

**Original Research Paper**

# Reliability Based Design of a Space System in the Conceptual Design Phase

Hamid Reza Alimohammadi<sup>ID</sup> and Hasan Naseh\*<sup>ID</sup>

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

**ARTICLE INFO****Article History:**

Received 05 June 2023

Revised 12 September 2023

Accepted 25 September 2023

Available Online 25 September 2023

**Keywords:**Reliability based design  
Liquid propellant engine  
Electro-pump-fed engine  
Reliability  
Implementation steps  
Conceptual design**ABSTRACT**

Achieving new technologies with high reliability while reducing the cost and time of the design cycle is one of the most significant challenges in developing complex systems. This paper discusses the reliability-based design of a space system during the conceptual design phase. Generally, there are eight steps in designing for reliability. As applied to a liquid propellant engine with electro-pump technology, these steps include planning, determination of failure modes, reliability modeling, reliability allocation, propagation of uncertainty, implementation of the chosen method in reliability analysis, reliability prediction, and reliability evaluation. Each step contains sub-steps that follow in a specific order. In the second step, the prediction of failure modes is carried out using two FMEA methods alongside design constraints. The third step involves developing the reliability block diagram for the electro-pump. In the fourth step, various reliability allocation methods are introduced and reviewed. The fifth step presents four approaches to investigate uncertainty: sampling methods, analytical methods such as FORM and SORM, polynomial estimation using Taylor series, and advanced methods like random expansion. Subsequently, the uncertainty in the electro-pump engine is addressed alongside the limited functions in the electro-pump engine. Finally, in the seventh step, the reliability evaluation of the electro-pump engine is discussed. This evaluation is conducted to validate the proposed method, where reliability is determined using two indicators: specific impulse and mass ratio (initial mass to final mass).

\*Corresponding Author's E-mail: [hnaseh@ari.ac.ir](mailto:hnaseh@ari.ac.ir)**How to Cite this Article:**H.R. Alimohammadi, and H. Naseh, "Reliability based design of a space system in the conceptual design phase," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 55-68, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1447>.**COPYRIGHTS**© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

## طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان یک سامانه فضایی در فاز طراحی مفهومی

حمیدرضا علی محمدی<sup>۱</sup> و حسن ناصح<sup>۲\*</sup>

۱- دکتری، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

۲- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

## چکیده

دستیابی به فناوری‌های نوین با قابلیت اطمینان بالا، همراه با کاهش هزینه و زمان چرخه طراحی، یکی از مهم‌ترین چالش‌های صنایع پیچیده می‌باشد. در این مقاله به طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان یک سامانه فضایی در فاز طراحی مفهومی پرداخته می‌شود. به‌طور معمول در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، هشت گام اصلی وجود دارد، اولین گام، طرح‌ریزی و هفت گام بعدی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ را می‌توان در قالب گام‌های 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 بیان نمود. در هر یک از گام‌های فوق، زیرگام‌هایی به‌ترتیب زیر صورت می‌گیرد: در گام دوم، پیش‌بینی مدهای شکست براساس دو روش FMEA و قیود طراحی، انجام می‌گیرد. در گام سوم، به زیر گام بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان الکتروپمپ پرداخته می‌شود. در گام چهارم، انواع روش‌های تخصیص قابلیت اطمینان معرفی و بررسی می‌شوند. در گام پنجم، چهار نگرش برای بررسی انتشار عدم قطعیت (روش‌های نمونه‌برداری، روش‌های تحلیلی نظیر، روش (FORM) و (SORM))، تخمین چند اسمی با استفاده از تیلور، روش‌های پیشرفته مانند گسترش تصادفی) معرفی و بررسی شده است. در گام ششم، به زیرگام انتشار عدم قطعیت در موتور الکتروپمپ و همچنین توابع حدی در موتور الکتروپمپ و در نهایت در گام هفتم به ارزیابی قابلیت اطمینان موتور الکتروپمپ پرداخته شده است. در این ارزیابی که به‌منظور صحت‌گذاری بر روش پیشنهادی صورت پذیرفته است، قابلیت اطمینان با دو شاخص ایمپالس ویژه و نسبت جرمی (جرم اولیه به جرم نهایی)، مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

## اطلاعات مقاله

## تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۵ خرداد ۱۴۰۲

بازنگری ۲۱ شهریور ۱۴۰۲

پذیرش ۳ مهر ۱۴۰۲

اولین انتشار ۳ مهر ۱۴۰۲

## واژه‌های کلیدی:

طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان  
موتور سوخت مایع  
الکتروپمپ  
قابلیت اطمینان  
گام‌های پیاده‌سازی  
طراحی مفهومی

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [hnaseh@ari.ac.ir](mailto:hnaseh@ari.ac.ir)

## How to Cite this Article:

H.R. Alimohammadi, and H. Naseh, "Reliability based design of a space system in the conceptual design phase," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 55-68, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1447>.

## COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

## علائم و اختصارات

ARSM-DS	Adaptive Response Surface Method-Directional Sampling
FMEA	Failure Modes and Effects Analysis
FORM	First-Order Reliability Method
MCS	Monte Carlo Simulation
SORM	Second Order Reliability Method
n	تعداد زیرسیستم سری شده در محاسبه قابلیت اطمینان
t	زمان عملکرد
g(x)	تابع غیر خطی از x
$I_{spcat}$	ضربه ویژه محاسبه شده
$I_{spreq}$	ضربه ویژه مورد نیاز
$\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cat}$	نسبت جرم اولیه به جرم نهایی محاسباتی
$\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{Req}$	نسبت جرم اولیه به جرم نهایی مورد نیاز
$R^*$	قابلیت اطمینان مورد نیاز سیستم
$R_i^*$	قابلیت اطمینان تخصیص یافته به زیرسیستم i
$R_{ef}$	قابلیت اطمینان معادل سیستم
$R_{epfs}$	قابلیت اطمینان سامانه پیشرانش الکتروپمپ
$R_{LV}$	قابلیت اطمینان کل حامل فضایی
$R_{sti}$	قابلیت اطمینان مرحله ی i
$R_{LRE}$	قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع
$W_i$	ضریب وزنی نرخ خرابی به زیرسیستم i
$\lambda_i^*$	نرخ خرابی زیرسیستم i
$\lambda_s^*$	نرخ خرابی سیستم

## مقدمه

در زمینه طراحی موتورهای سوخت مایع، پژوهش‌های مختلفی صورت گرفته، در ادامه تحقیقات مرتبط را می‌توان در سه گروه ذیل دسته‌بندی کرد:

**الف-** طراحی بهینه، به صورت بهینه‌سازی سامانه پیشران: شامل موتور

سوخت مایع، پیشرانه، مخازن و سیستم فشارگذاری

**ب-** طراحی با هدف دستیابی به قابلیت اطمینان: دستیابی به

قابلیت اطمینان مطلوب سامانه پیشران، با تخصیص قابلیت

اطمینان به زیرسامانه‌های پیشران

**ج-** طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، با استفاده از گام‌های

طراحی مشخص: دستیابی به توابع هدف طراحی با قابلیت

اطمینان مشخص برای زیرسامانه‌های پیشران، کلیه

بخش‌های محفظه احتراق، مولد گاز، انژکتورها، توربین و

پمپ‌ها و غیره

با توجه به دامنه گسترده موضوع، در ادامه، به معرفی بخشی از

مراجع مرتبط با موضوع پژوهش می‌پردازیم: لیندن [۱] دو المان از

سامانه پیشران، شامل انژکتور گاز-گاز با اکسیژن گازی و هیدروژن

گازی به‌عنوان زیرسامانه‌های پیشران و همچنین توربین

مافوق صوت در فرآیند بهینه‌سازی قرار گرفته‌اند. لی و همکاران [۲]

بیان می‌کند، که در مرحله طراحی اولیه موتورهای سوخت مایع،

پارامترهای طراحی به کمک تحلیل‌های سیستمی و در نظر گرفتن

الزامات و قیود طراحی مشخص می‌شوند.

