

Investigating the commercial development process of resistojet propulsion systems with evaluating from the perspective of low cost design and reliability

M.farhid^{*1} A.Pourtaghi²R.Golzarian³

Iran Space Research Institute, Tabriz, Iran

(Received: 2024/06/16, Revised: 2024/09/07, Accepted: 2024/11/05, Published: 2024/12/01)

DOR: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1403.13.2.7.5>


ABSTRACT

Resistojet thrusters are a crucial category of electric thrusters in the space industry. They are known for their unique characteristics, such as thrust-to-power ratio, reliability, and relatively high output propellant speed. These thrusters generate thrust by heating the propellant as it passes around an electric heater, increasing its temperature, and then accelerating it through a converging-diverging nozzle. This paper analyzes operational satellites equipped with resistojet propulsion systems, examining their objectives, applications, peak altitude, mass, and platform. The results are compared to identify trends and performance characteristics. The paper evaluates these propulsion systems based on three key parameters: reliability, required manufacturing technology, and material identification and selection. Among the 14 studied mechanisms, 100-watt, high-temperature, milli-pound, vaporizer-based, first and second-SSTL company designs, extension heaters, and the Mark 3 satellite thrusters are classified as conventional technologies with reasonable accessibility. However, the second SSTL design and the extension heater thruster are excluded due to material supply challenges. The remaining five mechanisms demonstrate high reliability, each with a maximum of 10 components and no need for pressure regulation equipment. Notably, the first SSTL design, with only five elements in the thruster head, offers the most favorable conditions for operational deployment.

Keywords: propulsion systems, electrothermal thruster, Resistojet thrusters, Reliability, manufacturing technology

بررسی روند توسعه تجاری سیستم‌های پیشران‌جت مقاومتی و ارزیابی

آن‌ها از منظر طراحی کم‌هزینه و قابلیت اطمینان

رضا گلزاریان^۳عادل پور تقی^۲مرتضی فرهید^{۱*} 

پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

(دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۲۷، بازنگری: ۱۴۰۳/۰۶/۱۷، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۱۵، انتشار: ۱۴۰۳/۰۹/۱۱)

چکیده

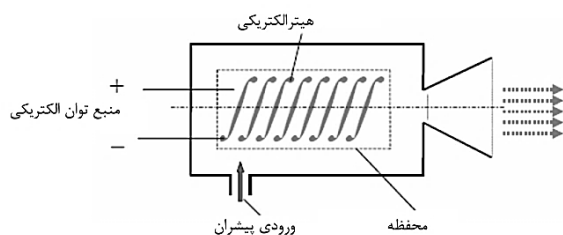
رانسگرهای جت مقاومتی یکی از اعضای مهم خانواده رانسگرهای الکتریکی در صنایع فضایی محسوب می‌شوند که دارای مشخصات ویژه‌ای مانند نسبت تراست به توان، قابلیت اطمینان و سرعت خروجی نسبتاً بالا هستند. این رانسگرها از طریق عبور سیال پیشران از اطراف یک هیتر الکتریکی و افزایش دمای آن و سپس عبور پیشران از داخل یک نازل همگرا - واگرا برای شتاب‌دهی به پیشران باعث تولید نیروی رانش می‌شوند. در این مقاله ماهواره‌های عملیاتی شده‌ای که دارای سیستم پیشران‌جت مقاومتی بوده‌اند، از منظر هدف و کاربرد، ارتفاع اوج، جرم و پلتفرم استفاده شده به صورت آماری بررسی شده و نتایج حاصل، مورد مقایسه قرار گرفته است. همچنین در ادامه به ارزیابی سیستم‌های پیشران‌جت مقاومتی موجود بر اساس سه پارامتر کلیدی قابلیت اطمینان، فناوری ساخت موردنیاز و شناسایی و انتخاب مواد مناسب پرداخته شده است. باتوجه به نتایج حاصل از بررسی ۱۴ مکانیزم مورد مطالعه، رانسگرهای ۱۰۰ وات، دما بالا، میلی پوندی، طرح بخارساز، طرح اول و دوم شرکت SSTL، رانسگر دارای هیتر افزونه و رانسگر ماهواره مارک ۳ از نظر سطح فناوری مورد استفاده در گروه فناوری‌های مرسوم طبقه‌بندی شده و قابلیت دسترسی مناسبی دارند. از بین این هفت مکانیزم، مکانیزم رانسگرهای طرح دوم شرکت SSTL و رانسگر دارای هیتر افزونه به دلیل دشواری تأمین مواد، حذف می‌شوند. پنج مکانیزم باقیمانده همگی حداکثر دارای ۱۰ المان بوده و به دلیل عدم نیاز به تجهیزات افزایش و یا کاهش فشار، از نظر قابلیت اطمینان در سطح مناسبی ارزیابی شده‌اند. همچنین مکانیزم طرح اول شرکت SSTL به دلیل داشتن ۵ المان در هد رانسگر، مناسب‌ترین شرایط برای بهره‌برداری را دارا می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: سیستم پیشران، رانسگر الکتروترمال، رانسگر جت مقاومتی، قابلیت اطمینان، فناوری ساخت، توسعه فناوری

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): m.farhid@iscr.ac.ir

۲- کارشناسی ارشد: a.pourtaghi@iscr.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری: r.golzarian@iscr.ac.ir



شکل (۱): ساختار کلی رانشگرهای الکتروترمال جت

مقاومتی [۳]

در ادامه ماهواره‌های پرتاب شده‌ای که دارای سیستم پیشران جت مقاومتی هستند از منظر هدف و کاربرد، ارتفاع اوج، جرم و پلتفرم استفاده شده به صورت تحلیل آماری بررسی شده و در ادامه، نتایج ارائه شده است. همچنین مکانیزم‌های مختلف طراحی شده برای سیستم‌های پیشران جت مقاومتی مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته است. بررسی پژوهش‌های پیشین در این حوزه نشان‌دهنده این مطلب است که دو پارامتر کلیدی باعث تغییر در سطح فناوری مورد استفاده در طراحی و ساخت مکانیزم‌های مختلف برای رانشگرهای جت مقاومتی خواهد شد که عبارت‌اند از دمای عملکرد و فشار جریان سیال پیشران؛ از این بین با افزایش دمای عملکرد رانشگر، شرایط استفاده از مواد مرسوم و پرکاربرد در صنعت ممکن نبوده و بایستی از مواد با دمای عملکرد بالا از قبیل رنیوم، برخی فلزات نسوز و آلیاژهای آن‌ها نظیر تنگستن، تانتالوم، مولیبدن، پلاتین (تثبیت شده با ایتریوم و زیرکونیا) و همچنین سرمت‌ها^۴ استفاده کرد. در نمونه‌هایی که از پیشران با فشار بالا استفاده شده است، یک زیر سیستم ذخیره و انتقال پیشران با رگولاتور کاهش فشار استفاده شده است. بر عکس، در سیستم‌های پیشران با پیشران دو فازی و دارای فشار بخار پایین که معمولاً از هیدرازین استفاده می‌شود، برای ایجاد جریان پیشران در زیر سیستم ذخیره و انتقال پیشران بایستی از تجهیزات ایجاد فشار مثبت استفاده گردد. از طرفی این امر باعث ایجاد پیچیدگی‌هایی در طراحی شده و سطح فناوری مورد استفاده را افزایش خواهد داد [۴].

در طراحی مکانیزم‌های فضایی به منظور دستیابی به قابلیت اطمینان بالا، مطلوب این است که از طراحی‌های با

۱- مقدمه

رانشگرهای جت مقاومتی در بین خانواده رانشگرهای الکتروترمال از تنوع قابل توجهی در طراحی برخوردارند. سادگی در طراحی و ساخت در مقایسه با سایر انواع رانشگرها از عوامل اصلی تنوع این محصول می‌باشد. همچنین مأموریت‌های مختلف استفاده از رانشگر جت مقاومتی در ماهواره‌ها از قبیل مانور مداری^۱، موقعیت‌گیری و نگهداشت مداری^۲ و حفظ ارتفاع مداری^۳ باعث ایجاد گستره وسیعی از طراحی در این رانشگرها شده است. این انعطاف عملکرد ناشی از بازه چند میلی نیوتنی تا چند نیوتنی در رانش حاصل از این نوع رانشگرها است [۱ و ۲]. از قابلیت‌های دیگر این رانشگرها می‌توان به استفاده چندگانه از پیشران‌های مایع و گاز اشاره کرد. به عنوان مثال: آب، آمونیاک، دی‌اکسید کربن، نیتروژن و... که هر چه جرم مولکولی بیشتر باشد نیروی رانش بیشتر و در مقابل تکانه ویژه کمتر خواهد بود. بازه توانی متوسط در این سیستم‌ها از ۱۰ الی ۶۰۰ وات متغیر بوده و در برخی موارد به محدوده کیلووات نیز می‌رسد و در توان‌های AC و یا DC قابل طراحی است. این رانشگرها همچنین دارای راندمان ۸۰ درصدی هستند که در نوع خود قابل ملاحظه است [۱]. فناوری‌هایی که برای زیرسیستم‌های رانشگر جت مقاومتی وجود دارد در قیاس با فناوری‌های پایه‌ای که برای ساخت و تست سایر رانشگرها نیاز است، جزو فناوری‌های قابل دسترس تر و ارزان تر محسوب می‌شوند. از این رو با توجه به کارایی گسترده رانشگرهای جت مقاومتی در مأموریت‌های فضایی، این نوع از رانشگرهای الکتریکی از پتانسیل خوبی برای بهره‌برداری برخوردار هستند. در حالت کلی اصول کاری سیستم پیشران جت مقاومتی بدین صورت است که جریان پیشران در داخل هد رانشگر با عبور از یک محفظه با گرمایش الکتریکی گرم شده و پس از عبور از نازل همگرا - واگرا و تبدیل انرژی حرارتی به انرژی جنبشی و ایجاد تکانه باعث شکل‌گیری نیروی رانش در راستای مخالف خواهد شد. شکل (۱) مکانیزم کلی حاکم بر عملکرد سیستم‌های پیشران جت مقاومتی را نمایش می‌دهد [۳].

⁴ Cermet

¹ Orbit change manoeuvres

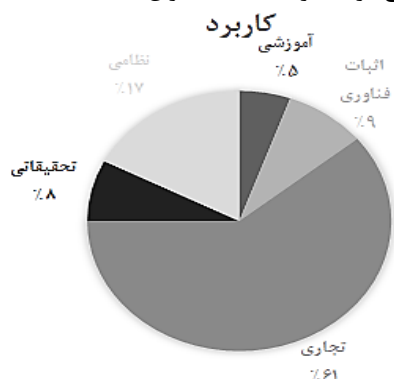
² Station keeping

³ Orbit height maintenance

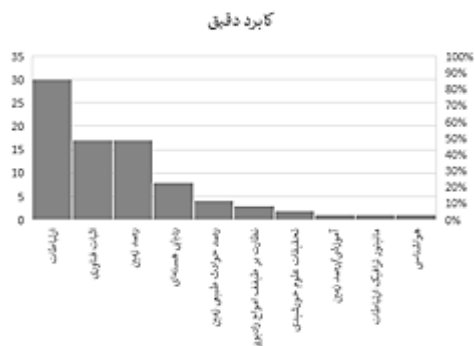
مأموریت، کاربرد، ارتفاع اوج، جرم، پلتفرم استفاده شده و سال پرتاب، در قالب‌های تجاری، آموزشی، تحقیقاتی، نظامی و اثبات فناوری طبقه‌بندی می‌شوند. این دسته‌بندی‌ها در بخش بعدی به تفصیل مورد بررسی قرار گرفته است.

