مجله علمی ترویجی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISSN: 1605-9719
سال ۲۷، شماره ۱۲۰، صفحات ۶۹–۷۵

نسل جدید پیشران‌های الکتریکی اثر–هال با کاربری موثر در صنعت فضایی

خشایار جمال آشتیانی[۱]، علیداد قاصر[۲]، احمد سلیمانی[۳ و *]

[۱] دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران
[۲] دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران
[۳] دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
*مسئول مکاتبات: ah_soleymani@mut.ac.ir

◄ چکیده

یکی از مهم‌ترین چالش‌های ماموریت‌های فضایی طراحی و استفاده از مناسبترین سامانه پیشران فضایی با توجه به مشخصات ماموریت سامانه (فضاپیما یا ماهواره) است. سامانه پیشرانش، وظیفه تامین تراست مورد نیاز برای انجام یک ماموریت فضایی را بر عهده دارد. امروزه با توجه به هزینه‌های زیاد ماموریت‌های فضایی و نیاز به حمل بار مفید بیشتر و لزوم بهینه‌سازی این دو عامل، استفاده از پیشرانش‌های غیرشیمیایی به ویژه پیشران‌های الکتریکی را بیش از گذشته حائز اهمیت نموده است. در این مقاله ضمن معرفی پیشران‌های الکتریکی، به آخرین فناوری دست یافته در پرکاربردترین نوع این پیشران یعنی "تراسترهای اثر–هال" و بررسی و تحلیل مشخصه عملکردی آن پرداخته شده است.

◄ واژگان کلیدی

فضاپیما
پیشران‌های الکتریکی
اثر–هال
تراستر هال

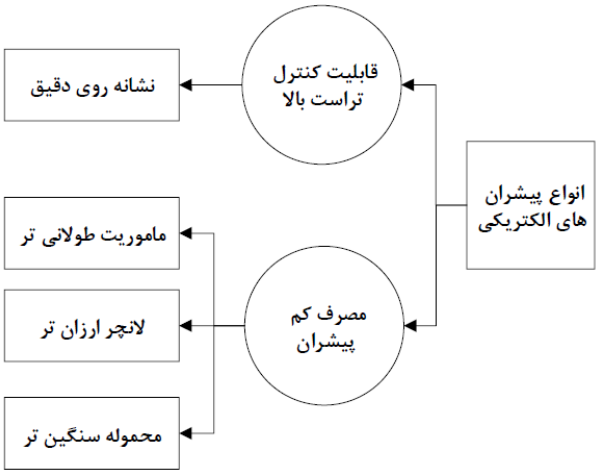
◄ تاریخچه مقاله

تاریخ دریافت ۱۳۹۷/۰۲/۱۲
تاریخ پذیرش ۱۳۹۷/۰۶/۱۸

۱ مقدمه

تراسترهای با پیشران الکتریکی، به دلایل مختلف انتخاب مناسبی برای ماموریت‌های فضایی هستند. برخلاف پیشران‌های شیمیایی، پیشران‌های الکتریکی از گازهای ایمنی مانند کریپتون و زنون استفاده می‌کند. اگرچه پیشران‌های شیمیایی قادر به تولید تراست بیشتری هستند اما تراسترهای الکتریکی ایمپالس ویژه‌ی بالاتری را دارا هستند. ایمپالس ویژه (Isp) به معنای تغییرات در سرعت است که به ازای یک کیلوگرم از پیشران بوجود می‌آید. یک پیشران شیمیایی می‌تواند ایمپالس ویژه‌ای تا حدود ۴۵۰ ثانیه داشته باشد؛ اما بعضی از تراسترهای الکتریکی می‌توانند ایمپالس ویژه‌ای تا حدود ۳۰۰۰ ثانیه را دارا باشند. بنابراین با وجود مقدار یکسان پیشران، فضاپیمای با تراستر الکتریکی می‌تواند به سرعت‌های بسیار بالایی برسد یا بالعکس می‌تواند با مصرف پیشران کمتر به همان سرعتی برسد که با پیشران شیمیایی به آن خواهد رسید. بعلاوه پیشران الکتریکی دارای راندمان بالاتر در حدود ۸۰ درصد است [۱]. پیشران‌های الکتریکی به طور کلی در ۳ دسته الکتروترمال، الکترومغناطیس و الکترواستاتیک تقسیم می‌شوند. در پیشران‌های الکتروترمال، گاز پس از داغ شدن از داخل یک نازل عبور کرده و منبسط می‌شود [۲]. در پیشران‌های الکترومغناطیس پلاسما از طریق برهمکنش میدان مغناطیسی و جریان الکتریکی شتاب داده می‌شود و در پیشران‌های الکترواستاتیک یون‌ها پس از تولید شدن در یک میدان الکتریکی شتاب داده می‌شوند. تراسترهای هال از نوع پیشران‌های الکترواستاتیک هستند [۳].

در شکل ۱ انواع پیشران الکتریکی از لحاظ کارکرد دسته‌بندی شده است.