شلتون و همکاران [۳] به ارائه الگوریتم ژنتیک کارآمد جهت

طراحی سامانه پیشران سوخت مایع با هدف کمینه کردن وزن

برخاست، با در نظر گرفتن قید برد مأموریت، پرداخته است.

استفاده از پیشران‌های جدید (زوج‌های جدید سوخت و اکسیدایزر)

یکی از روش‌های بهبود شاخص‌های انرژی‌تکی و به تبع آن کاهش

جرمی است [۴-۶]. وی و همکاران [۷] روشی فراگیر جهت انتخاب

بهینه پارامترهای درون موتوری در انواع موتورهای سوخت مایع

سیکل باز ارائه کرده است. در اینجا نیز تابع هدف ایمپالس ویژه

موتور تعریف شده است.

تحقیقات دیگری نیز با رویکردهای متفاوت در زمینه

بهینه‌سازی موتورهای سوخت مایع و اجزای آن‌ها صورت گرفته است.

به‌عنوان نمونه جئون [۸] روشی برای طراحی بهینه مولد گاز موتور

سوخت مایع ارائه کرده است که در آن تنها از منظر افزایش توان

توربین به مسئله بهینه‌سازی پرداخته شده است. در زمینه انتخاب

پارامترهای بهینه موتور هم‌چنین می‌توان به نتایج مراجع [۹،۱۰] اشاره

کرد. وی و همکاران [۷] ابزاری مناسب به‌منظور انتخاب بهینه

پارامترهای درون موتوری در موتورهای سیکل باز ارائه می‌دهد که در

برطرف نمودن مشکلات زیر کارآمد می‌باشد [۱۱،۱۲]:

بود. این مزیت، با اثر مطلوب فشار محفظه بر ایمپالس ویژه افزایش می‌یابد.

این پژوهش، تنها به مقایسه سیستم الکتروپمپ با سیستم دمشی محض پرداخته و مبنای قیاس فقط الزام جرمی خواهد بود. در سال ۲۰۱۳ راجوف و تاکا [۱۹] نشان دادند، موتور سوخت مایع با تغذیه الکتروپمپ می‌تواند جایگزین مناسبی برای نسل‌های پیشین خود، یعنی دمشی محض و تغذیه توربوپمپی باشد. در این پژوهش، ثابت شد که با بهره‌گیری از این نوع فناوری در حامل‌های فضایی کلاس سبک، می‌توان به برتری جرمی دست یافت.

این پژوهش، تنها به مقایسه جرمی بین سیستم الکتروپمپ با سیستم دمشی محض و تغذیه توربوپمپی پرداخته است. در سال ۲۰۱۸ هیون و همکاران [۲۰]، موتور سوخت مایع الکتروپمپ با زوج پیشرانه کراسین / اکسیژن مایع را با موتور تغذیه توربوپمپی سیکل باز مورد مقایسه قرار دادند. در این پژوهش، عبارات جرمی برای طرح پیشنهادی و موتور سیکل باز از نظر توان پمپ و زمان سوزش استخراج شد.

از پژوهش‌های مشابه داخلی، می‌توان به پایان‌نامه دکتری تحت عنوان، تدوین الگوریتم بهینه‌یابی استاتیکی و دینامیکی سامانه‌های پیشران سرمزای سیکل بسته؛ که در سال ۱۳۹۳، توسط داود رمش مطرح شد، اشاره نمود [۲۱]. همان‌طور که ملاحظه شد، در زمینه بهینه‌سازی موتور سوخت مایع، پژوهش‌های زیادی انجام شده است.

حمیدرضا علی محمدی و همکاران [۲۲-۲۵] مقالاتی را در زمینه، استفاده از مدل‌های پیش‌بین در بهینه‌سازی و بهینه‌سازی بر مبنای قابلیت اطمینان را در سطح زیر مجموعه‌های موتور سوخت مایع منتشر کردند.

با این حال در زمینه طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع و به‌طور مشخص الکتروپمپ آن هم در فاز طراحی مفهومی، پژوهشی انجام نشده است.

از رویکردهای نوین موثر بر طراحی محصولات پیچیده، می‌توان به مهندسی سیستم‌ها، بهینه‌سازی چند موضوعی، طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، کاهش هزینه و رویکرد هیبریدی که خود دربرگیرنده رویکردهای دیگر است، اشاره داشت [۲۶]. از منظر دیگر، دستیابی به فناوری‌های نوین با قابلیت اطمینان بالا، همراه با کاهش هزینه و زمان چرخه طراحی، یکی از مهم‌ترین چالش‌های صنایع پیچیده می‌باشد [۲۷].

در رویکرد طراحی سنتی به موضوع قابلیت اطمینان در فازهای بعد از ساخت مورد توجه قرار می‌گرفت. این در حالی است که در طراحی مدرن از فاز طراحی مفهومی به موضوع قابلیت اطمینان پرداخته می‌شود. در ادامه این مقاله، گام‌های پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی آورده شده است.

۱) بالا بودن مقدار نامی فشار خروج پمپ‌ها و فشار مولد گاز که در هنگام بروز اختلالات، زمینه مساعدی را برای گسترش آن فراهم می‌سازد.

۲) بهینه‌کردن ایمپالس ویژه موتور که ناشی از اتلافات بالای انرژی در مسیرها و یا به‌عبارت دیگر مناسب نبودن نقطه کاری پمپ‌هاست.

در [۱۳]، برنامه تجزیه و تحلیل سیستمی برای طراحی اولیه موتور سوخت مایع با توجه به متغیرهای ورودی و الزامات را توسعه داده است. این برنامه، شامل مازول‌های تحلیل زیر سیستم‌ها نظیر، محفظه احتراق، مولد گاز، توربوپمپ و توربین می‌باشد.

موتا و همکاران [۱۴]، چارچوب بهینه‌سازی طراحی در نظر گرفته شده برای انتخاب بهترین پارامترهای سیستمی موتورهای سوخت مایع سیکل باز می‌باشد. علاوه بر این، عدم قطعیت در عملکرد موتور، مانند فشار محفظه احتراق و نسبت مولفه‌ها، به‌عنوان متغیرهای تصادفی در بهینه‌سازی مبتنی بر قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده‌اند. نتایج به‌دست آمده، مصالحه بین عملکرد موتور و الزامات قابلیت اطمینان را نشان می‌دهد. موتا و همکاران [۱۵]، عملکرد و جرم خشک موتور در حال توسعه L75 با پیشرانه اکسیژن- اتانول مورد بررسی قرار داده‌اند. اکینیسکی و همکاران [۱۶] بهینه‌سازی چند موضوعی موتور سوخت مایع دو مولفه‌ای، با اکسید کننده  $H_2O_2$  را مورد بررسی قرار داده‌اند. در این بررسی، موضوع بهینه‌سازی موتور دو مولفه‌ای، با ماموریت، انتقال مداری با اکسیدکننده، پراکسید هیدروژن و سوخت کراسین می‌باشد. تجزیه و تحلیل عملکردی، سازه‌ای و انتقال حرارت مورد بررسی قرار گرفته است.

