

(علمی - ترویجی)

نقش تراسترها در سامانه‌های فضایی

فضاپیماها، مانند راکت‌ها، ماهواره‌ها و کاوشگرهای فضایی، راکت‌های کوچکی برای کنترل مانورها و زاویه دید به نام تراسترها دارند. این تراسترها با خروج گاز از نازل خود نیرو (تراست) ایجاد می‌کنند. کاهش مصرف پیشرانه، بهبود عملکرد، جابجایی ایمن و هزینه کم ملزومات تراسترهایی می‌باشد که برای مانور و کنترل زاویه دید ماهواره‌ها استفاده می‌شود. به همین دلیل، سامانه‌های کنترل واکنشی به سمت استفاده از پیشرانه‌های جدید (پیشرانه‌های سبز) به جای پیشرانه‌های سمی حرکت می‌کند. انواع مختلفی از پیشرانه‌های سبز تولید شده که به دلایلی مانند قابلیت انبارداری پایین، ایمنی و ویژگی کم و چگالی کم مورد استفاده قرار نگرفته‌اند. هیدروژن پراکساید، نیتروز اکساید، هیدروکسیل آمونیوم نیترات، هیدرازین نیتروفرمات و آمونیوم دی‌نیترامید پیشرانه‌های سبزی هستند که مورد تأیید بسیاری از ارگان‌ها قرار گرفته و از آن‌ها در تراسترهای فضایی استفاده شده است. این مقاله با معرفی اجمالی انواع تراسترها، پیشرانه‌های سبز استفاده شده را مقایسه نموده، بهترین گزینه را پیشنهاد می‌کند.

واژه‌های کلیدی: تراستر، پیشرانه سبز، تراسترهای الکتریکی، پیشرانه‌های تک‌جزئی، پیشرانه‌های جامد مرکب سبز، پیشرانش فضایی

The Role of Thrusters in Space Systems

Spacecrafts, such as artificial satellites and space probes use small rockets called thrusters for orbital maneuvering, and satellite attitude control. These thrusters produce thrust by exhausting gases from their nozzles. On the other hand, reduction of propellant consumption, operability improvement/safer handling, and cost reduction are required for thrusters used. For this reason, reactive control systems use new propellants (green propellants) rather than toxic propellants. Various types of green propellants have been produced, which have not been used for various reasons, such as: low storability, low ISP, and low density. However, operational characteristics of some types of green propellants are suitable to use. Hydrogen Peroxide, Nitrous Oxide, Hydroxyl Ammonium Nitrate, Hydrazine Nitroformate, and Ammonium Dinitramide are green propellants that are approved by many organizations and are being used in space thrusters. With a brief overview of types of thrusters, this article compares different green propellants and suggests the best option.

Keywords: Thruster, Green Propellant, Electrical Thrusters, Monopropellants, Green Solid Composite Propellants, Space Propulsion

سجاد حسین زاده القو^۱، دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی شیمی، دانشکده و پژوهشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)
محمدعلی دهنوی^{۲*}، دانشیار، گروه مهندسی شیمی، دانشکده و پژوهشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)

* نویسنده مخاطب، آدرس: تهران، کدپستی: ۱۶۹۸۷۱۵۴۶۱

S. Hosseinzadeh Alqoo¹, M. Sc. Student, Department of chemical engineering, Faculty of engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

M.A. Dehnavi^{2*}, Associated Professor, Department of chemical engineering, Faculty of engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

*Corresponding Author, Postal Code: 1698715461, Tehran, IRAN

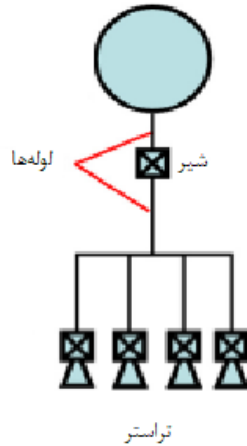
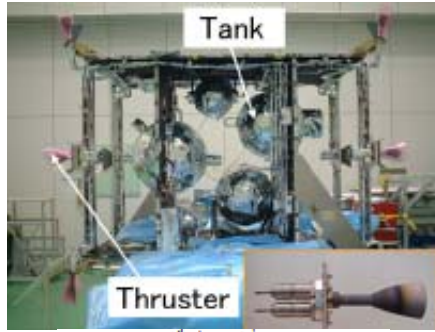
mdehnavi@ihu. ac. ir

مقدمه

تراسترها دستگاه‌هایی هستند که بر روی موشک‌ها یا ماهواره‌ها قرار می‌گیرند، به طوری که نیرویی لحظه‌ای را در جهت جانبی برای ایجاد تغییر جهت یا ارتفاع اعمال می‌کنند. تراسترهای جانبی از انرژی سوختن پیشرانه‌های یک جزئی و دوجزئی مایع و یا پیشرانه‌های مرکب جامد و یا انرژی‌های دیگر استفاده می‌کنند تا در زمان دلخواه نیروی مورد نیاز را تولید کنند. تراسترهای اطراف یک موشک هوا به هوادر شکل ۱ نشان داده شده است [۱].



شکل (۱): موشک با تراسترهای جانبی [۱].



شکل (۲): ماهواره شامل تراسترها و سامانه کلی تراسترها [۲].

انواع تراسترها

تراسترها با توجه به نوع پیشرانه به کار رفته در آن‌ها به دو دسته کلی تراسترهای شیمیایی و غیر شیمیایی دسته بندی می‌شود. تراسترهای غیر شیمیایی خود به دو دسته تراسترهای الکتریکی و غیر الکتریکی تقسیم می‌شود که در برخی منابع تراسترهای اتمی و خورشیدی را نیز جزء دسته بندی تراسترهای غیر شیمیایی ذکر می‌کنند، ولی در این گزارش این تراسترها جزء تراسترهای الکتریکی تقسیم بندی شده‌اند. تراسترهای شیمیایی نیز دو دسته کلی تراسترهای با پیشرانه جامد و مایع را شامل می‌شود.

تراسترهای گاز سرد

یک سامانه پیشرانه‌ای گاز سرد^۱ مبتنی بر فرایند کنترل تخلیه مایع یا گاز فشرده برای تولید تراست می‌باشد. عدم وجود فرایند احتراق در این سامانه، استفاده از فقط یک پیشرانه (بدون اکسیدکننده) پیچیدگی آن را بسیار کاهش می‌دهد، به طوری که یک تراستر گاز سرد تنها شامل سه بخش مخزن، شیر و نازل می‌باشد. طراحی ساده‌تر سامانه CGP منجر به کوچکتر شدن جرم سامانه و کاهش قدرت مورد نیاز برای رسیدن ماهواره یا

تراسترها و سامانه‌های کنترل واکنشی یکی از اجزای اصلی تشکیل دهنده ماهواره‌ها است و بیشتر فضای ماهواره را اشغال می‌کند. یک سامانه کنترلی علاوه بر کامپیوترهای فرمان دهنده شامل مخزن پیشرانه، شیر و تراسترها می‌باشد که در شکل ۲ سمت چپ نشان داده شده است. تراسترها و مخازن استفاده شده در یک ماهواره نیز در شکل ۲ سمت راست نمایان است.

تقسیم بندی‌های مختلفی برای ارائه انواع تراسترها برپایه اندازه تراست، موارد استفاده، پیشرانه و غیره وجود دارند. در این مقاله به دسته بندی تراسترها بر اساس نوع پیشرانه اشاره شده است. تراسترها شامل دو دسته تراسترهای شیمیایی (تراسترهایی که در آن‌ها از انرژی شکستن پیوندهای شیمیایی (احتراق) برای تولید تراست استفاده می‌شود) و تراسترهای غیرشیمیایی (تراسترهایی که در آن‌ها انرژی‌های الکتریکی و فیزیکی علت تولید نیرو به حساب می‌آیند) می‌باشد. تا به امروز از هر دو نوع تراسترها بر روی سامانه‌های فضایی و نظامی استفاده شده است ولی کاربرد تراسترهای شیمیایی تاکنون بیشتر از نوع دیگر بوده است [۳].

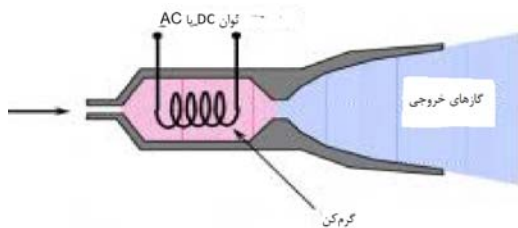
1. Cold Gas Propulsion Systems (CGPs)

نقش تراسترها در سامانه‌های فضایی (علمی-ترویجی)

گاز سرد می‌توانند از پیشرانه‌های مختلفی به شرط فشار بخار بالا، استفاده کنند.

