J. Energy Conversion
Volume: 10, Issue: 4, 2024: 75-90

نشریه علمی-تخصصی تبدیل انرژی (JEED)

دوره ۱۰، شماره ۴، زمستان۱۴۰۲، ص: ۷۵-۹۰

مروری بر موتور موشک کرایوژنیک (فوق سرد)

حدیثه کریمائی[۱و*]، فائزه شکری[۲]

*۱- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران karimaei@ari.ac.ir
۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران f_shokri78@yahoo.com

دریافت: ۱۴۰۲/۰۵/۲۸، بازنگری: ۱۴۰۲/۰۸/۱۱، پذیرش: ۱۴۰۲/۰۸/۲۹

چکیده

فناوری موشک کرایوژنیک در علوم فضایی از اهمیت بالایی برخوردار است. استفاده از این تکنولوژی باعث بهبود طراحی موشک‌هایی که کاوش در فضا را آسانتر می‌کنند، شده است. علاوه بر این، توسعه این تکنولوژی موفقیت در ماموریت‌های پیچیده فضایی را افزایش داده است. فن‌آوری کرایوژنیک، فرایندی است که از پیشران‌هایی در دمای کرایوژنیک در موشک‌ها استفاده می‌کند. دمای کرایوژنیک از منفی ۱۵۰ درجه سلسیوس تا صفر مطلق تعیین شده‌است. در این پژوهش، موتور موشک کرایوژنیک بررسی شده است. موتور موشک کرایوژنیک، نوعی موتور موشک است که از سوخت و اکسیدکننده کرایوژنیک یا فوق سرد استفاده می‌کند، یعنی هم سوخت و هم اکسیدکننده آن گازهایی هستند که مایع شده و در دمای بسیار پایین ذخیره می‌شوند، در بیانی دیگر برای ماندن در حالت مایع، سرد نگه داشته می‌شوند. پیشران‌های مایع نقش بسزایی را در توسعه این فناوری ایفا می‌کنند. با توجه به بررسی‌های انجام شده، این تکنولوژی هیچ محصول مضری تولید نمی‌کند و برای محیط زیست آلودگی به همراه ندارد. همچنین پیشرانه‌های کرایوژنیک در موتور موشک مایع دارای ضربه ویژه بسیار بالایی هستند که برای استفاده در قسمت بالایی موشک و مراحل بوستر مناسب هستند. از تحلیل نتایج دریافت گردید که موتور موشک کرایوژنیک با ترکیب پیشرانه LH2/LOX برای طراحی مرحله بالایی موشک بسیار مناسب است.

* **عهده‌دار مکاتبات:** karimaei@ari.ac.ir

کلمات کلیدی: موشک سوخت مایع، موتور کرایوژنیک، ضربه ویژه، پیشرانه

نحوه استناد به این مقاله: حدیثه کریمائی، فائزه شکری. مروری بر موتور موشک کرایوژنیک (فوق سرد). مهندسی مکانیک تبدیل انرژی. ۱۴۰۲; ۱۰ (۴) : ۷۵-۹۰.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

۱- مقدمه

ماموریت‌های فضایی آینده نیاز به موتورهای موشک سبک وزن، نیروی تراست بالا و سازگار با محیط زیست دارند. موتور موشک کرایوژنیک مانند بقیه موتورهای موشک مایع کار می‌کند [۱]. کرایوژنیک، مطالعه تولید محصولات در دمای بسیار پایین نزدیک به ۱۲۳ درجه کلوین است؛ که رفتار و خواص مواد در آن دما مطالعه می‌شود. موتور راکت کرایوژنیک، نوعی موتور راکت است که از سوخت و اکسیدکننده کرایوژنیک یا فوق سرد استفاده می‌کند، یعنی هم سوخت و هم اکسیدکننده آن گازهایی هستند که مایع شده و در دمای بسیار پایین ذخیره می‌شوند [۲]. کوژیولی، گوش، کورویلا و همکاران در سال ۲۰۰۵ تحلیل حرارتی موتور موشک کرایوژنیک را با رویکردهای یک، دو و سه بعدی ارائه کردند. پیش‌بینی ویژگی‌های انتقال حرارت در یک موتور موشک برودتی با خنک‌سازی احیاکننده که از اکسیژن مایع و هیدروژن مایع به عنوان پیشران استفاده می‌کند، یکی از ورودی‌های اصلی را در طراحی موتور موشک فراهم می‌کند. محفظه‌های رانش موتور موشک برودتی به دلیل احتراق انرژی بالا، در معرض فشار و تولید شار حرارتی بالا قرار دارند. این شرایط زمانی پیچیده‌تر می‌شود که موتور باید حداقل وزن و همچنین ضربه ویژه بالایی داشته باشد. روش طراحی موتور موشک به شدت بر پیش بینی دقیق مشخصات دما و فشار روی موتور متکی است. جریان در موتور آشفته، واکنشی است و تحت هر دو رژیم، جریان فرو صوت و مافوق صوت است. از آنجایی که تست می‌تواند بسیار گران باشد، شبیه سازی عددی ضروری است. در این پژوهش جزئیات برنامه تجزیه و تحلیل انتقال حرارت که می‌تواند توزیع دما در محفظه رانش، ضرایب انتقال حرارت سمت گرم و سمت خنک کننده، افزایش دمای مایع خنک کننده و شار گرما را پیش بینی کند، ارائه شده است[۳]. موهایت، کیل و پاتیل در سال ۲۰۱۲ به طور مختصر مقاله مروری را درباره فن‌آوری کرایوژنیک ارائه کردند. آن‌ها در این مقاله به بررسی موتورکرایوژنیک و انواع سوخت‌های مورد استفاده در آن پرداختند. با توسعه موتورهای موشک، سطوح رانش بالاتر زمانی بدست آمد که از اکسیژن مایع و هیدروکربن مایع به عنوان سوخت استفاده می‌شد. در انتهای این مقاله آن‌ها به طور مفصل به روند پیشرفت کشور هند در زمینه موشک‌های کرایوژنیک پرداختند [۴]. چانیارا در سال ۲۰۱۳ در مقاله خود همه چیز را درباره موتور موشک که از فن‌آوری کرایوژنیک در دمای کرایوژنیک(۱۲۳ درجه کلوین) استفاده می‌کند، عنوان کرد. اساساً از اکسیژن مایع و هیدروژن مایع به عنوان اکسید کننده و سوخت استفاده می‌شود که در مقایسه با سایر سوخت‌های هیدروکربنی مانند: بنزین، گازوئیل و غیره، سوخت‌های بسیار تمیز و غیر آلاینده‌ای هستند. گاهی اوقات از نیتروژن مایع به عنوان سوخت نیز استفاده می‌شود [۲]. بابو، اسرف و فیلیپ در سال ۲۰۱۴ به مطالعه مدل‌های مختلف پلاستیسیته برای تحلیل تنش چرخه‌ای یک محفظه رانش موتور موشک کرایوژنیک دو جداره پرداختند. این کار با استفاده از کد اجزای محدود نرم افزار انسیس انجام شده است. مدل‌های مختلف پلاستیسیته مورد استفاده برای یک بلوک مکعبی ساده نشان داد که ترکیبی از مدل سخت‌شدگی سینماتیک غیرخطی در ارتباط با مدل‌های سخت‌شدگی همسانگرد و خزش چند خطی مناسب‌ترین راه برای تحلیل تنش چرخه‌ای محفظه است [۵].