هم‌چنین [۱۷، ۶]، توجه ویژه‌ای به موتور سوخت مایع دو مولفه‌ای با احتراق مرحله‌ای در بستر کاتالیستی شده است. فرایند بهینه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار متلب انجام شده است. سولدا و همکاران [۱۸] در سال ۲۰۰۸، سیستم تغذیه جدیدی برای موتورهای سوخت مایع بر اساس پمپ‌های الکتریکی که توان خود را از باتری تامین می‌کنند، پیشنهاد کردند. این سیستم تغذیه جدید، بنام 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 در خصوص دستیابی به زمان عملکرد موتور (زمان سوزش) نسبتاً طولانی و فشار محفظه احتراق نسبتاً بالا شناسایی شود. هم‌چنین، نشان داده شد تا در صورت استفاده از فناوری‌های جدید باتری، سیستم پیشنهادی، در مقایسه با سیستم تغذیه دمشی محض صرفه‌جویی قابل توجهی در جرم شاهد خواهیم

و نوع توزیع، از مهم‌ترین فعالیت‌های این گام می‌باشند. در گام دوم، مدهای شکست پیش‌رانش شناسایی می‌شود. با توجه به فاز طراحی مفهومی، از رویکرد شناسایی قیود طراحی استفاده شده است. مدل‌سازی قابلیت اطمینان الکتروپمپ در گام سوم انجام شده است. یکی از مهم‌ترین گام‌ها، تخصیص قابلیت اطمینان است که در گام چهارم انجام می‌شود. در این پژوهش دو روش تخصیص پیاده‌سازی شده است. در گام پنجم انتشار عدم قطعیت انجام می‌شود. پس از انتخاب روش انتشار، در گام ششم پیاده‌سازی روش انتخابی در پیش‌رانش الکتروپمپ انجام شده است. در این پژوهش روش ARSM-DS به کار گرفته شده است. نهایتاً ارزیابی قابلیت اطمینان در گام هفتم انجام شده است. همان‌طور که در شکل (۱) نیز نشان داده شده است، پس از ارزیابی قابلیت اطمینان در صورتی که عدد به دست آمده از عدد تخصیصی پایین‌تر باشد؛ به گام چهارم بازخورد داده می‌شود. در ادامه، به معرفی مبسوط گام‌ها پرداخته می‌شود.

### گام اول: طرح‌ریزی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان

اولین گام در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، طرح‌ریزی قابلیت اطمینان می‌باشد. به‌طور معمول در این گام، گام‌های بعدی فرآیند، طرح‌ریزی می‌شود. همچنین در این گام فعالیت‌هایی نظیر: تشخیص نوع عدم قطعیت در متغیرها، نوع متغیر و نوع توزیع انجام شود. در طراحی موتور سوخت مایع الکتروپمپ، منابع متعددی از عدم قطعیت‌ها وجود دارد و طبقه‌بندی این منابع متفاوت هستند. در زمینه مدل‌سازی موتور سوخت مایع الکتروپمپ، عدم قطعیت‌ها می‌تواند به دونوع عدم قطعیت تصادفی و شناختی تقسیم شوند.

### گام دوم: تعیین مدهای شکست

برای شناسایی مدهای شکست یک سیستم رویکردهای مختلفی وجود دارد. رویکرد بهره‌گیری از تکنیک FMEA، رویکرد شناسایی قیود طراحی، رویکرد بهره‌گیری از بانک درس آموخته‌ها، رویکرد بهره‌گیری از تجربیات خبرگان، و غیره در این پژوهش ضمن معرفی تکنیک FMEA، با توجه به فاز طراحی مفهومی، از رویکرد شناسایی قیود طراحی استفاده شده است.

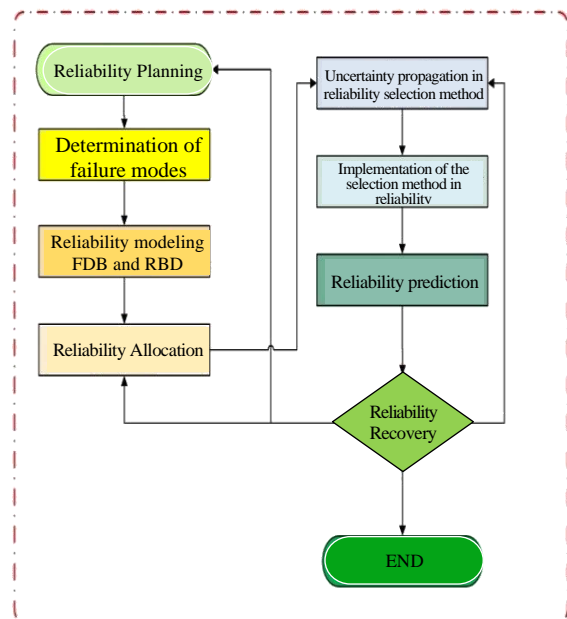
### پیش‌بینی مدهای شکست با استفاده از FMEA<sup>1</sup>

تحلیل FMEA ابزاری است که با کم‌ترین ریسک، برای پیش‌بینی مدهای شکست در مراحل طراحی و توسعه محصولات، فرایندها و خدمات در

## روش‌شناسی و پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان

همان‌طور که در شکل (۱) گام‌های پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی نشان داده شده است. به‌طور معمول در بهینه‌سازی بر مبنای قابلیت اطمینان، هشت گام به‌ترتیب ذیل وجود دارد:

- طرح‌ریزی؛
- تعیین مدهای شکست؛
- مدل‌سازی قابلیت اطمینان؛
- تخصیص قابلیت اطمینان؛
- انتشار عدم قطعیت؛
- پیاده‌سازی روش منتخب؛
- پیش‌بینی قابلیت اطمینان؛
- ارزیابی قابلیت اطمینان.



شکل ۱- الگوریتم طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان پیش‌رانش الکتروپمپی.

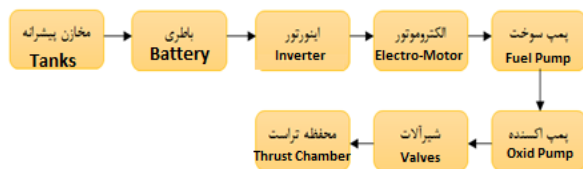
Fig. 1. Design algorithm based on electro-pump engine reliability.

شیوه عملکرد الگوریتم طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان پیش‌رانش الکتروپمپی به شرح ذیل می‌باشد:

در گام نخست، سیاست‌گذاری کلی نحوه پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در پیش‌رانش اتخاذ می‌شود. علاوه بر آن موضوعات فنی نظیر تشخیص نوع عدم قطعیت در متغیرها، نوع متغیر

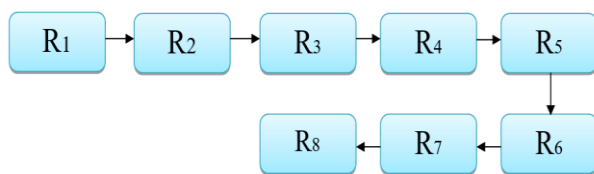
مواجه شود، مأموریت موتور با شکست مواجه خواهد شد. بنابراین، در تشریح نمودار جعبه‌ای قابلیت اطمینان سامانه پیشران الکتروپمپ زیرمجموعه‌ها باید به صورت سری در کنار هم قرار بگیرند. مدل ریاضی قابلیت اطمینان سیستم مینا از حاصل ضرب قابلیت اطمینان ۸ زیر سیستم اصلی حاصل می‌شود.

زیرسیستم‌های اصلی در سامانه پیشران الکتروپمپ عبارتند از: مخازن سوخت و اکسند، محفظه احتراق، پمپ‌های سوخت و اکسیدکننده، شیرآلات، باتری، اینورتور و الکترو موتور. برای کار کردن بدون عیب سامانه پیشران الکتروپمپ می‌بایستی تمامی زیر سیستم‌ها مأموریت‌شان را با موفقیت انجام دهند و اختلال در عملکرد یک زیر سیستم موجب شکست مأموریت می‌شود. شکل ۲، بلوک دیاگرام عملکردی سامانه پیشران الکتروپمپ را نشان می‌دهد بنابراین بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان سامانه پیشران الکتروپمپ به شرح ارائه شده در شکل ۳ می‌باشد.



شکل ۲- بلوک دیاگرام سامانه پیشران الکتروپمپ.

Fig. 2. Block diagram of electro-pump.



شکل ۳- بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان سامانه پیشران الکتروپمپ.