تراسترهای رزیستوژت

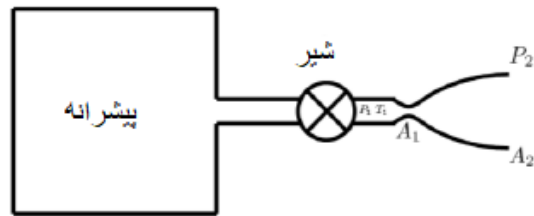
در یک رزیستوژت^۲ پیشرانه از طریق یک میدل حرارتی که درون تراستر واقع شده است به سمت نازل حرکت کرده و گرم می‌شود [۵]. به عنوان مثال، آزمایش‌های انجام شده دمای خروجی در نازل برای متانول را ۶۰۰ تا ۱,۰۵۰ و برای آمونیاک را بین ۳۰۰ تا ۱,۱۷۵ درجه سانتی‌گراد نشان می‌دهند [۶]. گرم کردن گاز خروجی باعث کاهش دبی ورودی گاز به تراستر و افزایش ایمپالس ویژه خواهد شد [۷]. یک تراستر رزیستوژت همانند یک تراستر با گاز سرد می‌باشد با این تفاوت که در این نوع تراسترها پیشرانه گرم می‌شود که همین گرما باعث افزایش سرعت گاز خروجی نسبت به تراسترهای گاز سرد می‌شود [۵]. سرعت گاز خروجی از یک سامانه CGP بین ۳۰۰ m/s تا ۷۰۰ m/s بوده در حالی که سرعت خروجی از یک تراستر رزیستوژت حدود ۲/۲ km/s می‌باشد [۸]. شماتیک تراستر رزیستوژت در شکل ۴ نشان داده شده که شامل ذخیره سوخت و عنصر حرارت و نازل می‌باشد.



شکل (۴): شماتیک یک رزیستوژت [۷].

رزیستوژت‌ها با پیشرانه‌های مایع مختلفی به کار گرفته شده‌اند و مانند همه سامانه‌های پیشرانش مایع با مشکل جابجایی مایع درون مخزن روبرو هستند. رزیستوژت‌های مولکول آزاد^۳ تراسترهایی هستند که با پیشرانه آب این مشکل را حل کرده‌اند. این نوع رزیستوژت‌ها تراسترهایی با مصرف پایین پیشرانه و هزینه کم هستند که با پیشگرم کردن پیشرانه در میان شیارهای تعبیه شده در تراستر عمل می‌کنند. به نمونه‌هایی از رزیستوژت‌های ساخته شده و آزمایش شده در موسسات و شرکت‌های معتبر همراه با ویژگی‌های عملیاتی و نوع پیشرانه به کار رفته در آن‌ها در جدول ۲ اشاره شده است [۹-۱۰].

موشک به اهداف مشخص می‌شود. با وجود این مزایا، تراستر تولیدی سامانه در طول یک بازه زمانی مشخص کاهش می‌یابد. تراستر تولید شده به طور مستقیم متناسب با فشار مایع درون مخزن (مخزن پیشرانه) می‌باشد و در طول مدت عملیات فشار مخزن (به علت استفاده از پیشرانه) افت کرده و در نتیجه این افت فشار حداکثر تراستر که توسط سامانه تولید می‌شود کاهش می‌یابد [۴]. شماتیک کلی یک سامانه پیشرانش گاز سرد در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل (۳): شماتیک سامانه پیشرانش گاز سرد [۴].

جدول (۱): خلاصه‌ای از استفاده تراسترهای گاز سرد [۴].

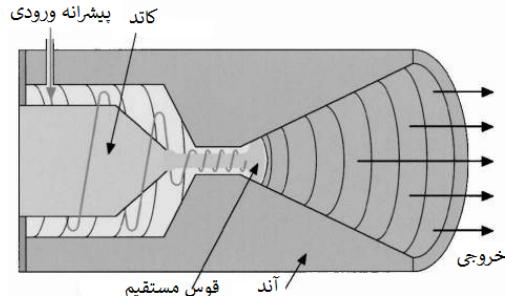
شرکت اموستسه	تراستر	تراست (mN)	Isp (s)	پیشرانه	ملاحظات
SSTL، گیلدفورد، انگلستان	SNAP 1	۵۰	۴۳	پروان مایع	پرواز با Giove-A
UTIAS-SFL، تورنتو، کانادا	CNAPS	۱۰-۴۰	>۳۵	SF6	-
Microspace Rapid، سنگاپور	POPSA-HIP 1	۱	۴۳	آرگون	-
GOMSpace، دانمارک	MEMS Cold gas	۱	۵۰-۷۵	متان	پرواز با PRISMA
VACCO Industries، ال مونتو، آمریکا	CPD	۲۵	۴۰	R134a	-

تراسترهای آزمایش شده و استفاده شده گاز سرد توسط موسسه‌های معتبر در جدول ۱ همراه با ویژگی‌های عملیاتی و پیشرانه‌های مورد استفاده در آن‌ها ذکر شده است. تراسترهای

2. Resistojet
3. Free Molecule Micro Resistojet (FMMR)

جدول (۲): خلاصه‌ای از رزیستو جت‌های ساخته شده [۴].

شرکت ابروسسه	موقعیت	تراستر	تراست (mN)	Isp (s)	توان (W)	پیشرانه	ملاحظات
SSTL	گیلفورد، انگلستان	LPR	۱۸	۴۸	۳۰	Xe	به کار رفته در NovaDA_R_S
هوافضای آمریکا	CU	PUC	۴.۵	۶۵	۱۵	SO2	-
هوافضای آمریکا	CU	CHPS	۳۰	۸۲	۳۰	R134a و R236fa	-
Busek, Natick, MA, USA		AMR	۱۰	۱۵۰	۱۵	R134a و R236fa	-
دانشگاه کالیفرنیا، جنوبی، آمریکا		EMMR	۰/۱۲۹	۷۹/۲	-	آب	-



شکل (۵): شکل کلی یک آرک جت جریان پیوسته [۵].

تراسترهای تبخیر مایع

اخیراً دستگاه‌هایی در اندازه‌های میکرو توجه بسیاری از شرکت‌های نظامی و تجاری را به خود معطوف کرده‌اند. این دستگاه‌ها که قادر به ارائه مقادیر بسیار پایین تراست در محدوده میلی‌نیوتن و پایین تر می‌باشد که مناسب برای استفاده در فضاپیماهایی در همین اندازه‌ها هستند. اخیراً تراسترهای جدیدی برای سامانه کنترل واکنشی ریزفضاپیماها ارائه شده است که با عنوان تراسترهای تبخیری مایع میکرو (VLM) شناخته می‌شوند. این تراسترها برای ایجاد تراست‌های پایین در حدود (۱ mN - ۰/۱ mN) مناسب است. در این مفهوم تراستر، پیشرانه رانده شده از طریق یک مخزن براساس نیاز تبخیر شده و رانش بخار باعث می‌شود تراست مورد نیاز ایجاد شود. پیشرانه می‌تواند به صورت فشرده در فاز مایع خود با استفاده از مخازن سبک وزن و کم فشار ذخیره شده و مشکلات نشت می‌تواند به علت ذخیره‌سازی مایع به طور قابل توجهی کاهش یافته یا حذف شود. در اصل، این تراستر ممکن است از هر پیشرانه‌ای که می‌تواند تبخیر شود، استفاده کند. با این حال، آزمایش اولیه محدود به پیشرانه آب است. پیشرانه‌های دیگری نیز در نظر گرفته شده‌اند که از دسته می‌توان به آمونیاک و هیدرازین اشاره کرد [۱۲].