موث، مالی و امبکر در سال ۲۰۱۵ مقاله ای را در مورد موتور موشک کرایوژنیک که در ماموریت‌های فضایی Alliet استفاده شد، ارائه دادند. آن‌ها عنوان کردند هنگامی که از اکسیژن وهیدروژن مایع در دمای کرایوژنیک خود استفاده کنند، انرژی زیادی تولید می‌کنند که می‌توان از آن برای پرتاب وسیله نقلیه فضایی، پرتاب موشک در سراسر جهان و تولید انرژی الکتریکی استفاده کرد [۶].

ساچین و بهارتی در سال ۲۰۱۵ به مطالعه پیشران‌های کرایوژنیک و خواص آن پرداختند. آن‌ها به بررسی اکسیژن، هیدروژن، نئون، نیتروژن وغیره در حالت مایع به عنوان مواد کرایوژنیک پرداختند. از نظر آن‌ها ترکیب پیشران اکسیژن و هیدروژن در موتور موشک کرایوژنیک بالاترین بازدهی را دارد [۷].

رامولا و سان کارس واران در سال ۲۰۱۶ طراحی و تحلیل مودال مخزن سوخت موشک کرایوژنیک را انجام دادند. مخزن سوخت موشک برودتی یک مخزن تحت فشار برای ذخیره سوخت یا اکسید کننده مراحل موشک است. علاوه بر آنالیز فشار، تجزیه و تحلیل ارتعاش مخازن سوخت برودتی حائز اهمیت است. در هنگام روشن و خاموش شدن، ارتعاشات شدید موتور موشک زیاد است و سطوح ارتعاش مشکلات زیادی را در مخزن سوخت و قطعات داخلی آن ایجاد می‌کند. بنابراین برآورد

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

سطوح فرکانس در حالت‌های مختلف ضروری است. طراحی و تحلیل مودال مخزن سوخت هیدروژن مایع در نرم افزار ANSYS 15.0انجام شده است. شش تغییر حالت برای فرکانس‌ها در نظرگرفته شده است و محدوده فرکانس مقایسه می‌شوند. این تحلیل مودال برای طراحی و بهبود طراحی رابط قطعات داخلی مونتاژ شده به مخزن استفاده می‌شود[۸].

تاکور و پگو در سال ۲۰۱۷ مقاله مروری را درباره موتور موشک کرایوژنیک ارائه کردند. آن‌ها بیان کردند از این نوع موتور برای پرتاب ماهواره های کلاس ژئوسنکرون استفاده می‌شود. همچنین موتورهای کرایوژنیک بازده بسیار بالایی دارند و هیچگونه آلودگی برای محیط زیست به همراه ندارند [۹].

خردمندی و بزاززاده در سال ۲۰۱۹ روندی برای طراحی مفهومی موتورهای موشک سوخت مایع کرایوژنیک ارائه کردند که با استفاده از برنامه‌های کامپیوتری و کد نویسی، سرعت، دقت و حرکت در جهت صحت نتایج را مدنظر داشته است. طراحی موتور سوخت مایع فرآیندی برگشت پذیر و تکرارشونده است که با دریافت تعدادی ورودی و حل معادلات مرتبط با طراحی و برآورده کردن الزامات عملکردی، خروجی‌های طراحی که شامل پیکره‌بندی کلی و تخمین عملکرد است را نتیجه می‌دهد. در فرآیند کد نویسی استفاده از کمترین ورودی‌ها در کد مدنظر بوده است؛ بنابراین برای پارامترهایی همچون جرم مولکولی مواد حاصل از احتراق (M) و ضریب آیزنتروپیک این گازها (Y) از نرم افزار CEA[1] استفاده شده است. نکته دیگری که در این مقاله مدنظر بوده بحث سیکل‌های موتور سوخت مایع است. در اینجا انواع سیکل های موتور سوخت مایع معرفی شده و پس ازآن به مقایسه بین آنها پرداخته می‌شود. سپس براساس انتخاب سیکل موتور، روند طراحی مفهومی ارائه می گردد. در ادامه روند طراحی در قالب کد در برنامه متلب نوشته شده و با یک موتور ساخته شده صحت سنجی می‌گردد. طراحی مفهومی موتور با استفاده از کد به دست آمده و انتخاب بهترین نتیجه از بین اعداد بدست آمده را می‌توان به عنوان نتیجه این مقاله عنوان کرد[۱۰]. ورما، سینگ و شارما در سال ۲۰۲۰ پژوهش‌هایی که در زمینه پیشران‌های مایع انجام شده است، گردآوری کردند. آن‌ها در این تحقیق توجه ویژه ای به پیشران‌های کرایوژنیک کرده اند؛ همچنین بیان کردند که ماهیت شیمیایی خاص نیز استفاده از برخی پیشران‌های کرایوژنیک را محدود می‌کند. راهکار آن‌ها درباره فشار مخزن این بود که استفاده از یک مبدل حرارتی مناسب می‌تواند برخی از مشکلات مربوط به فشار مخزن را حل کند [۱۱].

لی، هوآ، هوی و همکاران در سال ۲۰۲۲ به شبیه سازی عددی جریان حفره برودتی در القا کننده توربوپمپ اکسیژن در موشک سوخت مایع پرداختند. آن‌ها بیان کردند توربوپمپ جزء حیاتی موتور موشک مایع است که از کرایوژن به عنوان پیشران استفاده می‌کند. در این تحقیق یک روش عددی جدید برای شبیه‌سازی کاویتاسیون برودتی بر اساس یک مدل کاویتاسیون مبتنی بر حمل و نقل توسعه داده شد. در انتها از مدل عددی توسعه‌یافته می‌توان به عنوان یک ابزار قابل اعتماد برای طراحی توربوپمپ برودتی استفاده کرد [۱].

راج آر و لال جیان در سال ۲۰۲۳ مروری بر پیشرفت‌ها و ویژگی‌های موتور موشک پیشران برودتی(کرایوژنیک) داشتند. آن‌ها مروری کوتاه بر مدل‌های مختلف و رویکردهای پژوهشی مرتبط با این نوع موتور داشتند و در انتها پیش بینی‌ها و نتایجی را در مورد پایداری، دینامیک و ویژگی‌های خنک کننده موتور ارائه می‌کنند [۱۲].

این پژوهش مروری بر موتور موشک کرایوژنیک دارد. در این مطالعه به بررسی نوع موتور، پیشران‌کرایوژنیک، اجزا موتور کرایوژنیک، مزایا و معایب آن، بهترین ترکیب پیشران کرایوژنیک و غیره پرداخته شده است.