Fig. 3. Block diagram of electro-pump engine reliability.

### گام چهارم: تخصیص قابلیت اطمینان الکتروپمپ

در این گام ابتدا به معرفی تخصیص قابلیت اطمینان و روش‌های مختلف آن پرداخته و در ادامه، تخصیص قابلیت اطمینان الکتروپمپ را معرفی می‌کنیم.

#### تخصیص قابلیت اطمینان

در فرآیند طراحی و توسعه یک محصول جدید اغلب، مهندسين با طراحی سیستمی مواجه می‌شوند که می‌بایستی با مجموعه‌ای از الزامات قابلیت اطمینان تطبیق داشته باشد. برای این منظور، این الزامات (الزامات قابلیت اطمینان) در اختیار طراحان قرار داده می‌شود،

محصولات و سازمان‌ها قابل استفاده می‌باشد. این تکنیک برای آن طرح‌ریزی شده که یک اقدام قبل از واقعه باشد، نه یک تمرین بعد از آشکار شدن مشکلات. به بیانی دیگر، یکی از تفاوت‌های اساسی FMEA با سایر تکنیک‌های کیفی این است که FMEA یک اقدام کنشی و پیشگیرانه است، نه واکنشی. در بسیاری از موارد وقتی با مشکلی مواجه می‌شویم، ممکن است برای حذف آن اقدامات اصلاحی تعریف و اجرا شود. این اقدامات، واکنشی در برابر آنچه اتفاق افتاده است. در چنین مواردی حذف همیشگی مشکل، به هزینه و منابع زیاد نیاز دارد، زیرا حرکت از وضعیت موجود به سمت شرایط بهینه اینرسی زیادی خواهد داشت، اما در اجرای FMEA با پیش‌بینی مشکلات بالقوه و محاسبه میزان ریسک‌پذیری آن‌ها، اقداماتی در جهت حذف و یا کاهش میزان وقوع آن‌ها تعریف و اجرا می‌شود. این برخورد پیشگیرانه کنشی است در برابر آنچه ممکن است در آینده رخ دهد و مسلماً اعمال اقدامات اصلاحی در مراحل اولیه طراحی محصول یا فرایند، هزینه و زمان بسیار کمتری در بر خواهد داشت. از جمله کاربردهای FMEA در حین فرآیند طراحی سیستمی جدید، محصولی جدید و یا فرایندی جدید.

### پیش‌بینی مدهای شکست با استفاده از قیود طراحی

رویکرد دوم در شناسایی مدهای شکست در فاز طراحی مفهومی، شناسایی قیود طراحی است. قیدهایی هستند که روابط میان متغیرها را نشان می‌دهد و از این طریق، مقادیر مجاز برای متغیرها مشخص می‌شود. به عنوان نمونه در فرایند تولید، مقدار منابع مصرف شده نمی‌تواند از مقدار منابع در دسترس فراتر برود. در طراحی هر سامانه‌ای تعداد و سختی قیود به فاز طراحی و پیشرفت آن بستگی دارد. با پیشرفت فرآیند طراحی، طراح با قیود سخت‌گیرانه‌تری مواجه خواهد شد. در مرحله طراحی مفهومی تنها قیود مهم در نظر گرفته می‌شود. در نظر گرفته می‌شود و با پیشرفت تدریجی طرح، سایر قیود نیز وارد مسئله می‌شود. برخی از مهم‌ترین قیودی که برای پیشران می‌تواند در نظر گرفته شود، عبارتند از: هزینه، هندسه و سازه.

### گام سوم: مدل‌سازی قابلیت اطمینان الکتروپمپ

در این گام ابتدا به معرفی بلوک دیاگرام عملکردی و مزیت آن پرداخته و در ادامه، بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان الکتروپمپ را معرفی می‌کنیم.

#### بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان الکتروپمپ

سامانه پیشران الکتروپمپ که از هشت زیر مجموعه تشکیل شده است؛ برای کارکرد درست، بایستی کلیه زیرمجموعه‌ها مأموریت خود را به‌درستی انجام دهند. اگر مأموریت هر یک از زیر مجموعه با شکست

جدول ۱- شاخص گذاری قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مورد نظر.

Table 1. Indexing the reliability of the specific liquid propellant engine.

Row	Component Name	Allocation Index
1	Oxidizer and Fuel Tanks	R <sub>1</sub>
2	Battery	R <sub>2</sub>
3	Inverter	R <sub>3</sub>
4	Electro-Motor	R <sub>4</sub>
5	Fuel Pump	R <sub>5</sub>
6	Oxidizer Pump	R <sub>6</sub>
7	Valves	R <sub>7</sub>
8	Thrust Chamber	R <sub>8</sub>

با فرض این که قابلیت اطمینان کلیه زیرسیستم‌های هشت گانه برابر باشد به رابطه (۴) می‌رسیم:

$$R_1 = R_2 = R_3 = R_4 = R_5 = R_6 = R_7 = R_8 \quad (4)$$

حال، به ارزیابی مجدد قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌ها می‌پردازیم:

$$R_{ef} = R^8 \quad (5)$$

از طرفی، با توجه به این که ماهواره‌برهای کشور، از منظر کلاس در دسته سبک قرار دارند؛ لذا، در جدول (۲) قابلیت اطمینان ۱۰ ماهواره‌بر مطرح دنیا بر اساس تعداد مأموریت‌ها، میزان شکست و موفقیت مورد بررسی قرار گرفته است. ملاحظه می‌شود، قابلیت اطمینان میانگین ماهواره‌برهای منتخب جهان ۹۷ درصد است [۲۸].

جدول ۲- قابلیت اطمینان ماهواره‌برهای کلاس سبک (وزن محموله تا ۲۰۰۰ کیلوگرم) [۲۸].

Table 2. Reliability of small class launch vehicle (Cargo weight up to 2000 kg) [28].

Lunch Vehicle	Number of successful launches	Number of failed launches	Reliability
Athena -1 Ahena -2	5	2	0.71
Kosmos	400	23	0.94
Molniya	266	19	0.93
Pegasus XL	32	3	0.91
Rocket	27	3	0.93
Start-1	5	1	0.83
Taurus	5	1	0.83
Titan 2	10	0	1
Shavit (Israel)	3	1	0.75

آن‌ها بایستی محصولی را بسازند که به قابلیت اطمینان مطلوب دست یافته و مأموریت مورد نظر سیستم را با حداقل هزینه انجام دهد. تقسیم‌بندی‌های مختلفی برای تخصیص قابلیت اطمینان ارائه شده است. برخی از پر کاربردترین روش‌های تخصیص عبارتند از:

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

روش هشتم: روش استفاده از مجموع فاکتورهای وزنی.

هر یک از روش‌های مذکور مزایا و معایب خاص خودشان را دارند. در این پژوهش، از روش‌های یک و دو استفاده شده است. در ادامه، به معرفی روش‌های ذکر شده می‌پردازیم:

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

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

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

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

که در آن: R\*: قابلیت اطمینان مورد نیاز سیستم؛ R<sub>i</sub>\*: قابلیت اطمینان تخصیص یافته به زیر سیستم i.

موتور الکتروپمپ مورد نظر که از هشت زیر مجموعه تشکیل شده است، برای کارکرد درست، بایستی کلیه زیرمجموعه‌ها مأموریت خود را به درستی انجام دهند. اگر مأموریت هر یک از زیر مجموعه‌ها با شکست مواجه شود، مأموریت موتور با شکست مواجه خواهد شد. بنابراین، در تشریح نمودار جعبه‌ای قابلیت اطمینان موتور مینا زیرمجموعه‌ها باید به صورت سری در کنار هم قرار بگیرند [۲۸]. مدل ریاضی قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مینا از حاصل ضرب قابلیت اطمینان ۸ زیر مجموعه اصلی موتور حاصل می‌شود (رابطه (۳)).

