



Comparison of electro-pump liquid propellant engines from the viewpoint of cost and reliability with the previous Engine generations

Hamidreza Alimohammadi^{*1}, Hassan Naseh², Fatolah Omi³

^{1*} Ph.D. graduate, Aerospace research institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran
hataf1353@gmail.com

²Assistant professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran.
hnaseh@ari.ac.ir

³ Full professor, Aerospace Group, Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.
fommi@modares.ac.ir

Article Info

Received: 2024-05-31
Accepted: 2025-02-17

Keywords

New approaches, liquid propellant engines, Cost, Reliability, Electro- pump engine

How to Cite this article

H. Alimohammadi, H. Naseh and F. Omi, "Comparison of electro-pump liquid propellant engines from the viewpoint of cost and reliability with the previous Engine generations", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 5, No. 2, pp. 1-13, 2026.

Abstract

Achieving new technologies for designing Liquid Propellant Engines (LPEs) with high reliability, along with cost reduction, is one of the most important challenges of designers. Hence, the subject of optimization and utilization of new technologies in order to realize the above approaches has always been considered. Therefore, it is necessary to provide a solution to reduce the challenges faced by the previous two generations of LPE, i.e. pressurizing and turbopump engines. So, a new generation of LPE, called electro pump liquid propellant engines, has been noticed in the space industries of the world. In this paper, an attempt has been made to compare the electro pump LPE with the previous two generations, i.e. pressurizing and turbopump from the point of view of cost and reliability. To this end, reliability and cost modeling has been performed for LPEs specifically for electro-pump LPE. Based on these results, it can be seen that the cost of the electro-pump engine is 65% of the turbopump engine. That is important; the reliability of this kind of engines is 2% higher than the turbopump engines.

مقایسه موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ از منظر هزینه و قابلیت اطمینان با موتور نسل‌های پیشین

حمیدرضا علی‌محمدی^{۱*}، حسن ناصح^۲ و فتح‌اله امی^۳
۱- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران-hataf1353@gmail.com
۲- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران-hnaseh@ari.ac.ir
۳- دانشگاه تربیت مدرس، دانشکده فنی و مهندسی-fommi@modares.ac.ir
* نویسنده مسئول

چکیده

دستیابی به فناوری‌های نوین طراحی موتورهای سوخت مایع با قابلیت اطمینان بالا، همراه با کاهش هزینه، یکی از مهم‌ترین چالش‌های طراحی این‌گونه موتورها است. لذا، موضوع بهینه‌سازی و بهره‌گیری از فناوری‌های نوین در راستای تحقق بخشیدن به رویکرد فوق، همواره موردتوجه طراحان است؛ بنابراین، پیش‌زمینه پرداختن به موضوع و بررسی امکان‌پذیری تحقق توأمان افزایش قابلیت اطمینان با ملاحظات کاهش هزینه، ارائه راهکاری برای کاهش چالش‌های پیش‌روی دو نسل پیشین موتورهای سوخت مایع یعنی موتورهای دمشی و توربوپمپی است. به این منظور، نسل جدیدی از موتورهای سوخت مایع با رویکرد استفاده از الکتروپمپ در سامانه تغذیه این دسته از موتورها، در صنایع فضایی جهان موردتوجه قرار گرفته است. در مقاله حاضر، به مقایسه موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ با دو نسل پیشین (سامانه‌های دمشی محض و تغذیه توربوپمپ) از منظر هزینه و قابلیت اطمینان پرداخته شده است. بدین منظور، نحوه مدل‌سازی قابلیت اطمینان و هزینه برای موتور سوخت مایع و در حالت خاص موتور سوخت مایع الکتروپمپی ارائه شده است. با بررسی نتایج این تحقیق، ملاحظه می‌شود که هزینه توسعه موتور الکتروپمپ، ۶۵ درصد موتور با سیستم تغذیه توربوپمپی است. در صورتی که قابلیت اطمینان این دسته از موتورها ۲ درصد بالاتر از موتورهای توربوپمپی است.



دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۱۳-۱
پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

[10.22034/issta.2025.460476.1166](https://doi.org/10.22034/issta.2025.460476.1166)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۱۱
پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۰۵

واژه‌های کلیدی

رویکردهای نوین، موتورهای
سوخت مایع، هزینه، موتور
الکتروپمپ

نحوه استناد به این مقاله

حمیدرضا علی‌محمدی، حسن ناصح و
فتح‌اله امی، "مقایسه موتورهای
سوخت مایع الکتروپمپ از منظر هزینه
و قابلیت اطمینان با موتور نسل‌های
پیشین"، دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره
دوم، صفحات ۱-۱۳، ۱۴۰۴.

۱- مقدمه

قابلیت اطمینان و آنالیز هزینه در طراحی موتور سوخت مایع مورد توجه قرار گرفته شده است [۹-۱۳]. پژوهش‌های انجام شده در سه رویکرد فوق، به‌طور معمول در موضوعات جرمی، انرژی و گاهی نیز هزینه و قابلیت اطمینان تمرکز داشته است. در ادامه، به بررسی برخی از این پژوهش‌ها در سه رویکرد فوق پرداخته می‌شود و در پایان دستاوردهای این مقاله در ادامه پژوهش‌های قبلی به‌عنوان جمع‌بندی ارائه می‌شود.



شکل (۱): رویکردهای نوین در طراحی محصولات پیچیده [۴]

۱-۱- پیشینه پژوهش در خصوص رویکرد اول طراحی

(بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی موتور)

در زمینه انتخاب پارامترهای بهینه موتور سوخت مایع می‌توان به نتایج مطالعات آقای کازلف اشاره کرد [۱۴]. بر اساس این روش پیشنهادی، انتخاب پارامترهای اصلی طراحی به‌منظور بهینه‌سازی تابع هدف (سرعت نهایی)، صورت می‌پذیرد. روش پیشنهادی در مورد انواع موتورهای توربوپمپی و بدون توربوپمپ قابل استفاده است. در سال ۱۳۹۳، رساله دکتری تحت عنوان تدوین روندنمای بهینه‌یابی استاتیکی و دینامیکی سامانه‌های پیشران سرمازای سیکل بسته، توسط رمش ارائه شد. در این رساله، روندنمایی برای بهینه‌یابی استاتیکی پارامترهای سامانه‌های پیشران سرمازای سیکل بسته ارائه شد [۱۵].

۱-۲- پیشینه پژوهش در خصوص رویکرد دوم طراحی

(بهینه‌سازی چند موضوعی و ارتقا کارایی موتور):

در سال ۲۰۰۵، ایده جالبی توسط بوخمتاف و همکاران، برای علاقه‌مندان به حوزه بهینه‌سازی موتورهای سوخت مایع از منظر

