JSST Journal of Space Sience and Technology

VOL.?? / ISSUE ?/ 2024/ (NO.??)
Print ISSN: 2008-4560 / Online ISSN: 2423-4516
http://doi.org/10.30699/jsst.2023.400617.1447

OPEN ACCESS

Pages:???/Research Paper/Submit: 05 June 2023/Revised: 12 September 2023/Accepted: 25 September 2023

Journal Homepage: https://jsst.ias.ir

ACCEPTED MANUSCRIPT

Reliability-based Design of a Space System in the Conceptual Design Phase

Hamid Reza Alimohammadi [1*], Hasan Naseh[2]

1-2. Aerospace Research Institute of Iran Ministry of Science, Technology and Research, Tehran, Iran

[*] **Corresponding Author's E-Mail: a.mohammadi@sun.ari.ac.ir**

Abstract

Achieving to new technologies with high reliability, along with reducing the cost and time of the design cycle, is one of the most important challenges in complex systems. In this paper, reliability-based design of a space system is discussed in the conceptual design phase. Normally, there are eight steps in the design for reliability. The eight steps applied for the liquid propellant engine with electro-pump technology included: 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. Therefore, this research has been performed to achieve the methodology to implement the mentioned steps of reliability design in the conceptual design phase of a space system.

Keywords: Complex systems, Space systems, liquid propellant engine, Electro-Pump-Fed Engine, Reliability, Implementation steps, Conceptual design

1. Introduction

In the field of designing liquid fuel engines, various researches have been carried out, and the related research can be classified into three groups [1-3]:

A- Optimal design, as an optimization of propulsion system; including: liquid fuel engine, propellant, tanks and pressure system;
B- Design with the aim of achieving reliability, by assigning reliability to propulsion subsystems, can achieve the optimal reliability of the propulsion system;
C- Reliability based design, using specific design steps, can achieve the design objective functions with specific reliability; in this group, propulsion subsystems, all combustion chamber parts, gas generators, injectors, turbines and pumps and so on.

2. How to implement and implement design based on reliability

As shown in Figure 1, the implementation steps of the reliability-based design in the conceptual design phase are shown. Typically, in reliability-based optimization, there are eight steps in the following order:

- Planning;
- Determination of failure modes;
- Reliability modeling;
- Reliability allocation;
- Spread of uncertainty;
- Implementation of the selected method;
- Predictability of reliability;
- Reliability assessment.

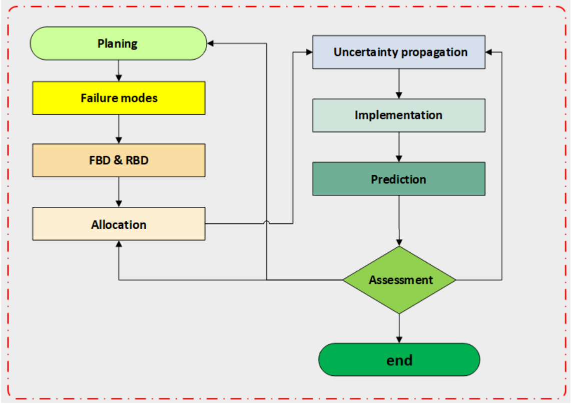


Figure 1: Reliability based Design algorithm of electro-pump propulsion

Step 1: Planning for Reliability-based Design

The first step in reliability-based design is reliability planning. Typically, at this step, the next steps of the process are outlined. Also in this step, activities such as detection of the type of uncertainty in variables, type of variable and type of distribution should be performed.

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).

How to cite this article:
H.R Alimohammadi , H. Naseh, " Reliability Based Design of a Space System in the Conceptual Design Phase," *Journal of Space Science and Technology*, vol. ??, no. ?, pp. ????, 2024 (in Persian). http://doi.org/ 10.30699/jsst.2023.400

3. Step 2: Determine Failure Modes

There are different approaches to identifying the failure modes of a system. The approach of using the FMEA, the approach of identifying design constraints, the approach of using the bank of lessons learned, the approach of using the knowledge of experts and etc. In this research, while introducing the FMEA, considering the conceptual design phase, the approach of identifying design constraints has been used.

4. Step 3: The third step: modeling the reliability of the electro-pump

This step, focuses on introducing the different methods of reliability allocation, and then introducing the reliability allocation of the electro-pump.

5. Step 4: Allocation of the reliability of the electro-pump

This step, focuses on introducing the different methods of reliability allocation, and then introducing the reliability allocation of the electro-pump.

6. Step 5: Propagation of uncertainty

The fifth step in the reliability-based design of the electro-pump engine is the propagation of uncertainty. The purpose of uncertainty propagation is to calculate uncertainty in random variables.

7. Step 6: Implementation of the selection method in uncertainty

The sixth step in the reliability based design of electro-pump engine is to implement the selection method in uncertainty propagation. This step, which is done after choosing the correct method in uncertainty propagation. It should be done correctly so that the error caused by the implementation of the method is minimized.

8. Step 7: Predict electro-pump reliability

In general, reliability prediction methods are divided into two categories: the first, based on system failure rate modeling, and the second is based on simulation of failure probability through the cumulative probability density function. One of the most important probabilistic methods can be mentioned as follows:
Reliability analysis order1 and 2 methods, simulation or sampling method, alternative models (pseudo-models) and hybrid methods.