۱-۲ هدف و کاربرد

بیش از دو سوم کل ماهواره‌هایی که از سیستم پیشران جت مقاومتی استفاده می‌کنند باهدف انجام مأموریت تجاری پرتاب شده‌اند. در این بین کاربردهای ارتباطی بیشترین سهم را به خود اختصاص داده‌اند. پیشران‌های جت مقاومتی به دلیل پارامترهای سادگی در ساخت و بازده بالای جرم نسبت به ضربه ویژه، به سرعت از مرحله اثبات فناوری گذر کرده و با اقبال قابل توجهی در مأموریت‌های تجاری مواجه شده‌اند. البته این گروه‌بندی‌ها استثنایی هم دارد؛ برای مثال ماهواره جی‌ست ۱۰۰^۲ که برای کاربردهای جهت‌یابی استفاده می‌شود و در دسته‌بندی‌ها در گروه تجاری و رصد زمین آورده شده است. نمودارهایی که در دو شکل (۳) و شکل (۴) مشاهده می‌شوند، موید مطالب عنوان شده هستند.



شکل (۳): مقایسه آماری هدف و کاربرد ماهواره‌ها

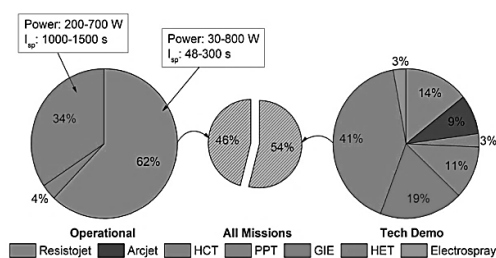


شکل (۴): کاربرد دقیق ماهواره‌های بررسی شده

سطح پیچیدگی پایین و تعداد المان کم استفاده شود. در پژوهش حاضر مکانیزم‌های مطرح شده هم از لحاظ تعداد المان و هم از لحاظ استفاده و یا عدم استفاده از تجهیزات کاهش و یا افزایش فشار جریان پیشران، مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته‌اند. برای تمامی مکانیزم‌ها فناوری ساخت مورد استفاده در دو گروه فناوری‌های مرسوم و فناوری‌های کم‌کاربرد طبقه‌بندی شده است. همچنین سطح دسترسی به مواد مورد نیاز در سیستم‌های پیشران با توجه به فراوانی آن‌ها در کشور در دو گروه دشوار و مناسب طبقه‌بندی و مورد ارزیابی قرار گرفته است که در ادامه به تفصیل در مورد آن‌ها بحث شده است.

۲- بررسی و تحلیل آماری

طی سال‌های اخیر ماهواره‌های متعددی با استفاده از سیستم پیشران جت مقاومتی و با مأموریت‌های متنوع به فضا پرتاب شده‌اند. مطالعه آماری تعداد قابل توجهی از این ماهواره‌ها می‌تواند باعث سهولت در امر تصمیم‌گیری در جهت استفاده از رانشگرهای جت مقاومتی گردد. از این رو در این مطالعه تعداد ۹۴ ماهواره مستقل و ۹۵ عدد ماهواره عضو پروژه بزرگ ایریدیوم^۱ از لحاظ نوع کاربرد، ارتفاع اوج، کلاس وزنی، سال پرتاب و پلتفرم استفاده شده بررسی می‌شود. شکل (۲) نشان‌دهنده توزیع استفاده از انواع رانشگرهای الکتریکی در مدار لئو برای کاربردهای عملیاتی و اثبات فناوری می‌باشد. در نمودار مشاهده می‌شود که نقش رانشگرهای جت مقاومتی در اثبات فناوری تا زمان وقوع این مطالعه ۱۴٪ و در مأموریت‌های عملیاتی ۶۲٪ بوده است [۵].

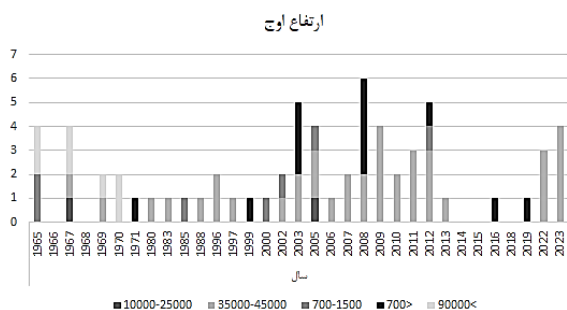


شکل (۲): سهم به کارگیری انواع رانشگرهای الکتریکی از لحاظ آماری، ماهواره‌هایی که از رانشگر جت مقاومتی استفاده می‌کنند، عموماً در مدار LEO قرار گرفته‌اند. از طرفی این ماهواره‌ها که اتفاقاً پر تعداد نیز هستند، بر اساس

² Gsat 100

^۱ ایریدیوم یک شرکت ارتباطات ماهواره‌ای آمریکایی است که در زمینه خدمات صدا و تصویر ماهواره‌ای و ساخت تجهیزات مخابراتی ماهواره‌ای فعالیت می‌کند. که در سال ۲۰۰۱ با پشتیبانی شرکت موتورلا راه اندازی شد.

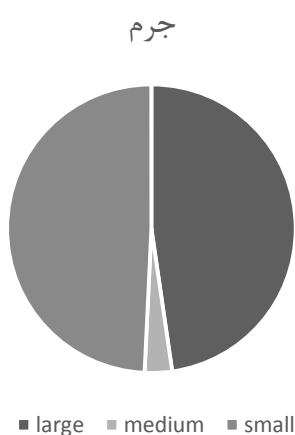
همچنین در شکل (۷) مشاهده می‌شود که در اوایل استفاده از پیشران‌های جت مقاومتی در مدار هئو وجود داشته ولی رفته رفته جای خود را به پروژه‌هایی با ارتفاع اوج ۳۵۰۰۰ Km تا ۴۵۰۰۰ (ژئو) داده است.



شکل (۷): توزیع ارتفاع اوج مدار ماهواره‌های پرتاب شده

۲-۳ جرم

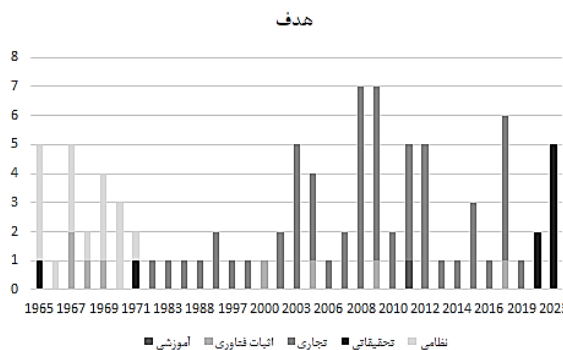
شکل (۸) نشان می‌دهد که اگر ماهواره‌ها را به سه دسته بزرگ (بالای ۱۰۰۰ Kg)، متوسط (بین ۵۰۰ و ۱۰۰۰ Kg) و کوچک (زیر ۵۰۰ Kg) تقسیم کنیم بیشتر ماهواره‌هایی که از رانشگر جت مقاومتی استفاده کرده‌اند در دسته‌های کوچک و بزرگ قرار می‌گیرند. لازم به ذکر است که پروژه ایریدیوم که شامل بیش از ۹۰ ماهواره با وزن تقریبی ۱ Kg ۷۰۰ می‌باشد، بصورت مجزا در بخش ۲-۵ مورد بررسی قرار گرفته است. در حالت کلی می‌توان ادعا کرد که سیستم پیشران‌های جت مقاومتی در گروه‌بندی جرمی ماهواره‌ها توزیع تقریباً یکنواختی دارد.



شکل (۸): بررسی جرم ماهواره‌های بررسی شده

از طرفی همان‌طور که در شکل (۹) قابل مشاهده است، سیستم‌های پیشران‌های جت مقاومتی از اوایل مطرح شدن تا کنون، در ماهواره‌های کوچک به وفور به کار گرفته شده‌اند.

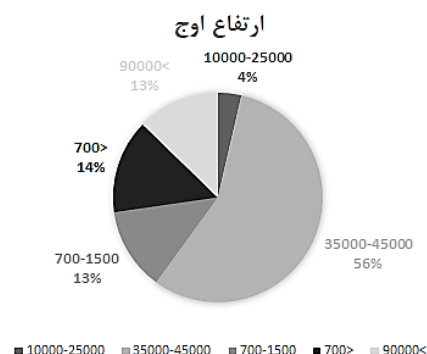
همچنین شکل (۵) نشانگر آن است که در سال‌های اخیر میزان استفاده از پیشران‌های جت مقاومتی در مصارف نظامی و اثبات فناوری به شدت رو به کاهش بوده و مصارف تجاری رو به افزایش است. جهش تعداد ماهواره‌هایی که از رانشگر جت مقاومتی استفاده می‌کنند در سال ۲۰۰۸ به دلیل پرتاب یکباره ۵ مورد ماهواره رپید‌آی^۱ بوده که این تعداد پرتاب در سال بعد با پرتاب ۷ ماهواره دیگر از جمله اوپتوس دی^۲ (ارتباطی)، یوکی دی‌ام‌سی^۳ (رصد زمین) و پروبا ۲^۴ (اثبات فناوری) حفظ شد.



شکل (۵): توزیع هدف از پرتاب ماهواره‌ها در گذر زمان

۲-۲ ارتفاع اوج

برای ماهواره‌هایی که مأموریت آنها در ارتفاع اوج ۳۵۰۰۰ تا ۴۵۰۰۰ Km تعریف شده است، استفاده از سیستم‌های پیشران‌های جت مقاومتی داده شده است و شکل (۶) گواه این ادعاست. لازم به ذکر است با در نظر گرفتن تعریف مدارهای زمین‌آهنگ (ژئو) و غیر زمین‌آهنگ (لئو، مئو و هئو)^۵ اکثر ماهواره‌هایی که از رانشگر جت مقاومتی استفاده می‌کنند در مدار ژئو قرار داشته و رتبه بعدی به لئو تعلق دارد.



شکل (۶): ارتفاع اوج ماهواره‌های پرتاب شده

^۱ Rapid Eye

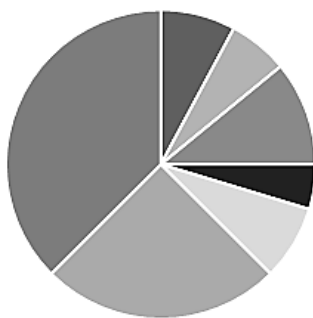
^۲ Optus D3

^۳ Uk DMC2

^۴ Proba 2

^۵ Leo, Meo and Heo

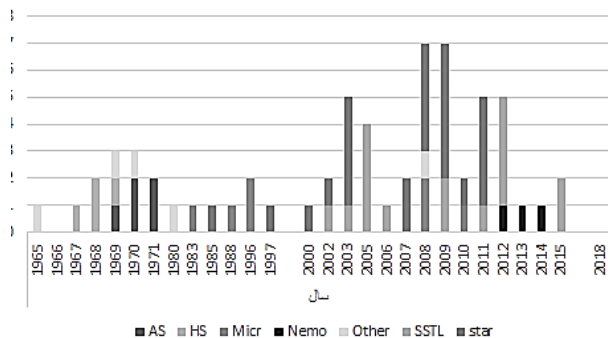
سری پلتفرم



■ AS ■ HS ■ MicroSat ■ Nemo ■ Other ■ SSTL ■ star

شکل (۱۰): پلتفرم استفاده شده در ماهواره‌های پرتاب شده از شکل (۱۱) نیز مشهود است که استار و اس‌اس‌تی‌ال علاوه بر اینکه در تعداد کل از بقیه رقبا پیشی گرفته‌اند، از لحاظ زمانی نیز در سال‌های اخیر تعداد بیشتری از ماهواره‌ها را میزبانی کرده‌اند.