در حال حاضر، کاهش هزینه در محصولات فضایی، محرک اصلی توسعه حامل‌های فضایی محسوب می‌شود. همچنین در صورتی می‌توان موفقیت حامل فضایی با فناوری پیشرفته جدید را تضمین کرد که تابع هزینه در به‌کارگیری حامل در نظر گرفته شود. از منظر دیگر، دستیابی به فناوری‌های نوین طراحی سامانه‌های فضایی با قابلیت اطمینان بالا، همراه با کاهش هزینه و زمان چرخه طراحی، یکی از مهم‌ترین چالش‌های صنایع فضایی است. این‌گونه نگرش‌ها به طراحی و توسعه حامل‌های فضایی، با ایده توسعه حامل‌های فضایی چند بار مصرف شروع شد [۱]. علی‌رغم مطالعات بسیار زیاد در خصوص حامل‌های فضایی چند بار مصرف، حامل‌های فضایی یک‌بارمصرف چندمرحله‌ای، بهترین گزینه برای پرتاب ماهواره‌ها و محموله‌های بدون سرنشین محسوب می‌شوند [۲-۳]. به‌منظور بررسی اهمیت موضوع هزینه و قابلیت اطمینان، در اینجا به‌عنوان یک مثال می‌توان طرح اولیه شاتل فضایی کاملاً چند بار مصرف را بیان کرد. در این طرح، به دلیل عدم ملاحظات توانمان هزینه و قابلیت اطمینان، طرح عملیاتی آن به‌صورت جزئی چند بار مصرف (نه کاملاً چندبار مصرف) به بهره‌برداری رسید. درنهایت، این طرح و بسیاری از طرح‌های مشابه چندبارمصرف (همانند ایکس-۳۳) به‌دلیل عدم ملاحظات هزینه‌ای نشأت گرفته از مشکلات فنی، کنار گذاشته شد [۴]؛ بنابراین، می‌توان توسعه روش‌های نوین طراحی را برای پیشگیری از شکست طرح‌ها و مأموریت‌های فضایی دانست. با توجه به شکل ۱، در خصوص روش‌ها و رویکردهای نوین در طراحی می‌توان به: رویکردهای مهندسی سیستم‌ها، بهینه‌سازی چندموضوعی، طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، طراحی مقاوم، کاهش هزینه و رویکرد هیبریدی (رویکرد ترکیبی از رویکردهای دیگر) اشاره داشت. به‌صورت کلی، می‌توان رویکردهای نوین در طراحی زیرسامانه پیشران را در قالب سه رویکرد اصلی ذیل مورد مطالعه قرار داد.

در رویکرد اول طراحی، به بهینه‌یابی و یا بهینه‌سازی پارامترهای اصلی موتور سوخت مایع معطوف می‌شود [۵، ۶]. در رویکرد دوم طراحی، بهینه‌سازی چند موضوعی و ارتقا کارایی زیرسامانه‌های موتور سوخت مایع از منظر انرژی و جرمی مدنظر قرار گرفته است [۷، ۸]. به‌عنوان مثال در این رویکرد، از سامانه الکتروپمپ به‌منظور افزایش کارایی و بهره‌وری (جرمی و انرژی)، در سامانه تغذیه استفاده شده است. در رویکرد سوم طراحی، آنالیز

مورد بررسی، یک موتور سیکل باز اکسیژن مایع و هیدروژن است. علاوه بر این، عدم قطعیت در عملکرد موتور، مانند فشار محفظه احتراق و نسبت مؤلفه‌ها به عنوان متغیرهای تصادفی در بهینه‌سازی مبتنی بر قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده است. نتایج به دست آمده، مصالحه بین عملکرد موتور و الزامات قابلیت اطمینان را نشان می‌دهد.

موتا و همکاران [۲۲]، عملکرد و جرم خشک موتور در حال توسعه L75 را با پیش‌رانه اکسیژن-تانول مورد بررسی قرار داده‌اند. در نهایت، تأثیر تغییرات در پارامترهای طراحی بر عملکرد و جرم خشک موتور موشک L75، مورد تحلیل قرار گرفته است. سولدا و همکاران [۲۳]، در سال ۲۰۰۸ سیستم تغذیه جدیدی برای موتورهای سوخت مایع براساس پمپ‌های الکتریکی که توان خود را از باتری تأمین می‌کنند، پیشنهاد کردند. این سیستم تغذیه جدید، به نام الکتروپمپ نام‌گذاری شد. ایشان در پژوهشی ثابت کردند که سیستم جدید، جایگزین مناسبی برای سیستم تغذیه دمشی محض است. وابستگی سیستم تغذیه به پارامترهای مختلف عملکردی بررسی شد تا شرایط عملکرد مطلوب شناسایی شود، یعنی زمان سوزش نسبتاً طولانی و فشار محفظه نسبتاً بالا. همچنین نشان داده شد تا در صورت استفاده از فناوری‌های جدید باتری، سیستم پیشنهادی در مقایسه با سیستم تغذیه دمشی محض صرفه جویی قابل توجهی در جرم خواهد شد. این مزیت با اثر مطلوب فشار محفظه بر ضربه ویژه، افزایش می‌یابد. در این پژوهش، تنها به مقایسه سیستم الکتروپمپ با سیستم دمشی محض پرداخته شده است و مبنای قیاس فقط الزام جرمی است.

در سال ۲۰۱۳ راجوف و تاکا [۲۴]، دریافتند که موتور سوخت مایع با تغذیه الکتروپمپ می‌تواند جایگزین مناسبی برای نسل‌های پیشین خود، یعنی دمشی محض و تغذیه توربوپمپی باشد. در این پژوهش، علاوه بر سیستم دمشی محض، سیستم‌های تغذیه توربوپمپ نیز مورد مقایسه قرار گرفته‌اند. همچنین، نشان داده شده که برای برخی از کاربردها، سیستم پیشنهادی می‌تواند حتی از سیستم تغذیه توربوپمپی مناسب‌تر باشد. همچنین، ثابت شد که با بهره‌گیری از این فناوری در حامل‌های فضایی کلاس سبک، برتری جرمی با حامل فضایی است، که از این موتور بهره گرفته است.

زیرسامانه‌ها و مؤلفه‌های موتور در موسسه ثبت اختراعات روسیه منتشر شد [۱۶]. نکته‌ی کلیدی این ایده، بهره‌گیری از ساختاری جدید در توربین هیدرولیکی است که می‌تواند با افزایش راندمان بوستر توربوپمپ همراه باشد. در صورتی که این ایده در بهینه‌یابی سیستمی موتور به اثبات برسد، می‌تواند ابزاری مناسب برای طراحی مدار پنوموهیدرولیکی موتورهای سوخت مایع سرمازا باشد. چرا که در اینگونه از موتورها، بوسترپمپ نقش مهمی را ایفا می‌کند. همچنین در سال ۲۰۰۷، آرخانگلسکی و خازف [۱۷]، ایده‌ی استفاده از پیش‌رانه سه مؤلفه‌ای اکسیژن کراسین آمونیاک را خود مطرح کردند. بالتین [۱۸] در سال ۲۰۱۰، استفاده از موتورهایی با سه مؤلفه و قابلیت کار با دو زوج پیش‌رانه را مطرح کرد. از جمله مزایای ایده مطرح‌شده، استفاده از این موتورها در حامل‌های فضایی چندمرحله‌ای است.

ایگور و همکاران [۱۹]، بهبود سیکل‌های عملکردی موتورهای سوخت مایع سیکل باز، را پیشنهاد کردند و با مقایسه سیکل‌های پیشین، عملکردشان را مورد تجزیه و تحلیل قرار داده‌اند. در این پژوهش، نشان داده شده است که خنک‌کاری بازیابی با اکسیژن مایع، طرحی مناسب برای جایگزینی موتورهای سوخت مایع سیکل باز اکسیژن-کراسین است. همچنین اثبات شده است که ترکیب طرح‌های خنک‌کاری بازیابی با اکسیژن و طرح نیمه‌انبساط، باعث کمترین افت ضربه ویژه می‌شود. در این پژوهش، برای نخستین بار از نرم‌افزار جدید RECS^۱ برای تحلیل مقایسه‌ای سیکل‌های عملکردی استفاده شده است.

سانبوک و همکاران [۲۰]، برنامه تحلیل سیستمی برای طراحی اولیه موتور سوخت مایع، با توجه به متغیرهای ورودی و الزامات را توسعه داده‌اند. این برنامه، شامل ماژول‌های تحلیل زیرسیستم‌هایی نظیر: محفظه تراست، مولد گاز، توربوپمپ و توربین است. همچنین این برنامه، پارامترهای طراحی را با حداکثر ضربه ویژه و تراست به وزن، بر اساس الگوریتم ژنتیکی تعیین می‌کند. نتایج تجزیه و تحلیل برنامه با موتورهای سوخت مایع مرجع سازگار است. برنامه توسعه یافته، ابزاری مناسب برای طراحی اولیه موتورهای سوخت مایع محسوب می‌شود.

