

تولید فرامدل به روش کرایگینگ برای موضوعات سامانه رانشگر تک‌پیشرانه مایع هیدرازینی با استفاده از روش نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۰۴

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۸/۳۰

محمدحسین منصورى موعارى^۱، حسن ناصح^۲، سحر نوری^۳

۱- دکتری، گروه مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا و دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۲- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران. hnasseh@ari.ac.ir

۳- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

چکیده

در فرایند طراحی محصولات پیچیده مانند رانشگرهای فضایی، برای ارزیابی و بهبود طرح، مدل‌ها و شبیه‌سازی‌های دقیق مورد نیاز هستند. دستیابی به این مدل‌های دقیق، اغلب پرهزینه و زمان‌بر هستند. مدل‌های جانشین یا فرامدل‌ها، مدل‌های ساده‌شده‌ای از شبیه‌سازی‌های دقیق هستند که می‌توانند برای کاهش برخی از هزینه‌های محاسباتی در طول مطالعات یا بهینه‌سازی طراحی مورد استفاده قرار گیرند. هرچقدر مدل جانشین به مدل واقعی نزدیک‌تر باشد، حل دقیق‌تر خواهد بود و درصد خطا کاهش می‌یابد. این مدل‌ها با دقت بالا را فرامدل می‌نامند. هدف از این مقاله، فرامدل‌سازی موضوعات سامانه رانشگر تک‌پیشرانه مایع به روش کرایگینگ است که می‌تواند رفتار مدل را نیز تا حدودی پیش‌بینی نماید. موضوعات مرتبط با سامانه رانشگر تک‌پیشرانه مایع به پنج قسمت: مخزن گاز پرفشار، مخزن سوخت مایع، انژکتور، بستر کاتالیستی و نازل تقسیم‌بندی شده است. ابتدا با توجه به متغیرهای ورودی و خروجی هر یک از موضوعات، طراحی آزمایش با استفاده از روش نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین انجام شده است. سپس با بهره‌گیری از روش کرایگینگ، فرامدل و نمودار توزیع نقاط طراحی مربوط به هر یک از موضوعات استخراج می‌شود. علاوه بر فرامدل جرم هر یک از موضوعات، برای انژکتور، فرامدل مربوط به دبی جرمی سوخت، برای بستر کاتالیستی، سرعت مشخصه و برای نازل، ضربه ویژه موتور نیز تولید شد. همچنین برای هر یک از فرامدل‌ها در روش کرایگینگ، چهار تابع گوسی، نمایی، خطی و کروی با درجه دو مورد مقایسه قرار گرفت. در این مقایسه مشاهده شد، با توجه به یکسان بودن ضرایب وضعیت، تابع گوسی از دیگر توابع خطای کمتر و در نتیجه دقت بهتری نیز دارد. همچنین میانگین دقت محاسبه‌شده تابع گوسی در فرامدل‌سازی نسبت به تابع نمایی ۱۰٪، نسبت به تابع خطی ۱۳٪ و نسبت به تابع کروی ۱۲٪ است.

واژه‌های کلیدی: فرامدل‌سازی، کرایگینگ، نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین، سامانه رانشگر تک‌پیشرانه مایع فضایی

Metamodeling by kriging method for the disciplines of liquid hydrazine monopropellant propulsion system using Latin hypercube sampling method

Mohammad Hossein Mansuri Mughari¹, Hassan Naseh², Sahar Noori³

1 Ph.D. Candidate, Aerospace Research Institute and Amir Kabir University of Technology, Tehran, Iran mh.mansuri.69@gmail.com

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

3 Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, Amir Kabir University of Technology, Tehran, Iran S_noori@aut.ac.ir