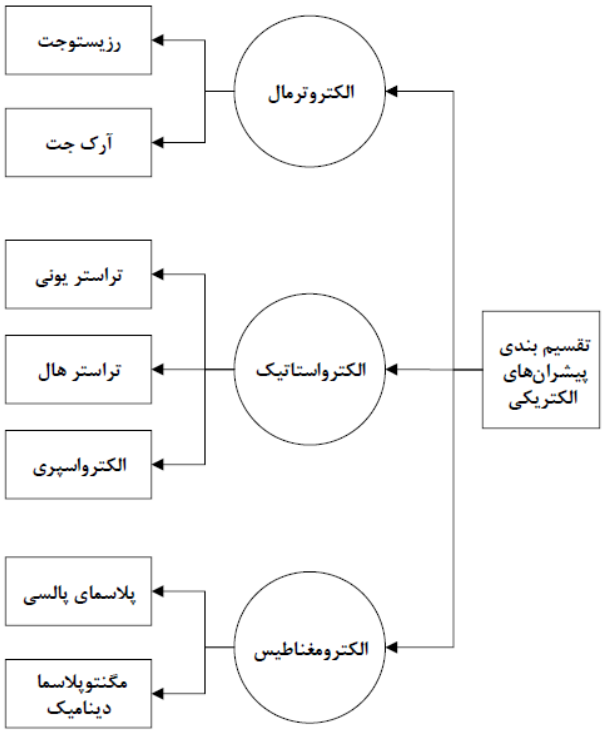


شکل ۱: انواع پیشران الکتریکی از لحاظ کارکرد

تراسترهای اثر هال[۱] یک نوع امیدبخش از تراسترهای الکتریکی برای فضاپیماها هستند و رکورد قابل توجهی در بسیاری از ماموریت‌های آژانس فضایی دولتی و اخیرا در ماهواره‌های تجاری ثبت کرده است. در شکل ۲ تقسیم‌بندی کامل پیشران‌های الکتریکی نشان داده شده است. این تراسترها، صرفه‌جویی قابل توجهی در جرم نسبت به پیشران‌های شیمیایی برای مانور در فضا دارند و به وسیله شتاب دادن به گاز خروجی برای افزایش سرعت خروجی و ایمپالس ویژه عمل می‌کنند. تراسترهای هال، وابسته به انرژی شیمیایی ذخیره‌شده در مخلوط سوخت‌ها نبوده، ولذا بیش از آنکه "انرژی–محدود[۲]" باشند؛ "توان–محدود[۳]" هستند [۴].

ساختار کلی تراسترهای هال در طول ۴۵ سال گذشته، از زمانی که برای اولین‌بار در فضاپیمای متور–۱۸[۴] روسیه بکار گرفته شد، تغییری نکرده است.

[1]Hall-effect Thrusters [2]Energy-limited [3]Power-limited [4]Meteor-18 Spacecraft



شکل ۲: تقسیم بندی انواع پیشران الکتریکی

این فضاپیما در سال ۱۹۷۱ پرتاب شد و تراسترهای هال جاسازی‌شده در فضاپیما در اوایل سال ۱۹۷۲ با موفقیت شروع بکار کردند. طرح اولیه تراستر هال نخستین بار در ایالات متحده آمریکا مطرح شد اما تا پایان جنگ سرد، توجهات اصلی بر روی تراسترهای یونی با ایمپالس ویژه بالا متمرکز بود و بنابراین پیشرفت بسیار کمی در فناوری تراسترهای هال در ایالات متحده آمریکا صورت گرفت و بیشتر تحقیقات و توسعه فناوری تراسترهای هال توسط اتحاد جماهیر شوروی انجام گرفت. با پایان جنگ سرد و فروپاشی اتحاد جماهیر شوروی، فناوری تراسترهای هال توسط آمریکا توسعه پیدا کرد. روس‌ها با توجه به پیشینه تحقیقاتی خود از تراستری صحبت می‌کردند که برخلاف تراسترهای یونی دارای راندمان ۵۰ درصد و ایمپالس ویژه‌ای تا حدود ۱۵۰۰ ثانیه بوده و برای حفظ ماهواره در مدار زمین بسیار بهینه باشد. این ادعا توسط گروهی از متخصصان آمریکایی که برای بررسی و تست این تراستر به روسیه سفر کردند، تایید شد و برای انجام تست‌های بیشتر به مرکز تحقیقاتی گلن[1] و آزمایشگاه پیشرانش جت ناسا[2] آورده شد. متخصصان آمریکا توانستند تا اوایل دهه ۹۰ میلادی این فناوری را توسعه دهند و در اواسط سال ۲۰۰۷ به تراسترهای هال تک کانال که دارای توان ۵ کیلووات به بالا بودند دست پیدا کنند، البته این تراسترها شبیه تراستر هال مدل SPT100 یعنی اولین تراستر هال ساخته‌شده توسط روس‌ها بودند. با توجه به مزایا و کاربرد پیشران‌های الکتریکی و به خصوص تراسترهای هال، مرکز تحقیقات گلن تصمیم به توسعه تراسترهای هال با توان بال گرفت و توانست به تراسترهایی به توان ۲۰ تا ۵۰ کیلووات دست پیدا کند. تراستر هال مدل MV1457 ناسا که دارای توان ۵۰ کیلووات بود از گاز زنون به عنوان پیشران استفاده کرد و توانست به راندمان ۵۸٪ و ایمپالس ویژه‌ای تا حدود ۳۶۵۰ ثانیه برسد. پس از آن ناسا توانست تراسترهای مدل MV2457، 300M 20 kW و 400M 50 kW را طراحی کند و به راندمان ۶۷٪ برسد. نهایتاً تراستر تک کانال ۱۵۰ کیلووات طراحی شد، اما هرگز ساخته نشد. این تراستر دارای قطر ۱ متر بوده یعنی بزرگترین تراستر هال که تاکنون طراحی شده است. در شکل ۳ روند توسعه تراسترهای هال نشان داده شده است.