گوبیا و همکاران [۲۱]، چارچوب بهینه‌سازی طراحی برای انتخاب بهترین پارامترهای سیستمی موتورهای سوخت مایع سیکل باز را ارائه کرده‌اند. تابع هدف، حداکثر کردن ضربه ویژه و نسبت تراست به وزن موتور، با در نظر گرفتن الزامات سیستمی و مفروضات طراحی با تغییر فشار و نسبت مؤلفه است. موتور

^۱ Regenerative Engine Cooling System (RECS)

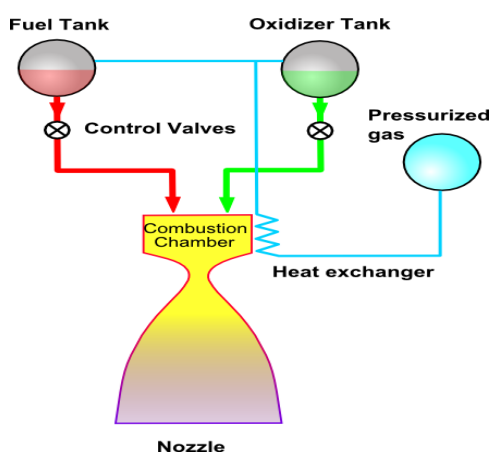
۳-۱- پیشینه پژوهش در خصوص رویکرد سوم طراحی

(آنالیز قابلیت اطمینان و هزینه)

در سال ۲۰۱۷، علی محمدی و همکاران، آنالیز قابلیت اطمینان حامل فضایی را مورد مطالعه و پیاده‌سازی قرار داده‌اند. همچنین، در سال ۲۰۲۳، طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان را برای یک موتور الکتروپمپ در قالب یک چارچوب بهینه‌سازی چندموضوعی ارائه و اجرا شد [۲۵-۲۷].

در حوزه آنالیز هزینه، در سال ۲۰۲۱ و ۲۰۲۲، جعفرپناه و همکارانش ضمن ارائه مدل آنالیز هزینه برای سامانه‌های پیشران‌ش سرمازا و نیمه سرمازا، تأثیر زمان و هزینه نیروی انسانی اجرای طرح سامانه پیشران‌ش بررسی کردند [۲۸-۲۹].

بر اساس پیشینه پژوهش ارائه شده در رویکردهای مختلف طراحی، می‌توان دریافت که یکی از چالش‌های مهم پژوهشی، بررسی تلفیقی آنالیز هزینه و قابلیت اطمینان در موتورهای سوخت مایع است. در همین راستا، در پژوهش حاضر ضمن مقایسه‌ی جرمی بین سیستم الکتروپمپ با سیستم دمشی محض و تغذیه توربوپمپی، لزوم پرداختن به موضوعاتی نظیر ویژگی‌های جرمی، انرژی، هزینه و قابلیت اطمینان در طراحی نسل جدید موتورهای سوخت مایع، یعنی موتورهای الکتروپمپ از هر زمان دیگر خود را بیشتر نمایان می‌کند؛ بنابراین، دستاورد این پژوهش، مقایسه موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ از منظر هزینه و قابلیت اطمینان با دو نسل پیشین است. در ارزیابی قابلیت اطمینان از دو روش تقسیم برابر و روش مبنا استفاده شده است و در معیار هزینه، تخمین هزینه جامع به کار رفته است (شکل ۲). در ادامه، به معرفی موتورهای دمشی محض، توربوپمپی و الکتروموتور پرداخته می‌شود.



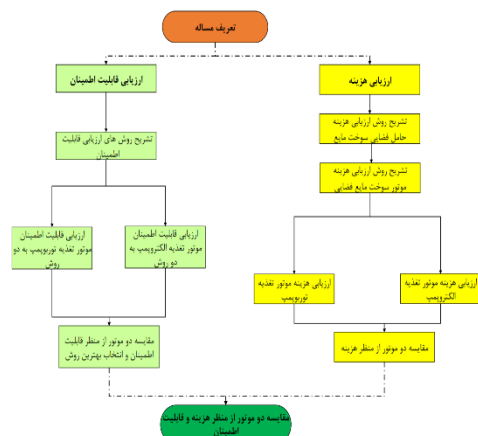
شکل (۳): طرح‌واره موتور سوخت مایع دمشی محض

۲-۱- مزایای موتورهای دمشی [۴]

- قابلیت اطمینان بالاتر؛
- هزینه کمتر؛
- ایمنی بالاتر؛

۲-۲- معایب موتورهای دمشی [۴]

- ناپایداری احتراق فرکانس پایین؛
- زمان سوزش کم؛



شکل (۲): نمودار جریانی ارزیابی قابلیت اطمینان و هزینه

۱-۳- مزایای موتورهای تغذیه توربوپمپی

از منظر مزایای این گونه موتورها، می توان به موارد ذیل اشاره کرد:

- تراست بالا؛
- ضربه ویژه بالا؛

۲-۳- معایب موتورهای تغذیه توربوپمپی

از منظر معایب این گونه موتورها، می توان به موارد زیر اشاره کرد:

- جرم بالا؛
- راندمان پایین (بخصوص در توربین و پمپ ها)؛
- هزینه بالا؛
- پیچیدگی بالا؛
- آلایندگی بالا (در برخی از پیشراشه ها و مدارها)؛
- زمان اکتساب فن آوری و طراحی و توسعه بالا؛

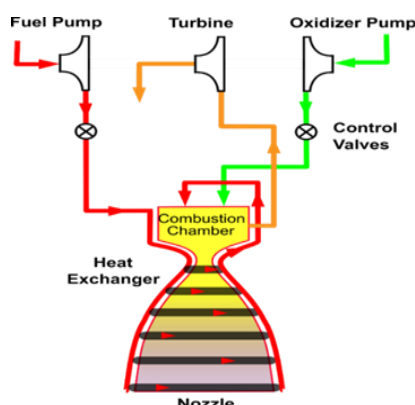
۴- موتور سوخت مایع الکتروپمپ

سامانه الکتروپمپ، یک موتور الکتریکی ساده، در دسترس و ارزان قیمت است. با هدف کاهش هزینه نسبت به موتورهای توربوپمپی، از سیستم تغذیه پمپ الکتریکی استفاده می شود. این نوآوری برای نخستین بار در جهان سال ۲۰۱۷ میلادی، یک پرتاب ناموفق را در ساختار ماهواره بر تجربه کرده است. در این موتور از فناوری چاپ سه بعدی برای ساخت مجموعه ها استفاده شده است [۴]. مجموعه هایی که شامل: محفظه احتراق، باتری، پمپ ها و شیرآلات می شود. سیستم تغذیه این موتور دمولفه ای، شامل دو پمپ الکتریکی سوخت و اکسیدکننده است (شکل ۵). عملکرد موتور در رژیم نامی با استفاده از سیستم کنترل سرعت ظاهری و سیستم تخلیه همزمان مخازن پیشراشه تضمین می شود. سیستم کنترل سرعت ظاهری، فشار محفظه را طوری تنظیم می کند که همواره فشار محفظه نامی باشد. سیستم تخلیه همزمان مخازن پیشراشه ها، با استفاده از عملکرد شیر کنترل نسبت مؤلفه ها، متناسب با تغییرات سطح مخازن سوخت و اکسیدکننده، تخلیه همزمان مخازن را تضمین می کند. سیستم تخلیه همزمان مخازن پیشراشه ها، با کنترل نسبت مؤلفه ها میزان باقی مانده پیشراشه های مخازن را به حداقل می رسانند.

- مشکل تثبیت فشار محفظه؛
- با توجه به فشار پایین محفظه نیاز به نسبت انبساط بالا؛
- نیاز به فناوری مخازن کروی و سبک؛
- قطر و طول موشک بیشتر؛

۳- موتور سوخت مایع تغذیه توربوپمپی

در موتورهای سوخت مایع تغذیه توربوپمپی، برای غلبه بر مشکلات موتورهای سوخت مایع دمشی محض و دستیابی به عملکرد برتر، تأمین فشار بالای پیشراشه در ورود به محفظه احتراق، به وسیله پمپ ها تأمین می شود (شکل ۴).