Abstract

When designing complex products such as space thrusters, accurate simulation models are needed to evaluate and improve the design during development. The implementation of these accurate simulation models is often expensive and time-consuming. Surrogate models or metamodels are simplified models of accurate and expensive simulations that can be used to reduce some computational costs during studies or design optimization. The closer the surrogate model is to the real model, the more accurate the solution and the lower the percentage of error. These models with high accuracy are called metamodels. The purpose of this article is to design the metamodel of the liquid single-propellant thruster system using the kriging method, which can predict the behavior of the model to some extent. The purpose of this article is metamodeling of liquid monopropellant propulsion system by kriging method, which can predict the behavior of the model to some extent. The disciplines related to the liquid monopropellant propulsion system are divided into five parts: high-pressure gas tank, liquid fuel tank, injector, catalyst bed and nozzle. First, according to the input and output variables of each discipline, the design of the experiment has been done using the Latin hypercube sampling method. Then, using the kriging method, metamodel and distribution diagram of design points related to each of the subjects are extracted. In addition to the mass metamodel of each of the discipline, for the injector, the metamodel related to the mass flow rate of the fuel, for the catalytic bed, the characteristic speed, and for the nozzle, the specific impulse of the engine was also produced. Also, four Gaussian, Exponential, Linear and Spherical functions with degree two were compared for each of the metamodels in the kriging method. In this comparison, it was observed that due to the same coefficient of determination, the Gaussian function has less error than other functions and, as a result, better accuracy.

Keywords: Metamodeling, Kriging, Latin Hypercube Sampling, Space Liquid Monopropellant Propulsion System

۵۳

سال ۱۱ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



۱. مقدمه

به طور کلی پیشران‌های فضایی، حوزه بسیاری از تحقیقات حال حاضر در مراکز مهم فضایی دنیا است. نتیجه این تحقیقات بهبود روش‌های موجود و توسعه روش‌های جدید پیشران‌های فضایی است. روش‌های گوناگونی برای پیشران‌های فضایی در فضاپیماها و ماهواره‌ها استفاده می‌شود و هر کدام مزایا و معایب خاص خود را دارند. مبنای تولید نیروی پیشران در بسیاری از این روش‌ها شتاب دادن ذرات و اعمال عکس‌العمل آن در جهت مخالف به خود وسیله، طبق قانون سوم نیوتن است؛ ولی در برخی روش‌های در حال توسعه نیز از انرژی‌های موجود در طبیعت مانند انرژی ذرات بادهای خورشیدی^۱ یا انرژی مغناطیسی سیارات^۲ برای تولید نیروی پیشران استفاده می‌شود و مزایای بسیار زیادی نسبت به روش‌های معمول را ارائه می‌دهد.

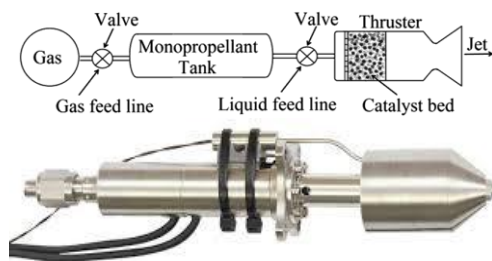
بیشتر ماهواره‌ها از انشگرهای شیمیایی ساده و قابل اطمینان (اکثراً تک‌پیشران مایع^۳) یا انشگرهای الکتریکی مانند جت‌های مقاومتی برای نگهداشت مداری و کنترل وضعیت خود بهره می‌گیرند و برخی نیز از چرخ‌های مومنتومی برای کنترل وضعیت استفاده می‌کنند.

در این مقاله، رانشگر فضایی از نوع شیمیایی (تک‌پیشران مایع) در نظر گرفته شده است. در حال حاضر تک‌پیشران‌های گوناگونی در دنیا وجود دارند که می‌توان به سه نوع پرکاربرد آن هیدرازین^۴، پراکسید هیدروژن^۵ و اکسید نیتروژن^۶ اشاره نمود.