پلتفرم مورد استفاده



شکل (۱۱): توزیع پلتفرم استفاده شده در ماهواره‌های

پرتاب شده در گذر زمان

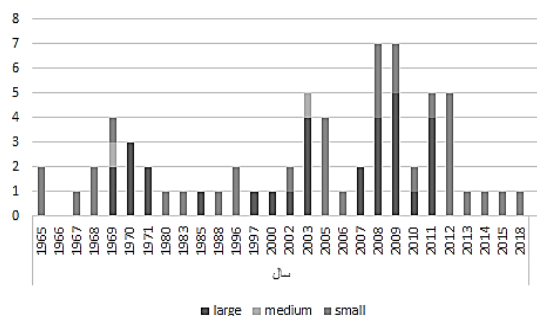
۲-۵ پروژه ایریدیوم

تمامی ماهواره‌های پروژه ایریدیوم دارای مأموریت مشترک بوده و از سیستم پیش‌ران‌ش جت مقاومتی جهت جای‌گذاری در مدار، کنترل وضعیت و خروج از مدار استفاده کرده‌اند. پرتاب ماهواره‌ها توسط این شرکت در بازه زمانی سال ۱۹۹۷ تا ۲۰۰۲ صورت گرفته است؛ لذا بررسی جداگانه ماهواره‌های این پروژه و مقایسه آماری آنها نتایج بهتری را در اختیار خوانندگان قرار خواهد داد.

این پروژه از سال ۱۹۹۸ میلادی در راستای فراهم‌سازی ارتباطات صوتی و داده‌ای از نوع L بر روی سطح کره زمین عملیاتی گردید. تا کنون ۶۶ ماهواره فعال مربوط به این پروژه در مدار وجود دارد که برای پوشش کل کره زمین کافی است. از طرفی چندین ماهواره جایگزین اضافی نیز

همچنین در بین سال‌های ۲۰۰۷ تا ۲۰۱۱ استفاده از این نوع پیش‌ران‌ها در ماهواره‌های بزرگی از جمله اوپتوس دی ۱، ثور ۵ و اس‌اس‌اس ۱ افزایش یافته است.

جرم



شکل (۹): توزیع جرم محموله ماهواره‌های پرتاب شده در گذر زمان

۲-۴ پلتفرم استفاده شده

در پرتاب ماهواره‌هایی که از پیش‌ران‌های جت مقاومتی استفاده می‌کنند از پلتفرم‌های مختلفی مانند AS-4000, JHI BT-4, SSTL-150, Microsat-100, Star-2 Bus و Chang Zheng 2C-III/SD, Delta II 7920-10C استفاده شده است. جهت تسهیل در دسته‌بندی به سری این پلتفرم‌ها توجه شده است. همان‌طور که در شکل (۱۰) قابل مشاهده است، سری اس‌اس‌تی‌ال^۴ محصول شرکت ایرباس و سری استار^۵ ساخته شده توسط شرکت تویکول^۶ در این زمینه پیش‌تاز بوده‌اند.

پلتفرم‌های مذکور، سیستم بسیار توانمندی هستند که توان محموله قابل توجه، قابلیت حمل تعداد انبوه و افزونگی را ارائه می‌دهند. همچنین مناسب برای طیف وسیعی از محموله‌ها از جمله تصویربرداری از زمین، دارای یک سیستم رادیویی تعریف شده با نرم‌افزار^۷ که یک سیستم ارتباط رادیویی است که از نرم‌افزار برای مدولاسیون و دمولاسیون سیگنال‌های رادیویی استفاده می‌کند، امکان رصد جو، مخابرات مدار LEO، اثبات فناوری‌ها، مونیوتورینگ تشعشعات و... هستند.

^۱ Optus D1

^۲ Thor 5

^۳ SES 1

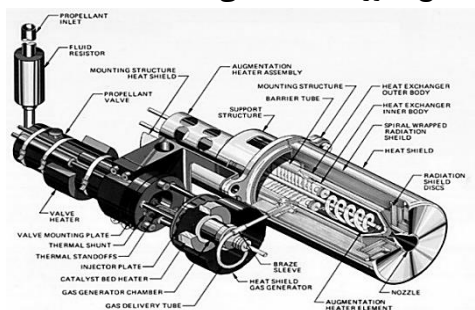
^۴ SSTL

^۵ Star

^۶ Thoikol

^۷ software-defined radio (SDR)

ترکیبی طراحی شده را نشان می‌دهد [۶]. این رانشگر در فضاپیماهای Satcom 1-R، Intelsat V، GOMS، Meteor 3-1، و Iridium به کار گرفته شده و دارای سطح فناوری 9 TRL می‌باشد.



شکل (۱۲): جزئیات و اجزاء مکانیزم رانشگر جت مقاومتریکی [۶]

مکانیزم دوم

هدف از طراحی این رانشگر جت مقاومتریکی ۱۰۰ وات، دستیابی به یک رانشگر اقتصادی بوده است. بدین منظور در پیکره‌بندی، از یک شیر کنترل جریان استفاده شده است. در مکانیزم طراحی شده از آب به‌عنوان پیشراننده استفاده شده و از یک کارتریج هیتر الکتریکی برای گرم کردن جریان پیشراننده بهره برده شده است. هیتر به‌صورت مستقیم از باس فضاپیما ۲۸ ولتی تغذیه می‌کند و دمای پیشراننده را تا حدود ۸۰۰ درجه افزایش می‌دهد. در این بین استفاده از گرانول‌های کاربید سیلیکون باعث ذخیره شار حرارتی و افزایش بازده عملکرد رانشگر می‌گردند. در این مکانیزم دستیابی به زیرسیستم‌های اقتصادی‌تر بسیار مهم است که این امر از برخی پارامترها ناشی می‌شود که به‌قرار زیرند:

- انتخاب مواد؛ در طراحی معمولاً از مواد پرکاربرد در صنعت نظیر فولادهای ضدزنگ و آلیاژهای نیکل استفاده می‌شود. چنانچه دمای موردنظر در طراحی زیرسیستم‌ها، از محدوده تحمل دمایی مواد انتخابی فراتر برود، بالاچار بایستی از مواد خاص استفاده شود و در نهایت این امر باعث افزایش هزینه خواهد شد.

- قطعات استاندارد؛ در ساخت زیرسیستم‌ها تا حد امکان از قطعات تجاری استاندارد استفاده می‌شود تا در زمان اجرا و هزینه نهایی صرفه‌جویی شود.

- پیشراننده‌های سبز؛ معمولاً از پیشراننده‌های سبز برای کاهش هزینه‌های ایمنی و تست در شرایط آزمایشگاهی استاندارد و

مرسوم استفاده می‌شود [۷].

جهت خدمات رسانی در صورت خرابی ماهواره‌های دیگر در مدار قرار دارند. تمامی این ماهواره‌ها در مدار لئو قرار داشته و وزن تمامی آن‌ها در حدود 680 Kg می‌باشد. در پرتاب ماهواره‌های پروژه ایریدیوم از پلتفرم‌های Delta II 7920، SD/Chang Zheng 2C-III، Proton-K/17S40، 10C، Rokot/Briz-KM استفاده شده است.

بعدها، از سال ۲۰۱۷ تا ۲۰۱۹ ماهواره‌های پروژه ایریدیوم با استفاده از پلتفرم‌های فالکون ۱۹ شرکت اسپیس ایکس^۲ پرتاب شدند.

۳- بررسی مکانیزم‌های مختلف پیشرانندگی جت مقاومتریکی

در بخش قبل، ماهواره‌هایی که در سال‌های اخیر از سیستم پیشرانندگی جت مقاومتریکی در آن‌ها استفاده شده است مورد بررسی و مقایسه قرار گرفتند. در این بخش به مکانیزم‌های مختلف سیستم پیشرانندگی جت مقاومتریکی پرداخته شده است. بدین منظور ۱۴ مکانیزم مختلف برای هد رانشگر به تفصیل مورد بررسی قرار گرفته است.

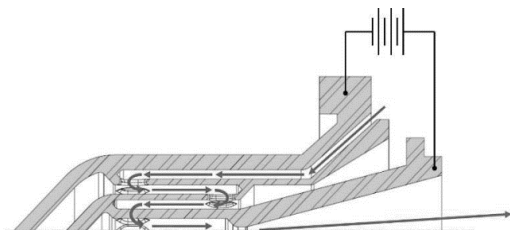
مکانیزم اول

این نمونه از مکانیزم پیشرانندگی جت مقاومتریکی به‌صورت یک سیستم ترکیبی طراحی شده است. این سیستم از یک بخش تجزیه کاتالیستی اولیه برای افزایش دمای پیشراننده استفاده می‌کند. بدین صورت که هیدرازین مایع پس از عبور از بستر کاتالیستی طی یک واکنش گرمازا تجزیه شده و تقریباً ۱ حجم NH₃ و ۲ حجم H₂ تولید می‌کند و گرمای حاصل از واکنش، دمای گازهای حاصل از واکنش را تا مرز ۷۰۰ درجه سانتی‌گراد گرم می‌کند. همچنین عبور جریان پیشراننده تولید شده از داخل یک هیتر الکتریکی ماریچ، باعث افزایش مضاعف دمای آن‌ها می‌شود. هیتر مذکور با سپرهای تابشی نازک احاطه شده است که جهت جلوگیری از اتلاف شار حرارتی تولید شده در نظر گرفته شده‌اند. در نهایت این امر باعث افزایش بازده ۱۰ الی ۲۰ درصدی رانشگر جت مقاومتریکی مطرح شده نسبت به سایر رانشگرهای جت مقاومتریکی می‌شود. در این رانشگر ترکیبی، از یک شیر محرکه الکترومغناطیسی استفاده شده است. شیر مذکور مجهز به هیترهایی است که جهت جلوگیری از یخ‌زدن هیدرازین تعبیه شده‌اند. شکل (۱۲) جزئیات رانشگر

¹ Falcon 9

² SpaceX

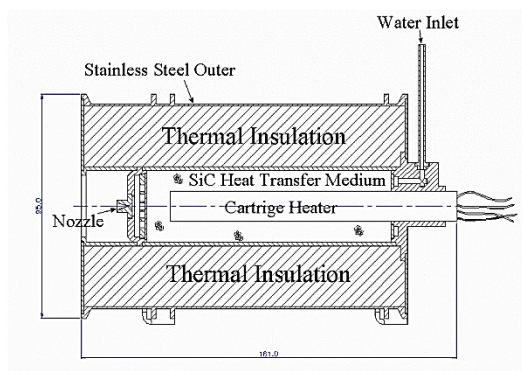
نشان داده شده است که از کانال حلقوی بیرونی جریان یافته و پس از چندین بار چرخش، با خروج از طریق نازل منبسط شده و باعث ایجاد رانش می‌شود. اعمال شار حرارتی به پیشرانه با استفاده از یک اتصال، یک اختلاف پتانسیل الکتریکی به ترمینال‌های محفظه اعمال کرده و دمای گاز را در طول مسیر جریان افزایش می‌دهد. در طراحی جت مقاومتی دما بالا، پیشرانه مستقیماً گرم می‌شود؛ زیرا مبدل حرارتی و هیتر در یک قطعه (محفظه) ادغام شده‌اند. علاوه بر این، نازل نیز با مبدل حرارتی ترکیب شده و یک بخش واحد را تشکیل می‌دهد. به‌منظور دستیابی به مشخصات الکتریکی مدنظر در طراحی رانشگر جت مقاومتی دما بالا ضخامت جداره ۱۰۰ میکرومتر لازم است و تولید لوله‌های با قطر و ضخامت کوچک‌تر باعث کاهش مقاومت الکتریکی آن می‌شود. در این طراحی قابلیت استفاده از مبدل‌های حرارتی با قطر و ضخامت‌های مختلف باعث بهینه‌سازی محصول خواهد شد [۹].