شکل (۴): طرحواره موتور سوخت مایع تغذیه توربوپمپی [۴]

در این صورت، برای راه اندازی و گردش مداوم پمپ ها از توربین استفاده می شود و این مجموعه «توربوپمپ» نامیده می شود. از این رو مجموعه توربوپمپ شامل دو جزء مهم، «پمپ» و «توربین» است. می توان ویژگی های کلی سامانه های پیشراشه توربوپمپی را به شکل زیر خلاصه کرد:

- تأمین فشار محفظه با استفاده از پمپ های گریز از مرکز؛
- کاهش شدید فشار بالشتک گازی تانک ها نسبت به سامانه های بدون توربوپمپ؛
- مستقل بودن فشار محفظه از فشار مخازن و در نتیجه افزایش فشار محفظه و ضربه ی ویژه؛
- کاهش قابلیت اطمینان (در مقایسه با سامانه های بدون توربوپمپ)؛
- افزایش زمان و هزینه طراحی تا تولید نهایی؛

مزایا و معایب این دسته از موتورها را می توان به صورت بخش های ذیل دسته بندی کرد [۴]:

قابلیت اطمینان آورده شده است. البته دو روش اول، پرکاربردترین و دقیق‌ترین روش‌ها محسوب می‌شوند که در این مقاله نیز از آن‌ها استفاده شده است.

روش اول: تسهیم برابر عدد قابلیت اطمینان یا تقسیم برابر؛

روش دوم: روش مینا؛

روش سوم: تسهیم ARTNC؛

روش چهارم: روش BOYD؛

روش پنجم: روش AGREE؛

روش ششم: روش امکان‌پذیری اهداف؛

روش هفتم: روش حاصل ضرب عوامل مؤثر؛

روش هشتم: روش استفاده از مجموع فاکتورهای وزنی؛

هر یک از روش‌های اشاره‌شده مزایا و معایب خاص خودشان را دارند. در پژوهش حاضر از روش‌های یک و دو که از پرکاربردترین روش‌های ارزیابی قابلیت اطمینان محسوب می‌شوند استفاده شده است. در ادامه، به معرفی روش‌های مذکور پرداخته شده است.

۲-۵- تسهیم برابر عدد قابلیت اطمینان یا تقسیم برابر

در این روش، قابلیت اطمینان به اندازه مساوی بین زیرسیستم‌ها (زیرمجموعه یا اجزا) تقسیم می‌شود. شایان‌ذکر است، استفاده از این روش زمانی توصیه می‌شود که اهمیت عملکرد، پیچیدگی و ... کلیه زیرسیستم‌ها برابر باشد. روابط ۱ و ۲ برای حالت سری نشان داده شده است [۳۰]:

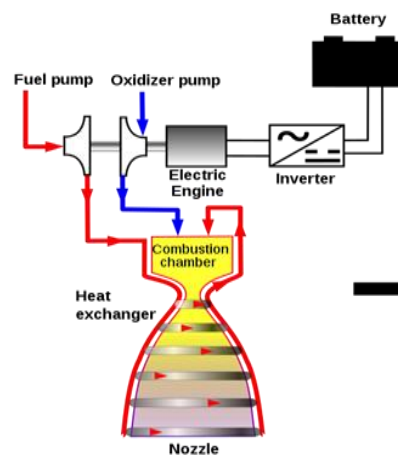
$$R^* = \prod_{i=1}^n R_i^* \quad (1)$$

$$R_i^* = R^*^{1/n} \quad (2)$$

که در آن: R^* : قابلیت اطمینان موردنیاز سیستم؛ R_i^* : قابلیت اطمینان تخصیص‌یافته به زیرسیستم i .

موتور سوخت مایع که از ۹ زیرمجموعه تشکیل شده است، برای کارکرد درست، بایستی کلیه زیرمجموعه‌ها مأموریت خود را به‌درستی انجام دهند. اگر مأموریت هر یک از زیرمجموعه‌ها با شکست مواجه شود، مأموریت موتور با شکست مواجه خواهد شد. بنابراین، در تشریح نمودار جعبه‌ای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مینا زیرمجموعه‌ها بایستی به‌صورت سری در کنار هم قرار بگیرند [۳۰]. مدل ریاضی قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مینا، از حاصل ضرب قابلیت اطمینان ۹ زیرمجموعه اصلی موتور حاصل می‌شود.

$$R_{LRE} = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot R_5 \cdot R_6 \cdot R_7 \cdot R_8 \cdot R_9 \quad (3)$$



شکل (۵): طرح‌واره موتور سوخت مایع الکتروپمپ [۴]

۴-۱- مزایای موتورهای الکتروپمپ [۴]

- قابلیت اطمینان بالاتر؛
- هزینه کمتر؛
- جرم کمتر؛
- ضربه ویژه بالا؛

۴-۲- معایب موتورهای الکتروپمپ [۴]

- سطح بلوغ پایین فناوری باتری؛

۵- پیاده‌سازی قابلیت اطمینان در موتورهای

سوخت مایع

به‌طورمعمول در بهینه‌سازی بر مبنای قابلیت اطمینان سیستم‌ها و به‌طور خاص موتور سوخت مایع، هشت گام وجود دارد. اولین گام، طرح‌ریزی و هفت گام بعدی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ است که شامل: تعیین مدهای شکست، مدل‌سازی قابلیت اطمینان، تخصیص قابلیت اطمینان، انتشار عدم قطعیت، پیاده‌سازی روش انتخابی در تحلیل قابلیت اطمینان، پیش‌بینی قابلیت اطمینان و ارزیابی قابلیت اطمینان، می‌شود. در پژوهش حاضر، ارزیابی قابلیت اطمینان موردنظر است که در ادامه به معرفی شیوه ارزیابی قابلیت اطمینان در موتورهای سوخت مایع پرداخته می‌شود.

۵-۱- ارزیابی قابلیت اطمینان موتورهای سوخت مایع

تقسیم‌بندی‌های مختلفی برای روش‌های ارزیابی قابلیت اطمینان ارائه شده است. برخی از عمومی‌ترین روش‌های ارزیابی

جدول (۲): قابلیت اطمینان ماهواره‌های کلاس سبک (وزن محموله تا ۲۰۰۰ کیلوگرم) [۲۶]

ردیف	نام حامل فضایی	تعداد پرتاب‌های موفق	تعداد پرتاب‌های ناموفق	قابلیت اطمینان
۱	آتنا ۱ و ۲	۵	۲	۰/۷۱
۲	کاسموس ۳	۴۰۰	۲۳	۰/۹۴
۳	مولنیا ۴	۲۶۶	۱۹	۰/۹۳
۴	پیگاسوس ۵x۱	۳۲	۳	۰/۹۱
۵	راکوت ۶	۲۷	۲	۰/۹۳
۶	استارت-۷۱	۵	۱	۰/۸۳
۷	تاروس ۸	۵	۱	۰/۸۳
۸	تیتان ۹۲	۱۰	۰	۱
۹	شاویت (اسرائیل) ۱۰	۳	۱	۰/۷۵
۱۰	استلا ۱۱	۱	۰	۱

موتورهای به‌کار رفته در این ماهواره‌ها از نوع توربوپمپی هستند. با فرض اینکه قابلیت اطمینان موتور، همان قابلیت اطمینان ماهواره‌ها باشد؛ لذا قابلیت اطمینان ۰/۹۴ برای موتورهای توربوپمپی فرض شده است. همان‌طور که در رابطه (۹) نشان داده شده است، قابلیت اطمینان موتور دمشی ۰/۹۷، توربوپمپی ۰/۹۴ و الکتروپمپی ۰/۹۷ است. از طرفی دیگر قابلیت اطمینان موتور، حاصل ضرب قابلیت اطمینان ۹ زیرسامانه است؛ در نتیجه، قابلیت اطمینان هر یک از زیرسامانه‌ها، برابر ۰/۹۹۳ قرار داده می‌شود. با ارزیابی مجدد قابلیت اطمینان موتورهای موردنظر، قابلیت اطمینان موتور و در نتیجه ماهواره‌ها محاسبه می‌شود [۴].