9. Results and Discussion

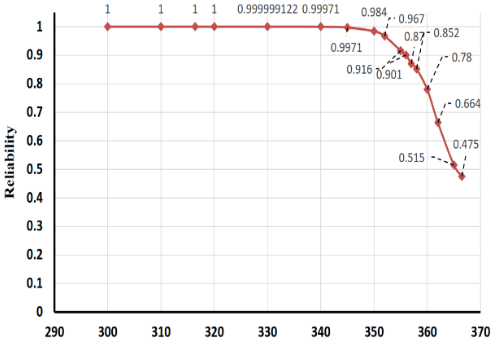


Figure 2: The relationship between special impulse index and reliability in electro-pump feeding system

Reliability analysis of electro-pump in ARSM-DS method with specific impulse limit functions, mass ratio and both limit functions are shown in Figures 2 and 3, respectively. As long as the specific impulse is 320 seconds, the reliability is one. As the specific impulse increases to 343, reliability changes to 0.9997. With a 3.5% increase in specific impulse, reliability decreases to 0.967. In the following, with a 4% increase in the specific impulse and reaching the maximum specific impulse (366.5 seconds), the final speed increases by 4%.

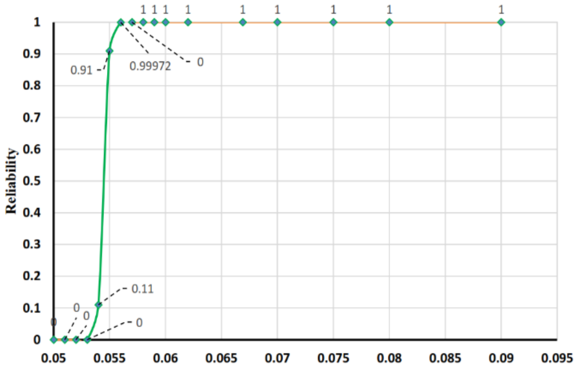


Figure 3: Relationship between mass ratio index and reliability in electro-pump feeding system

10. Conclusions

In this research, the implementing of reliability based design method in the conceptual design phase of a space system was presented by using specific steps. The eight main design steps were stated based on the reliability of the electro-pump liquid fuel engine.
In reliability allocation, eight common methods were introduced and two methods selected and were implemented in the electro-pump engine. It was observed that both methods reached 0.997 in assigning reliability. In reliability evaluation, ARSM-DS method with special impulse limit functions, mass ratio was used. It was observed that as long as the specific impulse of the engine is 320 seconds, the reliability is one.
With a 3.5% increase in specific impulse, reliability decreases to 0.967. As the final speed increases from 9650 to 10100 m/s, the reliability decreases from 0.984 to 0.475. The reason for this significant reduction is the approaching of the breaking point to the optimal point (maximum specific impulse and minimum mass ratio). With a 7% increase in final speed, i.e., changing the final speed from 9000 to 9650 m/s, the reliability changes up to 0.984.

11. References

[1]. D. Linden, Handbook of Batteries, Advanced Batteries for Electric Vehicles and Emerging Applications, New York: McGraw–Hill, 2001.
[2]. 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, pp. 893-902, 2006.
[3]. J. D. Shelton, R. A. Frederick and A. W. Wilhite, "J. D. Shelton, R. A. Frederick, and A. W. Wilhite, "Launch vehicle propulsion deLaunch Vehicle Propulsion design with multiple selection criteria," *Journal of spacecraft and rockets*, vol. 43, pp. 893-902, 2006.

ACCEPTED MANUSCRIPT

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

دوره ؟؟ / شماره ؟/ سال ؟؟؟؟/(پیاپی ؟)
شاپای چاپی: ۴۵۶۰- ۲۰۰۸ / شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳
http://doi.org/ 10.30699/jsst.2023.400617.1447

OPEN ACCESS

ص.ص.؟؟؟؟ / مقاله علمی- پژوهشی / دریافت: ۱۵ خرداد ۱۴۰۲/ بازنگری: ۲۱ شهریور ۱۴۰۲ / پذیرش مقاله: ۰۳ مهر ۱۴۰۲
Journal Homepage: https://jsst.ias.ir

ACCEPTED MANUSCRIPT

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

حمیدرضا علی‌محمدی[1]* و حسن ناصح[2]

۱-۲- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری ، تهران، ایران

* ایمیل نویسنده مخاطب: a.mohammadi@sun.ari.ac.ir

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. بطور معمول در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، هشت گام اصلی وجود دارد، اولین گام، طرح ریزی 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. از این رو در این پژوهش، به نحوه تحقق و گام‌های پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی یک سامانه فضایی پرداخته شده است.

واژه‌های کلیدی: محصولات پیچیده، سامانه‌فضایی، موتور سوخت مایع، الکتروپمپ، قابلیت‌اطمینان، گام‌های پیاده‌سازی، طراحی مفهومی.