در این مقاله سعی برآنست به بررسی مشخصات فیزیکی، عملیاتی و تحلیل عملکرد تراستر هال مدل X3 که آخرین نوع توسعه یافته تراسترهای اثر هال است، پرداخته شده و ضمن این معرفی معایب و مزایای این سامانه و امکان‌سنجی لازم جهت کاربرد این فناوری در صنعت فضایی کشورمان ترسیم گردد.

۲ تشریح مکانیزم سامانه اثر هال

به طور کلی، زمانی که یک فلز یا یک نیمه‌هادی که جریان I از آن می‌گذرد در یک میدان مغناطیسی B قرار بگیرد، میدان الکتریکی E_H در جهت عمود بر I و B در نمونه بوجود می‌آید. از این پدیده تحت عنوان اثر هال نام برده می‌شود. از این اثر برای مشخص کردن نوع آلاییدگی یک نیمه‌هادی و همچنین برای بدست آوردن ضریب هدایت الکتریکی و قابلیت تحرک الکتریکی بارهای یک نیمه‌هادی یا هادی و همچنین در اندازه‌گیری میدان مغناطیسی استفاده می‌شود.

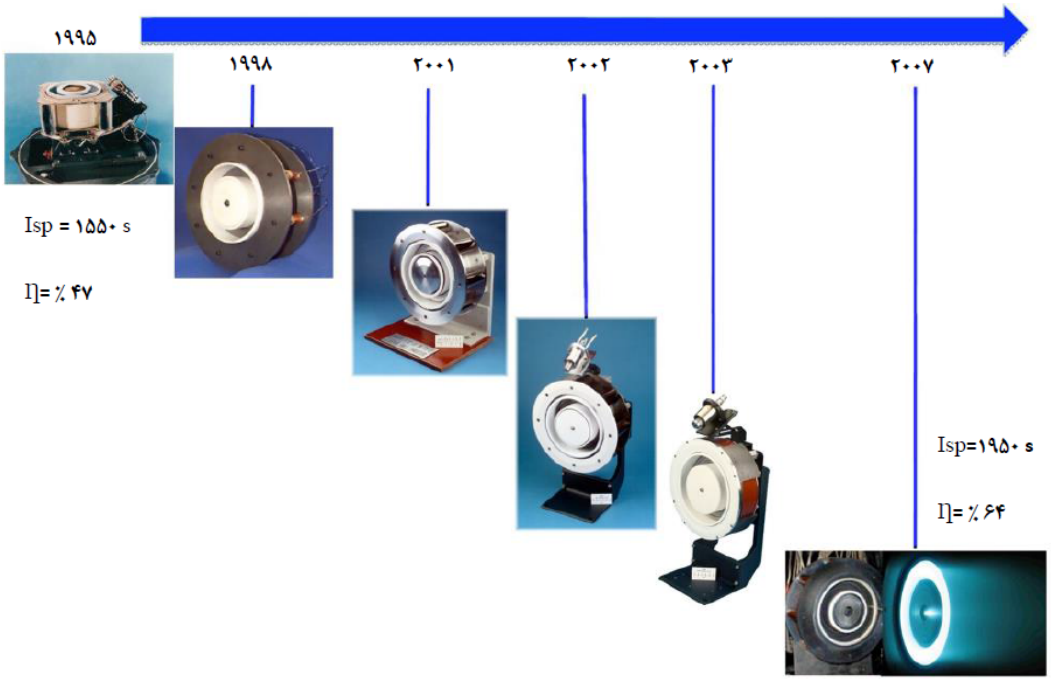
همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، با تولید میدان $E \times B$ ، تراستر هال یون‌ها را تا سرعت بسیار بالایی شتاب می‌دهد و بدین ترتیب تراست لازم را فراهم می‌کند [۵]. همچنین تراستر هال می‌تواند ایمپالس ویژه‌ای تا حدود ۳۰۰۰ ثانیه را داشته باشد. نرخ دبی جرمی یونی کم، مقدار تراستی بین ۳ تا ۲۵۰ میلی نیوتن را ایجاد می‌کند. اگرچه این مقدار تراست کم است اما ایمپالس ویژه بالا است و به همین دلیل تراستر هال بسیار کارآمد است و راندمانی در حدود ۴۵ تا ۵۰ درصد را دارد. در شکل ۶ سطح مقطع تراستر هال نشان داده شده است.