تک‌پیشران هیدرازینی، اولین بار در سال ۱۹۶۶ میلادی برای رانشگر فضایی استفاده شد [۱]. هیدرازین به دلیل خواص و عملکرد مناسب در فضا (سرعت، دقت، ایمنی در فضا، وزن، حجم و ابعاد بهینه) به‌عنوان نخستین گزینه برای پیشران ماهواره‌ها در نظر گرفته می‌شود. همچنین هیدرازین با داشتن ضربه ویژه^۷ بالا

نسبت به سایر تک‌پیشران‌ها (در حدود ۲۲۰ ثانیه)، همچنان مورد توجه کاربران است. علاوه بر این مزایا باید در نظر داشت، هیدرازین پیشران‌های سمی و گران‌قیمت است و مشکلات زیست‌محیطی دارد. در این مقاله نیز به دلیل عملکرد مناسب هیدرازین در حال حاضر، به‌عنوان تک‌پیشران مایع رانشگر در نظر گرفته شده است.

برای تولید نیروی رانش در رانشگرهای تک‌پیشران خلاف رانشگرهای دو پیشران، دیگر نیازی به واکنش احتراق نیست، بلکه اساس تولید نیرو، تجزیه و واکنش شیمیایی است. از متداول‌ترین کاتالیزورها برای تجزیه هیدرازین، می‌توان به گرانول آلومینای (اکسید آلومینیوم^۸) اشاره نمود که با پوششی از فلز ایریدیم (Ir/Al_2O_3) است [۲]. شکل ۱، شکل حقیقی و شماتیک ظاهری اجزاء یک رانشگر تک‌پیشران هیدرازینی را نمایش می‌دهد.

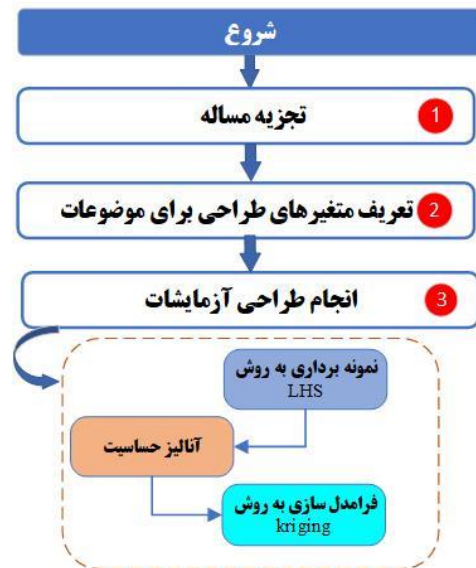


شکل ۱. اجزاء یک رانشگر تک‌پیشران مایع هیدرازینی [۳]

امروزه با پیشرفت تجهیزات رایانه‌ای، کاربران برای شبیه‌سازی و حل دقیق سامانه‌های پیچیده همچون رانشگرهای فضایی، نیازمند هزینه و زمان هستند. بنابراین محققان توانستند با خلق مدل‌های جانشین^{۱۰} یا فرامدل‌ها^{۱۱} از تکرار این نوع عملیات زمان‌بر و پرهزینه در بازنگری طراحی، بهینه‌سازی و بررسی مجدد عملکرد سامانه پرهیز نمایند. فرامدل‌ها با استفاده از یکسری روابط ریاضی، انجام طراحی آزمایش‌ها^{۱۲}

و آنالیز حساسیت^{۱۳} بر روی متغیرهای ورودی و خروجی طراحی تولید می‌شوند.

در ادامه به نمونه مطالعات در حوزه فرامدل برای سامانه رانشگر تک‌پیشران مایع انجام شده، اشاره می‌شود. در مرجع [۴]، برای بهبود طراحی بستر کاتالیستی هیدرازینی با استفاده از روش بهینه‌سازی چندهدفه گرگ خاکستری^{۱۴} از فرامدل به روش کرایگینگ^{۱۵} استفاده شده است. در مرجع [۵]، با انجام طراحی آزمایش بستر کاتالیستی هیدرازینی، فرامدل به روش کرایگینگ تولید شده، سپس با استفاده از بهینه‌سازی چندهدفه، بستر کاتالیستی را مورد تحلیل قرار داده است. در مرجع [۶]، با انجام طراحی آزمایش به روش ابرمکعب لاتین پیش‌رونده^{۱۶} روی بستر کاتالیستی هیدرازینی، فرامدل به روش سطوح پاسخ^{۱۷} برای متغیرهای طراحی نسبت به ضریب سرعت مشخصه ارائه شده است.