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

جدول ۳- نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیر مجموعه‌های موتور.

Table 3. Predicted failure rates of engine subsystems.

Row	Component Name	Failure rate Index	Failure rate value (Failure per min.)
1	Oxidizer and Fuel Tanks	$\lambda_1$	6.6e-6
2	Battery	$\lambda_2$	6.67e-5
3	Inverter	$\lambda_3$	6.6e-6
4	Electro-Motor	$\lambda_4$	6.67e-5
5	Fuel Pump	$\lambda_5$	6.67e-5
6	Oxidizer Pump	$\lambda_6$	6.67e-5
7	Valves	$\lambda_7$	6.67e-5
8	Thrust Chamber	$\lambda_8$	6.7e-4

مرحله دوم: ضرایب وزنی زیر سیستم‌ها مطابق با رابطه (۸)

محاسبه می‌شود:

$$W_i = \frac{\lambda_i}{\sum_{i=1}^N \lambda_i} \quad (8)$$

$\lambda_i$ : نرخ خرابی زیر سیستم مشابه

مرحله سوم: رابطه (۹) نحوه محاسبه نرخ خرابی تخصیص

یافته به زیر سیستم‌ها را نشان می‌دهد:

$$\lambda_i^* = W_i \lambda_s^* \quad (9)$$

گام چهارم: محاسبه قابلیت اطمینان تخصیص یافته به زیر

سیستم‌ها به واسطه رابطه (۱۰) انجام می‌شود:

$$R_i^*(t) = e^{-\lambda_i^* t} \quad (10)$$

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 نهایتاً قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌های موتور به دست می‌آید.

همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد با توجه به سری بودن زیر مجموعه‌ها، قابلیت اطمینان موتور الکترومپ حاصل ضرب قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌هاست. لذا، با ضرب هشت زیرمجموعه به عدد ۰/۹۹۷ می‌رسیم. ملاحظه می‌شود با هر دو روش به یک عدد رسیدیم. لذا، عدد تخصیص یافته به موتور الکترومپ ۰/۹۹۷ می‌باشد.

Lunch Vehicle	Number of successful launches	Number of failed launches	Reliability
Stella (Russia)	1	0	1

با توجه به این که حامل فضایی مورد نظر دو مرحله‌ای می‌باشد.

$$R_{LV} = R_{st1} \cdot R_{st2} \quad (6)$$

با توجه به رابطه (۲) و سری بودن دو مرحله در حامل فضایی، قابلیت اطمینان هر یک از مراحل ۰/۹۸۴ می‌باشد. زیر سیستم‌های مرحله دوم حامل فضایی مورد نظر، عبارتند از: سامانه پیشران‌های الکترومپ، هدایت، کنترل، ناوبری، سیستم جدایش و محموله فضایی. در این حالت هم کلیه زیرسیستم‌ها سری هستند. لذا، قابلیت اطمینان مرحله دوم حاصل ضرب شش زیرسیستم اصلی می‌باشد. با فرض برابر بودن قابلیت اطمینان شش زیر سیستم و با استفاده از رابطه (۲)، قابلیت اطمینان تخصیص داده شده به سامانه پیشران‌های الکترومپ ۰/۹۹۷ است. یعنی:

$$R_{epfs} = 0.997$$

با توجه به رابطه (۳)، قابلیت اطمینان هر یک از زیر مجموعه‌های

سامانه پیشران الکترومپ برابر است با ۰/۹۹۹۶.

روش دوم: روش مبنا

این روش مبتنی بر نرخ خرابی زیرسیستم‌ها است. از جمله فرضیات استفاده از این روش، نرخ خرابی ثابت و استقلال خرابی زیرسیستم هاست. اگر نرخ خرابی تخصیص یافته به  $i$  امین زیر سیستم در یک سیستم  $\lambda_i^*$  باشد و نرخ خرابی هدف برای سیستم  $\lambda_s^*$  باشد؛ مطابق با رابطه (۷) داریم:

$$R_s^*(t) = e^{-\lambda_s^* t} \quad (7)$$

مراحل تخصیص قابلیت اطمینان در روش فوق عبارتند از:

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

هدف  $\lambda_s^*$ .

در این پژوهش، قابلیت اطمینان هدف برای زیر سیستم موتور الکترومپ در یک ماموریت ۱۵ دقیقه ۰/۹۹۷ است. یعنی  $R_{eng}^* = 0.97$ . لذا، با توجه به رابطه (۱۰)،  $\lambda_s^* = 0.0002(fr/$

$min)$

همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، از منظر قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌های موتور عملکرد سری دارند. نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیرمجموعه‌های موتور مطابق با جدول (۳) می‌باشد.

معروفند)، با توجه به عدم قطعیت متغیرها (معروف به متغیرهای ورودی) که در آن نقش‌ها وجود دارند می‌باشد. این بخش چهار نگرش برای انتشار عدم قطعیت معرفی می‌شوند:

- روش‌های نمونه‌برداری؛
- روش‌های تحلیلی نظیر، روش (FORM) و (SORM)؛
- تخمین چند اسمی با استفاده از تیلور؛
- روش‌های پیشرفته مانند گسترش تصادفی.

روش‌های نمونه‌برداری در انتخاب بهترین رویکرد برای انتشار عدم قطعیت معیارهایی وجود دارد، که متناسب با شرایط مساله می‌بایستی از آن بهره گرفت. از جمله معیارها عبارتند از: خطی یا غیر خطی بودن، نواحی شکست، تعداد متغیرها، تعداد فراخوانی (زمان تحلیل شکست) و غیره. هر یک از این رویکردها، دارای ویژگی‌های خاص خود می‌باشند. به عنوان نمونه، روش مونت کارلو دارای این ویژگی‌ها می‌باشد: محدودیتی در خطی یا غیر خطی بودن متغیرها و توابع هدف وجود ندارد؛ محدودیتی در ناحیه/نواحی شکست وجود ندارد؛ محدودیتی در تعداد متغیرهای مساله وجود ندارد؛ با توجه به تعداد بالای آزمون‌ها، روش دقیقی است؛ به شدت زمان‌بر است. معمولاً از این روش برای صحنه‌گذاری دیگر روش‌ها استفاده می‌شود. دامنه کاربرد رویکردهای مختلف انتشار عدم قطعیت در جدول ۵ نشان داده شده است. با بررسی روش‌های پیشنهادی در انتشار عدم قطعیت، در این پژوهش از نگرش‌های اول و دوم استفاده شده است.

**جدول ۴** - محاسبه ضرایب وزنی، نرخ خرابی تخصیص یافته و قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌های موتور.

**Table 4.** Calculation of weighted coefficients, assigned failure rate and reliability of engine subsystems.

Row	Component Name	$\lambda_i$	$W_i$	$\lambda_i^*$	$R_i^*(t)$
1	Oxidizer and Fuel Tanks	6.6e-6	0.006	0.0000012	0.99998
2	Battery	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
3	Inverter	6.6e-6	0.006	0.0000012	0.99998
4	Electro-Motor	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
5	Fuel Pump	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
6	Oxidizer Pump	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
7	Valves	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
8	Thrust Chamber	6.7e-4	0.618	0.00012	0.998

### گام پنجم: انتشار عدم قطعیت

گام پنجم در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ، انتشار عدم قطعیت است. هدف انتشار عدم قطعیت، محاسبه عدم قطعیت در متغیرهای تصادفی (به نقش تصادفی

**جدول ۵** - دامنه کاربرد رویکردهای مختلف انتشار عدم قطعیت.

**Table 5.** Scope of application of different uncertainty propagation approaches.

Row	Approach	Non-linearity	Failure domains	No. Parameters	No. Solver Runs
1	Monte Carlo	Arbitrary	Arbitrary	many	$>10^4$ (3 sigma)
2	Simulation	Arbitrary	Arbitrary	$\leq 10$	$>10^7$ (3 sigma)
3	Directional Sampling	Arbitrary	One dominant	$\leq 10$	1000-5000
4	Adaptive Importance Sampling	Monotonic	One dominant	$\leq 20$	500-1000
5	FORM, SORM	Monotonic	One dominant	$\leq 20$	200-500
6	ISPUD	Continuous	Few dominant	$\leq 20$	200-500

جدول ۸ - تنظیم پارامترها در روش ARSM-DS.