۱.۲ مشخصات فیزیکی

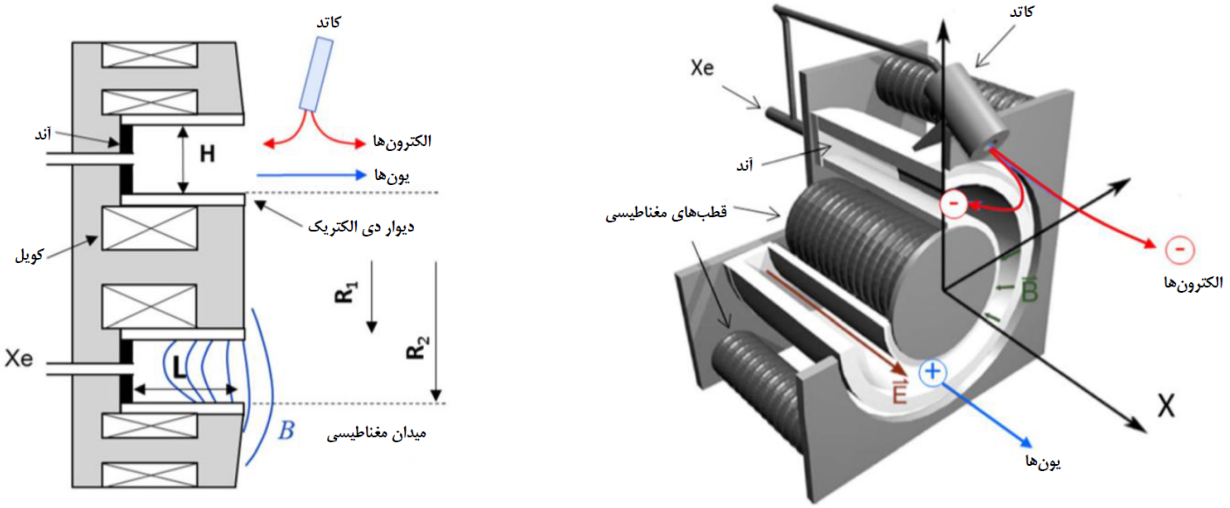
یک تراستر اثر–هال دارای یک کانال دشارژ حلقوی است که از مواد دی الکتریک مانند نیترید بور[3] ، توزیع کننده آند یا سوخت ترکیبی در انتهای بالایی کانال دشارژ و کاتد نصب‌شده در مرکز و یا روی قطر بیرونی تراستر که چشمه‌ای از الکترون است و برای افزایش دشارژ و همچنین خنثی‌سازی باریکه یونی به کار می‌رود، ساخته شده است. در شکل ۴ شماتیک یک تراستر هال تک کاناله ملاحظه می‌شود. برای آند ولتاژ بین ۱۵۰ و ۸۰۰ ولت تعبیه شده است تا میدان الکتریکی محوری دستگاه فراهم شود. میدان مغناطیسی توسط الکترومغناطیس‌ها تولید می‌شود، که هر کدام می‌توانند بسته به نوع دستگاه شامل یک یا چند سیم‌پیچ باشد. این میدان مغناطیسی به صورت شعاعی طراحی شده است. میدان مغناطیسی تراستر هال معمولا در حدود یک الی چند صد گاوس قرار دارد که برای محدود کردن الکترون‌ها طراحی شده است؛ در حالیکه یون‌ها آزادانه شتابدهی می‌شوند.

تراسترها به طور معمول برای یک نقطه پیشران اسمی بهینه می‌شوند، اما می‌توانند در طیف وسیعی از شرایط کار کنند، که با تغییرات در سرعت جریان سوخت‌رسانی، ولتاژ آند و میدان مغناطیسی مشخص می‌شوند. ذرات

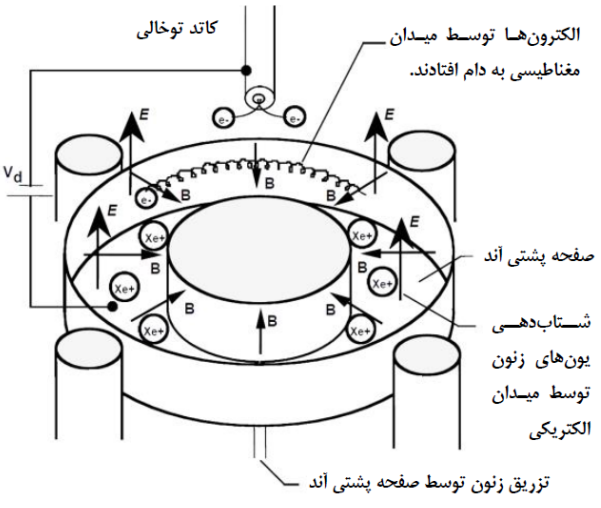
[1]Glenn Research Center (GRC) [2]Jet Propulsion Laboratory (JPL) [3]Boride Nitride



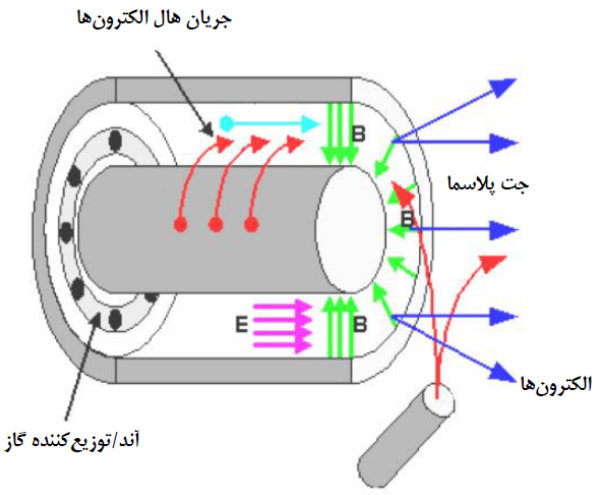
شکل ۳: روند توسعه و پیشرفت فناوری تراستر هال [۵]



شکل ۴: شماتیک یک تراستر هال تک کاناله [۶]