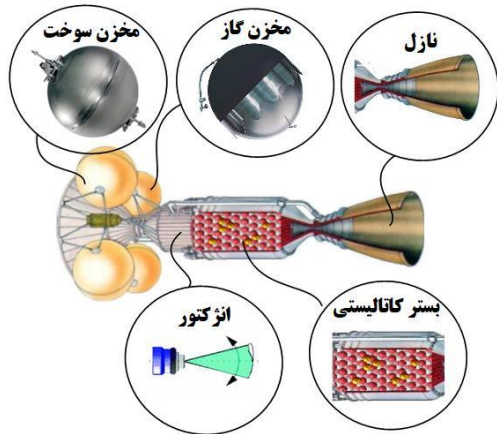
شکل ۲. فلوچارت مراحل پیاده‌سازی مسئله

هدف در مقاله حاضر، تولید فرامدل برای موضوعات سامانه رانشگر تک‌پیشران^{۱۸} مایع فضایی به روش کرایگینگ است. در این روش پس از انجام طراحی آزمایش به روش ابرمکعب لاتین (LHS) برای هر یک از موضوعات، نمودار تابع توزیع^{۱۹} و برازش منحنی^{۲۰} پیش‌بینی شده

نسبت به مدل واقعی هر یک از موضوعات ارائه شده است. شکل ۲ مراحل و گام‌های پیاده‌سازی مسئله را نمایش می‌دهد.

۲. سامانه رانشگر تک‌پیشران مایع

در این مقاله، سامانه رانشگر تک‌پیشران مایع به پنج موضوع مخزن گاز پرفشار، مخزن سوخت مایع، انژکتور، بستر کاتالیستی و نازل تقسیم‌بندی شده است. عملکرد این سامانه به‌طور خلاصه، بدین صورت است، در ابتدا مخزن گاز پرفشار، سوخت مایع (هیدرازین) درون مخزن را به سمت انژکتور هدایت کرده و در خروجی، سوخت مایع شروع به تبخیر می‌کند و روی بستر کاتالیستی پخش می‌شوند. واکنش‌های شیمیایی در محفظه تجزیه به دو صورت کاتالیستی و حرارتی تشکیل می‌شوند. در واکنش کاتالیستی، هیدرازین در اثر تماس با سطوح گرانول‌های کاتالیست شروع به واکنش گرمازا نموده و به آمونیاک و نیتروژن تجزیه می‌شود. از طرفی با افزایش دمای محفظه تجزیه، درصدی از گاز آمونیاک طی یک واکنش شیمیایی گرماگیر، تبدیل به نیتروژن و هیدروژن می‌شود. در نتیجه محصولات واکنش، در نازل شتاب گرفته و نیروی پیشران تولید می‌گردد [۷، ۸]. شکل ۳، شماتیکی از موضوعات مختلف یک رانشگر تک‌پیشران مایع را نمایش می‌دهد.



شکل ۳. نمایش موضوعات مربوط به رانشگر تک‌پیشران مایع

۱-۲. سامانه تغذیه پیشران

سامانه تغذیه پیشران جزء اصلی یک موتور موشک مایع به حساب می‌آید. وظیفه این سامانه، رساندن پیشران از مخزن به محفظه رانش با نرخ



جریان و فشار موردنیاز به صورت ایمن، پیوسته یا ناپیوسته است. سامانه تغذیه به طور کلی، به تغذیه تحت فشار و تغذیه پمپی طبقه بندی می شوند. سیستم تغذیه تحت فشار ساده و برای تغذیه به فشار مخزن متکی است. این نوع سامانه اغلب برای کاربردهای پیشران فضایی یا سامانه هایی با نیروی پیشران کم و فشار پایین استفاده می شود. در مقابل، سامانه تغذیه پمپی برای کاربردهای فشار بالا با عملکرد بالا استفاده می شود. سامانه تغذیه تحت فشار شامل مخزن گاز پرفشار، مخزن سوخت مایع، خطوط تغذیه (لوله ها و مجاری)، رگلاتور و شیرهاست.

