	کسر جرمی محموله	0.74
$V_e^*$	سرعت خروجی نرمال شده	1.32
$\Delta V^*$	تغییرات سرعت نرمال شده	0.2
مقادیر بدست آمده در فرایند طراحی مفهومی		
$V_e$	سرعت خروجی	5.5779 km/s
$I$	ضربه ویژه	568.59 s
$m_{prop}$	جرم پیشران	0.1019 kg
$m_{tank}$	جرم تانک ذخیره پیشران	4.8963 kg
$\eta_T$	راندمان رانشگر	0.7268
$P_j$	توان منبع	2.6220 W
$m_{mag}$	جرم مگنترون	1.001 kg
$a$	شعاع محفظه تشدید	0.0108 m
$h$	طول محفظه تشدید	0.0379 m
$d$	ضخامت دی الکتریک	0.0114 m
$m_{cavity}$	جرم محفظه تشدید	2.5048 kg
$m_{pp}$	جرم واحد پردازش توان	0.0180 kg
$m_{bat}$	جرم باتری	2.9001 kg
$P_{SA}$	توان آرایه‌های خورشیدی	3.6078 W
$m_{SA}$	جرم آرایه‌های خورشیدی	0.1503 kg
$m_{propulsion}$	جرم کل سامانه پیشران	11.5717 kg

پس از طی کردن روند طراحی مفهومی باید سه بررسی انجام شود تا بتوان از صحت طراحی مطمئن شد. بررسی اول، چک کردن جرم اولیه فرض شده در مقایسه با جرم اولیه به دست آمده که در رابطه ۳۸ عنوان شده است.

$$m_{initial\ 1^{st}\ guess} = 135.1351\ kg$$

$$m_{initial\ calculated} = 111.5717$$

و طبق رابطه ۳۸، جرم کل پس از طراحی از جرم کل از حدس اولیه کوچکتر است.

بررسی دوم، حاشیه جرمی سامانه پیشران است که مقدار  $\epsilon_m$  از رابطه ۳۹، ۳ به دست آمده که از یک بزرگتر و مقدار

#### ۴-۳- ارزیابی طرح مفهومی از نظر معیارهای بهینگی

بعد از برآورده نمودن الزامات، بهینه بودن طرح در اولویت قرار دارد. با توجه به ماهیت مأموریت‌های فضایی و ساختار رانشگرهای گرمایش مایکروویو، چهار هدف اصلی در طراحی این رانشگر وجود دارد:

۱. زمان مأموریت: کمینه کردن زمان مأموریت به صورت بالقوه می‌تواند هدف هر مأموریت فضایی باشد زیرا افزایش زمان مأموریت با استهلاك زیرسامانه‌های ماهواره و تشدید اثر عوامل اغتشاشی رابطه مستقیم داشته و با کاهش قابلیت اطمینان زیرسامانه‌ها، احتمال بروز نقص یا خطا در روند مأموریت را افزایش می‌دهد.

۲. جرم سامانه پیشران: بدیهی است که هرچه جرم یک سامانه فضایی کاهش یابد، هزینه ارسال آن به فضا کمتر خواهد بود، ضمن آن‌که با کمینه کردن جرم سامانه پیشران در یک ماهواره، بودجه جرمی سایر زیرسامانه‌ها افزایش خواهد یافت.

۳. ضریب کیفیت محفظه تشدید: در طراحی رانشگر باید به دنبال کاهش ضریب کیفیت محفظه تشدید باشیم. کاهش این ضریب هم به معنی راندمان بالا در جذب انرژی امواج توسط پیشران است و هم بیانگر کاهش اثر بازتاب امواج بر روی خود آنتن که از آسیب دیدن مگنترون جلوگیری می‌کند. در صورتی‌که ضریب کیفیت را نتوان کاهش داد باید بین مگنترون و آنتن از کابل کوآکسیال با مقاومت بالا استفاده کرد که موجب کاهش راندمان تبدیل ( $\eta_{conv}$ ) در رانشگر می‌شود.