تراسترهای یونی

تراسترهای یونی توسط شتاب دادن به پیشرانه یونیزه شده در صفحات مشبک شتاب دهی تراست ایجاد می‌کنند. تراسترهای رادیویی، تراسترهای بمباران الکترونی و تراسترهای مایکروویو از انواع تراسترهای مشبک هستند [۱۳]. در تراسترهای یونی پیشرانه ذخیره شده وارد یک محفظه تخلیه می‌شود که با استفاده از انرژی فرکانس رادیویی یونیزه شده از محفظه تخلیه

تراسترهای آر جت

آرک جت‌ها^۴ دستگاه‌های الکتروگرماشی هستند که پیشرانه را تا دمای بالاتر حرارت می‌دهد تا فرایندهای احتراق منجر به افزایش ضربه ویژه و راندمان بهتر پیشرانه شود. انواع مختلفی از آرک جت‌ها ساخته شده و بر حسب روش حرارت دادن به پیشرانه دسته‌بندی می‌شود. آرک جت جریان پیوسته^۵ توسعه یافته‌ترین تراستر از این دسته است که در ماهواره‌های ناسا و ماهواره‌های تجاری مورد استفاده قرار گرفته است. آرک جت جریان پیوسته دارای هندسه متقارن استوانه‌ای است که در شکل ۵ نشان داده شده است که از یک کاتد، یک آند تشکیل دهنده اتافک پلاستیکی، کانال متصل کننده و نازل و انژکتور پیشرانه تشکیل می‌شود. قوس به عنوان یک ستون آرام پایدار از نوک کاتد توسط جریان بالا (تا چند صد آمپر) و ولتاژ کم (۱۰۰ ولت) ایجاد و به آند متصل می‌شود. گاز پیشرانه از طریق پمپ‌های تزریقی که در پشت کاتد واقع شده‌اند، به پیستون متصل می‌شود. توان در دسترس محدود کننده تراست قابل دستیابی است، در حالی که ایمپالس ویژه توسط مواد سازنده نازل محدود شده است. آرک جت جریان پیوسته دارای

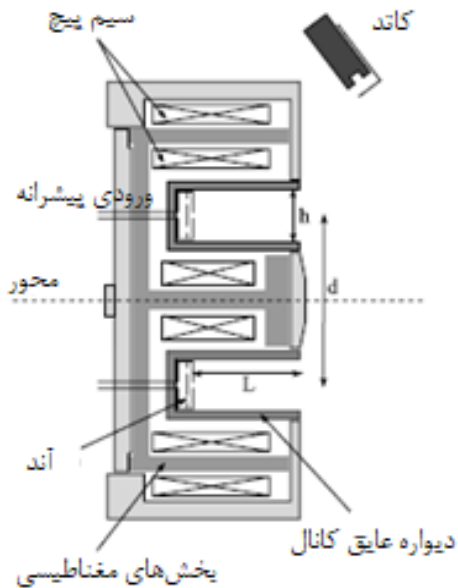
4. Arc Jet
5. DC Arcjet
6. Specific Impulse

نقش تراسترها در سامانه‌های فضایی (علمی-ترویجی)

چند نمونه از تراسترهای یون ساخته شده در جدول ۳ آمده است. زنون و ید پرکاربردترین نوع پیشرانه در تراسترهای یون می‌باشد. کار بر روی این پیشرانه‌ها ساده‌تر بوده و آزاد شدن آن‌ها در محیط آلودگی چندانی به بار نمی‌آورد [۴].

تراسترهای هال

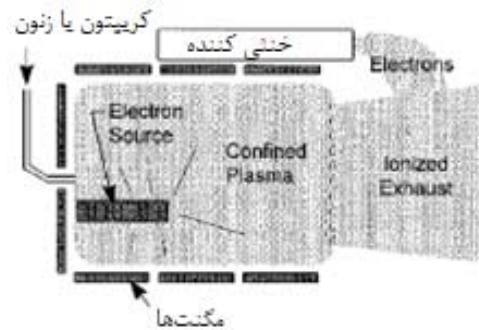
تراسترهای هال^۷ دستگاه‌های الکترواستاتیکی است که تراست را ابتدا با یونیزاسیون و سپس شتاب‌دهی پیشرانه در میدان‌های عمود بر هم الکتریکی و مغناطیسی تولید می‌کند [۱۶]. این تراسترها براساس اصل شناخته شده اثر هال که به صورت زیر ذکر می‌شود کار می‌کنند: زمانی که جریان الکتریکی به یک ماده رسانا (پیشرانه) که در میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی متقاطع عمود قرار گرفته است اعمال می‌شود یک اختلاف پتانسیل، عمود بر میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی اعمال شده ایجاد می‌شود [۱۷]. شماتیک کلی یک تراستر هال در شکل ۷ نشان داده شده است که شامل مخزن ذخیره پیشرانه، کانال تخلیه، کاتد خارجی، آند و مولدهای میدان مغناطیسی می‌باشد. میدان مغناطیسی اعمال شده شعاعی است در حالی که میدان الکتریکی شتاب‌دهنده (که از آند به سمت کاتد عمل می‌کند) محوری می‌باشد [۱۳].



شکل (۷): تراستر هال [۷].

جدول ۴ خلاصه‌ای از تراسترهای هال و پارامترهای عملکرد آنها را ارائه می‌دهد. هیچ یک از موتورهای ذکر شده در

خارج شده و توسط یک سری شبکه (شبکه‌های تسریع کننده) به آن سرعت داده می‌شود. صفحه مشبک کاتیون‌های پیشرانه را (برای مثال یون‌های Xe^+ و Kr^+) از پلاسما جدا کرده و به سمت شبکه تسریع می‌فرستد [۱۳]. تراسترهای بزرگتر یک صفحه دیگر به نام شبکه کندکننده نیز دارند که در اینجا به آن نمی‌پردازیم. یک کاتد خنثی کننده در خارج از پیشرانه در تمام تراسترهای یونی وجود دارد که با تولید الکترون، پیشرانه یونیزه شده خروجی از تراستر را خنثی می‌کند. ایمپالس ویژه تراسترهای مشبک با تغییر ولتاژ تغییر می‌کند. این تغییر در حقیقت روی شبکه تسریع تأثیر می‌گذارد [۱۴]. شماتیک کلی یک تراستر یونی در شکل ۶ آورده شده است.



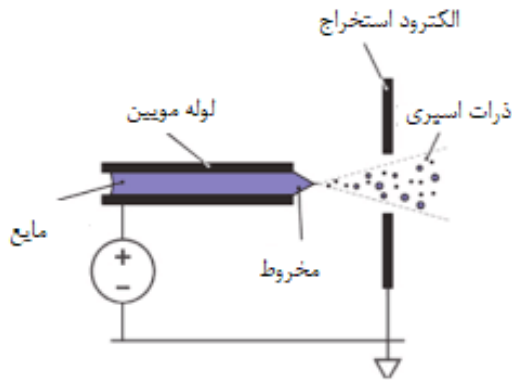
شکل (۶): یک تراستر یونی [۷].

جدول (۳): خلاصه‌ای از تراسترهای یون [۴].

شرکت/موسسه	موقعیت	تراستر	تراست (mN)	ایمپالس ویژه (s)	توان (W)	پیشرانه	توضیحات
Busek, Natick, MA, USA		BIT-1	۰/۱-۰/۸	۲۱۵۰-۳۲۰۰	۲۸	Xe, Iodine	-
Busek, Natick, MA, USA		BIT-3	۱/۱۵	۲۵۰۰	۷۵	Iodine	U(6) استفاده شده در ماهواره
Airbus, Lampoldshausen, Germany		RT-nX	۰/۵-۰/۵	۳۰۰-۳۰۰۰	<۵۰	Xe	-
Airbus, Lampoldshausen, Germany		RT 10 EVO	۲۵ و ۱۵ و ۵	۱۹۰۰ >	۱۴۵	Xe	قابلیت استفاده در سه طرح مختلف

7. Hall Thruster

با تغییر ولتاژ فرستاده شده از امیتر و الکترودهای استخراج کننده تغییر داد [۲۱].



شکل (۸): تراستر الکترواسپری [۲۱].

تراسترهای الکترو مغناطیسی

در ساختار تراسترهای الکترومغناطیسی علاوه بر میدان های الکتریکی، میدان های مغناطیسی نیز در ایجاد تراست دخالت می کند. از این نوع تراسترها، تراسترهای پلاسمای ضربه ای کاربردترین نوع می باشد. تراسترهای پلاسمای ضربه ای^۹ با ایجاد یک تخلیه جریان ناگهانی بالا در سراسر سطح جداکننده جامد که به عنوان یک پیشرانه (به عنوان مثال تفلون) استفاده می شود، کار می کند. تخلیه قوس باعث تخریب (تخلیه/تبخیر) ماده پیشرانه ای از سطح آن می شود که موجب یونیزه شدن و شتاب گرفتن پیشرانه به سمت سرعت های بالا می شود. یک پالس (ضربه) جاری چندین میکرو ثانیه طول می کشد که به طور معمول توسط یک خازن که حدود چند بار در هر ثانیه شارژ و تخلیه می شود، عمل می کند [۲۳]. طرحواره PPT در شکل ۹ نشان داده شده است که حاوی مکانیسم بارگیری، پیشرانه، خازن، آند، کاتد، محفظه شتاب دهی و یک شمع است. در طی فرایند بار، پیشرانه (جامد) بین دو الکتروود (آند و کاتد) را تغذیه می کند و به طور همزمان شمع برای افزایش هدایت الکتریکی محفظه شتاب استفاده می شود. حال جریان الکتریکی از واحد منبع پردازش (PPU) به الکتروودها از طریق خازن و سپس به قوس جریان می یابد، در نتیجه تکمیل این حلقه جریان به طور همزمان یک میدان مغناطیسی ایجاد می شود. قوس الکتریکی شکل گرفته پیشرانه را تخریب می کند و پلاسمای یونیزه تشکیل می شود. پس از آن پلاسمای به علت نیروی لورنتس تولید شده توسط قوس الکتریکی و میدان مغناطیسی القا شده شتاب می گیرد [۲۴]. مزایای یک PPT توانایی آن در ارائه بیت های

ماهواره های کوچک مورد استفاده قرار نگرفته اند، اما یکی از آنها در دو مأموریت ماهواره ای بزرگتر به عنوان یک سامانه نیروی ثانویه استفاده شده است.