$$\begin{aligned} R_{ps} &= R^5 = 0.97 \\ R_{tf} &= R^9 = 0.94 \\ R_{ef} &= R^5 = 0.97 \end{aligned} \quad (9)$$

۳-۵- روش مبنا

این روش مبتنی بر نرخ خرابی زیرسیستم‌ها است. از جمله فرضیات استفاده از این روش، نرخ خرابی ثابت و استقلال خرابی زیرسیستم‌ها است. اگر نرخ خرابی تخصیص یافته به i امین زیرسیستم در یک سیستم λ_i^* باشد و نرخ خرابی هدف برای سیستم λ_s^* باشد؛ مطابق با رابطه (۱۰) داریم [۴]:

$$R_s^*(t) = e^{-\lambda_s^* t} \quad (10)$$

گام‌های تخصیص قابلیت اطمینان در روش فوق عبارتند از:

رابطه (۳) قابلیت اطمینان موتورهای سوخت مایع را معرفی می‌کند.

جدول (۱): شاخص قابلیت اطمینان موتورهای سوخت مایع مدنظر

ردیف	نام زیرسیستم	موتور دمشی محض	موتور توربوپمپی	موتور الکتروپمپ
۱	محفظه تراست	R1	R1	R1
۲	مولد گاز	-	R2	-
۳	استارتر	-	R3	-
۴	توربین	-	R4	-
۵	پمپ‌ها	-	R5	R5
۶	شیرآلات کنترلی	R6	R6	-
۷	شیرآلات غیر کنترلی	R7	R7	R7
۸	لوله و اتصالات	R8	R8	R8
۹	سایر اجزا	R9	R9	R9

$$R_{ps} = R_1, R_6, R_7, R_8, R_9 \quad (4)$$

رابطه (۴) ارزیابی قابلیت اطمینان موتور دمشی محض را نشان می‌دهد.

$$R_{tf} = R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6, R_7, R_8, R_9 \quad (5)$$

قابلیت اطمینان موتور توربوپمپی در رابطه (۵) نشان داده شده است.

$$R_{ef} = R_1, R_5, R_7, R_8, R_9 \quad (6)$$

ارزیابی قابلیت اطمینان موتور الکتروپمپی با رابطه (۶) به‌دست می‌آید.

$$R_1 = R_2 = R_3 = R_4 = R_5 = R_6 = R_7 = R_8 = R_9 = R \quad (7)$$

با فرض این‌که قابلیت اطمینان کلیه زیرسیستم‌های ۹ گانه برابر باشد، می‌توان به رابطه (۷) رسید. اکنون به ارزیابی مجدد قابلیت اطمینان زیرمجموعه‌ها، پرداخته می‌شود:

$$\begin{aligned} R_{ps} &= R^5 \\ R_{tf} &= R^9 \\ R_{ef} &= R^5 \end{aligned} \quad (8)$$

با توجه به این‌که ماهواره‌های کشور، از منظر کلاس در دسته سبک قرار دارند؛ لذا در جدول (۲) قابلیت اطمینان ۱۰ ماهواره‌ها بر مبنای تعداد مأموریت‌ها، میزان شکست و موفقیت موردبررسی قرار گرفته است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، قابلیت اطمینان میانگین ماهواره‌های منتخب جهان ۹۴ درصد است [۳۰].

⁷ Start-1

⁸ Taurus

⁹ Titan 2

¹⁰ Shavit (Israel)

¹¹ Stella (Russia)

² Athena 1 and 2

³ Kosmos

⁴ Molniya

⁵ Pegasus XL

⁶ Rockot

جدول (۴): محاسبه ضرایب وزنی، نرخ خرابی تخصیص یافته و قابلیت اطمینان زیرمجموعه‌های موتور

ردیف	عنوان مجموعه	W_i	λ_i^*	$R_i^*(t)$
۱	محفظه احتراق	۰/۳۰۳	۰/۰۰۰۶	۰/۹۹۱
۲	مولد گاز	۰/۳۰۳	۰/۰۰۰۶	۰/۹۹۱
۳	استارت	۰/۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۱
۴	توربین‌ها	۰/۳۰۳	۰/۰۰۰۶	۰/۹۹۱
۵	پمپ‌ها	۰/۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۱
۶	شیرآلات کنترلی	۰/۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۱
۷	شیرآلات غیر کنترلی	۰/۰۰۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۹۹۱
۸	لوله و اتصالات	۰/۰۰۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۹۹۱
۹	سایر اجزاء	۰/۰۰۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۹۹۱

در ادامه، همانند روش اول از طریق روابط (۴) تا (۶) قابلیت اطمینان موتورهای موردنظر، محاسبه می‌شود. همان‌طور که در رابطه (۱۴) نشان داده شده است، قابلیت اطمینان موتورهای دمشی و الکتروپمپی ۰/۹۹ است، قابلیت اطمینان موتور تغذیه توربوپمپی ۰/۹۷ است. همانند روش اول، در این روش هم قابلیت اطمینان موتور الکتروپمپی بالاتر از توربوپمپی است. با مقایسه نتایج ارزیابی سه دسته از موتور، ملاحظه می‌شود که قابلیت اطمینان موتورهای الکتروپمپ برابر با موتورهای دمشی و بالاتر از موتورهای تغذیه توربوپمپی است؛ یعنی به عبارت دیگر، قابلیت اطمینان موتورهای الکتروپمپ ۲ درصد بالاتر از موتورهای توربوپمپی است که در حال حاضر در ماهواره‌ها از آن استفاده می‌شود. در این پژوهش، با رویکرد سطح اطمینان بالاتر تخمین‌ها، می‌توان روش اول را برای مقایسه مبنا قرار داد.

۶- ارزیابی هزینه موتورهای سوخت مایع

در دوره‌های آغازین توسعه صنایع هوافضایی، پرداختن به مقوله هزینه اهمیت چندانی نداشت؛ اما برای ادامه مسیر با توجه به لزوم بازنگری در هزینه بخش هوافضا از یک سو و لزوم تجاری‌سازی و رقابتی‌شدن فناوری‌های هوافضایی از سوی دیگر، کشورها را به سمت مدیریت هزینه‌ها سوق داد. نمونه‌هایی از این رویکرد را می‌توان در طراحی سامانه‌های هوافضایی کشورهای پیشرو نظیر آمریکا، اروپا، هند و چین دنبال کرد. به عنوان نمونه، اتحادیه اروپا در طراحی ماهواره بر وگا، رویکرد کاهش هزینه را مبنا قرار داده است [۳]. مثال بعدی چین است که با رویکرد تجاری‌سازی، در اکثر موشک‌ها هزینه طراحی را کاهش داده است و یا کشور هند با ثبت رکورد بیشترین تزریق ماهواره در یک پرتاب

گام اول: تبدیل قابلیت اطمینان هدف $R_s^*(t)$ به نرخ خرابی هدف λ_s^* .

در این پژوهش، قابلیت اطمینان هدف برای زیرسیستم موتور در یک مأموریت ۱۵ دقیقه ۰/۹۷ است؛ یعنی $R_{eng}^* = 0.97$. لذا، با توجه به رابطه (۱۰)، $\lambda_s^* = 0.002(fr/min)$ همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، از منظر قابلیت اطمینان زیرمجموعه‌های موتور عملکرد سری دارند. نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیرمجموعه‌های موتور مطابق با جدول (۳) است. شایان ذکر است، در این پژوهش مبنای نرخ خرابی براساس مراجع [۳۱، ۳۲] و همچنین تجربیات صنعتی نویسندگان مقاله حاضر است.