این فناوری موشکی دارای تاریخچه بسیار خوبی است که شامل بسیاری از ملیت‌های بزرگ است از جمله: ایالات متحده آمریکا، روسیه، ژاپن، فرانسه. در طول جنگ جهانی دوم، زمانی که موتورهای موشکی قدرتمند برای اولین بار توسط مهندسان آلمانی، آمریکایی و شوروی به طور مستقل مورد توجه قرار گرفت، همه متوجه شدند که موتورهای موشک برای تولید نیروی رانش کافی به سرعت جریان جرمی بالایی از اکسید کننده و سوخت نیاز دارند. در آن زمان از اکسیژن و هیدروکربن‌هایی با

[1] Chemical Equilibrium with Applications

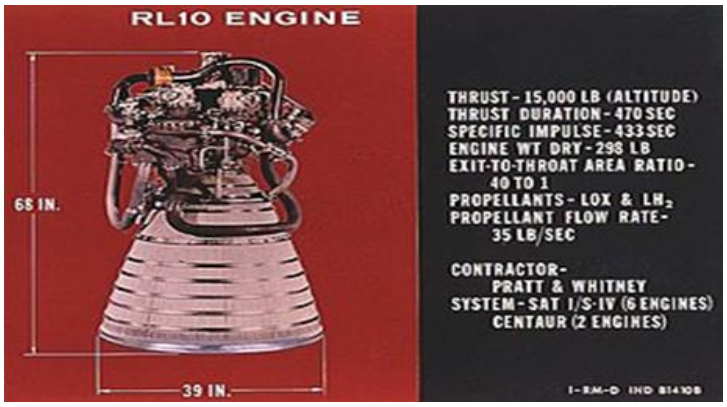
[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

وزن مولکولی کم به عنوان اکسید کننده و سوخت استفاده می‌شد که در دما و فشار اتاق، هر دو حالت گازی دارند. فرضاً، اگر پیشران‌ها به صورت گازهای تحت فشار ذخیره می‌شدند، اندازه و جرم مخازن سوخت، خود باعث کاهش شدید راندمان موشک می‌شوند. بنابراین، برای به دست آوردن سرعت جریان جرمی مورد نیاز، تنها گزینه خنک کردن پیشرانه‌ها تا دمای کرایوژنیک (زیر ۱۵۰- درجه سانتیگراد، ۲۳۸- درجه فارنهایت) و تبدیل آن‌ها به شکل مایع بود [۸].

با اختراع این تکنولوژی در آمریکا، یک رقابت در نیمه پایانی قرن بیستم آغاز شد. زمانی که ایالات متحده آمریکا اولین موشک خود را با نام Atlas V در سال ۱۹۶۳ با موفقیت پرتاب کرد. این اتفاق باعث ایجاد یک جنگ سرد بین روسیه و ایالات متحده آمریکا شد که یک نقش بسزایی در پیشرفت سریع این فناوری در چنین مدت زمان کوتاهی داشت. در سال ۱۹۶۳، ایالات متحده آمریکا اولین کشوری بود که با توسعه موتور موشک کرایوژنیک و استفاده از موتور RL-10 توانست پرواز موفقی داشته باشد و همچنین این موتور در راکت موشک Atlas-V نیز مورد استفاده قرار گرفت.



شکل۱: موشک Atlas-V Rocket [۳]



شکل۲: جزئیات موتور موشک کرایوژنیک RL-10 [۲]

شکل(۲) موتور موشک RL-10 CRE را نشان می‌دهد. این موتور شامل چرخه احتراق مرحله‌ای پیچیده برای افزایش راندمان موتور است که قطعات مهم آن عبارتند از: توربین، پمپ، گاز ژنراتور، سیستم تزریق پیشرانه، رانش محفظه‌ها (محفظه احتراق + قسمت کوتاه بخش واگرا نازل) [۴].

پس از آمریکا، روسیه آزمایشات خود را آغاز کرد. در سال ۱۹۸۳، روسیه سگی به نام "لینوس" را به فضا فرستاد. روسیه اولین کشوری بود که با فضاپیمای اسپوتنیک، انسان را به فضا فرستاد. در این دوره بسیاری از کشورهای اروپایی موشک‌های خود را با همان فناوری‌ها امتحان می‌کردند و بعداً موفق شدند، اما تا سال ۱۹۸۵ هیچکدام نتوانستند انسانی را به فضا پرتاب کنند [۲].

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

در سال ۱۹۸۷، با استفاده از موتور کرایوژنیک اولین موشک سرنشین‌دار به فضا پرتاب شد [۴].

جدول۱: توسعه موتور کرایوژنیک [۲]

Rocket Engine	Nation	Year
RL-10	USA	1963
LE5	Japan	1977
HM7	France	1979
N1	Russia	1983
GSLV-D5	India	2013

سازمان تحقیقات فضایی هند نیز در قرن۲۰ در تلاش بود تا دستی در این فناوری داشته باشد. رئیس این سازمان درسال ۱۹۹۳ اعلام کرد که در ۴ سال آینده موتور کرایوژنیک خود را راه اندازی می‌کند اما این کار بیش از ۲۰ سال طول کشید. در اواخر قرن۲۱، با وجود شکست‌های مکرر و عدم کمک از سایر کشورهای توسعه یافته، کشور هند توانست به این رقابت وارد شود. اکنون این سازمان در این زمینه به خوبی کار می‌کند و جزو اولین کشورها در پیشبرد این فناوری است [۲].

موتور موشک GSLV-D3 در ۱۵ آوریل سال ۲۰۱۰ در سری‌های‌کوتا هند پرتاب شد و در خلیج بنگال فرو رفت و نتوانست مشتعل شود. طبق برنامه، موشک در ساعت ۴:۲۷ بعد از ظهر بلند شد و عملکرد آن تا پایان زمان مرحله دوم عادی بود؛ که این مرحله ۲۹۸ ثانیه بعد از بلند شدن رخ داد.. با بررسی مسیر پرتاب موشک واضح بود که موتور کرایوژنیک مشتعل نشده است. بعد از ۳۰۴ ثانیه پس از بلند شدن موشک، زمان انجام مرحله بعدی موشک بر اثر مشتعل نشدن موتور کرایوژنیک، موشک در خلیج بنگال سقوط کرد [۴].



شکل۳: موتور موشک GSLV-D3 در سری هاری کوتا هند [۳]

۲- کلیات

موتور موشک پیشران مایع معمولا در فناوری فضایی استفاده می‌شود. محفظه تراست (رانش) یکی از مهمترین زیرسیستم‌های موتور موشک است. پیشران‌های مایع (مانند هیدروژن و اکسیژن مایع) اندازه گیری، تزریق، اتمیزه، تبخیر، مخلوط و سوخته

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

می‌شود تا محصولات داغ گازی را تشکیل دهد که این باعث می‌شود موشک شتاب گرفته و با سرعت ما فوق صوت پرتاب شود. ظرفیت محموله (پیلود) باوجود سیستم پیشرانشی دارای ضربه ویژه بالا، می‌تواند افزایش یابد. موتورهای پیشران مایع در زمان سوختن طولانی تر از موتور موشک جامد، ضربه ویژه بالاتری تولید می‌کنند [۵].