جدول (۴): تراسترهای هال [۴].

شرکت/موقعیت	تراستر	تراست (mN)	انحطاس ویژه (s)	توان	پیشرانه	توضیحات
Busek, Natick, MA, USA	BHT-200	۱۲/۸	۱۳۹۰	۲۰۰	Xe, I, Kr	در ماهواره های Tacsat2 و Falconsat-5
Busek, Natick, MA, USA	BHT-600	۳۹/۱	۱۵۳۰	۶۰۰	Xe, I, Kr	-
Sitael Aerospace, Mola di Bari, Italy	HT 100	۱۰	۱۱۰۰	۱۰۰	Xe, Kr	-
Sitael Aerospace, Mola di Bari, Italy	HT 400	۵۰	۱۷۵۰	۱۰۰	Xe	-
MIT, Cambridge, MA, USA	MHT-9	۲-۵۰	۳۰۰-۱۵۰۰	۲۰-۲۰۰	-	-
UTIAS-SFL, Toronto, ON, Canada	CHT	۱-۱۰	۱۱۳۹	>۲۰۰	Xe, Ar	-

تراسترهای الکترو اسپری

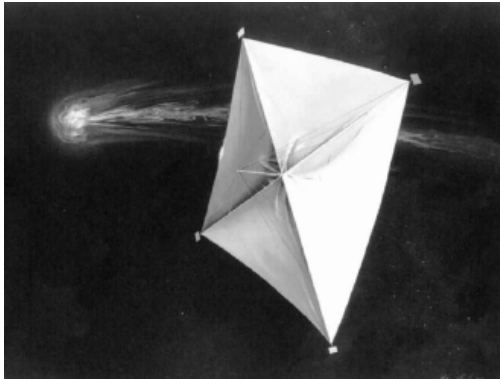
تراستر الکترو اسپری^۸ یک سامانه پیشرانش بدون پلاسماست که بر اساس اصل استخراج الکترواستاتیک و شتاب دهی ذرات شارژ شده (یون) از یک مایع (پیشرانه) به منظور تولید تراست کار می کند [۲۱]. مکانیسم اساسی کار آنها بر مبنای فرآیندی است که در آن سطح مایع رسانا پیشرانه به یک هلال به شکل مخروطی به نام تیور کان تبدیل می شود. وقتی یک آستانه مشخص از پتانسیل الکتریکی عبور می کند، یون ها از انتهای مخروط استخراج می شوند [۲۲]. شماتیک یک تراستر الکترواسپری در شکل ۸ نشان داده شده است و اجزای اصلی شامل مخزن ذخیره پیشرانه، امیتر و الکتروود استخراج کننده قابل مشاهده است. عملکرد حرارتی تراستر الکترو اسپری را می توان

9. Pulsed Plasma Thrusters (PPTs)

8. Electrospay Thruster

نقش تراسترها در سامانه‌های فضایی (علمی-ترویجی)

تکنولوژی برای مأموریت های طولانی مدت و دور مناسب هستند [۲۶]. شکل ۱۰ یک نمونه از این تراسترها را نمایش می‌دهد.

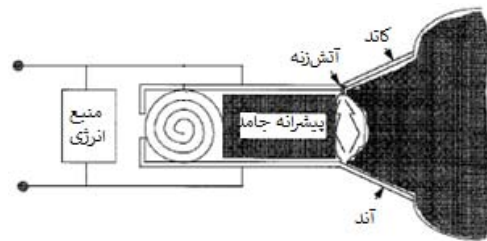


شکل (۱۰): یک نمونه بادبان خورشیدی ناسا [۵].

تراسترهای با پیشرانده جامد

در ابتدای صنعت فضایی، موتورهای پیشرانده جامد یکی از قویترین سامانه های نیروی محرکه بودند. موتورهای پیشرانده جامد از ضریب اطمینان بالاتری نسبت به موتورهای مایع برخوردارند و می‌توانند در بوسترهای پرتاب کننده ها به دلیل تراست بالا مورد استفاده قرار گیرند. کوچک سازی موتور جامد هدف گروه تحقیقاتی MEMS است. این فرآیند در سال ۱۹۹۷ در کشورهای ژاپن، آمریکا و آژانس های فضایی اروپایی انجام شد. این مفهوم بر پایه احتراق با سرعت بالا یک پیشرانده یا ماده منفجره ذخیره شده در یک محفظه احتراق می‌باشد. عدم توانایی راه اندازی مجدد با ساخت آرایه های میکرو راکت جبران می‌شود. گاز تولید شده توسط احتراق پیشرانده در یک نازل شتاب یافته و تراست ایجاد می‌شود. این نوع موتور پیشرانده جامد دارای مزایای متعددی است که می‌توان به موارد وجود نداشتن هیچ نشستی زیرا سوخت مایع وجود ندارد، وجود نداشتن قطعات متحرک و نیاز به مصرف انرژی کم برای احتراق سوخت جامد اشاره کرد. ارزیابی تراست تئوری ابتدائی، نتایج را از چند میلی نیوتن تا چند صد نیوتن بسته به طراحی موتور (نسبت بخش بین محفظه و گلوگاه) برای یک پیشرانده معین نشان داد. این میکرو تراستر جامد می‌تواند برنامه های کاربردی برای نگهداری ایستگاه ماهواره ای کوچک در فضا پیدا کند. نقاط ضعف اصلی، ویژگی های تک شات و ایمپالس ویژه پایین آنهاست [۲۷]. شکل ۱۱ شماتیک یک واحد تنهای تراستر جامد MEMS را نشان می‌دهد.

کوچک ایمپالس برای مانور دقیق، توانایی برنامه ریزی بیت‌های ایمپالس برای نیازهای مأموریت های مختلف، سادگی طراحی به علت توانایی استفاده از انواع مختلف پیشرانده های (جامد/مایع) و توانایی آن برای ارائه ایمپالس ویژه و کارایی، در طیف گسترده ای از توان های ورودی می‌باشد. با این حال، این مزایا در کنار هزینه مسائل ناشی از فرسایش الکتروود، حضور ذرات ماکرو در ذره به علت تخریب غیرمستقیم و کارایی کم تراستر می‌باشند [۲۴].



شکل (۹): تراستر پلاسمای ضربه ای [۷].

تراسترهای اتمی

تحقیقات در مورد منابع انرژی شکافت و گداخت هسته‌ای و کاربرد آنها در فضاپیما، تاریخچه فوق العاده طولانی دارد. به زودی انرژی هسته‌ای به علت تراکم انرژی بسیار زیاد حاصل از شکافت و گداخت هسته ای به عنوان پتانسیل بالقوه‌ای برای اکتشاف فضا شناخته خواهد شد. در واقع، بسیاری از نویسندگان و پیشگامان علمی در داستان هایشان انرژی اتمی را حتی قبل از اینکه کاملاً فیزیک آن را درک کنند، به کار برده‌اند. بیشتر کارهایی که در زمینه شکافت انجام می‌شود، از پایان جنگ جهانی دوم و پروژه منهن (پس از ۱۹۴۵) شروع شده است. با این حال، برخی از مطالعات فیزیک پایه پلاسمای مربوط به گداخت مغناطیسی از دهه ۱۹۳۰ آغاز شده است! به عنوان مثال، در طول مسابقه فضایی اواخر دهه ۱۹۵۰، ۱۹۶۰ و اوایل دهه ۱۹۷۰ در زمینه پیشرانده اتمی و شکافت هسته‌ای تلاش های بسیاری صورت گرفت. طیف فوق العاده ای از ایده‌ها پیشنهاد شده و همچنان پیشنهاد می‌شود. در واقع تراسترهای اتمی تراسترهای الکتریکی هستند که منبع انرژی آن‌ها با انرژی اتمی تأمین می‌شود [۲۵].