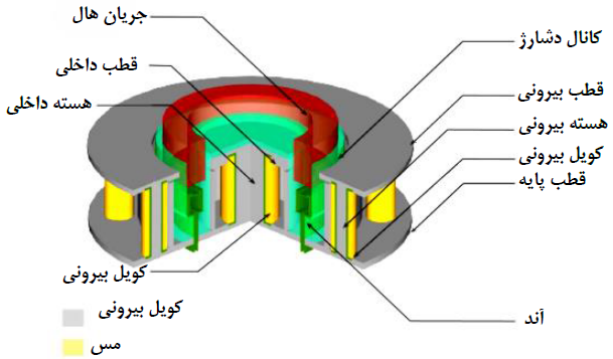


شکل ۵: اجزای داخلی و شماتیک فیزیکی تراستر هال [۵]



شکل ۶: سطح مقطع تراستر هال [۱]

الکترون از طریق کاتد (که قبل از شروع دشارژ تراستر گرم شده) شروع به حرکت می‌کنند. بخشی از این الکترون‌ها به کانال دشارژ می‌رسند و در میدان $\vec{E}\times\vec{B}$ با میدان الکتریکی به وجود آمده توسط آند و میدان مغناطیسی شعاعی تحمیل‌شده توسط مدار مغناطیسی تراستر به دام افتاده‌اند. سوخت خنثی توسط آند به پشت کانال دشارژ رفته و از طریق یونیزاسیون الکترون، سوخت خنثی نیز یونیزه می‌گردد. الکترون‌های آزادشده جدید نیز در همان کانال دشارژ با همان میدان رانش $\vec{E}\times\vec{B}$ همانند الکترون‌های کاتدی قبلی به دام می‌افتند. این الکترون‌ها منطقه‌ای به نام "اثر_هال" به وجود می‌آورند که در آن تعداد بالای الکترون‌های محلی یک میدان الکتریکی قوی ایجاد می‌کنند. یون‌های سوختی ایجادشده توسط میدان الکتریکی این منطقه شتابدهی می‌شوند و از آنجا که بسیار سنگین هستند تا توسط میدان $\vec{E}\times\vec{B}$ که الکترون‌ها را احاطه کرده بود به دام بیافتند (در حالیکه الکترون از دست رفته خود را از کاتد دستگاه می‌گیرند) از وسیله با شتاب خارج شده و در نتیجه تولید تراست می‌کنند. سوخت به طور مداوم تزریق شده و الکترون‌ها به طور مداوم یونیزه‌اش می‌کنند. الکترون‌ها از کاتد به یونیزاسیون و خنثی‌سازی پرتو خروجی پایین دست کمک می‌کنند [۶]. در شکل ۷ اجزای داخلی تراستر هال به شکل فیزیکی و قطاعی از آن نمایش داده شده است. همچنین در شکل ۸ نقشه انفجاری تراستر هال مشاهده می‌شود [۷]. در جدول ۱ مشخصات فیزیکی انواع گاز مورد استفاده در سامانه تراستر هال ارائه شده‌اند [۸].



شکل ۷: شکل مقطع خورده و اجزای داخلی تراستر هال [۵]

۲.۲ مشخصات عملیاتی

توجه به بهینه‌سازی سیستم توان و بهینه‌سازی مسیرهای فضایی باعث تاکید بر استفاده از تراسترهای هال با توان بالا شده است. به کمک استفاده از تراسترهای هال با توان بالا می‌توان هم جرم ماهواره‌برها را کاهش داد و هم با استفاده از ماهواره‌برهای موجود ماموریت‌های جدیدی را طراحی کرد. از جمله این ماموریت‌های جدید می‌توان به تزریق ماهواره در مدار ماه و مدار مریخ بدون استفاده از پیشران‌های اتمی، ماهواره‌ی با توان خورشیدی و انتقال از مدار LEO به مدار GEO در کمتر از ۹۰ روز اشاره کرد. تراستر هال با توان ۱۰۰ کیلووات دارای ایمپالس ویژه‌ای در بازه ۲۰۰۰ تا ۵۰۰۰ ثانیه است. همچنین دارای مقدار تراستی بیشتر از ۵ نیوتن، دارای توان عمری قرارگیری در فضا بیش از ۵۰ هزار ساعت، عمر عملیاتی بیش از ۱۰ هزار ساعت و راندمان سیستمی بیش از ۶۰ درصد را دارا است [۹]. در جدول ۲ مشخصات عملیاتی چند تراستر هال با هم مقایسه شده‌اند.