۴. ضریب تخلیه نازل: به اختصار میزان تأثیر ضریب تخلیه بر دقت مأموریت تشریح شد. بنابراین، به دنبال طرح‌های مفهومی هستیم که تا جای امکان، ضریب تخلیه بالاتری داشته باشند.

#### ۵- نتایج طراحی مفهومی

روند طراحی مفهومی یک ماهواره فرضی ۱۰۰ کیلوگرمی برای انتقال از ارتفاع مداری ۳۰۰ به ۸۰۰ کیلومتری در یک مأموریت یک هفته‌ای طی شده است و جرم سامانه‌های رانشگر ماکروویو مطابق جدول ۶ به دست آمده است.

## مراجع

- [1] H. Kuninaka, , Sh. Satori, I. Funaki, Y. Shimizu, K. Toki. *Endurance Test of Microwave Discharge Ion Thruster System for Asteroid Sample Return Midon Muses-C*. IEPC-97-137, 1997.
- [2] I. FunakiH ..Kuninaka, K. Toki, Y. Shimizu, K. Nishiyama, . Y. Horiuchi. "Verification Tests of Carbon-Carbon Composite Grids for Microwave Discharge Ion Thruster." *Journal of Propulsion and Power* 18, no. 1, 2002, pp. 169-75.
- [3] H. Koizumi, and H. Kuninaka. "Miniature Microwave Discharge Ion Thruster Driven by 1 Watt Microwave Power." *Journal of Propulsion and Power* 26, no. 3, 2010, 601-04.
- [4] K. LG. Parkin,. *The Microwave Thermal Thruster and Its Application to the Launch Problem*. California Institute of Technology, 2006.
- [5] K.. Parkin, *Microwave Heat-Exchange Thruster and Method of Operating the Same*. Google Patents, 2006.
- [6] P. Perczynski, B. Zandbergen. "Mass Estimating Relationships for Manned Lunar Lander and Ascent Vehicle Concept Exploration." *Trans Lunar Injection (TLI)* 3, no. 2.6, 2008.
- [7] R. Adusumilli *Performance evaluation und optimization of high power 14.5-GHz miniature Microwave Electro-thermal Thruster*, Master's Thesis, Pennsylvania State University, May 2011.
- [8] A. Christopher, Jr. DeForce. *Computational Modeling of an 8-GHz Microwave Electro-thermal Thruster*, Master's Thesis, Pennsylvania State University, May 2011.

[۹] ع. حاجی پور، عارف و ر. ندافی، طراحی مفهومی رانشگر یونی براساس معیار تصمیم گیری AHP، دومین کنفرانس سراسری دانش و فناوری مهندسی مکانیک و برق ایران، تهران، ۱۳۹۵.

[۱۰] ف. میری، م. فکور، ع. ابراهیمی "طراحی رانشگر الکتریکی برای تأمین نیروهای انتقال مداری سامانه های فضایی"، پایان نامه کارشناسی ارشد دانشگاه تهران، بهمن ۱۳۹۲.

[۱۱] ا. صدیق، ر. ابراهیمی، ر " شبیه سازی عددی یک بعدی عملکرد رانشگر پالس پلاسمایی با پیشران جامد"،

مناسبتی است. بررسی سوم نیز جرم ویژه سامانه است که باید از مقدار مجاز آن کمتر باشد.

$$\beta_T = \frac{m_{inert}}{P_s} = 3.1792 < \frac{\eta_t t_{mission}}{V_0^2} = 4.9601$$