تراسترهای خورشیدی

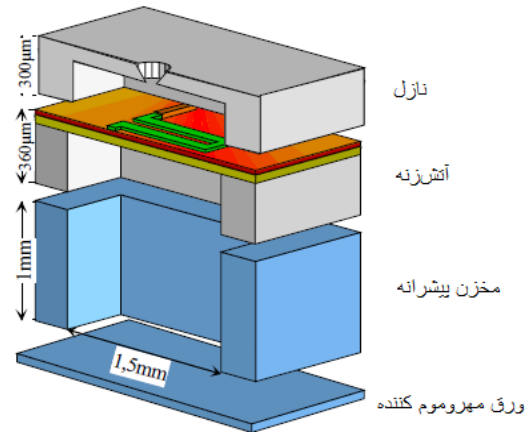
تراسترهای خورشیدی در واقع همان تراسترهای الکتریکی هستند که به جای پیل های سوختی از انرژی خورشیدی به عنوان منبع انرژی استفاده می‌کنند. ماهواره هایی با این

استفاده از برخی اکسیدکننده‌ها از یک بستر کاتالیستی نیز در ساختار تراسترهای دوجزئی استفاده می‌شود. یک نمونه تراستر ۲۰۰ نیوتنی و محل استفاده آن در شکل ۱۲ نشان داده می‌شود [۲۹].



شکل (۱۲): تراستر دو جزئی [۲۹].

تراسترهای با پیشرانه یک جزئی: پیشرانه یک جزئی مایع^{۱۱} ممکن است مخلوطی از اکسیدکننده و مواد قابل احتراق یا یک ترکیب واحد باشد که احتراق آن باعث انتشار گرما و گاز می‌شود. یک پیشرانه یک جزئی باید در یک محیط طبیعی یا کنترل شده با ثبات باشد اما در صورت اعمال فشار و حرارت یا عبور از یک بستر کاتالیستی با احتراق داغ همراه با تولید گاز زیاد همراه شود. شماتیک یک تراستر با پیشرانه یک جزئی با فرایند احتراق کاتالیستی در شکل ۱۳ نشان داده شده است. سامانه موتور پیشرانه یک جزئی معمولاً دارای مزایای استفاده از سادگی در مخزن، لوله‌کشی پیشرانه، کنترل جریان و تزریق است. متأسفانه، اکثر پیشرانه‌ای یک جزئی که به طور مؤثر کار می‌کنند، مانند هیدروژن پراکساید عملکرد نسبتاً پایینی دارند. موتورهای پیشرانه یک جزئی بر روی موشک‌های اصلی یا ماهواره‌ها به عنوان تراستر نصب می‌شوند و مانند موتورهای پیشرانه دوجزئی قابلیت استفاده در موشک‌های اصلی را ندارند. امروزه برخی پیشرانه‌های جدید یک جزئی شناخته شده‌اند که می‌تواند در آینده نه چندان دور به عنوان پیشرانه اصلی موتور موشک به کار رود [۳۰].



شکل (۱۱): یک واحد مجزای تراستر با پیشرانه جامد [۲۸].

تراسترهای مایع

تراسترهایی که با پیشرانه مایع عمل می‌کنند خود به دو دسته تراسترهای با پیشرانه یک جزئی و دو جزئی تقسیم می‌شوند. تراسترهای دو جزئی شامل دو مخزن جدای سوخت و اکسیدکننده در ساختار خود می‌باشند در حالی که تراسترهای تک جزئی فقط یک مخزن پیشرانه دارند که نیازی به مخزن جداگانه اکسیدکننده ندارد.

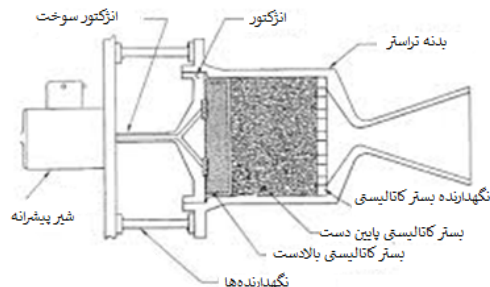
تراسترهای با پیشرانه دو جزئی: تراسترهای با پیشرانه دوجزئی مایع^{۱۲} از نظر ساختاری از پیچیدگی‌های بیشتری نسبت به نوع یک جزئی برخوردارند که این موضوع باعث افزایش هزینه‌های طراحی و ساخت آن‌ها می‌شود. ساختار این تراسترها به شکلی است که سوخت و اکسیدکننده به صورت جداگانه در مخازن تحت فشاری ذخیره شده‌اند و با یک نسبت مشخص با باز شدن شیرها وارد محفظه احتراق می‌شوند. وجود این مخازن و حفظ آن نسبت معین نیاز به یک سامانه گران‌تر را ایجاد می‌کند که استفاده گسترده از این تراسترها را غیر اقتصادی می‌نماید. این نوع تراسترها در عملیات‌های مهم و حیاتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. تراسترهای با پیشرانه دوجزئی در محدوده تراست ۴۰۰ - ۱۰ نیوتن تولید شده‌اند که پرکاربردترین آن‌ها تراسترهای ۲۰۰ نیوتن می‌باشد. مطالعه بر روی این نوع تراسترها در سال ۱۹۹۵ توسط ناسا برای تولید تراستری قابل استفاده در انتقال دهنده انسان در پایگاه فضایی، آغاز شد. تراسترهای دوجزئی دارای انژکتور، شیرهای مخازن، مخزن‌های تحت فشار، محفظه احتراق و نازل می‌باشند که در صورت

تراسترهای نیتروز اکساید

نیتروز اکساید^{۱۳} به عنوان یکی دیگر از پیشرانه‌های سبز معرفی شده در انواع تراسترهای گاز سرد، دوجزئی و یک جزئی کاربرد دارد. استفاده از این ترکیب در صنایع فضایی بسیاری از کشورها موضوع جدیدی نیست. سال‌های پس از ۱۹۹۶ آزمایشات و مطالعات فراوانی بر روی این ترکیب انجام شد و نتایج بدست آمده نشان داد که ذخیره سازی N_2O در حین گردش ماهواره بدون مشکل بوده و نیز هزینه های صرف شده برای ایمنی تجهیزات و همچنین طراحی مخازن با استفاده از مواد اولیه متداول به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. از آنجاکه نیتروز اکساید بالاترین عملکرد خود را در حضور کاتالیست نشان می دهد مطالعه روی این نوع تراسترها به مطالعه بر روی کاتالیزورهای مناسب معطوف شد و همچنان ادامه دارد [۳۶-۳۷]. نیتروز اکساید با فشار بخار بالای خود نیاز سامانه های تامین فشار را از بین برده و آن را در بین پیشرانه‌های سبز مناسب برای برنامه های فضایی قرار می دهد [۳۷]. مقایسه ای بین تراسترهای تک پیشرانه هیدرازین، هیدروژن پراکسید و نیتروز اکساید در جدول ۵ نشان داده شده است. نقطه ضعف بزرگ پیشرانه نیتروز اکساید چگالی کمتر آن نسبت به بقیه پیشرانه هاست که استفاده از آن را با مشکلاتی همراه کرده است.

جدول (۵): خصوصیات سه پیشرانه تک جزئی [۳۸].

پیشرانه یک جزئی	نیتروز اکساید	هیدروژن پراکساید	هیدرازین
فرمول شیمیایی	N_2O	H_2O_2	N_2H_4
ایمپالس ویژه تئوری (s)	۲۰۶	۱۷۹	۲۴۵
قابلیت ذخیره سازی	قابل ذخیره سازی	تجزیه شونده	قابل ذخیره سازی
چگالی ذخیره سازی (kg/m^3)	۷۴۵	۱۳۴۷	۱۰۰۴
فشار بخار (bar)	۵۰/۸	۰/۰۰۳۴	۰/۰۲۱
محدوده دمای ذخیره سازی ($^{\circ}C$)	-۳۴ تا ۶۰	-۷ تا ۳۸	۹ تا ۴۰
سمیت	غیر سمی	سوزش آور	سرطانزا
قابلیت اشتعال پذیری	غیر قابل اشتعال	غیر قابل اشتعال	مشعل شونده



شکل (۱۳): شماتیک یک تراستر تک جزئی [۳۰].