۳ مزایا و معایب تراسترهای هال

تراسترهای هال مزایای متعددی نسبت به دیگر سامانه‌های پیشران فضایی دارند که آنها را به گزینه‌های جذابی برای ادغام با فضاپیماها تبدیل می‌کند. ایمپالس ویژه بیشتر آنها نسبت به راکت‌های شیمیایی منجر به صرفه‌جویی قابل توجهی در وزن موشک و یا طول عمر ماموریت می‌شود. تراسترهای هال اغلب به عنوان نسخه‌های بی‌نظیر موتورهای یونی نامیده می‌شوند. اگر چه تراستر یونی به لحاظ کارایی مشابه تراستر هال است، اما آنها نیاز به تراز و تولید دقیق شبکه‌های شتاب‌دهنده دارند. تراستر هال به علت هندسه ساده حلقوی و استفاده از مواد به طور معمول در دسترس، ساخت و مونتاژ نسبتاً آسانی دارد. موتورهای یونی در یک رژیم محدود به فضا کار می‌کنند زیرا فقط یون‌ها را از طریق محفظه‌های تخلیه شتاب می‌دهند. بنابراین تراکم متداول توسط قانون چایلد_لانگمویر[1] برای فاصله خاصی از شبکه‌ها شبکه محدود می‌شود؛ درحالیکه یک تراستر هال با حفظ شرایط شبه‌خنثی در تراکم شارژ محدود نمی‌شود. آنها همچنین با کارکرد آسان در تنظیم راحت ولتاژ تخلیه و جریان جرم نسبتا ساده عمل کرده و به راحتی آن را کاهش و یا افزایش می‌دهند [۱۰]. مزایای دیگر تراسترهای هال را بایستی در موارد ذیل جستجو نمود:

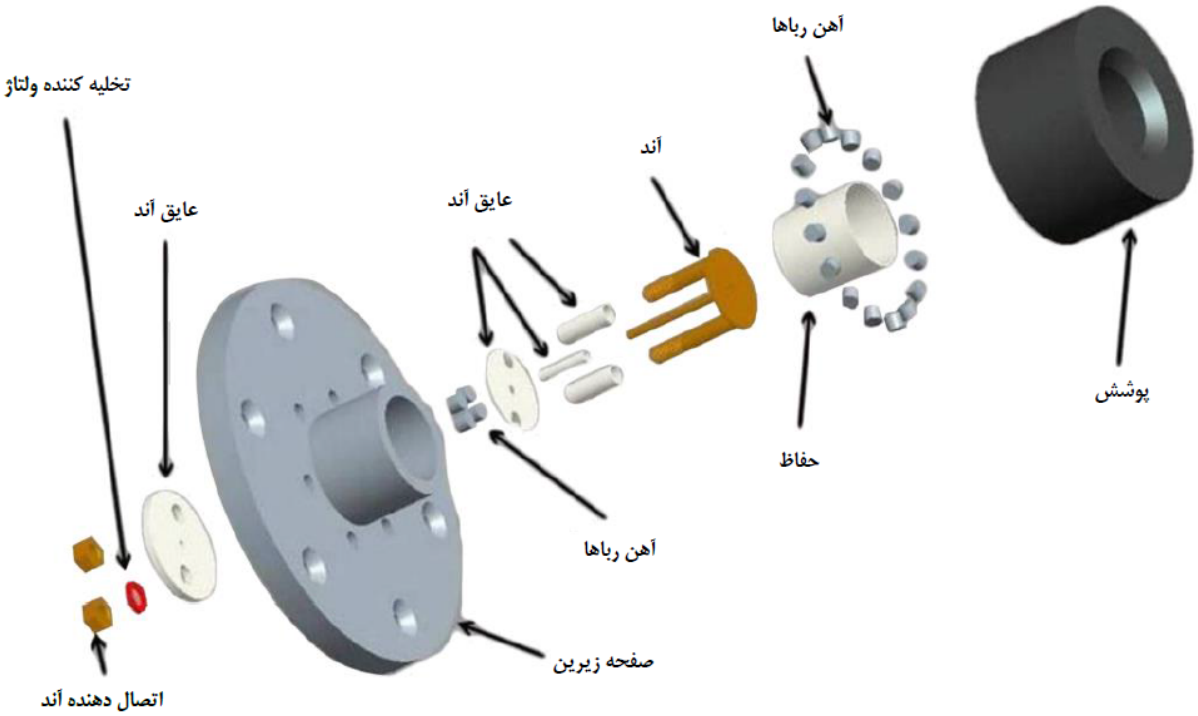
۱. سرعت خروجی بالا و مطلوب
۲. راندمان بالا
۳. پیشران ساکن (عدم تلاطم سوخت)
۴. تامین ساده توان
۵. چگالی تراست پایین
۶. ظرفیت بالای تست‌های زمینی

علی رغم مزایای متعدد آن، چندین موانع برای پذیرش کامل تراسترهای هال در جامعه هوافضا باقی مانده است [۱۱]. عامل اصلی محدود کردن طول عمر این پیشرانها، فرسایش دیوارهای کانال داخلی است. سقوط یون‌های با سرعت بالا می‌تواند مواد دیواره‌های کانال را مغشوش کرده و هندسه دیواره آن را با گذشت زمان تغییر دهد. در نهایت فرسایش کانال، قطب‌های مغناطیسی را تحت الشعاع قرار داده و عملکرد موتور کاهش می‌یابد. با این حال، پیشرفت‌ها در طول عمر تراستر هال به طور مداوم انجام می‌شود و به بیش از ۹۰۰۰ ساعت عمر مفید تا چند سال گذشته رسیده است [۱۰]. دیگر معایب تراسترهای هال نیز به نسبت مزایای آن و بنا به شرایط کاربرد آن متفاوت است. ولی آنچه به طور کلی می‌توان به عنوان تنها معایب جزیی دیگر این سامانه معرفی نمود، دو پارامتر انحراف پرتوهای خروجی و فناشوندگی هستند.