Table 8. Setting the parameters in the ARSM-DS method.

1. Directional sampling	
Number of directions:	1000
2. Metamodel	
Number of supports in 1st step:	200
Scaling factor in 1st step:	3
Number of supports in per step:	50
Number of steps:	3

انتشار عدم قطعیت در موتور الکتروپمپ

برای بسیاری از کاربردهای عملی، تابع حالت حدی  $g(x)$  تابع غیر خطی  $x$  و دارای تعداد زیادی متغیر تصادفی است. در این حالت، انتگرال گیری عددی و دقیق، کار بسیار مشکلی خواهد بود. چرا که به دست آوردن تابع  $f_x(x)$  کار مشکلی است. با این حال، یک رویکرد ممکن با دقت مطلوب استفاده از شبیه سازی مونت کارلو با تعداد اجراهای زیاد است. از آنجاکه شبیه سازی مونت کارلو زمان بر است، لذا همواره تمایل به سمت روش های تحلیلی تقریبی مانند ARSM-DS وجود دارد. در پژوهش حاضر، هدف محاسبه قابلیت اطمینان الکتروپمپ می باشد. بنابراین، توابع حدی به صورت زیر تعریف می شوند.

$$g_1(x) = I_{spreq} - I_{spcal} \quad (11)$$

$$g_2(x) = \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req} - \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal} \quad (12)$$

در روابط فوق،  $I_{spcal}$  ایمپالس ویژه محاسباتی و  $I_{spreq}$  ایمپالس ویژه واقعی هم چنین  $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal}$  نسبت جرم محاسباتی و  $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req}$  نسبت جرم واقعی می باشند. شایان ذکر است مقادیر محاسباتی خروجی فاز بهینه سازی و مقادیر واقعی الزام ماموریتی می باشد.

توابع حدی در موتور الکتروپمپ

همان طور که قبلاً نیز به آن اشاره شد، احتمال شکست در الکتروپمپ به صورت  $P_f = prob[g(x) \leq 0]$  می توان نشان داد که  $I_{spcal}$  و  $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal}$  تابعی از مشخصات هندسی و عملکردی الکتروپمپ می باشند. لذا توابع حدی به صورت ذیل تعریف می شوند. (روابط (۱۳) و (۱۴):

گام ششم: پیاده سازی روش انتخابی در انتشار عدم قطعیت

گام ششم در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ، پیاده سازی روش انتخابی در انتشار عدم قطعیت است. این گام که پس از انتخاب روش مناسب در انتشار عدم قطعیت انجام می شود؛ می بایستی به درستی انجام شود تا خطای ناشی از اجرای روش به حداقل برسد. جداول (۶ تا ۸) پارامترهای اصلی مورد نیاز برای پیاده سازی روش های MCS، FORM و ARSM-DS را نشان می دهد. همان طور که ملاحظه می شود، برای پیاده سازی روش MCS حداقل نیاز به دو پارامتر یا در روش FORM حداقل نیاز به تنظیم شش پارامتر در دو بخش نوع الگوریتم و تنظیمات الگوریتم می باشد. نوع الگوریتم بهینه سازی، دقت مورد انتظار، نوع مشتق گیری، اندازه گام در شیوه مشتق گیری، حداکثر تعداد فراخوان ها و تعداد پردازش های موازی از جمله مهم ترین پارامترها در پیاده سازی روش FORM می باشند. تنظیم پارامترها در روش ARSM-DS در جدول نشان داده شده است. همان طور که پیش تر اشاره شد، این روش تلفیق شبه مدل و قابلیت اطمینان می باشد. لذا، پارامترهای اصلی نظیر، تعداد جهت ها، تعداد نقاط پشتیبان در گام اول، ضریب بزرگ نمایی در گام نخست، تعداد نقاط پشتیبان در گام های بعدی و تعداد گام ها، پارامترهایی هستند که از هر دو رویکرد در روش مذکور انتخاب شده اند.

جدول ۶ - تنظیم پارامترها در روش MCS.

Table 6. Setting the parameters in the MCS method.

Total number of samples:	1000
Samples to be computed in parallel:	3

جدول ۷ - تنظیم پارامترها در روش FORM.

Table 7. Setting the parameters in the FORM method.

1. Optimization algorithm	
Optimization algorithm used:	NLPQL
2. Optimizer settings	
Desired accuracy:	0.0005
Differentiation scheme:	Central
Differentiation step size:	0.01
Maximum number of solvers runs:	10000
Number of parallel line searches:	1

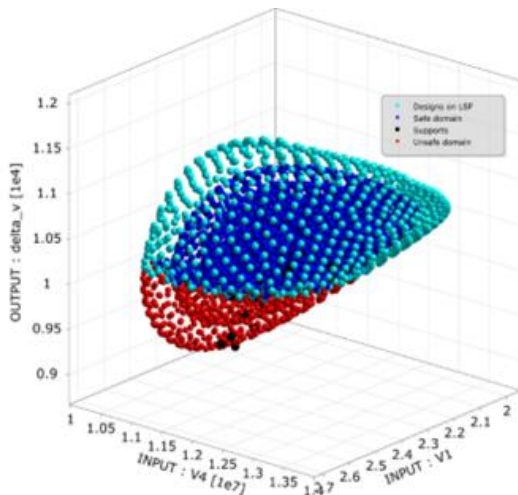
$$g_2(x) = \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req} - \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal} \leq 0 = \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req} \leq 0.066 \quad (14)$$

$$g_1(x) = I_{spreq} - I_{spcal} \geq 0 = I_{spreq} \geq 316.4 \quad (13)$$

جدول ۹- متغیرها، دامنه تغییرات و عدم قطعیت ها در موتور الکتروپمپی.

Table 9. Variables, range of changes and uncertainties in electropump engine.

Variable	Reference Value	Min.	Max.	Notation	Variable Type	COV	Distribution Type
Consumption ratio	2.24	2	2.34		Continues	% 2	Normal
Ratio of tank volume to propellant volume	1.04	1.03	1.05	$k_u$	Continues	-	Deterministic
Initial pressure of the gas tanks	270	250	300	$p_0$	Continues	-	Deterministic
Chamber Pressure	110	95	120	$P_c$	Continues	%2	Normal
Battery energy densities	230	130	500	$\delta_{b,E}$	Continues	%2	Normal
Efficiency of inverter	085	0.80	0.9	$\eta_{inv}$	Continues	-	Deterministic
Efficiency of oxidizer pump	0.66	0.63	0.7	$\eta_{oxp}$	Continues	-	Deterministic
Efficiency of fuel pump	0.61	0.56	0.65	$\eta_{fp}$	Continues	-	Deterministic
Burning time	900	600	1200	$l_b$	Continues	-	Deterministic



شکل ۴- ارتباط فشار محفظه و نسبت مصارف با تابع هدف سرعت نهایی در ابر نقاط قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی.

Fig. 4. The relationship between the chamber pressure and consumption ratio with the objective function of the final velocity within the cloud of reliability points in the electro-pump feeding system.

از طرفی همان طور که پیش تر نیز اشاره شد، متغیرهای طراحی موتور الکتروپمپ عبارتند از: نسبت مصارف، ضریب حجمی مخازن، فشار اولیه مخازن فشارگذاری، فشار محفظه احتراق، چگالی انرژی باتری، راندمان اینورتور، راندمان پمپ سوخت، راندمان پمپ اکسید کننده و زمان سوزش از میان متغیرهای اشاره شده، سه متغیر نسبت مصارف، فشار محفظه احتراق و چگالی انرژی باتری بعنوان متغیرهای تصادفی انتخاب شده‌اند. مقادیر انحراف معیار متغیرهای طراحی بر اساس دانش متخصصان یا از بانک داده‌ها به دست می‌آید. مقادیر پارامترهای طراحی در هنگام بهینه‌سازی تغییر نمی‌کنند.