۲-۱-۱. مخزن گاز پرفشار

در مخازن گاز پرفشار بیشتر از گازهای خنثی، مانند هلیوم یا نیتروژن استفاده می نمایند تا با استفاده از نیروی فشار روی سطح سوخت، جریان به سوی محفظه تجزیه یا همان بستر کاتالیستی راه یابد. برای محاسبه حجم مخزن گاز پرفشار، ابتدا می بایست میزان جرم سوخت موردنیاز را محاسبه نمود. از طرفی میزان جرم سوخت موردنیاز وابسته به ضربه ویژه، سرعت و جرم فضایی است. رابطه های ۱ و ۲، برای محاسبه جرم و حجم گاز موردنیاز برای تحت فشار قرار دادن سوخت مایع است [۹]:

(۱)

$$m_{gas} = \left(\frac{P_{prop} V_{prop}}{RT} \right) \left(\frac{\gamma}{1 - \frac{P_{prop}}{P_0}} \right)$$

$$V_{gas} = \frac{m_{gas}}{\rho_{gas}} \quad (2)$$

در این رابطه P_{prop} ، فشار موردنیاز تانک سوخت مایع، P_0 ، حداکثر فشار موردنیاز سامانه و T دمای سوخت مایع است. با استفاده از حجم

گاز به دست آمده در رابطه ۲، می توان ابعاد هندسی موردنیاز و جرم مخزن گاز پرفشار را با استفاده از رابطه های ۳ تا ۶ محاسبه نمود [۹]:

$$r_{gas-tank} = \sqrt[3]{\frac{3V_{gas}}{4\pi}} \quad (3)$$

$$\delta_{gas-tank} = \frac{(SF P_0 r_{gas-tank})}{2 \sigma_{gas-tank}} \quad (4)$$

$$V_{gas-tank} = \frac{4}{3} \pi [(r_{gas-tank} + \delta_{gas-tank})^3 - r_{gas-tank}^3] \quad (5)$$

$$m_{gas-tank} = V_{gas-tank} \rho_{gas-tank} \quad (6)$$

در این روابط δ ، ضخامت و SF ، ضریب اطمینان موردنیاز برای مخزن است. جرم نهایی مخزن گاز پرفشار با توجه به رابطه ۷، برابر با مجموع جرم گاز و جرم مخزن گاز است:

$$M_{T_gas_tank} = m_{gas} + m_{gas_tank} \quad (7)$$

جدول شماره ۱ خواص فیزیکی مربوط به طراحی مخازن سوخت مایع و گاز پرفشار را ارائه می کند.

جدول ۱. خواص فیزیکی مخازن گاز پرفشار و

سوخت مایع [۹]

	Titanium 6Al-4V	Aluminum 2014-T6
Yield Strength - σ_{yield} (MPa)	924	414
Density - ρ_{tank} (kg/m ³)	4430	2790
Propellants	Nitrogen Helium Water Ammonia Xenon	Hydrazine Hydrogen Peroxide Hydrogen EMI-BF ₄

۲-۱-۲. مخزن سوخت مایع

مخزن سوخت مایع وظیفه نگهداری سوخت و تأمین پیشران لازم رانشگر را بر عهده دارد. معمولاً این مخازن همانند شکل ۴ به دو صورت کروی و کروی استوانه ای تولید می شوند. مخازن کروی در مقایسه با انواع استوانه ای جرم کمتری دارند. مخازن کروی استوانه ای نیاز به قطر کمتر و روش های تولید ساده تر دارند. پیکربندی مخزن سوخت با حداکثر قطر مجاز محدود شده است. اگر مخزن کروی نتواند حجم موردنیاز را تأمین کند، مخزن استوانه ای با حداکثر قطر مجاز و

طول مناسب است. سازه‌های آلومینیومی یا تیتانیوم معمولاً برای کاربردهای فضایی استفاده می‌شوند. سازه‌های تیتانیومی سبک‌تر از آلومینیومی بوده ولی هزینه آن بیشتر است [۱۰].