جدول (۳): نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیرمجموعه‌های موتور

ردیف	عنوان مجموعه	شاخص نرخ خرابی	میزان نرخ خرابی (خرابی بر دقیقه)
۱	محفظه احتراق	1λ	$6.7e-4$
۲	مولد گاز	2λ	$6.7e-4$
۳	استارت	3λ	$6.67e-5$
۴	توربین‌ها	4λ	$6.7e-4$
۵	پمپ‌ها	5λ	$6.67e-5$
۶	شیرآلات کنترلی	6λ	$6.67e-5$
۷	شیرآلات غیر کنترلی	7λ	$4.44e-7$
۸	لوله و اتصالات	8λ	$4.44e-7$
۹	سایر اجزاء	9λ	$4.44e-7$

گام دوم: ضرایب وزنی زیرسیستم‌ها مطابق با رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود:

$$W_i = \frac{\lambda_i}{\sum_{i=1}^N \lambda_i} \quad (11)$$

λ_i : نرخ خرابی زیرسیستم مشابه

گام سوم: رابطه (۱۲) نحوه محاسبه نرخ خرابی تخصیص یافته به زیرسیستم‌ها را نشان می‌دهد:

$$\lambda_i^* = W_i \lambda_s^* \quad (12)$$

گام چهارم: محاسبه قابلیت اطمینان تخصیص یافته به زیرسیستم‌ها به واسطه رابطه (۱۳) انجام می‌شود:

$$R_i^*(t) = e^{-\lambda_i^* t} \quad (13)$$

نتایج حاصل از پیاده‌سازی گام‌های دو تا چهار در جدول (۴)، نشان داده شده است. پس از محاسبه ضرایب وزنی، نرخ خرابی تخصیص یافته به دست آمده و در نهایت قابلیت اطمینان زیرمجموعه‌های موتور به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} R_{ps} &= 0.99 \\ R_{tf} &= 0.97 \\ R_{ef} &= 0.99 \end{aligned} \quad (14)$$

ردیف	نام زیرسیستم	نسبت جرمی زیرسیستم به کل حامل فضایی (درصد)	نسبت هزینه زیرسیستم به کل حامل فضایی (درصد)
۱	بار محموله	۱-۳	چند برابر قیمت حامل
۲	پیشران	۸۰-۸۵	۵-۱۰
۳	سازه	۱۰	۱۵
۴	سیستم پیشران بعلاوه سیستم هدایت و کنترل	۴-۵	۶۰-۷۰

از منظر دیگر، در مقایسه هزینه توسعه موتور سوخت مایع الکتروپمپ با تغذیه توربوپمپی، لازم است نزدیک ترین موتور تغذیه توربوپمپی توسعه یافته به موتور رادرفورد را شناسایی کرد. با جستجو در اطلس موتورهای سوخت مایع جهان، موتور RD-0105 را مشابه ترین موتور با ویژگی های انرژی موتور رادرفورد است. با مراجعه به جدول ۷، ملاحظه می شود که جرم موتور RD-0105 معادل ۱۳۰ کیلوگرم است. این در حالی است که این عدد برای نمونه تغذیه الکتروپمپی ۷۵ کیلوگرم است [۴]. در ادامه مطالب به مقایسه هزینه توسعه دو موتور پرداخته می شود.

روابط تخمین هزینه (CER)، کل هزینه توسعه حامل فضایی سوخت مایع برحسب نفر سال که شامل: هشت المان (سازه خشک غیرفعال (سازه مخازن و موتور و المان های وزنی دیگر)، سازه خشک فعال (عایق های حرارتی و مواد فناشونده)، تجهیزات، موتور، تجهیزات قابل بازیابی و اجزای هیدرولیک، مخزن سوخت، مخزن اکسیدکننده، پوشش آیرودینامیک)، برای هر مرحله حامل و ساختار آن به صورت زیر است [۲۸]:

جدول (۷): ویژگی های عمومی و عملکردی موتور تغذیه توربوپمپی RD-0105

ردیف	ویژگی های عمومی	ویژگی های عملکردی
۱	کشور اصلی	USSR
۲	اولین پرواز	1959
۳	سازنده	Voronezh
۴	کاربرد	Upper Stage
۵	پیشران	LOX/RG-1
۶	سیکل	Gas Generator
۷	-	-

و همچنین کاهش هزینه های پرتاب، این رویکرد را در موشک PSLV دنبال کرده است.

در حال حاضر، هزینه محرک اصلی توسعه حامل های فضایی محسوب می شود. در صورتی برای موفقیت حامل فضایی با فناوری پیشرفته، تضمین می شود که صرفه اقتصادی در به کارگیری حامل در نظر گرفته شده باشد [۲۸]. لذا با توجه به اهمیت موضوع، لازم است در ابتدا هزینه پرتاب حامل های فضایی مطرح دنیا را مرور و سپس با ماهواره بر الکترون مقایسه کرد. در ادامه، به نقش زیرسیستم پیشران در هزینه ماهواره برها پرداخته می شود و در نهایت مقایسه ای بین هزینه توسعه و تولید موتورهای سوخت مایع توربوپمپی و الکتروپمپ، انجام خواهد شد.

در جدول ۵ مقایسه هزینه پرتاب حامل های فضایی مطرح کلاس سبک دنیا، نشان داده می شود. همان طور که ملاحظه می شود، هزینه تزریق ماهواره در مدارهای پایین زمین (لئو)، برای هر کیلوگرم ۱۶۶۷۵ دلار است. از طرفی، میانگین هزینه پرتاب ماهواره برهای کلاس سبک ۱۹ میلیون دلار است. این هزینه برای ماهواره بر الکترون ۴/۸ میلیون دلار است [۴]. یعنی به عبارتی ۲۵ درصد هزینه پرتاب دیگر حامل های فضایی. در جدول ۶ مقایسه نسبت جرمی و هزینه زیرسیستم های حامل فضایی به کل، را نشان می دهد که با توجه به نقش بالای سامانه ی پیشران در هزینه های حامل فضایی، کاهش هزینه توسعه و تولید سامانه ی پیشران به معنای کاهش قابل توجه هزینه حامل فضایی است.

جدول (۵): مقایسه هزینه پرتاب حامل های فضایی مطرح کلاس سبک دنیا

کلاس	کشور	نام حامل	وزن محموله (کیلوگرم)	هزینه (دلار/کیلوگرم)	هزینه (دلار) مدار لئو ۲۰۱۵
۱	آمریکا	آتنا ۲	۲۰۶۵	۱۶۸۵۱.۹	۳۴۷۹۹.۱۷۳
۲	روسیه	کاسموس	۱۵۰۰	۱۲۵۶۷.۱۵	۱۸۸۵۰.۷۲۵
۳	آمریکا	پگاسوس xl	۴۴۳	۴۴۱۸۷.۳	۱۹۵۷۴.۹۷۳
۴	روسیه	راکوت	۱۸۵۰	۱۰۵۸۰.۶۵	۱۹۵۷۴.۲۰۲
۵	روسیه	استارت	۶۳۲	۱۶۹۴۶.۱۵	۱۰۷۰۹.۹۶۶
۶	آمریکا	تاروس	۱۳۸۰	۱۹۹۶۳.۶	۲۷۵۴۹.۷۶۸
۷	آمریکا	تیتان ۲	۱۹۰۰	۱۱۶۳۳.۳۵	۲۲۱۰۳.۳۶۵
۸	روسیه	اشتیل	۴۳۰	۶۷۴.۲۵	۲۸۹۹.۲۷۵
۹	میانگین	-	-	۱۶۶۷۵.۵۴	۱۹۱۸۱.۵۱۲