شکل‌های ۴ تا ۶، خروجی روش قابلیت اطمینان مورد ارزیابی واقع شده است. در شکل ۴، نمودار ابر قابلیت اطمینان برای فشار محفظه در مقابل نسبت مصارف برای توابع هدف نشان داده شده است. همان طور که ملاحظه می‌شود، نواحی تحلیل به سه بخش شکست ۱، ایمن ۲ و غیر ایمن ۳ تقسیم شده است. در شکل ۵، احتمال شکست برای روش مورد نظر نشان داده شده است. قابلیت اطمینان برای این روش عدد  $1.6e-05$  تخمین زده می‌شود. شکل ۶ ارتباط فشار محفظه و چگالی انرژی باتری با تابع هدف سرعت نهایی در ابر نقاط قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی را نشان می‌دهد.

همان طور که پیش تر ملاحظه شد؛ در این پژوهش از چند احتمالاتی برای پیش بینی قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی مورد استفاده قرار گرفته است.

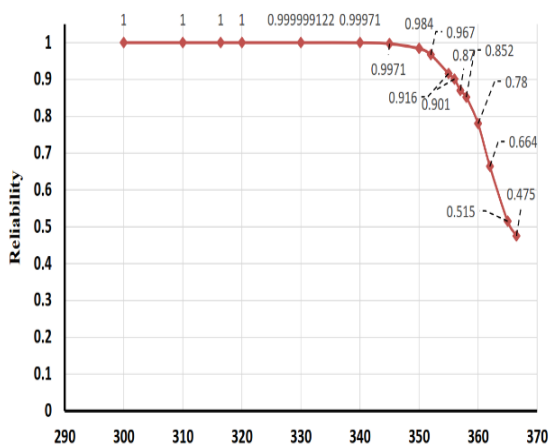
### ارزیابی قابلیت اطمینان<sup>۱</sup>

ارزیابی قابلیت اطمینان سیستم های پیچیده، تخمین کمی از شاخص های مختلف قابلیت اطمینان سیستم نظیر قابلیت اطمینان سیستم، در دسترس بودن سیستم و میانگین زمان خرابی سیستم بر اساس یک روش احتمالی با استفاده از داده های قابلیت اطمینان است.

ارزیابی قابلیت اطمینان در فاز طراحی بدین مفهوم است که آیا قابلیت اطمینان سیستم با الزامات طراحی مطابقت دارد؟ به طوری که، بتوان برای بهبود محصول پیشنهادات موثری را ارائه نمود.

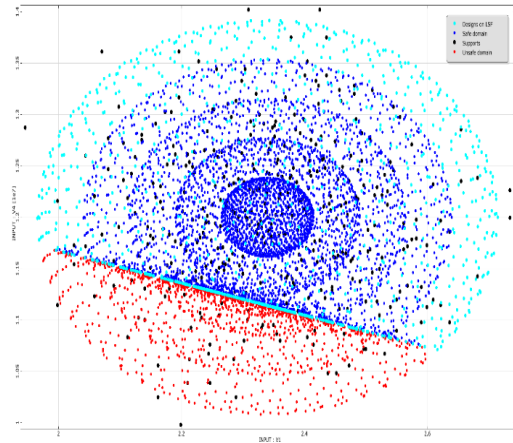
از طرفی ارزیابی قابلیت اطمینان یک سیستم، از مراحل اولیه طراحی یعنی فاز طراحی مفهومی شروع و تا انتهای چرخه عمر یعنی نظارت بر عملکرد سیستم ادامه دارد. ارزیابی کمی قابلیت اطمینان از مهم ترین وظایف تحلیلگر قابلیت اطمینان است.

تحلیل قابلیت اطمینان الکتروپمپ در روش ARSM-DS با توابع حدی ایمپالس ویژه، نسبت جرم و هر دو تابع حدی بترتیب در شکل های ۷ و ۸ نشان داده شده اند. ملاحظه می شود تا زمانی که ایمپالس ویژه موتور ۳۲۰ ثانیه است، قابلیت اطمینان یک است. با افزایش ایمپالس ویژه تا ۳۴۳ قابلیت اطمینان به عدد ۰/۹۹۷ تغییر پیدا می کند. با افزایش ۳/۵ درصدی ایمپالس ویژه، قابلیت اطمینان تا عدد ۰/۹۶۷ کاهش می یابد. در ادامه، با افزایش ۴ درصدی ایمپالس ویژه و رسیدن به حداکثر ایمپالس ویژه یعنی ۳۶۶/۵ ثانیه، سرعت نهایی به میزان ۴ درصد افزایش پیدا می کند.



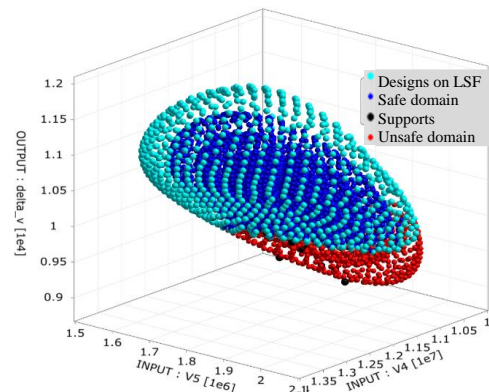
شکل ۷- ارتباط شاخص ایمپالس ویژه و قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی

Fig. 7. Correlation between specific impulse index and reliability in electro-pump feeding system.



شکل ۵- تفکیک ناحیه شکست و ایمن در سیستم تغذیه الکتروپمپی با دو متغیر فشار محفظه و نسبت مصارف.

Fig. 5. Clarify the failure and safe area in electro-pump feeding system with two variables of chamber pressure and consumption ratio.



شکل ۶- ارتباط فشار محفظه و چگالی انرژی باتری با تابع هدف سرعت نهایی در ابر نقاط قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی.

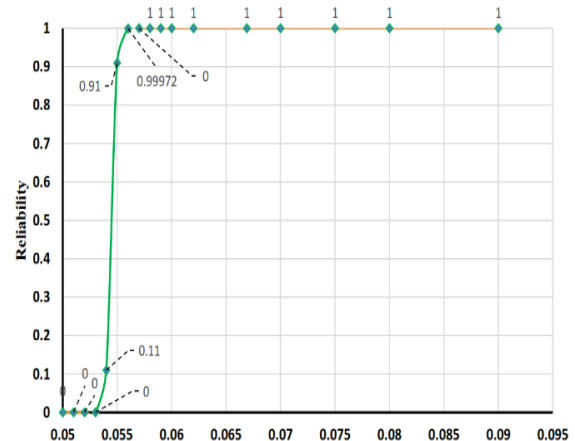
Fig. 6. Relation between chamber pressure and battery energy density with the objective function of the final speed in the cloud of reliability points in the electro-pump feeding system.

## گام هفتم: پیش بینی قابلیت اطمینان الکتروپمپ

در حالت کلی، روش های پیش بینی قابلیت اطمینان به دو دسته تقسیم می شوند: روش اول، مبتنی بر مدل سازی نرخ خرابی سیستم و روش دوم، مبتنی بر شبیه سازی احتمال شکست از طریق تابع تجمعی چگالی احتمال. از مهم ترین روش های احتمالاتی می توان به روش های ذیل اشاره نمود:  
روش تحلیل قابلیت اطمینان مرتبه ۱ و ۲، روش شبیه سازی یا نمونه برداری، مدل های جایگزین (شبه مدل ها) و روش های ترکیبی.