شکل ۴. الف) مخزن کروی (ب) مخزن کره استوانه سوخت مایع

از رابطه‌های ۸ و ۹ می‌توان جرم و حجم سوخت موردنیاز برای انجام مأموریت یک فضاپیما را محاسبه کرد [۱۱]:

$$m_{prop} = m_{sc} \left(1 - \exp\left(\frac{-\Delta V}{I_{sp}g}\right) \right) \quad (8)$$

$$V_{prop} = \frac{m_{prop}}{\rho_{prop}} \quad (9)$$

در این روابط، ΔV ، سرعت متوسط موردنیاز فضاپیما برای انجام مانور بین مداری و m_{sc} ، جرم خشک فضاپیما هستند. با به دست آمدن میزان جرم و حجم سوخت موردنیاز، با استفاده از رابطه‌های ۱۰ تا ۱۳، می‌توان ابعاد هندسی و جرم مخزن سوخت مایع را نیز محاسبه کرد [۱۱].

$$r_{prop-tank} = \sqrt[3]{\frac{3V_{prop}}{4\pi}} \quad (10)$$

$$\delta_{prop-tank} = \frac{(SF P_{prop} r_{prop-tank})}{2 \sigma_{prop-tank}} \quad (11)$$

$$V_{prop-tank} = \frac{4}{3} \pi \left[(r_{prop-tank} + \delta_{prop-tank})^3 - r_{prop-tank}^3 \right] \quad (12)$$

$$m_{prop-tank} = V_{prop-tank} \rho_{prop-tank} \quad (13)$$

درنهایت جرم کل مخزن سوخت مایع از رابطه ۱۴، برابر با مجموع جرم سوخت با جرم مخزن سوخت است.

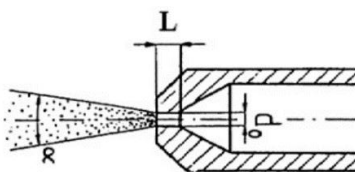
$$M_{T-prop-tank} = m_{prop} + m_{prop-tank} \quad (14)$$

۲-۲. رانشگر تک پیشرانه مایع

به‌طورکلی رانشگرها، وظیفه تولید نیروی پیشران با عملکرد مناسب را بر عهده دارند. رانشگرهای تک پیشرانه مایع را می‌توان به سه زیرمجموعه، انژکتور، محفظه تجزیه (بستر کاتالیستی) و نازل تقسیم کرد. در این نوع رانشگرها، احتراقی صورت نمی‌گیرد بلکه سوخت در اثر واکنش با بسترکاتالیستی، شروع به تجزیه نموده و نیروی پیشران را تولید می‌کند. در ادامه روابط و عملکرد مربوط به هر یک از زیرمجموعه‌های رانشگر توضیح داده شده است.

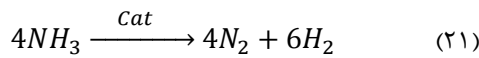
۲-۲-۱. انژکتور

انژکتور در رانشگر تک پیشرانه مایع هیدرازینی، وظیفه متمیز کردن هیدرازین مایع و توزیع یکنواخت آن روی بستر کاتالیستی را بر عهده دارد. پس برای انجام این کار، اسپری سوخت باید طوری باشد که بیشترین سطح مقطع بستر کاتالیستی را پوشش دهد و کارایی تجزیه افزایش یابد. کیفیت پوشش اسپری انژکتور، معمولاً با زاویه مخروط و قطر بستر کاتالیستی کنترل می‌شود. پارامترهای موجود در این گونه انژکتورها با استفاده از فرمول‌های تجربی ارزیابی می‌شوند. در این مطالعه به دلیل نیروی رانش کم و سادگی در طراحی و ساخت، از انژکتورهای روزنه‌ای ساده^{۲۱} استفاده شده است. در شکل ۵، نمونه‌ای از انژکتور روزنه‌ای ساده نمایش داده شده است. در ادامه رابطه‌های ۱۵ تا ۱۹ مربوط به طراحی این نوع انژکتور است [۱۲، ۱۳]:

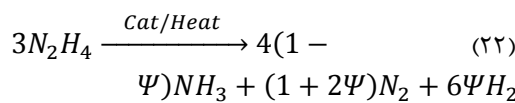


شکل ۵. انژکتور روزنه‌ای ساده [۱۲]

علاوه بر این، آمونیاک نیز معمولاً در مجاورت فلز ایریدیوم با توجه به رابطه ۲۱، به نیتروژن و هیدروژن تجزیه می‌شود. تجزیه آمونیاک یک واکنش گرماگیر است.



بنابراین تجزیه هیدرازین در یک محفظه واکنش را می‌توان به شکل رابطه ۲۲، خلاصه‌سازی کرد. در این معرف میزان پیشرفت تجزیه آمونیاک است. Ψ رابطه میزان پیشرفت تجزیه آمونیاک در حالت کلی تابعی از نوع و هندسه کاتالیست، فشار محفظه واکنش و زمان ماند پیش‌رانده است.



در نتیجه، خواص ترمودینامیکی محصولات تجزیه هیدرازین، وزن مولکولی، نسبت گرمای ویژه و دمای آن به میزان پیشرفت تجزیه هیدرازین و تجزیه آمونیاک بستگی دارد. تجزیه هیدرازین با آزاد کردن انرژی حرارتی، دمای محصولات واکنش را افزایش می‌دهد. این در حالی است که تجزیه آمونیاک باعث کاهش دما و وزن مولکولی محصولات خواهد شد. رابطه‌های ۲۳ تا ۲۶، بیانگر روابط طراحی و محاسبه جرم محفظه تجزیه است [۱۰]:

$$L_f = A_{dc} \dot{m} \quad (23)$$

$$(24)$$

$$L_{cb} = \left[\left(\frac{0.311L_f^{0.28}}{1-\varphi} \right) \left((0.663r_p^{0.17} - 0.17) \left(\frac{0.683}{P_{inj}} \right)^{0.22} + 0.17 \right) \right]^{3.571} \quad (25)$$

$$\delta_{dc} = \left(\frac{SF}{\sigma_{dc}} \right) \left(\frac{\pi P_{th} r_{cb}^2 + T_{dc}}{\pi r_{cb}} \right) \quad (25)$$

$$m_{dc} = A_{dc} \delta_{dc} \rho_{dc} \quad (26)$$

در این روابط L_f ، میزان بارگذاری بستر و L_{cb} ، طول بستر کاتالیستی و φ ، درصد پیشرفت

$$n = 0.0284 \left(\frac{\rho_L}{\rho_{air}} \right)^{0.39} \quad (15)$$

$$\alpha = 0.1352 Re_L^{0.64} \left(\frac{L_0}{d_0} \right)^{-n} \left(1 - e^{-0.023 \rho_L / \rho_{air}} \right)^{-1} \quad (16)$$

$$C_{d \max} = 0.827 - 0.0085 \frac{L}{d_0} \quad (17)$$

$$\frac{1}{C_d} = \frac{1}{C_{d \max}} + \frac{20}{Re_L} \left(1 + 2.25 \frac{L}{d_0} \right) \quad (18)$$

$$\dot{m} = C_d A_0 \sqrt{2 \rho_L \Delta P_L} \quad (19)$$

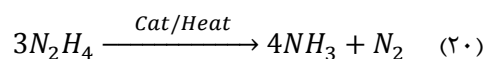
در این روابط n ، تعداد سوراخ‌های مورد نیاز انژکتور و α ، زاویه مناسب پاشش و C_d ، ضریب تخلیه انژکتور است.

۲-۲-۲. بستر کاتالیستی

محفظه تجزیه در حقیقت فضای مناسب برای واکنش بین سوخت مایع و بستر کاتالیستی را تهیه می‌نماید و گازهای ناشی از تجزیه را به سمت نازل هدایت می‌کند. جنس محفظه تجزیه می‌بایست طوری باشد تا فشار و دمای ناشی از تجزیه را با حداقل جرم بتواند تحمل کند.