۴ تحلیل عملکردی مکانیزم تراسترهای هال

جهت ارزیابی عملکرد در شکل ۹ تغییرات ایمپالس ویژه برحسب تراست برای سامانه‌های مختلف پیشرانش فضایی نمایش داده شده است و همچنین در جدول ۳ نیز پارامترهای عملیاتی برای تراسترهای مختلف ارائه

[1] Child-Langmuir



شکل ۸: نقشه انفجاری یک تراستر هال آزمایشگاهی [۷]

جدول ۱: مشخصات فیزیکی گازهای موجود در تراسترهای هال [۸]

نوع پیشران	نقطه ذوب	نقطه جوش	انرژی یونیزاسیون	جرم اتمی	هزینه
	°C	°C	ev	AMU	$\$ \cdot kg^{-1}$
بیسموت	۲۷۱/۳	۱۵۵۹	۷/۷۲۸	۲۰۸/۹۸	۹
کادمیم	۳۲۱/۰۳	۷۶۵	۸/۹۹۱	۱۱۲/۴	۲۵
سزیم	۲۸/۶۴	۶۸۵	۳/۸۹۳	۱۳۲/۹	۳۰,۰۰۰
ید	۱۱۳	۱۸۲	۱۰/۴۴	۱۲۶/۹	۵۰۰
کریپتون	−۱۵۷/۲	−۱۵۲/۳	۱۴	۸۳/۸	۲۹۵
جیوه	−۳۸/۸۶	۳۵۶/۷۳	۱۰/۴۳۴	۲۰۰/۵۹	۵۰
زنون	−۱۱۱/۹	−۱۰۸/۱	۱۲/۱۲۷	۱۳۱/۳	۸۵۰

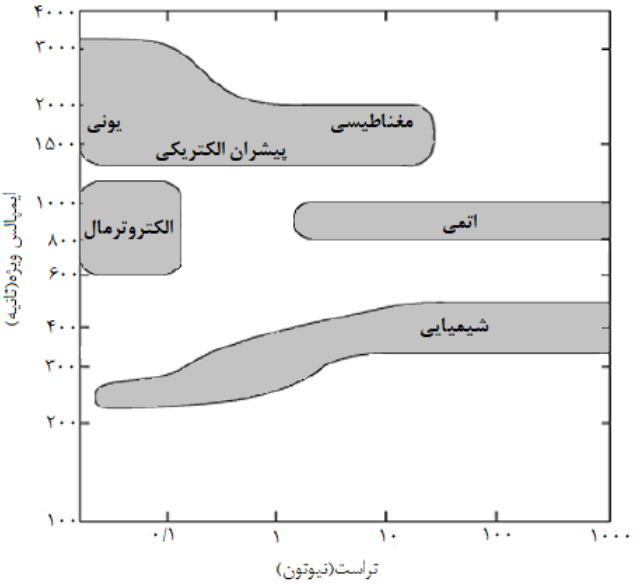
جدول ۲: مشخصات عملیاتی تراسترهای هال ساخته‌شده [۹]

نوع تراستر	قطر میانگین	ایمپالس ویژه	توان ورودی	تراست	راندمان
	mm	sec	kW	mN	٪
SPT-290	۲۵۰	۱۵۰۰ – ۳۰۰۰	۱۲ – ۳۰	۱۵۰۰	۷۰
T-220	۱۸۸	۱۵۰۰ – ۲۴۰۰	۵ – ۱۱	۵۲۴	۶۰
TM-50	۲۰۰	۱۵۰۰ – ۳۳۰۰	۱۰ – ۲۵	۱۱۱۴	۶۶
TAL-200	۲۰۰	۲۰۰۰ – ۵۲۰۰	۱۰ – ۳۴	۱۱۳۰	۶۷
SPT-200	۱۷۵	۱۵۰۰ – ۳۰۰۰	۶ – ۱۱	۴۹۸	۶۳

جدول ۳: پارامترهای عملیاتی تراسترهای فضایی مختلف [۱۲]

تراستر	ایمپالس ویژه	توان ورودی	محدوده مؤثر بودن	نوع پیشران
	sec	kW	٪	
گاز سرد	۵۰ – ۷۵	–	–	متفاوت
شیمیایی(تک پیشران)	۱۵۰ – ۲۲۵	–	–	N_2H_4 N_2O_2
شیمیایی(چند پیشران)	۳۰۰ – ۴۵۰	–	–	متفاوت
رزیستوجت	۳۰۰	۰/۵ – ۱	۶۵ – ۹۰	N_2H_4
آرک جت	۵۰۰ – ۶۰۰	۰/۹ – ۲/۲	۲۵ – ۴۵	N_2H_4
تراستر یونی	۲۵۰۰ – ۳۶۰۰	۰/۴ – ۴/۳	۴۰ – ۸۰	زنون
تراستر هال	۱۵۰۰ – ۲۰۰۰	۱/۵ – ۴/۵	۳۵ – ۶۰	زنون
پلاسمای پالسی	۸۵۰ – ۲۰۰۰	< ۰/۲	۷ – ۱۳	تفلون

شده‌اند [۱۲].