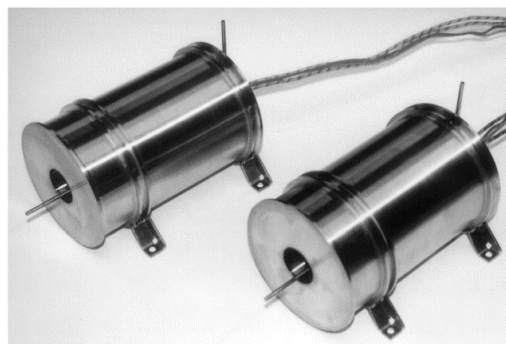
شکل (۱۵): نمای برش محوری رانشگر جت مقاومتی دما بالا [۹]



شکل (۱۶): نمونه ساخته رانشگر جت مقاومتی دما بالا [۱۰] رانشگرهای جت مقاومتی دما بالا (HTR^۲), رانشگرهایی هستند که قادرند دمای پیشرانه را تا محدوده ۳۰۰۰°K افزایش دهند. تعریف محدوده دمایی ۳۰۰۰°K نزدیک به حد دمایی فلزات نسوز با بالاترین نقطه ذوب و



شکل (۱۳): نمای برش خورده رانشگر جت مقاومتی ۱۰۰ وات [۷]



شکل (۱۴): نمونه ساخته شده رانشگر جت مقاومتی ۱۰۰ وات [۸]

با توجه با اینکه حجم تزریق شده پیشرانه در هر مرحله از عملکرد در مقایسه با سایر رانشگرها بیشتر است، در این نمونه دستیابی به کمینه بیت‌های ضربه^۱ امکان‌پذیر نیست. شکل (۱۳) و شکل (۱۴) نمای برش خورده و نمونه ساخته شده این رانشگر را نشان می‌دهد. رانشگر موردنظر بر روی ماهواره UoSAT-12 با پیشرانه اکسید نیتروژن مورد استفاده قرار گرفته است. علاوه بر آن شرایط استفاده از آب به‌عنوان پیشرانه نیز مهیا شده است. در این رانشگر همچنین با موفقیت از پیشرانه‌های نیتروژن، هلیوم و آمونیاک استفاده شده است [۷ و ۸]. همچنین این رانشگر دارای سطح فناوری TRL9 می‌باشد.

مکانیزم سوم

سومین رانشگر جت مقاومتی مورد بررسی یک رانشگر جت مقاومتی دما بالا است. در شکل (۱۵) و شکل (۱۶) نمای برش خورده محوری و نمونه ساخته شده آن نمایش داده شده است. در این رانشگر مسیر پیشرانه زنون

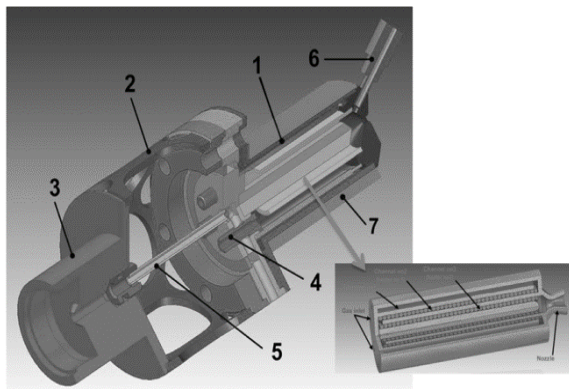
^۲ High temperature resistojet

^۱ Minimum impulse bits

شکل (۱۷): مکانیزم عملکرد هد رانشگر جت مقاومتی جک و اسپیسز [۱۱]

مکانیزم پنجم

نمونه پنجم از سه بخش اصلی تشکیل شده است: محفظه گرمایش، عایق حرارتی و شیر کنترل. محفظه گرمایش دارای سه کانال است که دو کانال مجهز به هیتر بوده و کانال سوم (خارجی‌ترین کانال) به‌عنوان کانال بازیابی گرما استفاده می‌شود. سیال کاری به کانال خارجی در پشت رانشگر منتقل شده و مجبور می‌شود به سمت نازل حرکت کند و در آنجا وارد کانال دوم شده و جهت جریان ۱۸۰ درجه تغییر می‌کند. پس از طی کانال دوم، سیال در مسیر حرکت خود وارد محیط سوم - داخلی‌ترین کانال - می‌شود و پس از یکبار دیگر تغییر جهت جریان، به نازل منتقل می‌شود و با ایجاد انبساط باعث تولید رانش می‌شود. برای بهبود انتقال حرارت در داخل محفظه گرمایش، بیشتر دیوارها با برش‌هایی که به‌صورت آگاهانه ایجاد شده‌اند، ساخته می‌شوند. این کار باعث افزایش ضریب سطح و همچنین باعث افزایش سطح تلاطم سیال در داخل کانال‌ها می‌شود. مدل طراحی نهایی رانشگر در شکل (۱۸) ارائه شده است. در مدل طراحی شده ۱ - محفظه گرمایش، ۲ - عایق حرارتی شیر، ۳ - شیر، ۴ - اتصال الکتریکی هیتر، ۵ - خط تغذیه (جبران‌کننده حرارتی)، ۶ - سنسور اندازه‌گیری فشار و دما و ۷ - لایه جداسازی حرارتی هستند. در این رانشگر یک عایق حرارتی ویژه، به شکل یک استوانه با قطر ۳۰ mm با سوراخ‌های بیضی، به‌منظور محدود کردن انتقال حرارت به شیر طراحی شده است [۱۲]. فناوری این نوع رانشگر با توجه عدم سابقه فضایی گزارش شده برای آن و انجام آزمون‌های عملکردی در سطح TRL5 ارزیابی می‌شود.

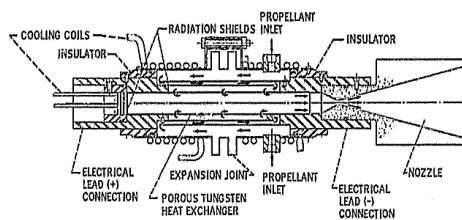


شکل (۱۸): مدل نهایی رانشگر جت مقاومتی [۱۲]

آلیاژهای آن‌ها از جمله مولیبدن، تانتالوم، تنگستن و رنیوم است. در نمونه مورد بحث، باتوجه به پیچیدگی‌های موجود در فرایند ساخت لوله‌های متحدالمرکز در بخش محفظه مبدل حرارتی رانشگر، از فرایند ساخت افزایشی (AM) یا پرینت سه‌بعدی قطعات (ذوب لیزر انتخابی) (SLW) استفاده شده است [۹ و ۱۰]. این نوع رانشگر توسط شرکت‌های مختلف از جمله شرکت نیم الوکس^۳ و مارکوارت^۴ در حال توسعه می‌باشد و تا سطح فناوری TRL5 توسعه یافته است.

مکانیزم چهارم

مورد چهارم عبارت است از موتور هیدروژنی با گرمایش مقاومتی جک و اسپیسز^۵ که در اصل از شش بخش کلی تشکیل شده است. این شش بخش عبارت‌اند از: نازل، اتصال الکتریکی (دو قطعه)، مبدل حرارتی تنگستن متخلخل، شیلدهای الکتریکی، کوئل‌های سرمایش پیش‌رانه (دو قطعه) و جداساز (دو قطعه). همان‌طور که در شکل (۱۷) نشان داده شده است، در این رانشگر نازل به اتصال الکتریکی جلویی متصل شده و بر روی اتصالات الکتریکی جلویی پستی از دو جداساز استفاده شده است. مبدل حرارتی مورد استفاده در بین دو اتصال الکتریکی یک هسته تنگستن متخلخل است که پیش‌رانه هیدروژن با عبور از داخل آن گرم خواهد شد. به منظور جلوگیری از انتقال حرارت تولید شده در مبدل حرارتی از شیلدهای تابشی استفاده شده است که مسیر عبور جریان پیش‌رانه را نیز به شکل مارپیچ درآورده است. کوئل‌های سرمایش مورد استفاده در این رانشگر انتقال حرارت ناخواسته صورت گرفته را حذف خواهد نمود. جنس عایق الکتریکی آلومینای خالص است [۱۱]. سطح فناوری این نوع رانشگر با توجه عدم سابقه فضایی گزارش شده برای آن، در سطح TRL5 ارزیابی می‌شود.



¹ Additive manufacturing

² Selective Laser Melting (SLM)

³ NIEM-ELKOS

⁴ Marquardt

⁵ Jack and Spisz resistance-heated hydrogen engine

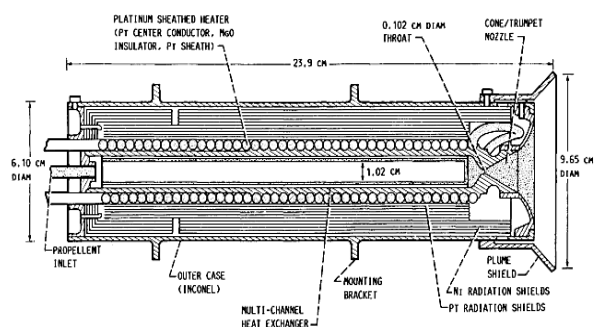
مکانیزم ششم

از جوشکاری نفوذی در مکان‌های با درجه حرارت و تنش بالا استفاده می‌شود، زیرا این روش اتصال، تثبیت دانه‌بندی را از بین نمی‌برد، در صورتی که جوشکاری پرتو الکترون این دانه‌بندی را از بین می‌برد. هیتر استفاده شده شامل یک هادی به ضخامت $1/6$ mm از جنس پلاتین - رودیم^۲ است. این هیتر توسط لایه‌ای از عایق اکسید منیزیم احاطه شده است. مجموعه هیتر نیز در نهایت در داخل غلافی از جنس پلاتین قرار گرفته است. در این محصول هم‌زمان از دو هیتر مارپیچ که یکی به‌عنوان افزونه و دیگری به‌عنوان هیتر اصلی است، استفاده شده است. علت استفاده از هیتر افزونه، جهت دستیابی به قابلیت اطمینان بالا بوده است. همچنین قراردادن منبع تغذیه هیتر در بخشی از سیستم رانشگر که دارای دمای کمتری است، در ارتقای قابلیت اطمینان محصول دخیل است. بسته محافظ تابش که سیم‌پیچ هیتر را احاطه کرده، از ۱۰ لایه فویل جدا شده توسط سیم با قطر کوچک تشکیل شده است. سه لایه محافظ نزدیک به مبدل حرارتی از پلاتین ساخته شده‌اند، زیرا درجه حرارت در این منطقه در حین کار نسبتاً زیاد است، در حالی که هفت لایه باقیمانده از نیکل ساخته شده‌اند. پوسته استوانه‌ای از جنس اینکونل^۳ بوده و شامل یک سری سوراخ کوچک در انتهای نازل است که امکان تخلیه بسته محافظ تابش را فراهم می‌کند. طراحی صورت گرفته در این نمونه باعث می‌شود که نشستی ناخواسته پیشران از بسته محافظ تابش نیز به نوبه خود باعث ایجاد نیروی پیشران شود [۱۳]. توسعه این مکانیزم تا سطح مهندسی بوده و سطح فناوری آن برابر TRL4 برآورد می‌شود.