کلمه کرایوژنیک[1] از دو کلمه یونانی " Kyros" به معنای سرما یا یخ زدن و " gene" به معنی سوختن یا تولید شده، گرفته شده است [۱۳].

این فناوری از دو عنصر اساسی جهان یعنی هیدروژن مایع(دمای ۲۵۳-سانتی گراد) و اکسیژن مایع(دمای ۱۸۳- سانتی گراد) استفاده می‌کند. همچنین این موتور از قانون سوم نیوتون (قانون عمل و عکس العمل) پیروی می‌کند. این تنها موتوری است که بازده ای نزدیک به ۱۰۰ درصد دارد. از نظر محیط زیستی، این موتور تا به امروز هیچ گاز گلخانه ای و آلودگی تولید نکرده است. موتورهای کرایوژنیک معمولاً در موشک‌هایی برای پرتاب ماهواره‌های کلاس ژئوسنکرون استفاده می‌شوند [۲]. به علت کارکرد این موتورها در دمای پایین، مطالعه نظری و عملی آنها بسیار چالش برانگیز است [۱]

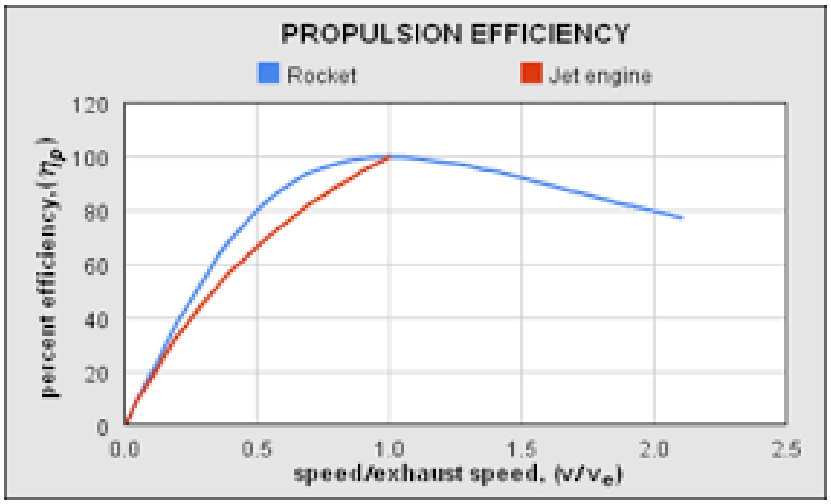
۳- فناوری کرایوژنیک

فن‌آوری کرایوژنیک، فرایندی است که از پیشران‌هایی در دمای کرایوژنیک در موشک‌ها استفاده می‌کند (دمای کرایوژنیک از منفی ۱۵۰ درجه سلسیوس تا صفر مطلق تعیین شده‌است). پیشران می‌تواند ترکیبی از سوخت‌های مایع باشد مانند: اکسیژن مایع(LOX) و هیدروژن مایع (LH2) به عنوان اکسیدایزر و سوخت در نسبت و مخلوط های متفاوت باشد. مخلوط این پیشران بالاترین بازده انرژی را برای موتورهای موشک فراهم می‌کند که این باعث تولید تراست بالا می‌شود. اکسیژن و هیدروژن به ترتیب تنها در زیر دماهای ۱۸۳- و ۲۵۳- درجه سانتی گراد، به صورت مایع باقی می‌مانند. این نوعی از موتور موشک است که از نظر عملکردی به گونه ای طراحی شده است که از اکسید کننده ای که در حالت مایع سرد نگه داشته می‌شود، استفاده می‌کند. اکسیژن مایع در زیر دمای بحرانی و بالای فشار بحرانی تزریق می شود. گاهی اوقات از نیتروژن مایع نیز به عنوان سوخت استفاده می‌شود؛ زیرا در این حالت خروجی نیز نیتروژن است. در هوای اتمسفر۷۸٪ نیتروژن وجود دارد. نیتروژن آلودگی به همراه ندارد و در حالت خروجی گازهای مضر تولید نمی‌کند. از این رو نسبت به سایر موتورهای جت، کارآیی بسیار بالایی دارد.

طبق قانون سوم نیوتون که به این صورت بیان می‌شود: "هر عملی را عکس‌العملی است؛ مساوی آن و در خلاف جهت آن" ، موتور موشک از طریق نیروی اگزوز که به سمت عقب وارد می‌شود، به سمت جلو پیش می‌رود. نیروی تراست در خلاف جهت رخ می‌دهد و در هوای کمتر یا خلاء کارآیی بیشتری دارد. این باعث استفاده از اکسیژن مایع به عنوان اکسیدکننده و هیدروژن مایع به عنوان سوخت می‌شود. اکسیژن مایع خالص به عنوان اکسید کننده با تولید شارهای حرارتی بسیار بالا و درنتیجه محفظه احتراق داغتر، به طور قابل توجهی عمل می‌کند که این در هیچ موتور جتی موجود نیست. در موتورهای جت از بنزین، گازوئیل، نفت سفید، LPG، CNGو PNG و غیره با داشتن خواص هیدروکربن‌ها استفاده می‌شود.

[1] Cryogenic

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]



شکل۴: منحنی مقایسه راندمان پیشرانه موتور جت و موشک [۴]

شکل (۴) وابستگی راندمان پیشرانه به سرعت خروجی برای موتورهای موشک و جت را نشان می‌دهد. نمودار آبی راندمان موتور موشک و قرمز راندمان موتور جت را نشان می‌دهد. نمودار موتور موشک (آبی) ابتدا صعودی و سپس نزولی است؛ به این معنا که در ابتدا هرچه سرعت خروجی بیشتر باشد، راندمان هم افزایش می‌یابد اما بعد از مدت زمانی این نسبت حالت عکس پیدا می‌کند. نمودار موتور جت (قرمز) همواره صعودی می‌باشد.

۴- اجزای موتور کرایوژنیک

اجزای اصلی موتور موشکی کرایوژنیک عبارتند از: ژنراتورگاز، توربوپمپ‌ها، انژکتور، محفظه احتراق، پوشش خنک کننده و نازل. مخازن سوخت و اکسید کننده، رگلاتورها.

۴-۱- ژنراتور گاز

از ژنراتور گاز برای به حرکت درآوردن توربو توسط یک جریان گاز استفاده می‌شود که در نتیجه اکسیدکننده و پمپ‌های سوخت را برای تزریق سوخت و اکسیدکننده به محفظه احتراق هدایت می‌کند و در آنجا مخلوط می‌شوند و می‌سوزند تا گازی با دما و فشار شدید تولید کنند که منجر به ایجاد نیروی تراست برای به حرکت دراوردن موشک می‌شود. گاز تولید شده با پیش سوزی مقداری از سوخت مایع این انرژی را تولید می‌کند. استفاده از ژنراتورگاز در تراز با توربو پمپ، راندمان این موتور را افزایش می‌دهد.