علائم و اختصارات

ARSM-DS	Adaptive Response Surface Method-Directional Sampling روش سطح پاسخ تطبیقی – نمونه برداری مستقیم
FMEA	Failure Modes and Effects Analysis آنالیز اثرات و مودهای خرابی
FORM	First-Order Reliability Method روش قابلیت اطمینان مرتبه اول
g(x)	تابع غیر خطی از x
$I_{sp_{cal}}$	ضربه ویژه محاسبه شده
$I_{sp_{req}}$	ضربه ویژه مورد نیاز
λ_i^*	نرخ خرابی زیرسیستم i
λ_s^*	نرخ خرابی سیستم
MCS	Monte Carlo Simulation شبیه‌سازی مونت‌کارلو
$\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal}$	نسبت جرم اولیه به جرم نهایی محاسباتی
$\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{Req}$	نسبت جرم اولیه به جرم نهایی مورد نیاز
n	تعداد زیرسیستم سری شده درمحاسبه قابلیت اطمینان
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

۱- دکترا (نویسنده مخاطب)
۲- استادیار

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)

قابلیت اطمینان مرحله‌ی i	R_{sti}
قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع	R_{LRE}
Sequential Optimization and Reliability Assessment ارزیابی قابلیت اطمینان و بهینه‌سازی پیاپی	SORM
زمان عملکرد	t
ضریب وزنی نرخ خرابی به زیرسیستم i	W_i

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، به‌صورت 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 پیشرانش

ج- طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، با استفاده از گام‌های طراحی مشخص: دستیابی به توابع هدف طراحی با قابلیت اطمینان مشخص برای زیرسامانه‌های پیشرانش، 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 پیشرانش، شامل انژکتور گاز-گاز با اکسیژن گازی و هیدروژن گازی به‌عنوان زیرسامانه‌های پیشرانش و هم‌چنین توربین مافوق‌صوت 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[1] با در نظر گرفتن قید برد مأموریت، پرداخته است. استفاده از پیشرانه‌های جدید (زوج‌های جدید سوخت و اکسیدایزر) یکی از روش‌های بهبود شاخص‌های انرژتیکی و به تبع آن کاهش جرمی است [۶-۴]. 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 [۱۰-۹] 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 [۱۲-۱۱]:

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) بهینه نمودن ایمپالس ویژه موتور که ناشی از اتلافات بالای انرژی در مسیرها و یا به عبارت 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 ماژول‌های تحلیل زیر سیستم ها 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 [۶ و ۱۷] ، توجه ویژه‌ای به موتور سوخت مایع دو مولفه-ای با احتراق مرحله‌ای در بستر کاتالیستی شده است. فرایند بهینه‌سازی

1 Take Off Mass

ACCEPTED MANUSCRIPT

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 می کنند، 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 نسبتا بالا شناسایی شود. همچنین، نشان داده شد تا در صورت استفاده از فناوری‌های جدید باطری، سیستم پیشنهادی، در مقایسه با سیستم تغذیه دمشی محض صرفه‌جویی قابل توجهی در جرم شاهد خواهیم 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 راچوف و تاکا [۱۹] نشان دادند، موتور سوخت مایع با تغذیه الکتروپمپ می‌تواند جایگزین مناسبی برای نسل های 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 پایان نامه دکتری تحت عنوان، تدوین الگوریتم بهینه‌یابی استاتیکی و دینامیکی سامانه‌های پیشران سرمازای 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 علی‌محمدی و همکاران[۲۵-۲۲] مقالاتی را در زمینه، استفاده از مدل‌های پیش بین 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.

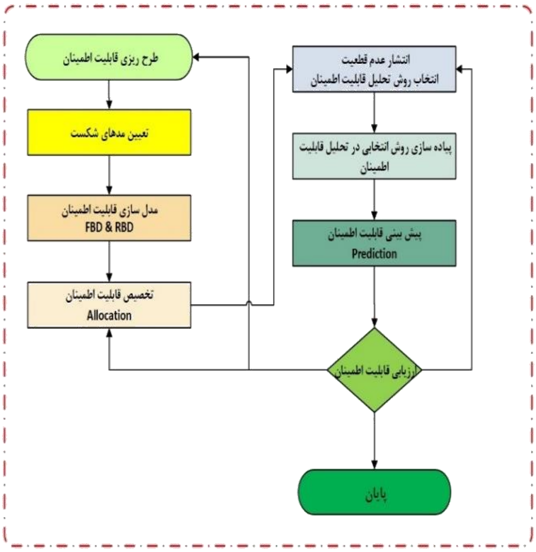
از رویکردهای نوین موثر بر طراحی محصولات پیچیده، می‌توان به مهندسی سیستم‌ها، بهینه‌سازی چند موضوعی، طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، کاهش هزینه و رویکرد هیبریدی که خود دربرگیرنده رویکردهای دیگر است، اشاره داشت [۲۶]. از منظر دیگر، دستیابی به فناوری‌های نوین با قابلیت اطمینان بالا، همراه با کاهش هزینه و زمان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

روش‌شناسی و پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت‌اطمینان

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

ACCEPTED MANUSCRIPT

شیوه عملکرد الگوریتم طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان پیشرانش الکتروپمپی به‌شرح 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 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 به‌کار 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 صورتی‌که عدد به‌دست 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 قابلیت‌اطمینان

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-ی 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.

پیش بینی مدهای شکست با استفاده از FMEA[1]

تحلیل FMEA ابزاری است که با کم‌ترین ریسک، برای پیش‌بینی مدهای شکست در مراحل طراحی و توسعه محصولات، فرایندها و خدمات در محصولات و سازمان‌ها قابل استفاده می‌باشد. این تکنیک برای آن طرح‌ریزی‌شده 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. قیدها توابعی 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 مهم در نظر گرفته می‌شود و با پیشرفت تدریجی طرح، سایر قیود نیز وارد مسئله می‌شود. برخی از مهم‌ترین قیودی که برای پیشرانش می تواند 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.