مکانیزم هفتم

این نمونه یک رانشگر میلی‌پوندی با گرمایش سریع است. در این طرح، پیشران قبل از ورود به بخش هیتر با کمک انرژی حرارتی نازل پیش گرم شده و سپس وارد هیتر می‌شود. در کل، دو نمونه از این نوع رانشگر طراحی شده است که از نظر چندگانه بودن گذرگاه ورود پیشران کاملاً مشابه هستند، اما از نظر بخش‌های مربوط به هیتر تفاوت دارند. بدین نحو که یکی از آن‌ها دارای هیتر لوله‌ای و لتاز پایین است و شرایط مصرف توان مناسبی دارد. در مدل دیگر، هیتر از نوع سیم‌پیچ است که پیرامون یک قطعه

ششمین مکانیزم رانشگر جت مقاومتی مورد بررسی یک رانشگر دما بالا و فشار بالا است که از نظر ابعاد هندسی نیز در مقایسه با موارد مشابه بزرگ است. جنس مدل مهندسی این رانشگر از پلاتین با دانه‌بندی تثبیت شده^۱ است، زیرا سازگاری بلند مدتی با دمای بالا و مایعات اکسیدکننده و کاهنده را دارا می‌باشد. اجزای سازنده مبدل حرارتی حاوی مقدار کمی (کمتر از ۱٪) اکسید زیرکونیوم به‌عنوان یک تثبیت‌کننده دانه است تا رشد دانه را به حداقل برساند، این امر هنگامی اتفاق می‌افتد که مواد در دمای بالا برای مدت طولانی نگه داشته شوند. مدل مهندسی رانشگر جت مقاومتی با قابلیت کارکرد پیشران‌های مختلف، در شکل (۱۹) نشان داده شده است. این مجموعه توسط چندین لایه سپر تابشی احاطه شده است که در یک پوشش استوانه‌ای محصور شده‌اند. این پوشش به‌عنوان یک سازه واحد بوده و نقش پشتیبانی از مجموعه مبدل‌های حرارتی، هیتر و سپر تابش را بر عهده دارد. پوسته استوانه‌ای پشتیبان، در انتهای خود دارای شیارهایی با سطح مقطع نیم‌دایره می‌باشد که وظیفه افزایش سطح انتقال حرارت در مبدل حرارتی و موقعیت‌دهی به هیتر در موقع مونتاژ را بر عهده دارد. به دلیل مشکلاتی که در مونتاژ نمونه اولیه مدل مهندسی رانشگر ایجاد شد، شیارهای موجود بر روی هسته تنها در نیمی از بالادست رانشگر ایجاد شده است. سمت بالادست استوانه تحت فشار، حاوی فلنجی است که لوله ورودی پیشران را در خود جای داده است و انتهای دیگر آن به نازل ختم می‌شود. سه بخش استوانه تحت فشار توسط سطح‌های وسیع جوشکاری نفوذی به هم متصل می‌شوند که به‌عنوان اتصالات تحمل‌کننده فشار هستند. جوشکاری‌های نفوذی توسط جوش پرتو الکترون پشتیبانی شده‌اند تا از آب‌بندی آن اطمینان حاصل شود [۱۳].



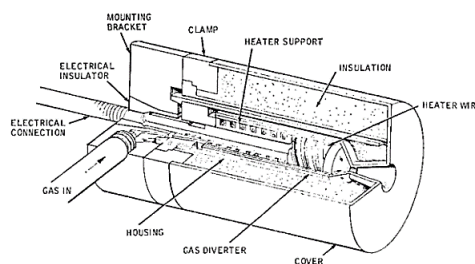
شکل (۱۹): مدل مهندسی رانشگر جت مقاومتی دما بالا [۱۳]

^۲ Platinum rhodium
^۳ Inconel

^۱ Grain stabilized platinum

شده تا فرایند بخارشدن، گرم شدن بیش از حد و انبساط پیشرانه را تسهیل کند، و به آن اجازه می‌دهد تا به‌عنوان رانشگر جت مقاومتی عمل کند. در تست‌های عملکردی این رانشگر میزان رانش از ۱۷۰ تا ۳۶۰ میلی نیوتن و سطح توان از ۴۴۳ وات تا ۹۰۴ وات اندازه‌گیری شده است. حداکثر ضربه ویژه اندازه‌گیری شده در این رانشگر ۱۹۲ ثانیه است. مایع پیشرانه از طریق سوراخی با قطر ۰/۲۳ cm که در انتهای محفظه قرار گرفته و به طور مماس به محفظه حرارتی تزریق می‌شود. محفظه به شکل یک استوانه به قطر ۲/۳ cm و به طول ۸/۴ cm است که در یک انتها دارای درپوش مسطح و در انتهای دیگر آن دارای یک زاویه مخروطی ۳۰ درجه می‌باشد. گرما از طریق دیواره محفظه بویلر به مایع پیشران اعمال می‌شود تا تبخیر شود. تست این دستگاه ثابت می‌کند که کارکرد آن دشوار است و این امر به این دلیل است که مایع به دیوار نمی‌چسبد و باعث می‌شود تا دمای دیوار چند صد درجه افزایش یابد. این امر باعث کاهش چشمگیر بازده انتقال حرارت خواهد شد، در این طرح رانشگر حتی به هنگام دستیابی به عملکرد پایدار رانشگر در حضور دمای مناسب دیواره، خروجی‌های نازل هرگز از نظر خلوص ۱۰۰ درصد نبوده و مقداری قطرات مایع در داخل خود خواهند داشت. احتمالاً دلیل این اتفاق چرخش ناکافی جریان در محفظه بویلر است. تجارب حاصل از اولین طراحی بخارساز آب باعث نصب یک سیم‌پیچ در دیواره داخلی بویلر برای هدایت مایع ورودی در امتداد مسیر ماریپچ شده است. با این تغییر می‌توان شتاب‌های شعاعی ناشی از مسیر جریان منحنی را در طول دیواره محفظه بویلر حفظ کرد. هم‌زمان با این تغییر، چنانچه هیتر به مرکز محفظه بویلر منتقل شود، بخار با کیفیت بالاتری به دست خواهد آمد. این تغییرات موجب تابش گرما به مایع در دیواره هیتر شده و با تبخیر آن باعث می‌شود تا رانشگر تا دمای فوق اشباع کار کند. در این رانشگر سیم‌پیچ هیتر به‌دور لوله سوپر هیتر پیچیده شده است. لوله سوپر هیتر دارای یک سیم ماریپچ است که باعث افزایش عدد رینولدز نسبت به لوله تو خالی ساده می‌شود. این امر باعث می‌شود تا قطرات مایع حین عبور به سمت دیواره نزدیک به هیتر حرکت کرده و باعث تبخیر آن‌ها شود. از ویژگی‌های منحصربه‌فرد این طراحی استفاده از اتصال تابشی بین هیتر و مایع برای بخاردهی و اتصال همرفتی بین هیتر و بخار برای گرم شدن بیش از حد است که همگی از یک هیتر

استوانه‌ای شکل پیچیده می‌شود و مصرف توان آن مستقیماً از سیستم توان ماهواره صورت می‌گیرد. طراحی نوع سوم از این رانشگر به‌گونه‌ای است که پیشرانه به شکل جریان گردابه‌ای وارد رانشگر می‌شود. همچنین حداقل سیم‌پیچ گرم‌کننده و محفظه گرمایش در این مورد بکار رفته است. هرکدام از این رانشگرها را می‌توان به‌گونه‌ای طراحی یا اصلاح کرد که سطح رانش بهینه‌ای را ارائه دهند. به‌عنوان مثال، با تغییر قطر گلولی، محفظه هیتر، طول و قطر رانشگر، عملکرد آن (ضربه ویژه، فشار ورودی و نیروی رانش) می‌تواند در محدوده نیروی رانش ۱۰-۲۰-۴۰ میلی پوند تغییر کند. شکل (۲۰) طرح شماتیک رانشگر میلی‌پوندی با ورودی چندگانه با هیتر سیم‌پیچ را نمایش می‌دهد. در این نمونه از رانشگر جت مقاومتی، سیم‌های هیتر در شیارهای تعبیه شده بر روی هسته هیتر قرار گرفته و توسط لایه داخلی پوسته محافظت می‌شود. فضای مابین لایه داخلی پوسته و لایه خارجی آن توسط عایق پر شده است تا از انتقال حرارت اضافی جلوگیری کند. جریان گاز ورودی نیز در این قطعه و در راستای شعاع شارش پیدا می‌کند [۱۴، ۱۵]. باتوجه به نتایج ارائه شده از آزمون‌های عملکردی و اطلاعات موجود از مراحل توسعه محصول، سطح فناوری آن برابر TRL5 برآورد می‌شود.



شکل (۲۰): طرح شماتیک رانشگر میلی‌پوندی با ورودی چندگانه و مبدل حرارتی سیم پیچ [۱۴]

مکانیزم هشتم

در این مکانیزم، در اصل از یک طرح مفهومی بخارساز آب با جریان قوی یک‌طرفه به‌منظور استفاده به‌عنوان یک رانشگر جت مقاومتی بهره برده شده است. همچنین ویژگی‌های عملیاتی رانشگر در طی آزمون‌های عملکردی اندازه گرفته شده است. در این طرح مفهومی بخارساز، از چرخش جریان برای اتصال جریان مایع به دیواره محفظه دیگ استفاده شده و امکان جدایی دوفاز سیال را فراهم می‌کند. این بخارساز با قراردادن یک نازل و یک هیتر در مرکز آن اصلاح

رزوه M6 منشعب می‌شود و در ادامه فضای مارپیچ بین هسته برنجی و پوسته را طی کرده و به سمت نازل حرکت می‌کند. در شکل (۲۳) و شکل (۲۴) به ترتیب مدل CAD مجموعه رانشگر و یک تصویر برش خورده از آن برای نشان دادن مسیر پیشرانه آورده شده است [۱۶].



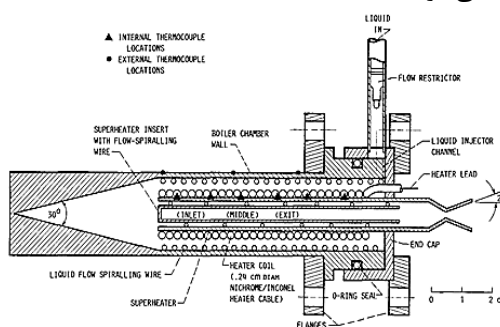
شکل (۲۳): مدل سه بعدی رانشگر [۱۶]



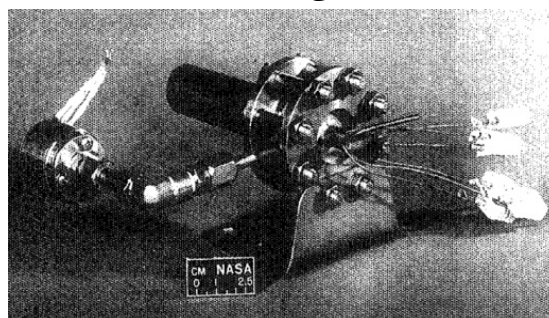
شکل (۲۴): مدل برش خورده رانشگر [۱۶]

لوله تغذیه فولاد ضدزنگ با استفاده از روش لحیم کاری نقره به قطعه درج شده برنجی متصل می‌شود. این نوع اتصال قابلیت تحمل تا دمای ۶۰۰ درجه سانتی‌گراد را فراهم می‌کند که کاملاً بیش از دمای موردنیاز است. بدنه بیرونی نیز به روش لحیم کاری نقره به نازل متصل می‌شود و سپس کل مجموعه مونتاژی به صورت کشویی بر روی قطعه برنجی مونتاژ می‌شود. از فناوری لحیم کاری نرم بین قطعه برنجی و بدنه برای دستیابی به آب‌بندی فشار استفاده می‌شود. این انتخاب به این دلیل است که باعث می‌شود تا دو اتصال قبلی ذوب شود. لحیم کاری نرم با درجه حرارت پایین باعث می‌شود اتصالات در طی عملیات نهایی سالم بمانند. پایه حرارتی به پشت قطعه برنجی پیچ می‌شود و به کمک لاک‌هایت در جای خود محکم می‌شود. سیم پیچ هیتر پیرامون قسمت خارجی رانشگر و روی قسمت‌های بدنه و نازل پیچیده می‌شود. هیتر از سیم نیکل کرم به همراه عایق PTFE با مقاومت بالا تولید می‌شود، از این مورد به طور معمول در ترموکوپل‌ها استفاده می‌شود. نازل مورد استفاده نیز همان نازل همگرا / واگرای موجود در شرکت SSTL است که از لحاظ هندسی نیز دارای اندازه بزرگ‌تری است

استفاده می‌کنند. در شکل (۲۱) و شکل (۲۲) به ترتیب نمای برش خورده و تصویر محصول واقعی ساخته شده از آن ارائه شده است [۵]. باتوجه به توسعه محصول در سطح نمونه مفهومی و انجام آزمون‌های عملکردی در ادامه طراحی و توسعه آن، سطح فناوری TRL4 برای آن تخمین زده می‌شود.