۴-۲- توربوپمپ‌ها

یک توربوپمپ در موتور موشک از پمپی تشکیل شده است که سوخت یا اکسید کننده را به محفظه تراست (رانش) می‌رساند. از آنجایی که فرآیند احتراق تحت فشار ثابت انجام می‌شود، فشار محفظه نتیجه خالص سیستم توربوپمپ است. توربوپمپ یکی از اجزا حیاتی موتور موشک مایع است که از کرایوژن به عنوان پیشران استفاده می‌کند. عملکرد این موتور بسیار شبیه به موتور موشک سوخت مایع می‌باشد [۱۲]. درک عملکرد این موتور بسیار آسان است؛ چراکه شامل هیچ چرخه پیچیده و یا هیچ‌گونه مکانیزم رفت و برگشتی نیست. درابتدا، سوخت از مخازن از طریق توربوپمپ‌هایی که با سرعت ۱۴۰۰۰ دوربر دقیقه می‌چرخند، عبور می‌کند. قبل از رسیدن به محفظه احتراق نرخ دبی جرمی سوخت به حدود ۲.۴ تن افزایش می‌یابد [۱۴].

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

۴-۳- انژکتور

انژکتور کلیدی‌ترین نقش را در موتور موشکی ایفا می‌کند. انژکتور قلب موتور است که مقدار مناسب و موردنیاز سوخت را از توربوپمپ به محفظه احتراق پمپ می‌کند. انژکتور پایداری محفظه احتراق را تضمین می‌کند؛ بنابراین طراحی انژکتور چالش برانگیزترین بخش طراحی موتور کرایوژنیک تا به امروز است. فرکانس محفظه احتراق باید ۵۰۰-۱۰۰ سیکل در هر دقیقه نگه‌داشته شود. اگر این نرخ، حتی اندکی تحت تاثیر قرار گیرد، به بالا یا پایین تغییر پیدا می‌کند که این منجر به خرابی موتور می‌شود که در تراژدی فضاپیمای "دیسکاوری" دیده شد. اگر انژکتور به گونه ای طراحی شود که بتواند ضربه ویژه را به بالای ۷۰۰ افزایش دهد، فضاپیما می‌تواند مسافت های بسیار طولانی را در کیهان طی کند. انژکتور تنها جزء این موتور است که هنوز در حال ساخت است.

۴-۴- محفظه احتراق

در نهایت، هنگامی که قطرات سوخت در سرعت بالا و دمای کرایوژنیک به خوبی در محفظه تراست (رانش) توزیع شدند، به یکدیگر می‌چسبند. این واکنش در چنین شرایط خاصی باعث افزایش فشار محفظه تا حدود ۲۵۰ بار می‌شود و همچنین مقدار زیادی رانش که بیش از ۱۵۰۰۰ پوند است، آزاد می‌کند. سپس این میزان بالای تراست به سمت قسمت باریک نازل می‌رود، این دهانه باریک نگه داشته می‌شود و این به دلیل پیروی از قانون نرخ دبی است که براین پایه می‌باشد"سرعت نسبت معکوس با مساحت دارد". با این تکنیک مقدار مطلوبی از نیروی تراست که به یک سفینه فضایی کمک می‌کند به سرعت فرار خود دست یابد، بدست می‌آید. با توجه به این واکنش در ادامه، دوره دمای محفظه احتراق و همچنین نازل تا ۴۰۰۰-۳۰۰۰ درجه سانتیگراد افزایش می‌یابد. برای مقاومت در برابر چنین دمای بالایی برای مدت طولانی بدون هیچگونه تغییر شکل، به یک پوشش خنک کننده[1] نیاز است.

۴-۵- پوشش خنک کننده

پوشش خنک کننده برای این نوع موتور بسیار لازم است. این امکان توسط سوخت خود موتور تامین می‌شود و هیچ انرژی خارجی مورد استفاده قرار نمی‌گیرد. مکانیزمی که معمولاً در خنک سازی استفاده می‌شود خنک کننده فعال[2] نام دارد. در این تکنیک Cooling Jacket به گونه‌ای ساخته می‌شود که جریان از طریق لوله‌های تعبیه شده، عبور داده شود. در حال حاضر مایع پیشرانه عبوری در دمای برودتی خود هستند؛ بنابراین یک خنک‌کننده بسیار موثر فراهم شده‌است. در طول ماموریت فضاپیما با وجود این مکانیسم ساده هیچ‌گونه تغییرشکلی در محفظه احتراق یا نازل وجود نخواهد داشت. وقتی همه این اجزا در الگوریتم کامل خود کارکنند، تنها در این صورت است که می‌توان به هدف خود که راه‌اندازی موفق وسیله نقلیه فضایی برای ماموریت فضایی می‌باشد، دست‌یافت.

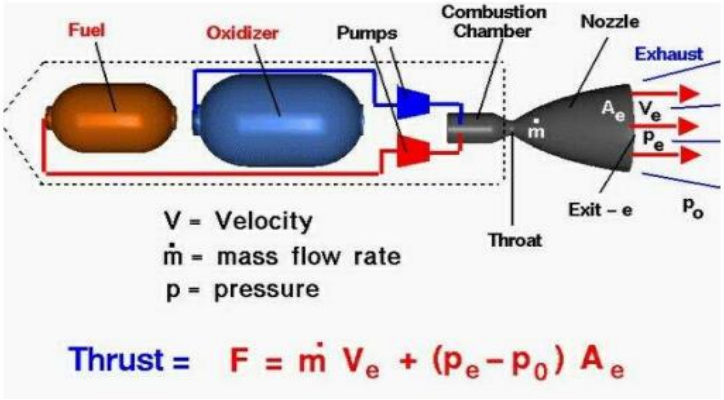
۴-۶- نازل

[1] Cooling Jacket

[2] active cooling

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

فشار تولید شده در محفظه احتراق می‌تواند برای افزایش تراست با شتاب گاز احتراق به سرعت بالای مافوق صوت، مورد استفاده قرارگیرد. به طور کلی، نازل ورودی‌های سهموی دارد؛ زیرا هنگامی که گازها با سرعت بالا وارد می‌شوند و در خروجی نازل فشار گاز خروجی به مقدار زیادی افزایش می‌یابد، در نتیجه سرعت کاهش می‌یابد [۱۴].



شکل۵: ساختار موتور موشک [۲]

شکل بالا اجزا اصلی موتور موشک را نشان می‌دهد. فرمولی که در پایین شکل مشاهده می‌شود، به معادله "نیروی تراست یا رانش" معروف است.

Ve = Velocity of Exhaust

Po = Atmosphere Pressure

Pe = Exhaust Pressure

M = mass flow rate

طبق این معادله بیشترین تراست زمانی اتفاق می‌افتد که فشار خروجی از نازل برابر با فشار اتمسفر باشد، یعنی : Po = Pe .