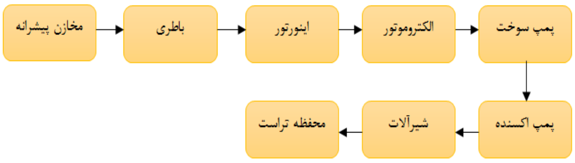
[1] Failure Modes & Effects Analysis

ACCEPTED MANUSCRIPT

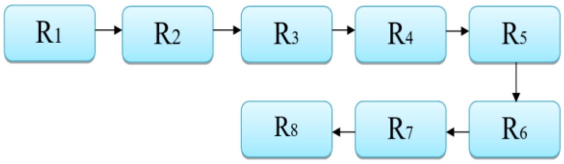
بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان الکتروپمپ

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

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



شکل ۲ – بلوک دیاگرام سامانه پیشران الکتروپمپ



شکل ۳ – بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان سامانه پیشرانش الکتروپمپ

گام چهارم: تخصیص قابلیت اطمینان الکتروپمپ

در این گام ابتدا به معرفی تخصیص قابلیت اطمینان و روش های مختلف آن پرداخته و در ادامه، تخصیص قابلیت اطمینان الکتروپمپ را معرفی می کنیم.

تخصیص قابلیت اطمینان

در فرآیند طراحی و توسعه یک محصول جدید اغلب، مهندسین با طراحی سیستمی مواجه می‌شوند که می‌بایستی با مجموعه‌ای از الزامات قابلیت‌اطمینان تطبیق داشته باشد. برای این منظور، این الزامات (الزامات قابلیت اطمینان) در اختیار طراحان قرار داده می‌شود، آن‌ها بایستی محصولی را بسازند که به قابلیت اطمینان مطلوب دست یافته و ماموریت 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 تقسیم برابر؛
روش دوم: روش مبنا؛
روش سوم: تسهیم ARTNC؛
روش چهارم: روش BOYD؛
روش پنجم: روش AGREE؛
روش ششم: روش امکان پذیری 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، به‌معرفی روش‌های ذکر شده می‌پردازیم:

روش اول: تسهیم برابر عدد قابلیت اطمینان یا تقسیم برابر:
در این روش، قابلیت اطمینان به اندازه مساوی بین زیر سیستم‌ها (زیر مجموعه یا اجزا) تقسیم می‌شود. شایان ذکر است، استفاده از این روش زمانی توصیه می‌شود که اهمیت عملکرد، پیچیدگی، کلیه زیر سیستم‌ها برابر باشد. روابط ۱و۲ برای حالت سری نشان داده شده است:

$$R^* = \prod_{i=1}^{N} R_i^* \qquad (۱)$$

$$R_i^* = (R^*)^{1/N} \qquad (۲)$$

که در آن: R^*: قابلیت اطمینان مورد نیاز سیستم؛ R_i^*: 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 به‌درستی 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 قابلیت‌اطمینان موتورمبنا زیرمجموعه‌ها باید به‌صورت سری در کنار هم قرار بگیرند[۲۸]. مدل ریاضی قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مبنا از حاصل ضرب قابلیت اطمینان ۸ زیر مجموعه اصلی موتور حاصل می‌شود (رابطه (۳)).

$$R_{LRE} = R_1 . R_2 . R_3 . R_4 . R_5 . R_6 . R_7 . R_8 \qquad (۳)$$

ACCEPTED MANUSCRIPT

ACCEPTED MANUSCRIPT

جدول ۱– شاخص‌گذاری قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مورد نظر

ردیف	عنوان مجموعه	شاخص تخصیص
۱	مخازن سوخت و اکسید کننده	R_1
۲	باطری	R_2
۳	اینورتور	R_3
۴	الکتروموتور	R_4
۵	پمپ سوخت	R_5
۶	پمپ اکسید کننده	R_6
۷	شیرآلات	R_7
۸	محفظه تراست	R_8

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

$$R1 = R2 = R3 = R4 = R5 = R6 = R7 = R8 \quad (۴)$$

حال، به ارزیابی مجدد قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌ها می‌پردازیم:

$$R_{ef} = R^8 \quad (۵)$$

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 ماموریت‌ها، میزان شکست و موفقیت مورد بررسی قرار گرفته است. ملاحظه می‌شود، قابلیت اطمینان میانگین ماهواره‌برها ی منتخب جهان ۹۷ درصد است[۲۸].

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

نام حامل فضایی	تعداد پرتاب‌های موفق	تعداد پرتاب‌های ناموفق	قابلیت اطمینان
آتنا ۱ و ۲[1]	۵	۲	۰/۷۱
کاسموس[2]	۴۰۰	۲۳	۰/۹۴
مولنیا[3]	۲۶۶	۱۹	۰/۹۳
پیگاسوس xl[4]	۳۲	۳	۰/۹۱
راکوت[5]	۲۷	۲	۰/۹۳
استارت- ۱[6]	۵	۱	۰/۸۳
تاروس[7]	۵	۱	۰/۸۳
تیتان ۲[8]	۱۰	۰	۱
شاویت(اسرائیل)[9]	۳	۱	۰/۷۵
استلا[10]	۱	۰	۱

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

$$R_{LV} = R_{st1} \cdot R_{st2} \quad (۶)$$

با توجه به رابطه (۲) و سری بودن دو مرحله در حامل فضایی، قابلیت اطمینان هریک از مراحل ۰/۹۸۴ می‌باشد. زیر سیستم‌های مرحله دوم حامل فضایی مورد نظر، عبارتند از: سامانه‌پیشرانش الکتروپمپ، 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 پیشرانش الکتروپمپ ۰/۹۹۷ است. یعنی:

$$R_{epfs} = 0.997$$

با توجه به رابطه (۳)، قابلیت اطمینان هر یک از زیر مجموعه‌های سامانه پیشران الکتروپمپ برابر است با ۰/۹۹۹۶.