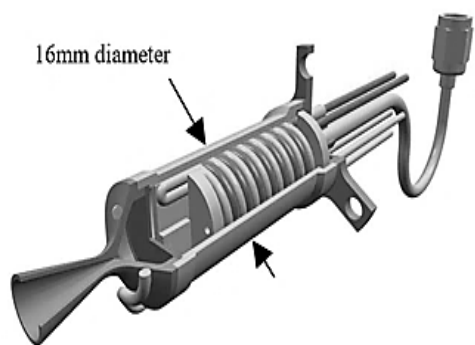
شکل (۲۱): برشی از رانشگر با بخار آب [۵]



شکل (۲۲): تصویر واقعی از رانشگر با بخار آب [۵]

مکانیزم نهم

هدف اصلی از طراحی این رانشگر این بود که به اندازه کافی ساده باشد تا بتواند در داخل کارگاه‌های شرکت SSTL تولید شود. بخش اصلی این رانشگر یک قطعه کاشته شده (به شکل پرسی مونتاژ شده) برنجی است که لوله تغذیه با قطر خارجی یک‌هشتم اینچ در آن با فیلر نقره لحیم کاری شده است. این قطعه درج شده دارای یک مسیر مارپیچ است که به پیشرانه اجازه می‌دهد تا بین قطعه درج شده و دیواره بیرونی قرار گیرد. دیواره خارجی به صورت الکتریکی گرم می‌شود و از این رو پیشرانه هنگام حرکت در طول محفظه، انرژی به دست می‌آورد. ماهیت مارپیچی جریان باعث افزایش طول مسیر و در نتیجه افزایش ضریب انتقال گرمای همرفت سیستم می‌شود. علاوه بر این، جرم حرارتی قطعه درج شده برنجی به سیستم اجازه می‌دهد تا گرما را برای ایجاد رانش در رانشگر ذخیره کند. پیشرانه به کمک لوله تغذیه به درون قطعه برنجی وارد شده سپس به داخل



شکل (۲۶): برشی از مدل رانشگر جت مقاومتی کم توان شرکت SSTL [۱۸]

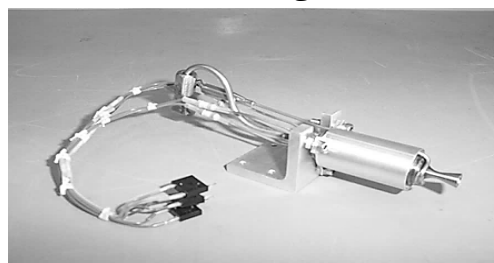
مکانیزم یازدهم

طراحی این مورد به گونه‌ای است که یک فلنج مونتاژ در مرکز رانشگر قرار گرفته است و یک سمت از مجموعه شیر کنترل جریان و سمت دیگر آن و در پایین دست، هیتز رانشگر نصب شده است. در مکانیزم این رانشگر از یک لوله جریان استفاده شده است. در یک انتهای آن ورودی پیشراننده و در انتهای دیگر آن اتصالات آداپتور نازل تعبیه شده است. هر دو این اتصالات بر روی عایق‌های الکتریکی و حرارتی نصب شده‌اند تا امکان وصل کردن کانکتورهای الکتریکی به اتصالات و به حداقل رساندن اتلاف حرارت را فراهم کنند. نازل یک قسمت جداگانه است که به اتصالات آداپتور پیچ می‌شود. این امر اجازه می‌دهد تا یک طرح مشترک رانشگر برای طیف وسیعی از سطح نیروی رانش ارائه شود. همچنین اجازه می‌دهد تا نازل قبل از نصب بر روی رانشگر آزمایش شده و مشخصات آن تعیین شود. در این نمونه، لوله جریان به صورت مارپیچی طراحی شده است. همچنین این لوله در داخل یک محافظ حرارتی چندلایه قرار داده شده است. پوشش خارجی، بخشی از این محافظ حرارتی را تشکیل داده و امکان محافظت از نازل انتهای مجموعه را فراهم کرده است [۱۹]. در شکل (۲۷) و شکل (۲۸) به ترتیب مدل CAD و نمای برش خورده این نوع رانشگر جت مقاومتی آورده شده است. باتوجه به اطلاعات ارائه شده برای این سیستم پیشراننده در نظر داشتن نتایج آزمون‌های انجام گرفته بر روی محصول، سطح فناوری محصول برابر TRL5 برآورد می‌شود.

[۱۶]. با در نظر داشتن توضیحات ارائه شده برای این سیستم پیشراننده، سطح فناوری دست‌یافته برای این محصول، TRL5 برآورد می‌شود.

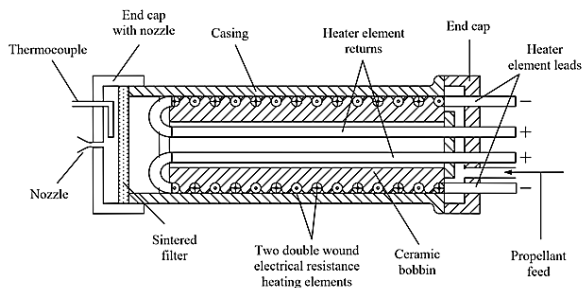
مکانیزم دهم

مکانیزم رانشگر جت مقاومتی طراحی و ساخته شده توسط شرکت SSTL، کم‌وبیش مشابه سایر مکانیزم‌های مطرح در این حوزه است به طوری که پیشراننده پس از ورود به بخش مبدل حرارتی توسط المنت‌های حرارتی گرم شده و با خروج از نازل نیروی رانش ایجاد می‌کند. مبدل حرارتی شامل یک هسته مرکزی به نام بوبین است که دو ردیف المنت حرارتی با روکش عایق و مقاوم در برابر حرارت دور آن پیچیده شده است. این امر باعث شده است تا مسیر عبور جریان پیشراننده به شکل مارپیچ باشد که باعث طولانی شدن مسیر شده و افزایش دمای پیشراننده را بیشتر کرده و راندمان رانشگر را افزایش داده است. در داخل مبدل حرارتی و قبل از ورود پیشراننده به داخل نازل از یک فیلتر استفاده شده است تا از ورود قطرات مایع به داخل نازل جلوگیری شود. در خروجی نازل از یک ترموکوپل استفاده شده است تا دمای گازهای خروجی از نازل اندازه گرفته شده و در کنترل نیروی رانش منتهی استفاده شود. روی مبدل حرارتی از یک غلاف از جنس استیل پوشانده شده است تا باعث بهینه شدن عایق کاری مبدل حرارتی شود. در شکل (۲۵) و شکل (۲۶) به ترتیب نمونه ساخته شده و برشی از مدل این محصول آورده شده است [۱۷ و ۱۸]. باتوجه به تنوع استفاده از این سیستم پیشراننده در ماهواره‌های مختلف، سطح فناوری دست‌یافته برای این محصول TRL9 برآورد می‌شود.



شکل (۲۵): رانشگر جت مقاومتی کم توان شرکت SSTL [۱۷]

آورده شده است. با توجه اطلاعات ارائه شده و طراحی و ساخت این سیستم پیشرانش در سطح مفهومی، سطح فناوری آن برابر TRL4 برآورد می‌شود.

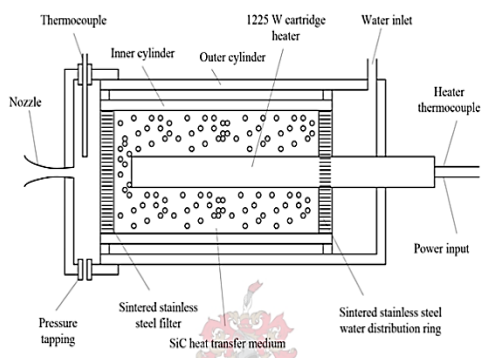


شکل (۲۹): برشی از رانشگر جت مقاومتی با دو مبدل حرارتی [۲۱]

مکانیزم سیزدهم

در رانشگر جت مقاومتی مارک ۳ که در شکل (۳۰) نشان داده شده است، پیشرانه آب از طریق ورودی تحت فشار زیاد تغذیه می‌شود. حلقه توزیع آب از جنس فولاد ضدزنگ متخلخل بوده و به طور مساوی آب را توزیع می‌کند. جریان پیشرانه پس عبور از رینگ توزیع وارد محیط گلوله‌های کاربید سیلیکون ۵۰۰ میکرونی در اطراف هیتر شده و از آن عبور کرده سپس وارد فیلتر ثانویه فولاد ضدزنگ متخلخل خواهد شد و مجدد به طور یکنواخت توزیع خواهد شد [۲۱].

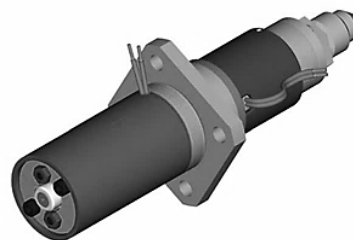
باتوجه به استفاده موفقیت‌آمیز این سیستم پیشرانش در ماهواره Mark-III، سطح فناوری برابر TRL9 برآورد می‌شود.



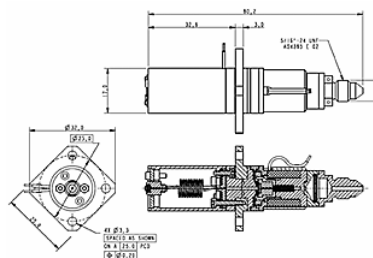
شکل (۳۰): برشی از رانشگر جت مقاومتی مارک ۳ [۲۱]

مکانیزم چهاردهم

این سیستم به صورت چند پیشرانه طراحی شده و جهت بهره‌برداری در مأموریت‌های انتقال مداری و نگهداری در مدار برای ماهواره ۳۵۰ کیلوگرمی در نظر گرفته شده است. در شکل (۳۱) نمایی از نمونه ساخته شده آورده شده است. همچنین در ادامه، شکل (۳۲) نشان‌دهنده اجزای داخلی رانشگر مذکور است که شامل هیتر، مسیر جریان پیشرانه،



شکل (۲۷): مدل CAD رانشگر جت مقاومتی [۱۹]



شکل (۲۸): نمای برش خورده رانشگر جت مقاومتی [۱۹]

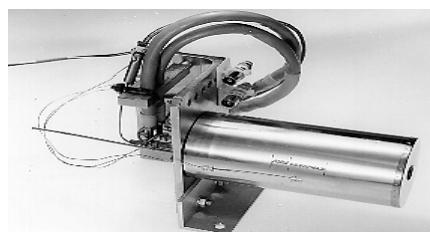
مکانیزم دوازدهم

ساختار مکانیزم جت مقاومتی حاضر، متشکل از یک لوله فولادی ضدزنگ، یک نازل انبساطی و دو عدد هیتر است. جنس سیم هیتر، نیکل - کروم است که به صورت ماریپیچ روی یک بوبین سرامیکی پیچانده شده است. پیشرانه مجبور می‌شود در یک مسیر جریان ماریپیچی در اطراف بوبین جریان داشته باشد که این امر باعث می‌شود زمان تماس بیشتری برای انتقال گرما وجود داشته باشد. محفظه‌ای که انتقال گرما در آن انجام می‌گیرد به کمک یک شیلد حرارتی پوشیده شده است تا از اتلاف حرارتی جلوگیری شود. جریان پیشرانه خروجی از روی هیتر از طریق فیلتری از جنس فولاد ضدزنگ متخلخل وارد نازل خروجی جت مقاومتی شده و با خروج از آن، نیروی رانش ایجاد می‌کند. همچنین در بخش انتهایی نازل به منظور تعیین دمای گازهای خروجی، از یک ترموکوپل استفاده شده است. رانشگر جت مقاومتی حاضر هم برای پیشرانه‌های مایع مانند بوتان و هم برای پیشرانه‌های گازی مانند زنون یا نیتروژن طراحی شده است. این رانشگر جت مقاومتی کم‌توان طراحی شده از نظر ضربه ویژه محدود است. حداکثر ضربه ویژه تولیدی برای پیشرانه زنون ۵۰ S و برای پیشرانه‌های نیتروژن و بوتان تقریباً ۱۰۰ S است. زمان واکنش سیستم کند است و ۱۰ دقیقه زمان برای گرم شدن پیشرانه لازم است [۲۰ و ۲۱]. در شکل (۲۹) برشی از رانشگر مذکور

نازل و... است. با در نظر داشتن توضیحات ارائه شده برای این سیستم پیشرانش، سطح فناوری دست یافته برای این محصول، TRL5 برآورد می شود.