توسعه سامانه‌های فضایی بر پایه پیشرانه‌های سبز در سال‌های اخیر موضوع تحقیق مراکز تحقیقات فضایی کشورهای پیشرفته بوده است. تاکنون از پیشرانه یک جزئی هیدرازین و مشتقات آن در تراسترها استفاده شده است اما این مواد بسیار سمی و سرطان زا هستند. اولین بار از هیدرازین به عنوان یک پیشرانه یک جزئی بر روی فضاپیماهای آمریکایی پایونیر برای سامانه کنترل ماهواره در مدار استفاده شد. ناسا و ایسا در حال بررسی محدودیت یا ممنوعیت استفاده از هیدرازین در مدت نه چندان دور می‌باشند [۳۱].

تراسترهای هیدروژن پراکساید

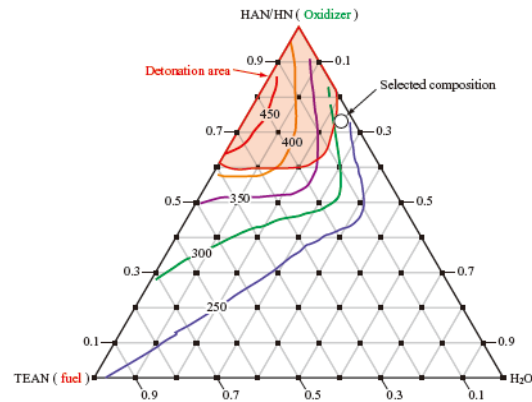
هیدروژن پراکساید^{۱۴} با سابقه ترین پیشرانه سبز استفاده شده می‌باشد. از این رو، مطالعات زیادی در خصوص تراسترهای با این پیشرانه انجام شده که به نتایج ناامیدکننده در مورد این پیشرانه انجامیده است. مطالعات انجام شده روی کاتالیست های مورد استفاده در این تراسترها نشان داد که کاتالیست های توری شکل نقره بهترین کارایی را ارائه می دهد که قیمت بالای نقره محققان را بر آن داشت تا جایگزین مناسبی را برای این ماده ارائه دهند که تا به امروز این امر میسر نشده است. انبار داری سخت و عدم کاربرد در فعالیت های طولانی مدت از مشکلات دیگر این پیشرانه است که نقش آن را در فعالیت های فضایی جدید کم رنگ می کند. شماتیک یک تراستر برپایه هیدروژن پراکساید در شکل ۱۴ نشان داده شده است.



شکل (۱۴): شماتیک یک تراستر هیدروژن پراکساید [۳۵].

تراسترهای بر پایه پیشرانه هیدروکسیل آمونیوم نیترات

از آنجاکه تک پیشرانه بر پایه هیدروکسیل آمونیوم نیترات^{۱۴}، برای اولین بار در ارتش ایالات متحده آمریکا، برای استفاده در پیشرانه‌های تفنگی مایع طراحی و ساخته شد، در این کشور تحقیقات زیادی در مورد کاربرد فضایی این پیشرانه انجام نشد. ولی ژاپن تحقیقات گسترده‌ای را در خصوص استفاده از HAN در فضا انجام داد. پیشرانه‌ای که برای این منظور توسعه داده شد با نام LP1846 شناخته می‌شود و در ترکیب آن از سه ماده آب، هیدروکسیل آمونیوم نیترات و تری اتانول آمونیوم نیترات^{۱۵} استفاده شده است که TEAN نقش سوخت و آب نیز به عنوان حلال سوخت و اکسیدکننده به کار می‌روند. باید به این موضوع نیز اشاره کرد که در این نوع تک پیشرانه آب علاوه بر نقش حلال، برای تنظیم ویسکوزیته، حساسیت و دمای احتراق نیز به کار می‌رود. نمودار مثلی محلول همراه با ناحیه خطرناک در شکل ۱۵ نشان داده شده است [۳۹].

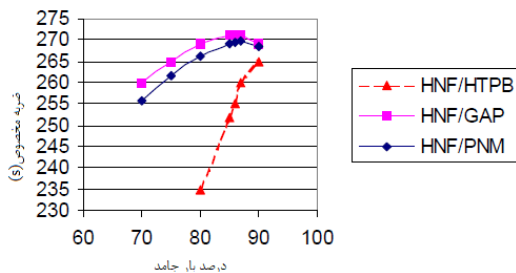


شکل (۱۵): نمودار مثلی ترکیب پیشرانه تک جزئی بر پایه هیدروکسیل آمونیوم نیترات [۳۹].

پیشرانه محلول بر پایه HAN با بخار با سمیت پایین و چگالی بالا در کنار حساسیت پایین به فشار، عملکرد قابل قبول و نقطه انجماد پایین به یکی از جذاب‌ترین پیشرانه‌های سبز برای کشورهای توسعه یافته تبدیل شده است. این پیشرانه بهترین عملکرد خود را در حضور کاتالیست ایریدیوم^{۱۶} نشان می‌دهد و در صنعت فضایی در تراسترهای تک‌جزئی استفاده می‌شود.

تراسترهای بر پایه هیدرازینوم نیتروفرمات

هیدرازینوم نیتروفرمات^{۱۷} یک نمک حاوی هیدرازین است که امروزه استفاده از آن به عنوان یک تک پیشرانه به صورت محلول در آب و اکسیدکننده در پیشرانه‌های مرکب جامد، مورد توجه واقع شده است. از یک طرف، HNF به دلیل انرژی بسیار زیاد یک اکسیدکننده بسیار مطلوب برای استفاده در فرمولاسیون پیشرانه‌های جامد مرکب است که عملکرد بالایی را ارائه می‌کند. از سوی دیگر، پلی بوتادین هیدروکسیل منقطع^{۱۸} بیشترین کاربرد را در پیشرانه‌های جامد مرکب دارد. متأسفانه، از HNF همراه با بایندر HTPB نمی‌توان استفاده کرد. زیرا، HNF با حمله به پیوندهای بایندر آن را از بین برده و با تشکیل حباب‌های گاز عمر پیشرانه کاهش می‌یابد. علاوه بر این، لای و هری^{۱۹} در سال ۱۹۷۲ میلادی نشان دادند که پیشرانه ساخته شده با HNF و HTPB با مرور نرم شده و عمر مفید بایندر با HNF به محدوده ۲ تا ۱۵ روز در دمای ۲۰ تا ۳۰ درجه سانتیگراد کاهش می‌یابد. با هدف حل این مشکل، نویسندگان پیشنهاد کردند با استفاده از مقدار کمی نیتروگوانیدین^{۲۰} به فرمولاسیون پیشرانه جامد حاوی HNF، افزایش طول عمر پیشرانه را تا حداقل ۵ ماه در دمای محیط افزایش دهند. برای جلوگیری از واکنش نامطلوب HNF، نیتروگوانیدین باید در طول مرحله مخلوط شدن به پیشرانه اضافه شود. در انتشار دوم، لای و هری در سال ۱۹۷۳ فرمولاسیون پیشرانه‌ای شامل HNF و بایندر هیدروکربنی پلیمری اشباع شده اما بدون نیتروگوانیدین را ارائه کردند. در این مورد جدید، آنها کشف کردند که تلقیح بایندر با یک عامل نوع پخت پلی ایزوسیانات^{۲۱} می‌تواند عمر مفید این ترکیب را بهبود بخشد. آن‌ها نشان دادند که پلی متیل پلی فنیلزوسیانات (PAPI) بهترین نتیجه را ارائه می‌دهد تا نسبت NCO به OH از ۰/۹۵ تا ۱/۳ در ترکیب فراتر نرود [۴۰]. ایمپالس ویژه حاصل از استفاده HNF در کنار سه نوع بایندر مختلف در شکل ۱۶ نشان داده شده است.



شکل (۱۶): ایمپالس ویژه - درصد بار جامد [۴۱].

17. Hydrazinium Nitroformate (HNF)
18. Hydroxyl-Terminated Polybutadiene (HTPB)
19. Low and Haury
20. Nitroguanidine
21. Polysocyanate

14. Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN)
15. Triethanolamine Nitrate (TEAN)
16. Iridium (Ir)

نقش تراسترها در سامانه‌های فضایی (علمی-ترویجی)

غیر خطرناک» را از ایمنی محدوده یاسنی کسب کرد، بنابراین یک ایستگاه مستقل برای بارگیری پیشراانه اختصاص داده نشد. در سال‌های گذشته آژانس تحقیقات دفاعی سوئد (FOI) همچنان به بهبود پیشراانه‌ها و این فناوری پرداخته و ADN را به عنوان بهترین جایگزین هیدرازین معرفی کرده است [۴۲]. تفاوت هیدرازین با آمونیوم دی نیترامید در چگالی و ایمپالس ویژه در جدول ۷ نشان داده شده است. با توجه به مطالعات انجام شده در مورد پیشراانه‌های سبز مختلف یک مقایسه جامع بین این نوع پیشراانه‌ها برای انتخاب مناسب‌ترین پیشراانه سبز برای استفاده در تراسترها ضروریست. ویژگی‌های فیزیکی و عملیاتی پیشراانه‌های سبز مورد مطالعه در جدول ۸ آمده است.