روش دوم: روش مبنا

این روش مبتنی بر نرخ خرابی زیرسیستم‌ها است. ازجمله 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 λ_i^* باشد و نرخ خرابی هدف برای سیستم λ_s^* باشد؛ مطابق با رابطه (۷) داریم:

$$R_s^*(t) = e^{-\lambda_s^* . t} \quad (۷)$$

مراحل تخصیص قابلیت اطمینان در روش فوق عبارتند از:

مرحله اول: تبدیل قابلیت‌اطمینان هدف $R_s^*(t)$ به نرخ خرابی هدف λ_s^*.

در این پژوهش، قابلیت‌اطمینان هدف برای زیر سیستم موتورالکتروپمپ 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 پیش تر اشاره شد، از منظر قابلیت اطمینان زیر مجموعه های موتور عملکرد سری دارند. نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیر مجموعه‌های موتور مطابق با جدول(۳) می‌باشد.

---

[1] Athena 1 and 2
[2] Kosmos
[3] Molniya
[4] Pegasus XL
[5] Rockot
[6] Start-1
[7] Taurus
[8] Titan 2
[9] Shavitt(Israel)
[10] Stella(Russia)

جدول ۳ – نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیر مجموعه‌های موتور

ردیف	عنوان مجموعه	شاخص نرخ خرابی	میزان نرخ خرابی (خرابی بر دقیقه)
۱	مخازن سوخت و اکسید کننده	λ_1	6.6e-6
۲	باطری	λ_2	6.67e-5
۳	اینورتور	λ_3	6.6e-6
۴	الکتروموتور	λ_4	6.67e-5
۵	پمپ سوخت	λ_5	6.67e-5
۶	پمپ اکسید کننده	λ_6	6.67e-5
۷	شیرآلات	λ_7	6.67e-5
۸	محفظه تراست	λ_8	6.7e-4

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

$$W_i = \frac{\lambda_i}{\sum_{i=1}^{N} \lambda_i} \qquad (۸)$$

λ_i : نرخ خرابی زیر سیستم مشابه

مرحله سوم: رابطه (۹) نحوه محاسبه نرخ خرابی تخصیص یافته به زیر سیستم‌ها را نشان می‌دهد:

$$\lambda_i^* = W_i\, \lambda_s^* \qquad (۹)$$

گام چهارم: محاسبه قابلیت اطمینان تخصیص یافته به زیر سیستم‌ها به‌واسطه رابطه (۱۰) انجام می‌شود:

$$R_i^*(t) = e^{-\lambda_i^* . t} \qquad (۱۰)$$

نتایج حاصل از پیاده‌سازی گام‌های دو تا چهار در جدول (۴) نشان داده شده است. پس از محاسبه ضرایب وزنی، نرخ خرابی تخصیص‌یافته به‌دست آمده و نهایتا قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌های موتور به‌دست می‌ید.

جدول۴– محاسبه ضرایب وزنی، نرخ خرابی تخصیص یافته و قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌های موتور

ردیف	عنوان مجموعه	λ_i	W_i	λ_i^*	$R_i^*(t)$
۱	مخازن سوخت و اکسید کننده	6.6e-6	0.006	0.0000012	0.99998
۲	باطری	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
۳	اینورتور	6.6e-6	0.006	0.0000012	0.99998
۴	الکتروموتور	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
۵	پمپ سوخت	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
۶	پمپ اکسید کننده	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
۷	شیرآلات	6.67e-5	0.06	0.000012	0.9998
۸	محفظه تراست	6.7e-4	0.618	0.00012	0.998

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

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، محاسبه‌ی عدم قطعیت در متغیرهای تصادفی (به نقش تصادفی 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. به‌عنوان 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؛ به‌شدت زمان بر است. معمولا از این روش برای صحه‌گذاری دیگر روش‌ها استفاده می‌شود. دامنه کاربرد رویکردهای مختلف انتشار عدم قطعیت در جدول نشان داده شده است. با بررسی روش‌های پیشنهادی در انتشار عدم قطعیت، در این پژوهش از نگرش‌های اول و دوم استفاده شده است.