*Batteries for Electric Vehicles and Emerging Applications*, New York: McGraw-Hill, 2001.

- [2] L. Sang-Bok, L. Tae-Kyu, and R. Tae-Seong, "Design optimization of liquid rocket engine using genetic algorithms," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 16, no. 2, pp. 25-33, 2012.
- [3] J. D. Shelton, R. A. Frederick, and A. W. Wilhite, "Launch vehicle propulsion design with multiple selection criteria," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 43, no. 4, pp. 893-902, 2006, <https://doi.org/10.2514/1.16919>.
- [4] A. Jafarqoli, D. Ramsh, J. Abiyat, and M. J. Montazeri, "Liquid propulsion design, morphology and structure," Iranian Aerospace Industries Organisation Structure, 2005, (in Persian).
- [5] P. Bafrani, "Structural design optimization of combustion chamber of liquid propellant engine using evolutionary algorithms," Faculty of Modern Sciences and Technologies, 2013, (in Persian).
- [6] H. Karimi, "Design of liquid propellant engines," K.N. Toosi University of Technology, Tehran, 2012, (in Persian).
- [7] D. Way and J. Olds, "SCORES-Web-based rocket propulsion analysis for space transportation system design," in *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Los Angeles, CA, U.S.A., 1999, <https://doi.org/10.2514/6.1999-2353>.
- [8] K. S. Jeon, J. W. Lee, C. Lee, and J. W. Chang, "Optimal gas generator design for the liquid rocket engine," in *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2004, <https://doi.org/10.2514/6.2004-32>.
- [9] A. A. Kazlov, *Propellant, Schematic and Main Parameters Selection for Liquid Propellant Rocket Engines*, MAI Press, 1997, (in Russian).
- [10] A. A. Kazlov, *Control and Feed System's Elements of Liquid Propellant Rocket Engines*, Russian, Mashinostroenie Press: Moscow, 1988, (in Russian).
- [11] J. M. Brillouet et al., "The tannosome is an organelle forming condensed tannins in the chlorophyllous organs of tracheophyta," *Annals of Botany*, vol. 112, no. 6, pp. 1003-1014, 2013, <https://doi.org/10.1093/aob/mct168>.
- [12] S. Lee, T. Lim, and T.-S. Roh, "Development of a system analysis program for a liquid rocket engine," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 29, pp. 2375-2380, 2015, <https://doi.org/10.1007/s12206-015-0535-x>.
- [13] G. Cai, J. Fang, Y. Zheng, X. Tong, J. Chen, and J. Wang, "Optimization of system parameters for liquid rocket engines with gas-generator cycles," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 26, no. 1, pp. 113-119, 2010, <https://doi.org/10.2514/1.40649>.



شکل ۸- ارتباط شاخص نسبت جرم و قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی.

**Fig. 8.** Correlation between mass ratio index and reliability in electro-pump feeding system.

## نتیجه گیری و جمع بندی

در این پژوهش نحوه پیاده سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی یک سامانه فضایی با استفاده از گام های مشخص ارائه شد. هشت گام اصلی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ بیان شد. در تخصیص قابلیت اطمینان هشت روش متداول معرفی و دو روش منتخب در موتور الکتروپمپ پیاده سازی شد. ملاحظه شد که هر دو روش در تخصیص قابلیت اطمینان به عدد ۰/۹۹۷ رسیدند. در ارزیابی قابلیت اطمینان از روش ARSM-DS با توابع حدی ایمپالس ویژه، نسبت جرم استفاده شد. ملاحظه شد تا زمانی که ایمپالس ویژه موتور ۳۲۰ ثانیه است، قابلیت اطمینان یک است. با افزایش ایمپالس ویژه تا ۳۴۳ قابلیت اطمینان به عدد ۰/۹۹۷ تغییر پیدا می کند. با افزایش ۳/۵ درصدی ایمپالس ویژه، قابلیت اطمینان تا عدد ۰/۹۶۷ کاهش می یابد. با افزایش سرعت نهایی از ۹۶۵۰ تا ۱۰۱۰۰ متر بر ثانیه، قابلیت اطمینان از ۰/۹۸۴ تا ۰/۴۷۵ کاهش می یابد. دلیل این کاهش محسوس نزدیک شدن نقطه شکست به نقطه بهینه (ماکزیمم ایمپالس ویژه و مینیمم نسبت جرم) می باشد. با افزایش ۷ درصدی سرعت نهایی، یعنی تغییر سرعت نهایی از ۹۰۰۰ به ۹۶۵۰ متر بر ثانیه، قابلیت اطمینان تا ۰/۹۸۴ تغییر می کند.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] D. Linden, *Handbook of Batteries, Advanced*

- [22] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Omimi, "A new synthetic metamodel methodology for liquid-propellant engine's cooling system optimization," *Heat Transfer*, vol. 50, no. 1, pp. 907-941, 2021, <https://doi.org/10.1002/htj.21911>.
- [23] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Omimi, "A novel framework for liquid propellant engine's cooling system design by sensitivity analysis based on RSM and multi-objective optimization using PSO," *Advances in Space Research*, vol. 67, no. 5, pp. 1682-1700, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.11.018>.
- [24] H. R. Alimohammadi and R. Aghaei-Togh, "Multi-objective multidisciplinary design optimization of liquid-propellant engines thrust chamber based on a surrogate model," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 237, no. 14, pp. 3215-3229, 2023, <https://doi.org/10.1177/09544100231182268>.
- [25] S. M. Hashemi Dolabi, "Multi-subject design of space launch vehicle of liquid propellant based on reliability by fuzzy set theory method," Ph.D. dissertation, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran, 2013, (in Persian).
- [26] T. Fossnes, K. Forsberg, R. Wray, G. Fisher, and W. Mackey, *Systems Engineering Handbook*, International Council on Systems Engineering (INCOSE), 2000.
- [27] H. Naseh, H. R. Alimohammadi, and F. Omimi, "Increasing the reliability of the country's space launch vehicle by replacing a new generation of engines," in *5th International Conference on Reliability and Safety Engineering*, Shiraz, Iran, 2018, (in Persian).
- [28] H. Naseh, H. R. Alimohammadi, and F. Omimi, "Design and multi-subject optimization of electro-pump liquid propellant engines with regard to reliability," Ph.D. dissertation, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran, 2021, (in Persian).
- [14] F. A. d. S. Mota, J. N. 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, 2018, Art. no. 3018, <https://doi.org/10.5028/jatm.v10.914>.
- [15] A. Okninski, J. Kindracki, and P. Wolanski, "Multidisciplinary optimisation of bipropellant rocket engines using H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> as oxidiser," *Aerospace Science and Technology*, vol. 82-83, pp. 284-293, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.08.036>.
- [16] H. Naseh, H. R. Alimohammadi, and F. Omimi, "A new approach in the design of complex products," in *5th International Conference on Reliability and Safety Engineering*, Iran, 2018, (in Persian).
- [17] 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, pp. 1340-1346, 2008, <https://doi.org/10.2514/1.35074>.
- [18] P. P. Rachov, H. Tacca, and D. Lentini, "Electric feed systems for liquid-propellant rockets," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 29, no. 5, pp. 1171-1180, 2013, <https://doi.org/10.2514/1.B34714>.
- [19] H. D. Kwak, S. Kwon, and C. H. Choi, "Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle," *Aerospace Science and Technology*, vol. 77, pp. 67-82, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.02.033>.
- [20] D. Ramesh, "Development of static and dynamic optimization algorithm of closed cycle cryogenic propulsion systems," Ph.D. dissertation, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran, 2013, (in Persian).
- [21] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Omimi, "An integrated methodology applied for reliability based multi-disciplinary design optimization in EPFE with LOX/kerosene," *Reliability Engineering & System Safety*, vol. 240, 2023, Art. no. 109570, <https://doi.org/10.1016/j.res.2023.109570>.