۵- نحوه عملکرد موتور کرایوژنیک

برخلاف موتورهای الکتریکی که از طریق حرکت چرخشی تولید نیرو می‌کنند، موتورهای کرایوژنیک موتورهای واکنشی هستند. به این معنا که در اثر سوختن پیشران و تولید نیروی تراست، موشک به جلو حرکت می‌کند. برای انجام این کار، به نرخ جریان جرمی بالای اکسید کننده و سوخت نیاز می‌باشد. همانطور که گفته شد، این عناصر مانند اکسیژن مایع (LOX) و هیدروژن مایع (LH2) هستند که در مخازنی با طراحی خاص ذخیره می‌شوند که قادر به حفظ دمای کرایوژنیک هستند. علاوه بر این، در طراحی این موتورها از انواع مختلف چرخه‌ها از جمله؛ چرخه منبسط کننده، ژنراتور گاز، احتراق مرحله‌ای یا چرخه تغذیه تحت فشار می‌تواند استفاده شود.

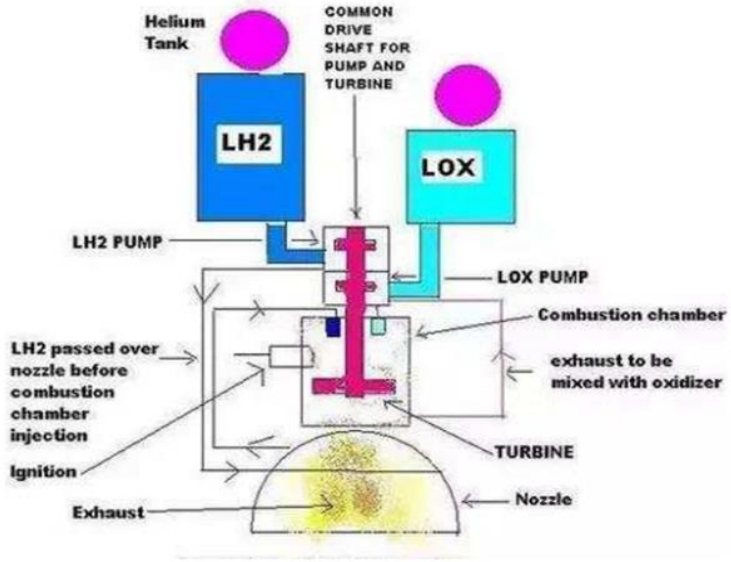
موتورهای کرایوژنیک موتورهای موشکی هستند که برای سوخت‌های مایعی که برای ماندن در حالت مایع، باید در دمای بسیار پایین(همان دمای کرایوژنیک) نگه داشته شوند، طراحی شده است؛ در غیر این صورت در حالت عادی گاز خواهند بود. به طور معمول از هیدروژن و اکسیژنی استفاده میشود که باید به ترتیب در دماهای زیر۲۰ درجه کلوین(۴۲۳- فارنهایت) و ۹۰ درجه کلوین(۲۹۷- درجه فارنهایت) درحالت مایع نگه داشته شوند. اجزای موتور نیز خنک می‌شوند تا سوخت در خطوطی که موتور

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

را تغذیه می‌کند، به جوش نیاید. تراست ناشی از انبساط سریع از مایع به گاز با خروج گاز از موتور با سرعت بسیار بالا می‌باشد. انرژی مورد نیاز برای گرم کردن سوخت‌ها از سوزاندن آن‌ها ناشی می‌شود. در بین موتورهای موشک، موتورهای کرایوژنیک بالاترین عملکرد را دارند. یکی از معایب این موتورها این است که مخازن سوخت تمایل دارند حجیم باشند و برای نگهداری آن به عایق سنگین نیاز باشد. با این حال راندمان بالای این موتورها بر این عیب سنگینی می‌کند.

موتورهای اصلی شاتل فضایی که برای پرتاب استفاده شد، موتورهای کرایوژنیک بودند. رانشگرهای کوچکتر شاتل که برای مانور مداری تعبیه شده بودند، از سوخت‌های هایپرگولیک غیرکرایوژنیک (هایپرگولیک پیشرانه ای است که به محض تماس با یکدیگر خود به خود مشتعل می‌شوند) استفاده کردندکه به صورت فشرده و در دمای گرم نگهداری می‌شدند. در حال حاضر، فقط کشورهای ایالات متحده، روسیه، چین، فرانسه، ژاپن و هند بر فناوری موشک‌های کرایوژنیک (برودتی)تسلط دارند.

موتور برودتی نام خود را از سرمای شدیدگرفته است. دمایی که در آن نیتروژن مایع ذخیره می‌شود. حرکت هوا اطراف وسیله نقلیه برای گرم کردن نیتروژن مایع و به جوش آمدن آن استفاده می‌شود. پس از جوش آمدن به همان روشی که حرارت داده شد به گاز تبدیل می‌شود؛ آب در یک موتور بخار، بخار تشکیل می‌دهد. موشکی مثل Ariane 5 برای تولید نیروی خود، از اکسیژن و هیدروژنی که هر دو به عنوان مایع کرایوژنیک نگه داشته می‌شوند، استفاده می‌کند [۷].



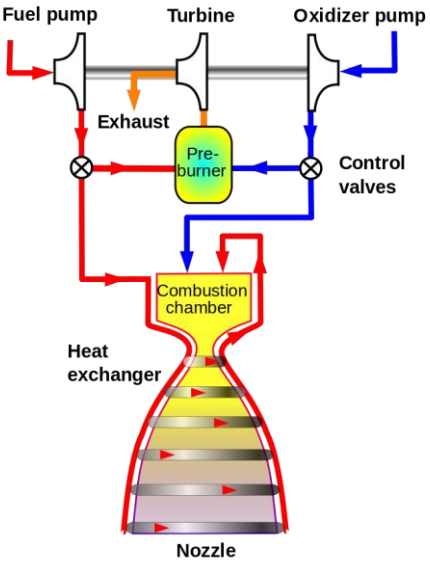
شکل۶: اصل کار موتور موشک کرایوژنیک [۲]

از نظر تغذیه پیشرانه‌های محفظه احتراق، موتورهای موشکی کرایوژنیک از طریق پمپ تغذیه می‌شوند. موتورهای تغذیه شده با پمپ در یک چرخه مولد گاز یا یک چرخه احتراق مرحله ای یا یک چرخه منبسط کننده کار می‌کنند. موتورهای مولد گاز به دلیل بازده کمتری که دارند، در موتورهای بوسترها مورد استفاده قرار می‌گیرند، موتورهای احتراق مرحله ای با پیچیدگی بیشتر می‌توانند هر دو نقش را انجام دهند و موتورهای منبسط کننده نیز به دلیل کم بودن رانش منحصراً در مراحل بالایی استفاده می‌شوند[۱۵].

مراحل موشک کرایوژنیک شامل مخازن پیشران مستقل برای سوخت و اکسید کننده است که به موتور تغذیه می‌کند. همچنین شامل سیستم فشار مورد نیاز برای اطمینان از سر مکش مثبت خالص در ورودی پمپ توربو موتور است ضروری است این مخازن پیشران به منظور به حداقل رساندن تلفات پیشرانه و گرما در نشت به داخل تانک‌ها، عایق حرارتی باشند[۸].