جدول ۵ – دامنه کاربرد رویکردهای مختلف انتشار عدم قطعیت [۲۹]

Rows	Approach	Non-linearity	Failure domains	No. Parameters	No. solver runs
1	Monte Carlo Simulation	arbitrary	arbitrary	many	$>10^4$(3 sigma) $>10^7$(5 sigma)
2	Directional Sampling	arbitrary	arbitrary	≤10	1000-5000
3	Adaptive Importance Sampling	arbitrary	One dominant	≤10	500-1000
4	FORM, SORM	monotonic	One dominant	≤20	200-500
5	ISPUD	monotonic	One dominant	≤20	200-500
6	ARSM-DS	continuous	few dominant	≤20	200-500

ACCEPTED MANUSCRIPT

گام ششم: پیاده‌سازی روش انتخابی در انتشار عدم قطعیت

گام ششم در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ، پیاده‌سازی روش انتخابی در انتشار عدم قطعیت است. این گام که پس از انتخاب روش مناسب در انتشار عدم قطعیت انجام می‌شود؛ می‌بایستی به‌درستی انجام شود تا خطای ناشی از اجرای روش به‌حداقل برسد. جداول (۶ تا ۸) پارامترهای اصلی مورد نیاز برای پیاده‌سازی روش‌های MCS، FORM و ARSM-DS را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، برای پیاده‌سازی 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 می‌باشد. نوع الگوریتم بهینه‌سازی، دقت مورد انتظار، نوع مشتق‌گیری، اندازه گام در شیوه مشتق‌گیری، حداکثر تعداد فراخوان‌ها و تعداد پردازش‌های موازی از جمله مهم‌ترین پارامترها در پیاده‌سازی روش FORM می‌باشند. تنظیم پارامترها در روش ARSM-DS در جدول نشان داده شده است. همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، این روش تلفیق شبه مدل و قابلیت اطمینان می‌باشد. لذا، پارامترهای اصلی نظیر، تعداد جهت‌ها، تعداد نقاط پشتیبان در گام اول، ضریب بزرگ‌نمایی در گام نخست، تعداد نقاط پشتیبان در گام‌های بعدی و تعداد گام‌ها، پارامترهایی هستند که از هر دو رویکرد در روش مذکور انتخاب شده‌اند.

جدول ۶ – تنظیم پارامترها در روش MCS

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

جدول ۷ – تنظیم پارامترها در روش FORM

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

جدول ۸ – تنظیم پارامترها در روش ARSM-DS

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 از x و دارای تعداد زیادی متغیر تصادفی است. در این حالت، انتگرال‌گیری عددی و دقیق، کار بسیار مشکلی خواهد بود. چرا که به‌دست آوردن تابع $f_x(x)$ کار مشکلی است. با این حال، یک رویکرد ممکن با دقت مطلوب استفاده از شبیه‌سازی مونت کارلو با تعداد اجراهای زیاد است. از آنجایی‌که شبیه‌سازی مونت کارلو زمان‌بر است، لذا همواره تمایل به سمت روش‌های تحلیلی تقریبی مانند ARSM-DS وجود دارد. در پژوهش حاضر، هدف محاسبه قابلیت اطمینان الکتروپمپ می‌باشد. بنابراین، توابع حدی به‌صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$g_1(x) = I_{sp_{req}} - I_{sp_{cal}} \qquad (۱۱)$$

$$g_2(x) = \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req} - \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal} \qquad (۱۲)$$

در روابط فوق، $I_{sp_{cal}}$ ایمپالس ویژه محاسباتی و $I_{sp_{req}}$ ایمپالس ویژه واقعی هم‌چنین $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal}$ 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 می‌باشد.

توابع حدی در موتور الکتروپمپ

همان‌طور که قبلاً نیز به آن اشاره شد، احتمال شکست در الکتروپمپ به‌صورت $P_f = prob[g(x) \le 0]$ می‌باشد؛ می‌توان نشان داد که $I_{sp_{cal}}$ و $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal}$ تابعی از مشخصات هندسی و عملکردی الکتروپمپ می‌باشند. لذا توابع حدی به‌صورت ذیل تعریف می‌شوند. (روابط (۱۳) و (۱۴)):

$$g_1(x) = I_{sp_{req}} - I_{sp_{cal}} \ge 0 = I_{sp_{req}} \ge 316.4 \qquad (۱۳)$$

$$g_2(x) = \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req} - \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal} \le 0 = \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req} \le 0.066 \qquad (۱۴)$$

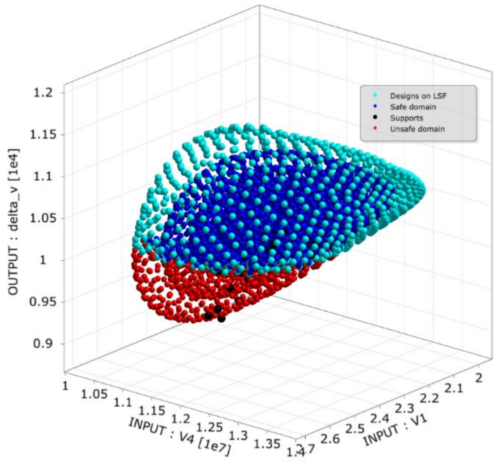
ACCEPTED MANUSCRIPT

جدول ۹ – متغیرها، دامنه تغییرات و عدم قطعیت ها در موتور الکتروپمپی [۲۹]