شکل ۹: تغییرات ایمپالس ویژه برحسب تراست برای پیشرانهای مختلف مورد استفاده در ماموریت‌های فضایی [۱۱]

رزیستوجت‌ها[1] و آرکجت‌ها[2] نمی‌توانند ضربه ویژه لازم و کافی را برای ماموریت‌های فضایی مختلف را فراهم کنند. رزیستوجت‌ها عموماً ضربه ویژه‌ای حدود ۲۵۰ تا ۳۰۰ ثانیه و آرکجت‌ها با تست‌های با سوخت هیدروژن ضربه ویژه‌ای تا بیشینه ۱۵۰۰ ثانیه را فراهم کردند. مگنتوتراسترها[3] ویژگی‌های قابل توجه‌تری دارند. آنها ضربه ویژه مناسبی حدود ۲۰۰۰ تا ۵۰۰۰ ثانیه فراهم می‌کنند و به دلیل چگالی تراست مناسب، ردپای کمی از خود بر جای می‌گذارند. اما در مقایسه با تراسترهای هال و یونی راندمان ندارند (حدود ۳۸٪ در ۴۰۰۰ ثانیه) تراسترهای القایی پلاسمایی با بزرگی ۱ متر قطر و ضربه ویژه ۲۰۰۰ تا ۷۰۰۰ ثانیه راندمانی حدود ۵۰٪ به ارمغان می‌آورند. در نهایت هال تراستر با ضربه ویژه حدود ۱۵۰۰ تا ۳۵۰۰ ثانیه با سوخت زنون و تا ۵۰۰۰ ثانیه با کریپتون و راندمان خوب ۶۰٪ و بالاتر در بازه ضربه ویژه خود، تناسب خود را نشان می‌دهد. البته این تراسترها نیز در اثر اصابت پلاسما در کانال دشارژ با عمر محدود ۱۰ هزار ساعت تعریف شده بودند که سپرهای مغناطیسی نشان دادند این عمر به ده برابر مقدار معمول خود می‌رسد. در نهایت راندمان بالای تراستر هال و مقدار بالای نسبت تراست بر توان در ایمپالس ویژه‌های معمول (در حدود ۶۵ میلی نیوتن بر کیلووات در ولتاژ دشارژ ۳۰۰)، به انضمام کیفیت ذاتی پرواز، ظرفیت عمر مفید بالا و مقیاس پذیری در توان‌های بالا، آن را به یک گزینه مناسب برای این نوع ماموریت‌های فضایی تبدیل می‌کند. هال تراستر تست‌شده در دانشگاه میشیگان که به تازگی عنوان "بیشینه توان" و "پربازده‌ترین" را به خود اختصاص داد با توان ۱۰۰ کیلووات و راندمان ۶۰ درصد، ضربه ویژه ۲۰۰۰ تا ۳۰۰۰ ثانیه‌ای را به آرمان آورد. چنین وسیله‌ای می‌تواند برای ماموریت‌های باربری و حتی انتقال انسان در فضا را با حفظ مزایای خود به سرانجام برساند [۵].

۵ نتیجه‌گیری

به طور کلی پیشران‌های الکتریکی و به خصوص تراسترهای اثر هال نقش مهمی را در صنایع فضایی ایفا می‌کنند. در بیشتر ماموریت‌های فضایی اروپا که برای سال‌های آتی طراحی شده‌اند قرار است که از تراسترهای هال استفاده کنند. همانطور که اشاره شد یکی از مهمترین انتظاراتی که از تراسترهای هال وجود دارد، انتقال فضاپیما از مدار LEO به مدار GEO در کمتر از ۹۰ روز است. این موضوع یکی از مسائل حال حاضر در صنعت فضایی کشور ما است. در واقع از مواردی که در صنعت فضایی ایران با آن روبه‌رو هستند مشکل انتقال مداری و انتقال ماهواره به مدار زمین آهنگ است که برای آن، تراسترهای هال با توجه به مزایای گوناگونی که دارند می‌توانند گزینه بسیار مناسبی پیش روی متخصصان این صنعت باشد.

مراجع

[1] Baird, Matthew. Designing an accessible hall effect thruster. 2016.

[1]Resistojet [2]Arcjet [3]Magneto-thruster

[2] A. Azimipanah, Kh. Alavi, B. Shokri. Plasma electrical hall effect thruster. in *The 8th Annual Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, 2009.

[3] Myers, R. Solar electric propulsion: Introduction, applications and status, 2013.

[4] Hall, Scott. Characterization of a 100-kw class nested-channel hall thruster. 2018.

[5] A.D. Galimore, A. F. Thurnau. The physics of hall-effected thrusters, 2004.

[6] Boeuf, Jean-Pierre. Tutorial: Physics and modeling of hall thrusters. *Journal of Applied Physics*, 121(1):011101, 2017.

[7] McGrail, Scott and Parker, Sam. Preliminary design of a laboratory cylindrical hall-effect thruster. 2012.

[8] Kieckhafer, Alex and King, Lyon B. Energetics of propellant options for high-power hall thrusters. *Journal of propulsion and power*, 23(1):21–26, 2007.

[9] Jankovsky, Robert, Tverdokhlebov, Sergey, and Manzella, David. High power hall thrusters. in *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, p. 2949, 1999.

[10] Warner, Noah Zachary. *Theoretical and experimental investigation of Hall thruster miniaturization*. Ph.D. thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2007.

[11] Khatry, Jivan, Aydogan, Fatih, Ilyas, Muhammad, and Houts, Michael. Design of a passive safety system for a nuclear thermal rocket. *Annals of Nuclear Energy*, 111:536–553, 2018.

[12] Goebel, Dan M and Katz, Ira. *Fundamentals of electric propulsion: ion and Hall thrusters*, vol. 1. John Wiley & Sons, 2008.