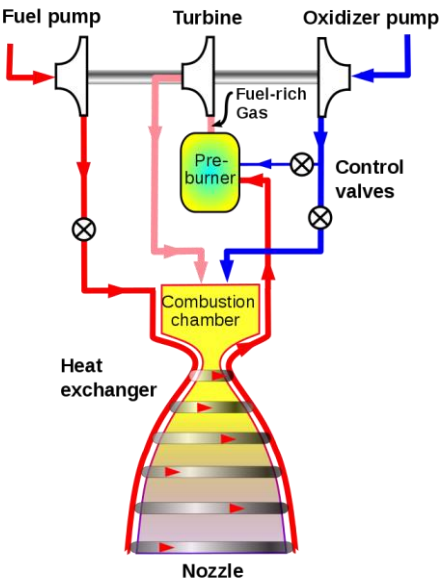
[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

در چرخه موشک مولد گاز، مقداری از سوخت و اکسیدکننده به طور جداگانه برای تأمین انرژی پمپ‌ها سوزانده می‌شود و سپس دور ریخته می‌شود. اکثر موتورهای مولد گاز از سوخت برای خنک سازی نازل استفاده می‌کنند.



شکل۷: چرخه مولد گاز [۱۵]

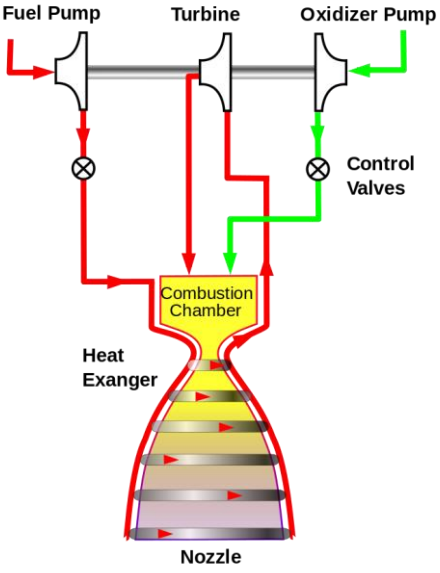
در چرخه احتراق مرحله ای تمام سوخت و بخشی از اکسید کننده از درون پیش مشعل، گذرانده می‌شود و گاز غنی از سوخت تولید می‌کند. پس از عبور از توربین برای تأمین انرژی پمپ‌ها ، گاز به محفظه احتراق تزریق می‌شود و با اکسید کننده باقیمانده می‌سوزد.



شکل۸: چرخه احتراق مرحله‌ای [۱۵]

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

در چرخه موشک منبسط کننده. موتور موشک انبساطی (چرخه بسته). گرمای نازل و محفظه احتراق، انرژی مورد نیاز پمپ‌های سوخت و اکسیدکننده را تأمین می‌کند[۱۵].



شکل۹: چرخه احتراق منبسط کننده [۱۵]

۶- سوخت‌های کرایوژنیک

گرمای نهان تبخیر مهمترین ویژگی هر کرایوژن (مایع کرایوژنیک) است، چون این راه بسیار آسان برای خنک کردن تجهیزات می‌باشد. بنابراین محدوده دمایی مفید سیالات کرایوژنیک دماییست که در آن گرمای نهان تبخیر وجود دارد.
باید روی دو سرمازا تمرکز شود: هلیوم که تنها مایع در دمای بسیار پایین است و نیتروژن به دلیل در دسترس بودن گسترده و سهولت استفاده برای تجهیزات پیش خنک کننده و محافظ حرارتی.
در جدول(۲) داده‌های نقطه سه‌گانه، نقطه بحرانی و نقطه جوش نرمال آورده شده است.

جدول۲: دمای مشخصه سیالات کرایوژنیک [۲]

Cryogen	Triple point [K]	Normal boiling point [K]	Critical point [K]
Methane	90.7	111.6	190.5
Oxygen	54.4	90.2	154.6
Argon	83.8	87.3	150.9
Nitrogen	63.1	77.3	126.2
Neon	24.6	27.1	44.4
Hydrogen	13.8	20.4	33.2
Helium	2.2(*)	4.2	5.2

(*): λ point

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

نئون مایع، مایعی شفاف و بی رنگ با نقطه جوش ۲۷,۱ درجه کلوین است و معمولا در تابلوهای تبلیغاتی نئون استفاده می‌شود. همچنین به عنوان مبرد برودتی استفاده می‌شود و این کرایوژن فشرده، بی اثر و ارزان‌تر در مقایسه با هلیوم مایع است. نیتروژن مایع در دمای ۷۷,۳ درجه کلوین می‌جوشد و در دمای ۶۳,۲ درجه کلوین منجمد می‌شود. حرارت تبخیر این سیال ۱۹۹,۳ کیلوژول است و از تقطیر هوای مایع تولید می‌شود. در درجه اول نیتروژن برای ایجاد یک جو بی اثر در مواد شیمیایی و متالورژیکی صنایع استفاده می‌شود. همچنین از نیتروژن به عنوان مایع برای تامین سرمایش نگهداری مواد غذایی، خون، مایع نگهداری سلول‌ها استفاده می‌شود.

اکسیژن مایع به رنگ آبی است. به دلیل منحصر به فرد بودن خواص اکسیژن، هیچ جایگزینی برای اکسیژن در هیچ کدام از کاربردهای آن وجود ندارد. به طور گسترده در صنایع و اهداف پزشکی استفاده می‌شود. تا حد زیادی در تولید آهن و صنعت فولاد استفاده می‌شود. در پیشرانه موشک به عنوان اکسیدایزر برای فضاپیماها کاربرد دارد [۹].

جدول۳ : خواص کرایوژن‌ها [۲]

Cryogenic	Critical Pressure (Mpa)	Density (kg/m*3)	Latent Heat (kj/kg)
Oxygen	5.08	1141	213
Air	3.92	874	205
Nitrogen	3.39	807.3	199.3
Hydrogen	1.315	70.79	443
Helium	0.229	124.8	2090

۷- مزایا و معایب

۷-۱-مزایا

مراحل مایع قابل ذخیره سازی موتورهای سوخت مایع در حال حاضر محصولات مضر را برای محیط زیست منتشر می‌کند. این روند در سراسر جهان در حال تغییر به پیشران‌های دوستدار محیط زیست است.

موتورهای مایع که با پیشرانه‌های کرایوژنیک (اکسیژن مایع و هیدروژن مایع) و نیمه موتورهای کرایوژنیک که با اکسیژن مایع و نفت سفید کار می‌کنند، نسبتاً سازگار با محیط زیست، غیر سمی و غیر خورنده هستند.

علاوه بر این، پیشرانه‌های موتور نیمه‌کریوژنیک برای حمل و نگهداری ایمن‌تر هستند. همچنین هزینه عملیات پرتاب کاهش خواهد یافت.

موتور نیمه کرایوژنیک کاربردها را برای ماموریت‌های فضایی آینده تسهیل می‌کند مانند وسیله نقلیه پرتاب قابل استفاده مجدد و وسیله نقلیه پرتاب یکپارچه برای ماموریت‌های بین سیاره‌ای.