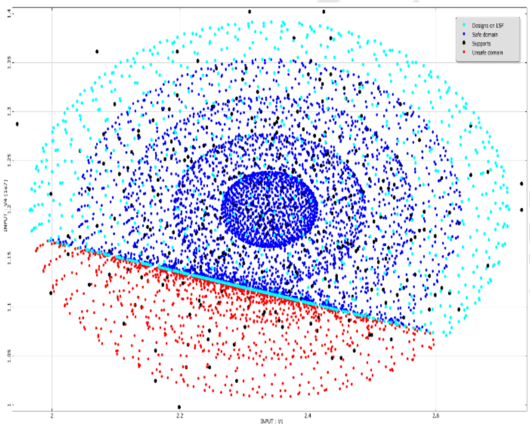
n.	Max.	Notation	Variable Type	COV	Distribution Type
	2.34	$\frac{O}{F}$	Continues	% 2	Normal
3	1.05	k_u	Continues	-	Deterministic
0	300	p_0	Continues	-	Deterministic
;	120	P_c	Continues	% 2	Normal
0	500	$\delta_{b,E}$	Continues	% 2	Normal
0	0.9	η_{inv}	Continues	-	Deterministic
3	0.7	η_{oxp}	Continues	-	Deterministic
6	0.65	η_{fp}	Continues	-	Deterministic
0	1200	t_b	Continues	-	Deterministic

از طرفی همان‌طور که پیش‌تر نیز اشاره شد، متغیرهای طراحی موتور الکتروپمپ عبارتند از: نسبت مصارف، ضریب حجمی مخازن، فشار اولیه مخازن فشارگذاری، فشار محفظه احتراق، چگالی انرژی باطری، 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 باطری بعنوان متغیرهای تصادفی انتخاب شده‌اند. مقادیر انحراف معیار متغیرهای طراحی بر اساس دانش متخصصان یا از بانک داده‌ها به‌دست می‌آید. مقادیر پارامترهای طراحی در هنگام بهینه‌سازی تغییر نمی‌کنند.

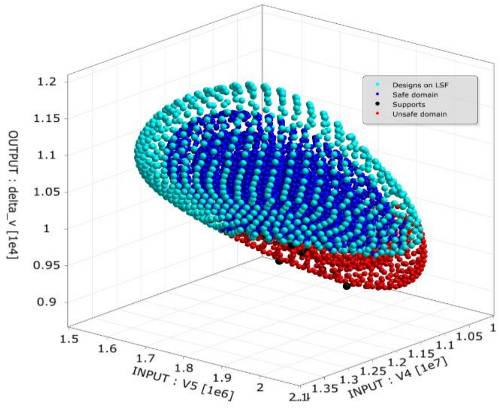
شکل‌های ۴ تا ۶ خروجی روش قابلیت اطمینان مورد ارزیابی واقع شده است. در شکل۴، نمودار ابر قابلیت اطمینان برای فشار محفظه در مقابل نسبت مصارف برای توابع هدف نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، نواحی تحلیل به سه بخش شکست[۱] ایمن[۲] و غیر ایمن[۳] تقسیم شده است. در شکل ۵، احتمال شکست برای روش مورد 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 باطری با تابع هدف سرعت نهایی در ابر نقاط قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی را نشان می‌دهد.



شکل۴ : ارتباط فشار محفظه و نسبت مصارف با تابع هدف سرعت نهایی در ابر نقاط قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی



شکل۵ : تفکیک ناحیه شکست و ایمن در سیستم تغذیه الکتروپمپی با دو متغیر فشار محفظه و نسبت مصارف



شکل۶: ارتباط فشار محفظه و چگالی انرژی باطری با تابع هدف سرعت نهایی در ابر نقاط قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی

[۱] Failed
[۲] Safe
[۳] Unsafe

گام هفتم: پیش‌بینی قابلیت اطمینان الکتروپمپ

در حالت کلی، روش‌های پیش‌بینی قابلیت اطمینان به دو دسته تقسیم می‌شوند: روش اول، مبتنی بر مدل‌سازی نرخ خرابی سیستم و روش دوم، مبتنی بر شبیه‌سازی احتمال شکست از طریق تابع تجمعی چگالی احتمال. از مهم‌ترین روش‌های احتمالاتی می‌توان به روش‌های ذیل اشاره نمود:

روش تحلیل قابلیت اطمینان مرتبه ۱ و ۲، روش شبیه‌سازی یا نمونه‌برداری، مدل‌های جایگزین (شبه‌مدل‌ها) و روش‌های ترکیبی.

همان‌طور که پیش‌تر ملاحظه شد؛ در این پژوهش از چند روش احتمالاتی برای پیش‌بینی قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی مورد استفاده قرار گرفته است.

ارزیابی قابلیت اطمینان[۱]

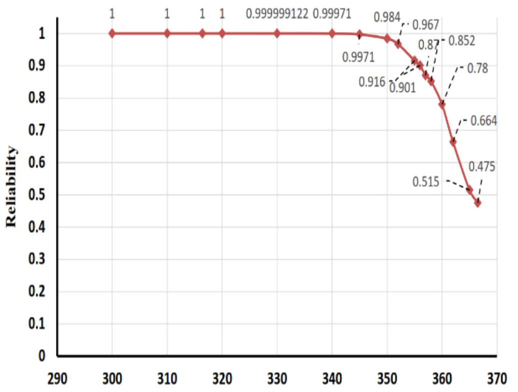
ارزیابی قابلیت اطمینان سیستم‌های پیچیده، تخمین کمی از شاخص‌های مختلف قابلیت اطمینان سیستم نظیر قابلیت اطمینان سیستم، در دسترس بودن سیستم و میانگین زمان خرابی سیستم بر اساس یک روش احتمالی با استفاده از داده‌های قابلیت اطمینان است.