جدول (۶): جدول مقایسه نسبت جرمی و هزینه زیرسیستم های حامل فضایی به کل

ردیف	پیشرانش			هزینه توسعه (نفر سال)
۱	جرم سازه خشک موتور	m(kg)	۷۵	۱۵۷
۲	ضریب پیچیدگی توسعه	f _{1e}		
۲-۱	موتور نسل اول	۱.۲۵		
۲-۱	موتورهای در دسترس مشابه	۰.۸-۱		
۲-۳	با تغییرات موتورهای موجود	۰.۴-۰.۸		
۳	قابلیت اطمینان موردنیاز	f _{2e}	۰.۹۹	
۴	ضریب تجربه تیم توسعه موتور	f _{3e}		
۴-۱	دفتر طراحی با تیم جدید	۱-۱.۳	۰.۸	
۴-۲	دفتر طراحی با تیم با تجربه	۰.۶-۱		

جدول (۱۰): هزینه توسعه موتور سوخت مایع تغذیه توربوپمپ

ردیف	پیشرانش			هزینه توسعه (نفر سال)
۱	جرم سازه خشک موتور	m(kg)	۱۳۰	۲۱۲
۲	ضریب پیچیدگی توسعه	f _{1e}		
۲-۱	موتور نسل اول	۱.۲۵		
۲-۲	موتورهای در دسترس مشابه	۰.۸-۱		
۲-۳	با تغییرات موتورهای موجود	۰.۴-۰.۸		
۳	قابلیت اطمینان موردنیاز	f _{2e}	۰.۹۷	
۴	ضریب تجربه تیم توسعه موتور	f _{3e}		
۴-۱	دفتر طراحی با تیم جدید	۱-۱.۳	۰.۸	
۴-۲	دفتر طراحی با تیم با تجربه	۰.۶-۱		

۷- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در پژوهش حاضر، نسل جدید موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ با شاخص‌های جرمی، انرژی، قابلیت اطمینان و هزینه با نسل‌های پیشین آن‌ها مورد مقایسه و ارزیابی قرار گرفتند. برای این منظور، سه نسل موتورهای سوخت مایع، شامل: دمش محض، تغذیه توربوپمپی (سیکل باز و بسته) و تغذیه الکتروپمپی مورد مقایسه قرار گرفتند. همان‌طور که در جدول ۱۱ نشان داده شده است، نتایج نشان می‌دهد که برتری فراوانی در فناوری الکتروپمپ در مقایسه با دو نسل پیشین وجود دارد. با مقایسه نتایج ارزیابی سه دسته از موتور ملاحظه می‌شود، قابلیت اطمینان موتورهای

$$C_E = \left(\sum C_{E-STR} + \sum C_{E-TPS} + \sum C_{E-EQU} + \sum C_{E-EN} + \sum C_{E-RE} + \sum C_{E-LOX} + \sum C_{E-LH2} + \sum C_{E-SHR} \right) \quad (15)$$

$$\cdot (F_{IT} + F_{M\&E})$$

$$F_{IT} = 1.06n \quad (16)$$

در رابطه (۱۶) FIT، ضریب یکپارچه‌سازی برای n مرحله؛ FM&E، هزینه سربار مهندسی سیستم و مدیریت پروژه. همان‌طور که از رابطه (۱۷) مشخص است، هزینه توسعه موتورهای سوخت مایع، تابع متغیرهایی نظیر جرم موتور، ضریب پیچیدگی توسعه، ضریب تجربه تیم، هزینه سربار مهندسی سیستم‌ها و قابلیت اطمینان موتور، است [۲۸]. در جدول ۸، ضرایب به‌کار گرفته شده در معادله تخمین هزینه توسعه موتور سوخت مایع اکسیژن-کراسین، آورده شده است.

$$C_{E-EN} = 162 \cdot K_W \cdot f_{1e} \cdot f_{2e} \cdot f_{3e} \cdot m^{0.58} \quad (17)$$

جدول (۸): توصیف ضرایب تخمین هزینه توسعه موتور سوخت مایع

[۲۸]

ردیف	عنوان	نماد
۱	ضریب اصلاح استفاده مجدد	KW
۲	جرم موتور	m
۳	ضریب پیچیدگی توسعه	f _{1e}
۴	قابلیت اطمینان مورد انتظار	f _{2e}
۵	ضریب تجربه تیم توسعه موتور	f _{3e}

اکنون با جایگذاری اعداد در معادله (۱۷)، برای دو موتور سوخت مایع تغذیه توربوپمپی و تغذیه الکتروپمپ، درمی‌یابیم که هزینه توسعه موتورها به ترتیب ۲۱۲ و ۱۵۷ نفر سال است؛ یعنی هزینه توسعه موتور الکتروپمپ، ۶۵ درصد موتور تغذیه توربوپمپی است. در صورتی که قابلیت اطمینان موردنظر دو نسل موتور برابر ۰/۹۷ باشد (مقایسه هزینه با قابلیت اطمینان برابر) هزینه توسعه موتور الکتروپمپ، ۶۲ درصد، موتور تغذیه توربوپمپی خواهد شد. شایان‌ذکر است که جرم موتور، از جدول ۷ قابلیت اطمینان، از بخش پنج؛ در خصوص ضریب تجربه تیم، فرض می‌شود. موتور توسط یک تیم با تجربه یکسان طراحی می‌شود و نیز در خصوص ضریب پیچیدگی در توسعه فناوری نیز یکسان در نظر گرفته شده است. جداول ۹ و ۱۰، به‌ترتیب هزینه‌های توسعه موتورهای سوخت مایع تغذیه الکتروپمپ و توربوپمپی را نشان می‌دهند.

جدول (۹): هزینه توسعه موتور سوخت مایع تغذیه الکتروپمپ

- f1e ضریب پیچیدگی توسعه
- f2e قابلیت اطمینان مورد انتظار
- f3e ضریب تجربه تیم توسعه موتور
- KW ضریب اصلاح استفاده مجدد
- m جرم موتور
- R1 قابلیت اطمینان محفظه احتراق
- R2 قابلیت اطمینان مولد گاز
- R3 قابلیت اطمینان استارت
- R4 قابلیت اطمینان توربین
- R5 قابلیت اطمینان پمپها
- R6 قابلیت اطمینان شیرآلات کنترلی
- R7 قابلیت اطمینان شیرآلات غیر کنترلی
- R8 قابلیت اطمینان لوله اتصالات
- R9 قابلیت اطمینان سایر اجزا
- Rps قابلیت اطمینان موتور دمشی محض
- Rtf قابلیت اطمینان موتور توربوپمپی
- Ref قابلیت اطمینان موتور الکتروپمپ
- $R_i^{*}(t)$ قابلیت اطمینان زیرمجموعه‌های i ام
- λ_i نرخ خرابی زیرمجموعه‌های i ام
- t زمان عملکرد زیرمجموعه
- W_i ضریب وزنی زیرمجموعه‌های i ام

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

نویسندگان صمیمانه از تمامی مدیران و کارکنان پژوهشگاه هوافضای ایران که در جلسات خبرگی پروژه "ترسیم درخت خطا" حضور و مشارکت موثر داشته اند، تشکر و قدردانی به عمل می آید. بدون حمایت‌ها و توصیه‌های ایشان، انجام این مطالعه به شکل کنونی ممکن نبود.

مراجع

- [1] Futron Corporation, *Closing the Business Case for Commercial Reusable Launch Vehicles*, Bethesda, MD, USA, 2002.

الکتروپمپ بالاتر از موتورهای تغذیه توربوپمپی است؛ یعنی به عبارت دیگر، قابلیت اطمینان موتورهای الکتروپمپ ۲ درصد بالاتر از موتورهای توربوپمپی است که در حال حاضر در ماهواره‌ها از آن استفاده می‌شود. این مقدار افزایش قابلیت اطمینان فراوان است و با توجه به اهمیت بالای موتور در ماهواره‌ها با جایگزینی این دسته از موتورهای می‌توان شاهد افزایش قابلیت اطمینان ماهواره‌ها بود. در مورد هزینه نیز، همان‌طور که بررسی شد هزینه توسعه موتورهای تغذیه توربوپمپی و الکتروپمپ، به ترتیب ۲۱۲ و ۱۵۷ نفر سال است؛ که به آن معنی است هزینه توسعه موتور الکتروپمپ ۶۵ درصد موتور تغذیه توربوپمپی است. در صورتی که قابلیت اطمینان موردنظر دو نسل موتور برابر ۰/۹۷ باشد (مقایسه هزینه با قابلیت اطمینان برابر) هزینه توسعه موتور الکتروپمپ، ۶۲ درصد موتور تغذیه توربوپمپی خواهد شد.