به طورمختصر مزایای موتور موشک کرایوژنیک عبارتند از:

۱) تولید انرژی بالا در واحد جرم
۲) تکانه ویژه بالا
۳) پیشرانه های غیر سمی و غیر خورنده
۴) غیر هایپرگولیک
۵) اقتصادی [۹]

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

۷-۲-معایب

ماهیت شیمیایی خاصی که پیشران‌های کرایوژنیک باید داشته باشند، استفاده از برخی پیشرانه‌های مایع را محدود می‌کند. درمواردی مشکلاتی مربوط به فشار مخزن ممکن است پیش بیاید؛ مخصوصا زمانی که از هلیوم استفاده می‌شود که با استفاده از یک مبدل حرارتی مناسب می‌توان آن را حل کرد [۱۱].

به طورمختصر معایب موتور موشک کرایوژنیک عبارتند از:

۲) چگالی کم هیدروژن مایع، حجم بیشتر مخزن

۳) دمای پایین پیشران که موجب ذخیره سازی پیچیده می‌شود.

۴) گازهای بسیار واکنش پذیر

۵) خطرات مربوط به نگهداری کرایوژن‌ها

۶) پیچیدگی سیستم‌های عملیات و انتقال [۹]

استفاده از روش‌های عایق سرمایشی و غیرفعال می‌تواند به طور قابل توجهی اثر جوشش را کاهش دهد. همچنین استفاده از مواد و تکنولوژی ساخت پیشرفته، باعث کنترل خستگی می‌شود [۱۱].

۸- نتیجه گیری

فناوری موشک کرایوژنیک در علوم فضایی از اهمیت بالایی برخوردار است. استفاده از این تکنولوژی باعث بهبود طراحی موشک‌هایی که کاوش در فضا را آسانتر می‌کنند، شده است. علاوه بر این، توسعه این تکنولوژی موفقیت در ماموریت‌های پیچیده فضایی را افزایش داده است. پیشران‌های مایع نقش بسزایی را در توسعه این فناوری ایفا می‌کنند. همانطور که گفته شده، این تکنولوژی هیچ محصول مضری تولید نمی‌کند و برای محیط زیست آلودگی به همراه ندارد.

پیشرانه‌های کرایوژنیک در موتور موشک مایع دارای ضربه ویژه بسیار بالایی هستند که برای استفاده در قسمت بالایی موشک و مراحل بوستر مناسب هستند. از این رو این کارایی نمی‌تواند با هر موتور دیگری بدست آید. از آنالیز کردن نتایج فهمیده می‌شود که موتور موشک کرایوژنیک با ترکیب پیشرانه LH2/LOX (هیدروژن و اکسیژن مایع) برای طراحی مرحله بالایی موشک مناسب است.

۹- مراجع

[1] Xiang, Le, YongHua Tan, Hui Chen, and Kaifu Xu. "Numerical simulation of cryogenic cavitating flow in LRE oxygen turbopump inducer." *Cryogenics* 126 (2022): 103540.

[2] Chhaniyara, Akhil. "Cryogenic Rocket Engine." International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research 2, no. 4 (2013): 373-378.

[3] Kuzhiveli, B. T., S. C. Ghosh, G. K. Kuruvila, and V. G. Gandhi. "Thermal analysis of cryogenic rocket engine with one, two and three dimensional approaches." In Proceedings of the Twentieth International Cryogenic Engineering Conference (ICEC20), pp. 441-444. Elsevier Science, 2005.

[4]N Y Mohite et al,"Cryogenic- Birth of an era", Proceeding of the national conference on Innovation Paradigm in engineering and technology, 2012.

[5] Babu Aneema et al, "Fatigue life Prediction of s rocket combustion chamber", (ISOR-JMCE), vol. 11, 2014.

[6] Muthe, Yash, Suhas Mali, and Swapnil Ambekar., "Study of cryogenic rocket engine", international journal of advance Technology in engineering and science, vol. 3, March 2015.

[7] Sachin Joshi and Bharti Deepali, "Cryogenic fluids and their properties", International Journal of Advance Engineering and Research Development, vol 2, Issue 7, July -2015.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[8] Ramola, L., and N. Sankareswaran. "Design and modal analysis of cryogenic rocket propellant tank." International Journal of Scientific Research in Science, Engineering and Technology 2, no. 2 (2016): 614-620.

[9] Thakur Bhaskar, Pegu Indra Jyoti, "A review on croyogenic rocket engine", August 2017.

[10] Kheradmandi, Mohammad and Bazazzadeh, Mehrdad, "conceptual design of cryogenic liquid fuel engine along with the examination of different engine cycles", the 18th conference of Aerospace Society, Tehran, Iran,2019.

[11] Verma, J., A. P. Singh, and D. Sharma. "A comprehensive review of propellants used in cryogenic rocket engine." *Vidyabharati Int. Interdiscip. Res. J* 11, no. 2 (2021): 8-17.

[12] Jeyan, JV Muruga Lal. "A Review on Advancements and Characteristics of Cryogenic Propulsion Rocket Engine." (2023): 329-339.

[13] Senthilkumar, S., Dr P. Maniiarasan, Christy Oomman Jacob, and T. Vinitha. "Design and analysis of Thrust Chamber of a cryogenic Rocket Engine." International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT) 2, no. 8 (2013): 240-248.

[14] Garg Akhil et al, "Cryogenic technology and rocket engine", international journal of Aerospace and Mechanical engineering, vol. 2, No. 5 August 2015.

[15] https://en.wikipedia.org/wiki/Cryogenic_rocket_Engine

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

چکیده انگلیسی:

An Overview of the Cryogenic Rocket Engine

Hadiseh Karimaei[1*], Faezeh Shokri[2]

*1- Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science Research and Technology, Tehran, Iran
karimaei@ari.ac.ir
2- M.Sc. Student, Aerospace Research Institute, Ministry of Science Research and Technology, Tehran, Iran,
f_shokri78@yahoo.com

Received: August 2023 Accepted: November 2023

Abstract

Cryogenic rocket technology is of great importance in space science**.** The use of this technology has improved the design of rockets that make space exploration easier. In addition, the development of this technology has increased the success of complex space missions. Cryogenic technology is a process that uses propellants at cryogenic temperatures in rockets. Cryogenic temperature is set from - 150 degrees Celsius to absolute zero. In this research, the cryogenic rocket engine has been investigated. The cryogenic rocket engine is a type of rocket engine that uses cryogenic fuel and oxidizer, that is, both the fuel and the oxidizer are gases that are liquefied and stored at a very low temperature. In other words, they are kept cold to stay liquid. Liquid propellants play a significant role in the development of this technology. According to the investigations, this technology does not produce any harmful products and does not cause pollution to the environment. Also, cryogenic propellants in the liquid rocket engine have a very high specific impact, which are suitable for use in the upper stage of the rocket and booster stages. From analyzing the results, it is understood that the cryogenic rocket engine with LH2/LOX propellant combination is very suitable for the design of the upper stage of the rocket.

Key words: Liquid fuel rocket, cryogenic engine, special impact, propulsion.

*corresponding author: karimaei@ari.ac.ir

Cite this article as Hadiseh Karimaei, Faezeh Shokri. An Overview of the Cryogenic Rocket Engine. Journal of Energy Conversion, 2024, 10(4), 75-90.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]