## ۶- بحث و نتیجه گیری

در این پژوهش، روندی برای طراحی مفهومی یک رانشگر گرمایش ماکروویو ارائه شد. برای تبدیل انرژی گرمایی به جنبشی، از یک نازل همگرا-واگرا بهره گرفته می شود که نیاز است ضریب تخلیه نازل برای بهبود طرح، بهینه شود زیرا اثر ضریب تخلیه در انتقال مداری می تواند خطای قابل توجهی را اعمال کند. در مانور مداری ماریچ، نیروی کم ثابت در طول بازه زمانی سفر اعمال می شود و ماهواره کم کم به ارتفاع مداری خود می افزاید تا به مدار مقصد برسد؛ برخلاف مانور هاهمن که در دو بازه زمانی کوتاه اما با نیروی زیاد انتقال مدار صورت می گیرد. همان طور که گفته شد، رانشگر گرمایش ماکروویو برای انتقال مداری ماریچ مناسب است. در این طراحی، انتقال از مدار مبدا با ارتفاع ۳۰۰ کیلومتر به مدار مقصد با ارتفاع ۸۰۰ کیلومتر در نظر گرفته شده است. برای این انتقال، ۰/۱ کیلوگرم پیشران نیاز است و سرعت خروج پیشران ۵/۵۸ کیلومتر بر ثانیه به دست آمده است. همچنین، به منبعی با راندمان و توان به ترتیب ۰/۷۳ و ۲/۶ وات نیاز است. فرکانس محفظه تشدید ۳۰ گیگا هرتز در نظر گرفته شده، بنابراین شعاع آن حدود ۱۱ سانتی متر به دست می آید. جرم محفظه تشدید نیز ۲/۵ کیلوگرم به دست آمده است. جرم واحد پردازش توان ۰/۰۲ کیلوگرم و جرم باتری و آرایه خورشیدی به ترتیب ۲/۹ و ۰/۱۵ کیلوگرم است و به آرایه های خورشیدی با توان ۳/۶ وات نیاز است. مجموع تمام زیرسامانه های پیشران نیز ۱۱/۶ کیلوگرم می شود. سه بررسی برای صحت طراحی انجام شد که هر سه شرط آنها برآورده شده و می توان طراحی را معتبر نامید.

## تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## تشکر و قدردانی

اد

مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، دوره ۷  
شماره ۱، بهار ۱۳۹۶.



#### 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/>)

[۱۲] ع. رضایی‌ها، و م. فرشچی، "آنالیز پارامترهای موثر در طراحی رانشگر پالس پلاسمایی"، دهمین همایش انجمن هوافضای ایران، تهران، ۱۳۹۸.

[13] J. Brandenburg M. Micci. "The microwave electro-thermal (MET) thruster: A new technology for satellite propulsion and attitude control", *AIP Conference Proceedings*, Vol. 361, pp. 185-192.

[14] P. Hill, C. Peterson, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, 2<sup>nd</sup> edition, Addison-Wesley Publishing Company, Inc., New York, 1992.

[15] J. Power, R. Chapman. "Development of a High power Microwave Thruster, with a magnetic nozzle, for Space applications", *24 Microwave Power Symposium*, August 21-23, 1989.

[16] B.Zandbergen, *Tank (Assembly) Mass Estimation*, Published by Department of Space Engineering at Delft University of Technology. *Datasheets for Astrium Power Processing Units for Electric Propulsion*, EADS Company, 2012.

[17] S. P. and J. P. Fenn. "Experimental Determination of the Discharge Coefficient for Critical Flow through an Axisymmetric Nozzle", *ALMA*, Vol. 16, Jan. 1978, p. 41-46.

[18] M. Griffin, J. French. *Space Vehicle Design*, 2<sup>nd</sup> edition, AIAA Publication, 2004.

[19] R. Humble,; Henry, W. Larson *Space Propulsion Analysis and Design*, 18 edition, McGraw Hill, 1995.

[20]

[21] *Datasheets for Astrium Power Processing Units for Electric Propulsion*, EADS Company, 2012.

[22] W. Brown, *Satellite Power System (SPS) Magnetron Tube assessment Study*, Published by Raytheon Company for Marshall Space Flight Center - NASA, 1981.

[23] S. Venkateswaren, C. Merkle. "Numerical Investigation of Bluff Body Stabilized Microwave Plasmas", *AIAA 22nd Fluid Dynamics, Plasma Dynamics & Lasers Conference*, June 24-26, 1991.

[24] E. Capalungan, *Design and Development of a 30-GHz Microwave Electro thermal Thruster*, Master's Thesis, Pennsylvania State University, August 2011