جدول (۱۱): مقایسه سه نسل موتورهای سوخت مایع از منظر انرژی،

جرمی، هزینه و قابلیت اطمینان

ردیف	نوع سامانه پیش‌ران	دسته‌بندی	انرژی	جرمی	هزینه	قابلیت اطمینان
۱	دمش محض	دمش محض	ضربه‌ی ویژه پایین	جرم متوسط	هزینه پایین	قابلیت اطمینان متوسط
۲	تغذیه توربوپمپی	سیکل باز	ضربه‌ی ویژه به سمت بالا	جرم بالا	هزینه بالا	قابلیت اطمینان متوسط
		سیکل بسته	ضربه‌ی ویژه بالا	جرم بالا	هزینه بالا	قابلیت اطمینان به سمت بالا
۳	تغذیه الکتروپمپی	تغذیه الکتروپمپی	ضربه‌ی ویژه بالا	جرم پایین	هزینه پایین	

۸- فهرست علائم

- CE هزینه توسعه حامل فضایی مایع
- CE-EN هزینه توسعه موتور حامل فضایی
- CE-RE هزینه تجهیزات قابل بازیابی
- CE-LOX هزینه مخزن اکسیژن حامل فضایی
- CE-STR هزینه سازه حامل فضایی
- CE-SHR هزینه پوشش آیرودینامیک

- [18] N. B. Balotin, *Multistage Launch Vehicle, Ternary Propellant LRE*, Russian patent, 2010, (in Russian).
- [19] N. Igor, D. Raymond and A. Roman, "Improving the performance of LOX/kerosene upper stage rocket engines," *Journal of Propulsion and Power Research*, vol. 6, pp. 157-176, 2017.
- [20] L. Sangbok, L. Taekyu, and R. Tae-Seong, "Development of a system analysis program for a liquid rocket engine," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 29, no. 6, pp. 2365–2380, 2015.
- [21] C. Guobiao, F. Jie, Z. Yuntao, and T. Xiaoyan, "Optimization of system parameters for liquid rocket engines with gas-generator cycles," *Journal of Propulsion and Power Research*, vol. 26, no. 1, 2010.
- [22] F. Mota, J. Hinckel, E. M. Rocco, and H. Schlingloff, "Modeling and analysis of a LOX/ethanol liquid rocket engine," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 10, e3018, 2018.
- [23] N. Soldà and D. Lentini, "Opportunities for a liquid rocket feed system based on electric pumps," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 24, no. 6, 2008.
- [24] P. Rachov and H. Tacca, "Electric feed systems for liquid-propellant rockets," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 29, no. 5, 2013.
- [25] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Ommi, "Increasing the reliability of the country's launch vehicles by replacing a new generation of engines," in *Proc. 5th Int. Conf. Reliability and Safety Engineering*, Shiraz Univ., Shiraz, Iran, May 18–20, 2017.
- [26] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Ommi, "Studying the world's prominent launch vehicles from the perspective of reliability," in *Proc. 5th Int. Conf. Reliability and Safety Engineering*, Shiraz Univ., Shiraz, Iran, May 18–20, 2017.
- [27] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Ommi, "An integrated methodology applied for reliability-based multidisciplinary design optimization in EPFE with LOX/kerosene," *Reliability Engineering & System Safety*, vol. 240, Art. no. 109570, 2023.
- [28] H. Naseh and M. Jafarpanah, "Cost estimation for space propulsion systems and human resource cost and the project implementation time optimization," *Journal of Space Science & Technology*, vol. 15, no. 53, 2022, (in Persian).
- [29] M. Jafarpanah and H. Naseh, "Cost estimation model presentation for cryogenic/semi-cryogenic space propulsion systems," *Journal of Space Science & Technology*, vol. 14, no. 49, 2022, (in Persian).
- [30] H. R. Alimohammadi and H. Naseh, "Design for reliability of a space system in the conceptual design phase," *Journal of Space Science & Technology*, vol. 16, no. 55, 2023, (in Persian).
- [31] L. A. Fernández, C. Wiedemann, and V. Braun, "Analysis of space launch vehicle failures and post-mission disposal statistics," *Aerotecnica Missili & Spazio*, vol. 101, pp. 243–256, 2022.
- [32] S. S. Lee, "Reliability drivers for advanced space vehicles," AE 8900 Special Project Report, July 2001.
- [2] Futron Corporation, *The Space Launch Industry: Recent Trends and Near-Term Outlook*, Bethesda, MD, USA, 2004.
- [3] D. Koelle, "Cost engineering – The new paradigm for space launch vehicle design," *Journal of Reducing Space Missions Cost*, vol. 1, no. 1, 1998.
- [4] H. R. Alimohammadi, "Multi-objective design and optimization of electropump liquid propellant engines with regard to reliability," Ph.D. dissertation, Aerospace Research Institute, Dept. Astronautics, Tehran, Iran, 2021.
- [5] B. Mosley, "RD-180 engine: An established record of performance and reliability on Atlas launch vehicles," in *Proc. IEEE Aerospace Conf.*, Big Sky, MT, USA, 2011, pp. 1–6, doi: 10.1109/AERO.2011.5747485.
- [6] K. S. Jeon, J. W. Lee, C. Lee, and J. W. Chang, "Optimal gas generator design for the liquid rocket engine," in *Proc. AIAA Conf.*, 2004.
- [7] H. Burkhardt, M. Sippel, A. Herbertz, and J. Klevanski, "Comparative study of kerosene and methane propellant engines for reusable liquid booster stages," in *Proc. 4th Int. Conf. Launcher Technology (Space Launcher Liquid Propulsion)*, 2002.
- [8] D. R. Jones, "Multivariable optimization of liquid rocket engines using particle swarm algorithms," Ph.D. dissertation, The University of Alabama, Tuscaloosa, AL, USA, 2013.
- [9] W. J. Larson and J. R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*. Torrance, CA, USA: Microcosm Press, 1992.
- [10] A. Butt, C. G. Popp, H. M. Pitts, and D. J. Sharp, "NASA Ares I launch vehicle roll and reaction control systems design status," in *Proc. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit*, 2008, p. 5130.
- [11] M. Kanazaki, A. Ariyairt, K. Chiba, K. Kitagawa, and T. Shimada, "Conceptual design of single-stage rocket using hybrid rocket by means of genetic algorithm," *Procedia Engineering*, vol. 99, pp. 198–207, 2015.
- [12] A. A. Kazlov, *Propellant, Schematic and Main Parameters Selection for Liquid Propellant Rocket Engines*, 1997, (in Russian).
- [13] A. A. Kazlov, *Control and Feed System's Elements of Liquid Propellant Rocket Engines*, 1988, (in Russian).
- [14] A. A. Kazlov, *Propellant, Schematic and Main Parameters Selection for Liquid Propellant Rocket Engines*. Moscow, Russia, 1997, (in Russian). Persian translation by D. Ramesh, 2001.
- [15] H. Karimi and D. Remesh, "Development of static and dynamic optimization algorithm of closed cycle cryogenic propulsion systems," Ph.D. dissertation, Khajeh Nasir University of Technology, Tehran, Iran, 2013.
- [16] A. A. Bookhmatov, B. T. Bookanov, U. I. Kanalin, and I. A. Klepikov, *LRE Turbopump Feed System*, Russian patent, 2005, (in Russian).
- [17] V. E. Arkhangelski and V. N. Khazov, "Oxygen–kerosene–ammonia ternary propellant for LREs," 2007, (in Russian).