جدول (۷): مقایسه پیشراانه تک‌جزئی ADN و هیدرازین [۴۲].

پیشراانه	ایمپالس ویژه (s)	چگالی (g/cm3)	دما (°C)
FMP_106	۲۵۹	۱/۳۵۷	۱۸۸۰
هیدرازین	۲۳۰	۱/۰۰۳۷	۱۱۲۰

جدول (۸): مقایسه ویژگی‌های فیزیکی و ایمپالس ویژه بین پیشراانه‌های سبز [۲].

خصوصیات	هیدرازین	هیدروکسیل‌آه و نیوم نترات آمونیوم دی نیترامید	هیدرازین نیوم نترات آمونیوم دی نیترامید	هیدرازین نیوم نترات آمونیوم دی نیترامید	هیدرازین نیوم نترات آمونیوم دی نیترامید
نقطه انجماد (Co)	۲	-۳۵	-۷	؟	-۶
چگالی (g/cm3)	۱	۱/۴	۱/۳	۱/۴	۱/۴
ایمپالس ویژه تئوری (s)	۲۳۹	۲۱۰	۲۵۵	۲۶۰	۱۸۲
چگالی ایمپالس ویژه (g/cm3s)	۲۴۱	۲۹۴	۳۲۲	۳۵۴	۲۵۶
دمای آدیباتیک شعله (K)	۱۱۸۳	۱/۴۵۵	۲۰۵۴	۲۲۱۸	۱۱۵۴

نتیجه‌گیری

با توجه به مطالعات انجام شده تراسترها از نظر روش تولید تراست به دو دسته کلی شیمیایی و الکترونیکی تقسیم می‌شوند. تراسترهای شیمیایی با تولید تراست بالا برای عملیاتی که نیاز به ایجاد تغییر جهت‌های ناگهانی یا تغییر ارتفاع‌های ماهواره‌های سنگین‌تر وجود دارد، بسیار مناسب می‌باشد، در حالی که تراسترهای الکتریکی با تولید ایمپالس ویژه بالا برای مسافرت‌های طولانی به طور خاص مریخی به کار می‌روند. تراسترهای الکتریکی به دلیل ماهیت انرژی الکتریکی و استفاده از پیشراانه‌های بی‌اثر به طور

تراسترهای بر پایه پیشراانه سبز آمونیوم دی نیترامید

آمونیوم دی نیترامید^{۲۲} یک نمک پر انرژی غیر ارگانیک می‌باشد که برای اولین بار در سال ۱۹۷۱ توسط موسسه شیمی ارگانیک زلینسکی^{۲۳} در مسکو به عنوان یکی از مهم‌ترین مواد پرانرژی ساخته شد. روسیه بعد از ساخت این ماده شروع به استفاده از آن در موشک‌های بالستیک توپول^{۲۴} نموده و تولید این ماده را در مقیاس تن آغاز کرد. استفاده از ADN به جای آمونیوم پرکلرات^{۲۵} علاوه بر از بین بردن آلودگی‌های ناشی از ترکیبات کلری عملکرد بالاتری نیز از خود نشان داده است. در جدول ۶ چند نمونه از پیشراانه‌های جامد شامل ADN بررسی شده‌اند [۴۲].

جدول (۶): کاربردهای ADN در پیشراانه جامد مرکب [۴۲].

پیشراانه	ترکیب درصد	ایمپالس ویژه (S)	چگالی (g/cm3)	چگالی ایمپالس ویژه (gs/cm3)
AND/GAP	۷۰/۳۰	۳۰۱	۱/۶۱	۴۸۵
AND/GAP	۸۰/۲۰	۳۱۳	۱/۶۷	۵۲۳
AND/AI/GAP	۷۰/۱۰/۲۰	۳۲۷	۱/۷۳	۵۶۶
AND/AI/GAP	۶۵/۱۵/۲۰	۳۳۲	۱/۷۶	۵۸۴
AND/AI/GAP	۶۰/۲۰/۲۰	۳۳۵	۱/۷۸	۵۹۶

بعد از ظهور ADN شروع به مطالعه پیشراانه یک جزئی مایع مبتنی بر ADN شد. اولین پیشراانه‌های یک جزئی مایع مبتنی بر ADN، LMP-101 و LMP-103 دارای پایداری حرارتی ضعیف بودند، اما با افزودن یک تثبیت‌کننده، آمونیاک، این مشکل حل شد. پیشراانه یک جزئی مایع LMP-103S به دلیل سمیت و حساسیت پایین در دسته‌بندی مواد از موارد قابل حمل و نقل با هواپیماهای تجاری به شمار می‌رود. علاوه بر این، مواد بسیار مشکوک سرطان‌زا (SVHC) در پیشراانه LMP-103S مشاهده نشده و توسط موسسه ایکاپس^{۲۶} تأیید شده است. از این‌رو، با مقررات ریج^{۲۷} اروپا مطابقت دارد. نخستین استفاده فضایی از یک سامانه بر اساس پیشراانه یک جزئی در فضای پریسما^{۲۸} انجام شد. در طی پروژه پریسما، ایکاپس مسئول بارگیری پیشراانه در پایگاه راه‌اندازی یاسنی (از جمله گاز سرد، LMP 103S و هیدرازین) بود. طی این عملیات حمل و نقل LMP-103S مورد ارزیابی قرار گرفت و عنوان «عملیات

22. Ammonium Dinitramide (ADN)
23. Zelinsky Institute of Organic Chemistry
24. Topol
25. Ammonium perchlorate (AP)
26. ECAPS
27. REACH
28. PRISMA

- [6] Robin, M., Brogan, TH.R., and Cardiff, E., "An Ammonia Micro Resisto Jet (MRJ) for Micro Satellites", *The 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Hatford, USA, 2008.
- [7] Sanchez, M.M. , "Spacecraft Electric Propulsion—an Overview", *J. Propul. Power*, Vol. 14, No. 5, pp. 688-699, 1998.
- [8] Chianese, S.G. and Micci, M.M., "Microwave Electro-thermal Thruster Chamber Temperature Measurements and Performance Calculations", *J. Propul. Power.* , Vol. 22, No. 1, pp. 31-37, 2006.
- [9] Lee, R.H. , Bauer, A.M. , Killingsworth, M.D., Lilly, T.C., and Duncan, J.A., "Free-Molecule-Microresistojet Performance, Using Water Propellant for Nanosatellite Applications", *J. Spacecraft. Rockets.* , Vol. 45, No. 2, pp. 264-269, 2008.
- [10] Ahmed, Z. and Gimelshein, S.F., "Numerical Analysis of Free-molecule Microresistojet Performance", *J. Propul. Power*, Vol. 22, No. 4, pp. 749-756, 2006.
- [11] Wollenhaupt, B., Le, Q.H., and Herdrich, G., "Overview of Thermal Arcjet Thruster Development", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 90, No. 2, pp. 208-301, 2018.
- [12] Gao, Y., Ma, Y.F. , and Liu J.T. , "A Review of the Vaporizing Liquid Microthruster Technology", *The 6th International Symposium on Fluid Machinery and Fluid Engineering*, Wuhan, China, 2014.
- [13] Carroll, D.L., "Propulsion Unit for Cubesats (PUC)", *The 62nd JANNAF Propulsion Meeting (7th Spacecraft Ppropulsion)*, Nashville, USA, 2015.
- [14] Fearn, D.G. , "The Future Development of Gridded Ion Engines", *The 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Huntsville, Alabama, USA, 2003.
- [15] Kolasinski, R.D. and Polk, J.E., "Characterization of Cathode Keeper Wear by Surface Layer Activation", *J. Propul. Power*, Vol. 20, No. 6, 992-999, 2004.
- [16] Wilbur, P.J., Wilson, M., Hutchings, K., and Williams, J., "Emisive Membrane Ion Thruster Concept", *J. Propul. Power*, Vol. 23, No. 5, pp. 1049-1054, 2007.
- [17] Hall, E.H., "Hall, on a New Action of the Magnet on Electric Currents", *Amer. J. Math.*, Vol. 2, No. 3, pp. 287-293, 2011.
- [18] Mikellides, I., Katz, I., Hofer, R.R, and Goebel, D.M., "Magnetic Shielding of a Laboratory Hall Thruster, Theory and