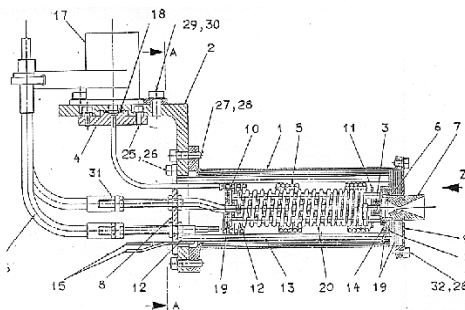
مشخصات این سیستم به صورت زیر است [۲۲]

- سوخت: CO₂
- رانش: ۰/۳ N
- توان: ۳۵۰ W
- ارتفاع مداری: ۴۸۵-۵۲۵ Km
- زمان عملکرد: ۳۰۰۰ h
- ضربه ویژه(ثانیه): >۱۳۸
- فشار ورودی(بار): >۱۰
- دمای ورودی(کلوین): ۲۹۳±۵



شکل (۳۱): محصول واقعی از رانشگر جت مقاومتی چند

پیشرانه [۲۲]



شکل (۳۲): برشی از رانشگر جت مقاومتی چند

پیشرانه [۲۲]

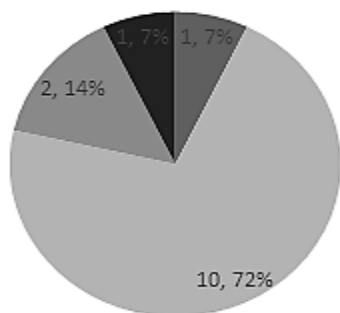
۴- ارزیابی مکانیزم‌ها

در پژوهش حاضر جهت ارزیابی مکانیزم‌های مطرح شده از سه پارامتر قابلیت اطمینان طرح، سطح فناوری مورد استفاده و همچنین نوع مواد شناسایی و انتخاب شده برای قطعات محصول به تناسب شرایط کارکرد آن در رانشگر، استفاده شده است. در این پژوهش تنها قابلیت اطمینان در سطح طراحی محصول مطرح گردیده و برای ارزیابی طراحی‌ها دو فاکتور تعداد قطعات پایین و نیاز و یا عدم نیاز به تجهیزات کاهش و افزایش فشار مدنظر قرار گرفته است.

تعداد المان و تجهیزات مورد نیاز فشار پیشرانه

شماره رانشگر	تعداد المان‌ها	سطح فناوری (TRL)	نیاز / عدم نیاز به تجهیزات کاهش و یا افزایش فشار
مکانیزم ۱	۴۰	۹	نیاز به تجهیزات ایجاد فشار مثبت به دلیل استفاده از هیدرازین
مکانیزم ۲	۱۰	۹	عدم نیاز
مکانیزم ۳	۱۰	۵	نیاز به تجهیزات کاهش فشار به دلیل استفاده از هیدروژن
مکانیزم ۴	۱۰	۵	عدم نیاز
مکانیزم ۵	۱۰	۵	عدم نیاز
مکانیزم ۶	۳۰	۴	عدم نیاز
مکانیزم ۷	۱۰	۵	عدم نیاز
مکانیزم ۸	۱۰	۴	عدم نیاز
مکانیزم ۹	۵	۵	عدم نیاز
مکانیزم ۱۰	۱۰	۹	عدم نیاز
مکانیزم ۱۱	۱۰	۵	عدم نیاز
مکانیزم ۱۲	۱۰	۴	عدم نیاز
مکانیزم ۱۳	۱۰	۹	عدم نیاز
مکانیزم ۱۴	۳۰	۵	نیاز به تجهیزات کاهش فشار به دلیل استفاده از دی‌اکسیدکربن

بررسی مکانیزم‌ها از نظر تعداد المان



- هد رانشگری با ۵ المان
- هد رانشگری با ۱۰ المان
- هد رانشگری با ۲ المان
- هد رانشگری با ۴۰ المان

شکل (۳۳): طبقه بندی مکانیزم‌های هد رانشگر از نظر تعداد

المان

عایق کاری محل عبور اتصالات الکتریکی به کمک جوش شیشه، جوشکاری نفوذی، جوشکاری پرتو الکترونی و... است که ایجاد شرایط استفاده از این فناوری‌ها در داخل کشور باتوجه به کاربرد پایین آن‌ها نیازمند صرف هزینه و زمان بالایی برای دستیابی به محصول است؛ لذا جهت ارزیابی مکانیزم‌های مطرح شده، فناوری‌های مورد استفاده در طراحی‌های انجام گرفته را به دو گروه فناوری‌های پیچیده (کم کاربرد در صنعت) و فناوری‌های مرسوم تقسیم‌بندی نموده و مورد ارزیابی قرار گرفته است. جدول (۲) نحوه ارزیابی صورت گرفته را نمایش می‌دهد.

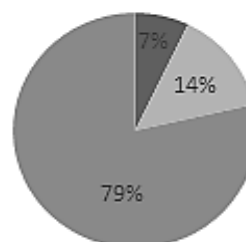
جدول (۲): مقایسه مکانیزم رانشگرهای مطرح شده از نظر

فناوری مورد استفاده در طراحی

شماره رانشگر	سطح فناوری مورد استفاده در طراحی (کم کاربرد/ مرسوم در صنعت)
مکانیزم ۱	کم کاربرد به دلیل استفاده از جوشکاری نفوذی و پرتو الکترونی شیلدهای عایق حرارت جدار نازک
مکانیزم ۲	مرسوم
مکانیزم ۳	کم کاربرد به دلیل استفاده از پرینت سه بعدی فلزات جدار نازک (۱۵۰ میکرون)
مکانیزم ۴	کم کاربرد به دلیل استفاده از جوشکاری نفوذی و پرتو الکترونی شیلدهای عایق حرارت جدار نازک
مکانیزم ۵	کم کاربرد به دلیل استفاده از پرینت سه بعدی فلزات به همراه کاشت المنت
مکانیزم ۶	کم کاربرد به دلیل استفاده از جوشکاری نفوذی و پرتو الکترونی شیلدهای عایق حرارت جدار نازک
مکانیزم ۷	مرسوم
مکانیزم ۸	مرسوم
مکانیزم ۹	مرسوم
مکانیزم ۱۰	مرسوم
مکانیزم ۱۱	کم کاربرد به دلیل استفاده از جوشکاری نفوذی و پرتو الکترونی شیلدهای عایق حرارت جدار نازک
مکانیزم ۱۲	مرسوم
مکانیزم ۱۳	مرسوم
مکانیزم ۱۴	کم کاربرد به دلیل استفاده از جوشکاری نفوذی و پرتو الکترونی شیلدهای جدار نازک و جوش شیشه

همان‌طور که در جدول (۲) نمایش داده شده است استفاده از فناوری‌های جوشکاری نفوذی به همراه پرتو الکترونی و همچنین تولید قطعات به کمک پرینت سه بعدی فلزات، دو فناوری با سطح فناوری نسبتاً بالا می‌باشند

بررسی مکانیزم‌ها از نظر نیاز / عدم نیاز به سیستم ایجاد فشار مثبت



- هد رانشگر نیازمند سیستم ایجاد فشار مثبت
- هد رانشگر یا عدم نیاز به سیستم تغییر فشار
- هد رانشگر با سیستم ایجاد کاهش فشار پیشرانه

شکل (۳۴): بررسی مکانیزم‌های هد رانشگر از نظر نیاز / عدم

نیاز به سیستم ایجاد فشار مثبت و یا سیستم کاهش فشار همان‌طور که در جدول (۱) مشاهده می‌شود برای دستیابی به قابلیت اطمینان بالا در محصول، استفاده از تعداد قطعات حداقلی در طراحی از ارزش و امتیاز بالایی برخوردار است. از بین مکانیزم‌های بررسی شده مکانیزم نهم که توسط شرکت SSTL طراحی و ساخته شده است، با تعداد ۵ قطعه حداقل تعداد زیرسیستم را داراست. علاوه بر تعداد المان مورد استفاده در طراحی، وابستگی محصول به استفاده از تجهیزات کاهش فشار و یا ایجاد فشار مثبت نیز باعث افزایش سطح پیچیدگی محصول و کاهش قابلیت اطمینان آن خواهد شد. از بین مکانیزم‌های مطرح شده، سه مکانیزم با تعداد المان تقریبی ۳۰ و ۴۰ عدد دارای بیشترین تعداد المان‌ها هستند که هر سه نوع از این رانشگر در گروه رانشگرهای جت مقاومتی دما بالا طبقه‌بندی می‌شود.

لازم به ذکر است که در بررسی مکانیزم‌های مطرح شده، پارامتر بهره‌مندی از هیتر افزونه‌ای، یک پارامتر مطلوب محسوب می‌گردد که در مکانیزم‌های دهم و دوازدهم اجرا شده است. ولی باتوجه به اینکه تأمین مواد در دو مکانیزم عنوان شده دشوار است، پارامتر هیتر افزونه‌ای در اولویت مقایسه قرار نمی‌گیرد.

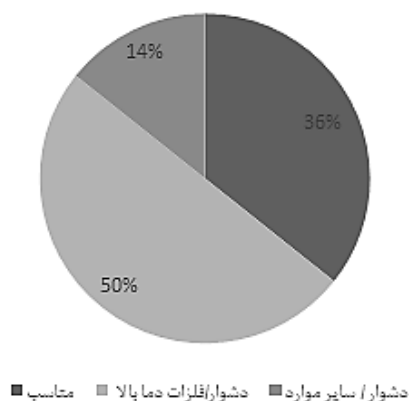
از بین سه پارامتر انتخاب شده برای ارزیابی مکانیزم‌ها پارامتر فناوری ساخت در نظر گرفته شده در طراحی محصول در برخی موارد شامل استفاده فناوری‌هایی از قبیل پرینت سه بعدی برخی قطعات از فلزات (حتی در برخی مواقع از پرینت سه بعدی قطعات، از فلزاتی با دمای تحمل بالا از قبیل تنگستن استفاده شده است)، آب‌بندی و

جدول (۳): مقایسه نحوه تامین متریاال های انتخاب شده

برای قطعات مورد استفاده در مکانیزم‌ها

شماره رانشگر	شرایط تامین متریاال مورد استفاده در طراحی (دشوار/ مناسب)
مکانیزم ۱	دشوار/ به دلیل استفاده از آلیاژهای دما بالا
مکانیزم ۲	مناسب
مکانیزم ۳	دشوار/ به دلیل استفاده از سرامیک‌های قابل ماشین کاری
مکانیزم ۴	دشوار/ به دلیل استفاده از آلیاژ تنگستن متخلخل
مکانیزم ۵	دشوار/ به دلیل استفاده از آلیاژهای دما بالا
مکانیزم ۶	دشوار/ به دلیل استفاده از آلیاژهای دما بالا و تنگستن متخلخل
مکانیزم ۷	مناسب
مکانیزم ۸	مناسب
مکانیزم ۹	مناسب
مکانیزم ۱۰	دشوار/ به دلیل استفاده از المنت‌های حرارتی مونولیت کربن
مکانیزم ۱۱	دشوار/ به دلیل استفاده از آلیاژهای دما بالا
مکانیزم ۱۲	دشوار/ به دلیل استفاده از آلیاژهای دما بالا و سرامیک قابل ماشین کاری
مکانیزم ۱۳	مناسب
مکانیزم ۱۴	دشوار/ به دلیل استفاده از آلیاژهای دما بالا

مقایسه نحوه تامین مواد انتخاب شده برای قطعات مورد استفاده در مکانیزم‌ها



شکل (۳۶): مقایسه نحوه تامین مواد انتخاب شده برای قطعات مورد استفاده در مکانیزم‌ها

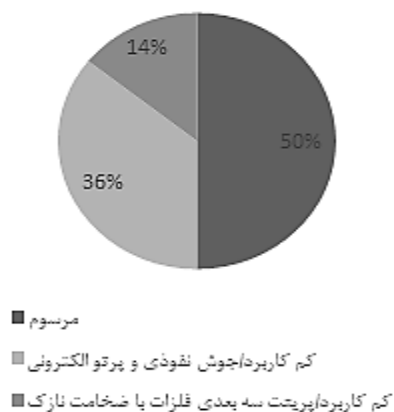
۵- نتیجه گیری

از نتایج حاصل از مطالعه انجام گرفته می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- کاربرد تجاری بالا از پیشران‌های جت مقاومتری در مدارهای مختلف از جمله مدار LEO به هزینه کم و سادگی در

که در مکانیزم‌های رانشگرهای مطرح شده مورد استفاده قرار گرفته‌اند. از بین چهارده مکانیزم مورد بررسی هفت مکانیزم از سطح فناوری مرسوم در صنعت بهره می‌برد که شامل مکانیزم‌های دوم، هفتم تا دهم، دوازدهم و سیزدهم می‌شود. از بین هفت مکانیزم عنوان شده هر هفت مکانیزم دارای حداقل تعداد المان می‌باشند و طراحی آن‌ها به گونه‌ای است که نیازمند به استفاده از سیستم‌های کاهش و یا افزایش فشار پیشرانه نمی‌باشند.