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

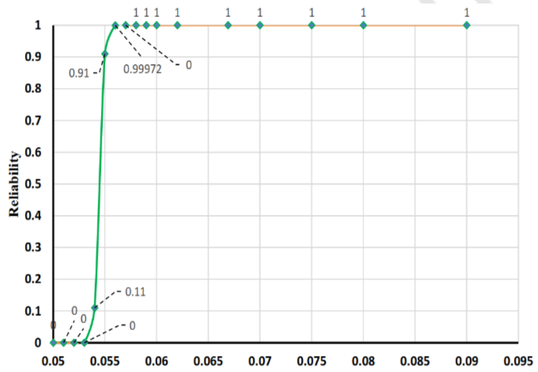
از طرفی ارزیابی قابلیت اطمینان یک سیستم، از مراحل اولیه طراحی یعنی فاز طراحی مفهومی شروع و تا انتهای چرخه عمر یعنی نظارت بر عملکرد سیستم ادامه دارد. ارزیابی کمی قابلیت اطمینان از مهم‌ترین وظایف تحلیلگر قابلیت اطمینان است.

تحلیل قابلیت اطمینان الکتروپمپ در روش ARSM-DS با توابع حدی ایمپالس ویژه، نسبت جرم و هر دو تابع حدی بترتیب در شکل‌های ۷ و ۸ نشان داده شده‌اند. ملاحظه می‌شود 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 می‌کند. با افزایش ۳/۵ درصدی ایمپالس ویژه، قابلیت اطمینان تا عدد ۰/۹۶۷ کاهش می‌یابد. 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 می‌کند.

[۱] Reliability Assessment



شکل۷: ارتباط شاخص ایمپالس ویژه و قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی



شکل۸: ارتباط شاخص نسبت جرم و قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی

نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این پژوهش نحوه پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی یک سامانه فضایی با استفاده از گام‌های 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 پیاده‌سازی 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 زمانی‌که ایمپالس ویژه موتور ۳۲۰ ثانیه است، قابلیت اطمینان یک است. با افزایش ایمپالس ویژه تا ۳۴۳ قابلیت اطمینان به عدد ۰/۹۹۷ تغییر پیدا می‌کند. با افزایش ۳،۵ درصدی ایمپالس ویژه، قابلیت اطمینان تا عدد ۰/۹۶۷ کاهش می‌یابد. با افزایش سرعت نهایی از ۹۶۵۰ تا ۱۰۱۰۰متر بر ثانیه،

ACCEPTED MANUSCRIPT

قابلیت اطمینان از ۰/۹۸۴ تا ۰/۴۷۵کاهش می‌یابد. دلیل این کاهش محسوس نزدیک شدن نقطه شکست به نقطه بهینه (ماکزیمم ایمپالس ویژه و مینیم نسبت جرم) می‌باشد. با افزایش ۷ درصدی سرعت نهایی، یعنی تغییر سرعت نهایی از ۹۰۰۰ به ۹۶۵۰ متر بر ثانیه، قابلیت اطمینان تا ۰/۹۸۴ تغییر می‌کند.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است

مراجع

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

[4] A. Jafarqoli, D. Ramsh, J. Abiyat, and M. J. Montazeri, *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," Khwaja Nasiruddin 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*, 1999.

[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*, 2004.

[9] A. A. Kazlov, "Propellant, Schematic and Main Parameters Selection for liquid propellant rocket engines," 1997, (In Russian).

[10] A. A. Kazlov, *Control and feed system's elements of liquid propellant rocket engines*. 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.

[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.

[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.

[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, p. e3018, 2018.

[15] A. Okninski, J. Kindracki, and P. Wolanski, "Multidisciplinary optimisation of bipropellant rocket engines using H2O2 as oxidiser," *Aerospace Science and Technology,* vol. 82, pp. 284-293, 2018.

[16] H. N. H. Ali Mohammadi, and F. Amy, "A new approach in the design of complex products," presented at the in the 5th International Conference on Reliability and Safety Engineering, Iran, 2017, (in Persion).

[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.

[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.

[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.

[20] H. K. d. Ramesh, "Development of static and dynamic optimization algorithm of closed cycle cryogenic propulsion systems," PhD Thesis, Khajeh Nasir University of Technology, Tehran, 2013 (in Persian).

[21] H. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Ommi, "An integrated methodology applied for reliability based multi-disciplinary design optimization in EPFE with LOX/kerosene," *Reliability Engineering & System Safety,* vol. 240, p. 109570, 2023.

[22] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Ommi, "A new synthetic metamodel methodology for liquid- propellant engine's cooling system optimization," *Heat Transfer,* vol. 50, no. 1, pp. 907-941, 2021.

[23] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Ommi, "A novel framework for liquid propellant

ACCEPTED MANUSCRIPT

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.

[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.

[25] S. M. Hashemi Dolabi, "Multi-subject design of space launch vehicle of liquid propellant based on reliability by fuzzy set theory method," PhD Thesis, Khajeh Nasir University of Technology, Tehran, 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. Ommi, "Increasing the reliability of the country's space launch vehicle by replacing a new generation of engines," presented at the in 5th International Conference on Reliability and Safety Engineering, Shiraz , Iran, 2017 (in Persian).

[28] H. Naseh, H. R. Alimohammadi, F. Ommi, and F. Ommi, "Design and multi-subject optimization of electro-pump liquid propellant engines with regard to reliability," PhD Thesis, Aerospace Research Institute, Tehran, 2021 (in Persian).

ACCEPTED MANUSCRIPT