عمده جزء دسته تراسترهای پاک از نظر گرفته می‌شود. تراسترهایی را که سمیت و آلودگی محیط زیستی کمتری تولید کرده و قیمت به صرفه‌ای دارند را تراسترهای سبز می‌نامند. بعد از چند دهه استفاده گسترده از هیدرازین به عنوان پیشرانه، امروزه با محدود شدن استفاده از این ماده توسط موسسات محیط زیستی، کشورهای توسعه یافته به دنبال بهره‌گیری از تراسترهای سبز چندین ماده شیمیایی را برای این منظور معرفی کرده‌اند. مواد معرفی شده دارای ویژگی‌هایی بودند که استفاده از آن‌ها را محدود می‌کرد. هیدروژن پراکساید به دلیل ذخیره‌سازی کم و انبارداری ضعیف، با وجود تمام ویژگی‌های مناسب در حال کنار گذاشته شدن است. هیدروکسیل آمونیوم نیترات به دلیل احتمال بالای انفجار هنوز مورد مطالعه بوده و استفاده گسترده از آن پیشنهاد نشده است. هیدرازینوم نیتروفرمات به دلیل عدم ایجاد پیوندهای مناسب با پرکاربردترین نوع بایندر استفاده از آن در پیشرانه‌های مرکب جامد دچار مشکلات اساسی شده است. آمونیوم دی نیترامد به عنوان آینده‌دارترین پیشرانه سبز شناخته شده که در سال ۲۰۰۶ مورد استفاده قرار گرفته است. آمونیوم دی نیترامد علاوه بر ویژگی‌های مناسب ذکر شده در جدول ۸، امتیاز حمل و نقل توسط هواپیماهای تجاری را نیز دریافت کرده که آن را علاوه بر یک ماده نظامی تبدیل به یک ماده تجاری نیز می‌کند. با توجه به جدول آمونیوم دی‌نیترامد با توانایی فعالیت در محدوده دمایی بالا و چگالی و ایمپالس ویژه مناسب یکی از آینده‌دارترین پیشرانه‌های سبز می‌باشد که در کشور هیچ فعالیتی در زمینه انجام نشده است و با توجه به نو بودن آن، مطالعه بر روی تراسترهای سبز بر پایه آمونیوم دی نیترامد می‌تواند کمک بزرگی به صنایع فضایی کشور بنماید.

مراجع

- [1] Ipek, F.K., "Design, Control, and Guidance of a Tactical Missile with Lateral Thrusters", M.Sc. Thesis, The Graduate School of Natural and Applied Sciences, Middle East Technical University, 2015.
- [2] Tanaka, N. , "The "Greening" of Spacecraft Reaction Control Systems", *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, Vol. 48, No. 4, pp. 44-50, 2011.
- [3] Sutton, G.P., "History of Liquid Propellant Rocket Engines", *AIAA Conference*, Virginia, USA, 2006.
- [4] Tummala, A.R. and Dutta, A. , "An Overview of Cub-Satellite Propulsion Technologies and Trends", *Aerospace*, Vol. 4, No. 58, 2017.
- [5] Frisbee, R.H. , "Advanced Space Propulsion for the 21st Century", *J. Propul. Power.* , Vol. 19, No. 6, pp. 1129-1156, 2003.

- Project Rheform”, *The 6th EUCASS*, Krakow, Poland, 2015.
- [32] Bramanti, C., Musker, A., and Saccoccia, G., “Experimental Characterization of Advanced Materials for the Catalytic Decomposition of Hydrogen Peroxide”, *The 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Huntsville, Alabama, USA, 2006.
- [33] Cervone, A. and Torre, L. , “Development of Hydrogen Peroxide Monopropellant Rockets”, *42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Huntsville, Alabama, USA, 2006.
- [34] Pasini, A., and Torre, L., “Experimental Characterization of a 5 N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster Prototype”, *The 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cincinnati, USA, 2007.
- [35] Palmer, M.I. and Roberts G.T., “Design, Build and Test of a 20n Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster”, *The 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sandiego, Colifornia, USA, 2007.
- [36] Wallbank, J.R. and Sermon P.A. , “Nitrous Oxide as a Green Monopropellant for Small Satellites”, *The 2th Int. Conference on Green Propellants for Space Propulsion*, Noordwijk, Netherlands, 2004.
- [37] Zakirov, V. and Sweeting, M. , “Nitrous Oxide as a Rocket Propellant” *Acta Astronaut.* , Vol. 48, No. 5, pp. 353-362, 2001.
- [38] Zakirov, V. and Luming, L., “Propulsion Challenges for Small Spacecraft: 2005”, *Acta Astronaut.*, Vol. 11, No. 5, pp. 353-362, 2006.
- [39] Katsumi, T. and Nakatsuka, I., “HAN-based Green Propellant, Application, and its Combustion Mechanism”, *Combust. Explos. Shock Waves*, Vol. 48, No. 5, pp. 536-543, 2012.
- [40] Silva, G., Rufino, S., and Iha, K., “Green Propellants: Oxidizers”, *J. Aerosp. Tech. Manage.* , Vol. 5, No. 2, pp. 139-144, 2013.
- [41] Van Der Heijden, A. and Veltmans, W., “HNF: Oxidiser for High Performance, Low-Signature Propellants”, *Aerospace Propulsion Products*, Vol. 23, No. 26, 2002.
- [42] Larsson, A. and Wingborg, N., “Green Propellants Based on Ammonium Dinitramide (ADN)”, *FOI-Swedish Defence Research Agency*, 2013.
- [43] Anflo, K. and Gronland, A., “Development and Testing of ADN-based Monopropellants in Small Rocket Engines”, *The 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Las Vegas , USA, 2000.
- Validation”, *J. Appl. Phys.*, Vol. 115, pp. 1-20, 2014.
- [19] Biagioni, L., Saverdi, M., and Andrenucci, M., “Scaling and Performance Prediction of Hall Effect Thrusters”, *The 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Huntsville, Alabama, USA, 2003.
- [20] Dannemayer, K. and Mazouffre, S., “Elementary Scaling Relations for Hall Effect Thrusters”, *J. Propul. Power*, Vol. 27, No. 1, pp. 236-245, 2011.
- [21] Gutierrez, E.G. and Castaño M.G., “Microfabrication of an Electro spray Thrusters for Small Spacecrafts”, *PMEMS*, Vol. 2, No. 5, pp. 528-531, 2012.
- [22] Krejci, D. and Schouten, A.H. , “Design and Characterization of a Scalable Ion Electro spray Propulsion System”, *IEPC*, 2015.
- [23] Burton, R.L. and Turchi, P.J. , “Pulsed Plasma Thruster”, *J. Propul. Power*, Vol. 14, No. 5, pp. 716-735, 1998.
- [24] Brito, C.M., Elaskar, S.A., Brito, H.H., and Paoletti, N.R., “Zero-dimensional Model for Preliminary Design of Ablative Pulsed Plasma Teflon Thrusters”, *J. Propul. Power*, Vol. 20, No. 6, pp. 970-977, 2004.
- [25] Koroteev, A.S. and Oshev, Y.U.A., “Nuclear Power Propulsion System for Spacecraft”, *Thermal Engineering*, Vol. 62, No. 13, pp. 971-980, 2015.
- [26] Heaton, A.F. , “Solar Sail GN&C Model Comparisons”, *The AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Providence, Rhode Island, 2004.
- [27] Tanaka, B. and Hosokawa, R. , “Mems-Based Solid Propellant Rocket Array Thruster with Electrical Feedthroughs”, *Trans. Japan SOC. Aero. space SCI.* , Vol. 46, No. 151, pp. 47-51, 2003.
- [28] Larangot, B. , Conédéra, V. , Dubreuil, P. , Conto, T. , and Rossi, C. , “Solid Propellant Microthruster: an Alternative Propulsion Device for Nanosatellite”, *Aerospace Energetic Equipment Conference*, 2003.
- [29] Ariane Group, Bipropellant Thrusters., <http://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/200n-bipropellant-thrusters.html>.
- [30] Amrousse, R., Hori, K., Fetimi, W., and Farhat, K., “HAN and ADN as Liquid Ionic Monopropellants Thermal and Catalytic Decomposition Processes”, *Applied Catalysis B: Environmental*, Vol. 127, pp. 121-128, 2012.
- [31] Negri, M. , “Replacement of Hydrazine: Overview and First Results of the h2020