بررسی سطح فناوری



شکل (۳۵): بررسی سطح فناوری مورد استفاده در

مکانیزم‌های مختلف هد رانشگر

سومین پارامتر مورد استفاده برای ارزیابی مکانیزم‌ها شناسایی و انتخاب مواد استفاده شده برای قطعات در طراحی‌های صورت گرفته است. بدین منظور اولین راهکار انتخاب مواد از قبیل فلزاتی باقابلیت تحمل دمای بالا مانند تنگستن، آلیاژهای رنیوم و مولیبدن و... است. راهکار دوم استفاده از هیترهایی از جنس موادی با ابعاد و درصد تخلخل مشخص و قابلیت تحمل دمای بالا است. راهکار سوم نیز استفاده از سرامت‌ها و یا سرامیک‌های قابل ماشین کاری است که به دلیل مشکلات امکان تامین آن‌ها باتوجه به شرایط کشور، نیازمند صرف هزینه و زمان بالایی است و از این رو تحت عنوان "نحوه تامین متریاال دشوار" طبقه‌بندی می‌شود. سایر قطعاتی که از متریاال‌های پر کاربرد در صنعت استفاده شده‌اند نیز تحت عنوان "نحوه تامین متریاال مناسب" طبقه‌بندی شده است. جدول (۳) چگونگی ارزیابی صورت گرفته در مورد نحوه شناسایی و انتخاب مواد استفاده شده برای قطعات مختلف مکانیزم‌های مورد بررسی را نمایش می‌دهد.

سخت‌افزار رانشگر جت مقاومتی از طریق عمر گلوبی نازل تعیین می‌شود.

- استفاده از پیش‌ران‌های که به کمک فشار بخارش جریان می‌یابد از نظر اقتصادی به صرفه بوده و نیاز به سیستم تأمین فشار مثبت ندارد.

- نتایج حاصل از کنترل کیفی قطعات ساخته شده در نمونه‌های مختلف حاکی از آن است که از بین تمام قطعات محصول، ساخت و کنترل کیفی نازل از اهمیت بیشتری برخوردار است و بایستی در ارائه فناوری ساخت برای محصول توجه بیشتری را شامل شود.

- باتوجه‌به نتایج حاصل از بررسی ۱۴ مکانیزم مورد مطالعه مکانیزم‌های دوم، هفتم تا دهم و مکانیزم دوازدهم و سیزدهم از نظر سطح فناوری مورداستفاده در گروه فناوری‌های مرسوم طبقه‌بندی شده و قابلیت دسترسی مناسبی دارند. از بین این هفت مکانیزم، مکانیزم‌های دهم و دوازدهم به دلیل نحوه تأمین مواد دشوار حذف می‌شوند. پنج مکانیزم باقی‌مانده همگی حداکثر دارای ۱۰ المان بوده و به دلیل عدم نیاز به تجهیزات افزایش و یا کاهش فشار از نظر قابلیت اطمینان در سطح مناسبی ارزیابی می‌شوند و مکانیزم نهم به دلیل داشتن ۵ المان در حد رانشگر مناسب‌ترین شرایط را برای الگوبرداری جهت اتخاذ تصمیم نهایی در طراحی یک سیستم پیش‌ران‌جت منتخب را دارا هستند.

۶- مراجع

[1] Peter, J.T. "Propulsion Techniques Action and Reaction". American Institute of Aeronautics & Astronautics, United States, 1998.

[2] Farhid, M., Shameli, M., Esmaeili, A., Pourtaghi Marzrood, A. "Design, Manufacturing and Testing of a Resistojet Suitable for Atmospheric Conditions". The biannual journal of fluid mechanics and aerodynamics, Vo.12, No. 2, 2024. (In Persian)<https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1402.12.2.10.1>

[3] Pahl, Ryan Alan, "Integration and test of a refrigerant-based cold-gas propulsion system for small satellites". Masters Theses, Missouri University of science and technology, Aerospace Engineering, 2010.

[4] Esmaeili, A., Pourtaghi Marzrood, A., Farhang Laleh, F., Dehnad, M. "Investigation Effect of The Expansion Ratio and Propellant Specifications on Performance Parameters of a Nozzle and Validation Using Experimental Test". The biannual journal of fluid mechanics and aerodynamics, Volume 10, No 2, pages 185-193, 2021. (In

ساخت بر می‌گردد. از طرفی نیز در شکل‌ها مشهود است که حدود نیمی از مأموریت‌های تعریف شده از نوع پیش‌ران الکترونیکی در لئو از نوع اثبات فناوری است که احتمالاً دلیل آن هزینه کمتر لازم جهت قراردادن ماهواره در این مدار است.

- در میان کاربردهای بررسی شده، کاربرد تجاری با ۶۷٪ پیشتاز بوده و حدود ۵۶٪ ماهواره‌های رانشگر جت مقاومتی در بازه ۳۵۰۰۰ Km تا ۴۵۰۰۰ سرویس‌دهی می‌کنند.

- در ساخت و پرتاب این ماهواره‌ها از پلتفرم‌های متفاوتی از جمله سری‌های اس‌اس‌تی‌ال و استار استفاده شده و وزن تقریبی این ماهواره‌ها از زیر ۵۰۰ Kg تا بالای ۱۰۰۰ Kg متفاوت است.

- باتوجه‌به روند روبه‌رشد استفاده از رانشگرهای جت مقاومتی در حال عملکرد، به نظر می‌رسد این فناوری هم اکنون در آستانه دوران بلوغ فناوری خود قرار داشته و از مرحله ترقی عبور کرده است.

- سادگی در طراحی و به تبع آن اختصاص هزینه و زمان نسبتاً پایین جهت دستیابی به محصول، از جمله ویژگی‌های مثبت استفاده از رانشگرهای جت مقاومتی در مأموریت‌های فضایی می‌باشد.

- استفاده از عایق حرارتی جهت جلوگیری از انتقال حرارت به بیرون مبدل حرارتی امری ضروری است.

- استفاده از مسیر طولانی در داخل مبدل باعث افزایش انتقال حرارت و به تبع آن افزایش بازده رانشگر خواهد شد.

- در ساخت رانشگرها از موادی با قابلیت تحمل درجه حرارت بالا استفاده می‌شود. این مواد شامل رنیوم، فلزات نسوز و آلیاژهای آن‌ها (به‌عنوان مثال تنگستن، تانتالوم، مولیبدن)، پلاتین (تثبیت شده با ایتریوم و زیرکونیا) و همچنین سرامت‌ها هستند.

- هدف دیگر طراحی در جت مقاومتی، پایین نگه داشتن تلفات گرما در محفظه نسبت به توان مصرفی است. این کار را می‌توان با استفاده از عایق‌کاری خارجی و در نظر گرفتن سپرهای تابشی در داخل محفظه انجام داد. یکی دیگر از دلایل عایق‌کاری حرارتی این امر است که پیش‌ران ذخیره شده دچار گرمایش بیش از حد نشود.

- فشارهای بالا باعث تلفات انتقال حرارت بیشتر و تنش‌های بیشتر در دیواره‌های محفظه می‌شود و ممکن است سرعت فرسایش گلوبی نازل را افزایش دهد. طول عمر

AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004. DOI:10.2514/6.2004-3798.

[17] Djamal, D., Mohamed, K., & Rustem Aslan, A. "RESISTOJET Propulsion System for Small Satellite". 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2019. DOI:10.1109/rast.2019.8767847.

[18] Coxhill, I., Gibbon, D. "A Xenon Resistojet Propulsion System for Microsatellites". 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005. DOI:10.2514/6.2005-4260.

[19] Smith, P. "Resistojet Thruster Design and Development Programme". 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006. DOI:10.2514/6.2006-5210.

[20] M. Mirzaei, M. Homayoonfar, "Heating and Aerothermodynamic Analysis of Aerospace Vehicles Using an Engineering Method". The biannual journal of fluid mechanics and aerodynamics, vol 2, No 4, 2014. (In Persia).

[21] Adriaan J. Joubert. "A liquefied gas thruster for a micro satellite". Master Thesis, University of Stellenbosch, Faculty of Mechanical and Mechatronic Engineering, 2007.

[22] D. R. Kirk. "Introduction to Electric Propulsion". Mechanical and Aerospace Engineering Department, Florida Institute of Technology.

Persian) <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1400.10.2.10.7>

[5] W. Earl Morren, James R. Stone. "Development of a Liquid-fed water Resistojet". Nasa Lewis Research Center, 1988.

[6] George, P.S, Oscar, B. "Rocket Propulsion Elements". United States, 2016.

[7] D. Gibbon, M. Paul, T. Lawrence "The Design, Development and In-flight Qualification of a low cost resistojet". 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000. DOI:10.2514/6.2000-3541.

[8] D. Gibbon, A. Baker. "Development of 50 – 100 milliNewton level Thrusters for Low Cost Small Spacecraft". 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Indianapolis, Indiana, 2002. DOI:10.2514/6.2002-4150.

[9] Romei, F. Grubišić, A. Lasagna, D. Gibbon, D. "Multiphysics Model Validation of Resistojets with Concentric Tubular Heat Exchanger". In Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Science, Milan, Italy, 2017.

[10] M. Robinson, A. Grubišić, G. Rempelos, F. Romei, C. Ogunlesi, S. Ahmed, "Endurance testing of the additively manufactured STAR resistojet", Materials & Design, Volume 180, 2019. DOI: 10.1016/j.matdes.2019.107907.

[11] Mirtich, M.J. "Resistojet Propulsion for Large Spacecraft Systems". Nasa Lewis Research Center, 1982.

[12] Kindracki, J. Paszkiewicz, P. Mezyk, L. "Resistojet thruster with supercapacitor power source". design and experimental research. Aerospace Science and Technology, 2019. DOI: 92. 10.1016/j.ast.2019.07.010.

[13] Morren, W. E., Haag, T. W., Sovey, J. S., Hay, S. S. "Performance characterizations of an engineering model multipropellant resistojet". Journal of Propulsion and Power, 5(2), 197–203, 1989. DOI:10.2514/3.23136.

[14] Enos, G. R., Pugmire, T. K., & Shaw, R. "Applied resistojet technology". Journal of Spacecraft and Rockets, 8(1), 63–68. 1971. DOI:10.2514/3.30218.

[15] Maleki, H., Heydarinejad, Gh., and Ommi, F. "Numerical Solution of Lateral Jet and Nozzle Effects on Aerodynamic Coefficients of a Re-entry Hypersonic Projectile". The biannual journal of fluid mechanics and aerodynamics, Vol 1, No 2, 2012. (In Persian).

[16] Gibbon, D., Coxhill, I., Nicolini, D., Correia, R., & Page, J. "The Design, Development and in-flight Operation of a Water Resistojet Micropropulsion System". 40th