بستر کاتالیستی در رانشگرهای تک‌پیش‌رانده، وظیفه تجزیه پیش‌رانده مایع به وسیله واکنش شیمیایی را بر عهده دارد. در این رانشگرها، کنترل عملکرد کلی موتور وابسته به کنترل تجزیه پیش‌رانده است. در این مقاله با توجه به انتخاب پیش‌رانده مایع هیدرازین، معمولاً از فلزات واسطه ایریدیوم و مشتقاتش به عنوان کاتالیست انتخاب می‌شوند. موفق‌ترین کاتالیست تجزیه هیدرازین، فلز ایریدیوم روی بستر آلومینا (Ir/Al_2O_3) است.

پیش‌رانده هیدرازین در مجاورت کاتالیست، بر اساس رابطه ۲۰ به نیتروژن و آمونیاک تجزیه می‌شود. تجزیه هیدرازین یک واکنش گرمازا همراه با افزایش حجم است. هیدرازین بلافاصله پس از تماس با کاتالیست تجزیه می‌شود. در نتیجه، فشار و دمای محفظه واکنش به سرعت افزایش می‌یابد [۱۴، ۱۵].



$$A_e = \frac{A^*}{M_e} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad (28)$$

$$A_e = A^* Z_{expansion} \quad (29)$$

$$L_{con} = \frac{r_{ct1} - r_t}{\tan \theta_1} \quad (30)$$

$$L_{div} = \frac{r_e - r_t}{\tan \theta_2} \quad (31)$$

$$(32)$$

$$M_{nozzle} = \left[\frac{\pi}{\tan \theta_1} (r_{ct1}^2 - r_t^2) + \frac{\pi}{\tan \theta_2} (r_e^2 - r_t^2) \right] \delta_{comb} \rho_{str}$$

در این روابط، A^* سطح مقطع گلوگاه، A_e سطح مقطع خروجی نازل، L_{con} طول قسمت همگرای و L_{div} طول قسمت واگرای نازل هستند.

۳. روش نمونه برداری ابرمکعب لاتین

طرح‌های مختلفی برای نمونه برداری نقاط آزمایش وجود دارد. از جمله آن‌ها می‌توان به طرح‌های فاکتوریال^{۲۲}، مرکب مرکزی^{۲۳} و... اشاره نمود که جزء طرح‌های کلاسیک معرفی می‌شوند و در این مقاله مجال توصیف آن‌ها نیست.

طرح‌های تجربی کلاسیک بر کاهش اثر نویز در آزمایش‌های فیزیکی تمرکز دارند. همچنین آن‌ها تمایل دارند نقاط نمونه را در اطراف حاشیه پخش کنند و فقط چند نقطه را در فضای داخلی طراحی قرار دهند. هدف در یک طراحی آزمایش مناسب، گسترش نقاط طراحی در تمام فضای طراحی است. زمانی که شکل فرامدل ناشناخته است و در مناطق مختلف فضای طراحی می‌توان پدیده‌های جالبی را یافت، این امر مطلوب است. طراحی‌های پرکننده فضا تعداد زیادی سطح را برای هر متغیر با تعداد متوسطی از نقاط آزمایش فراهم می‌کند.

نخستین طرح پر کردن فضا، نمونه برداری ابرمکعب لاتین (LHS)، توسط مک کی^{۲۴} و همکاران ارائه شد و یک طرح تصادفی مقید است. روش نمونه برداری ابرمکعب لاتین (LHS) از مفهوم "مربع لاتین" در ریاضیات ترکیبی الهام گرفته شده است. مربع لاتین یک ماتریس $n \times n$ است و با n شیء مختلف، به‌عنوان مثال، اعداد، کاراکترها، نمادها و

تجزیه آمونیاک و δ_{ac} ، ضخامت محفظه و در نهایت m_{ac} جرم محفظه تجزیه است.

۲-۲-۳. نازل

در سامانه‌های پیش‌رانش شیمیایی نازل‌ها به‌عنوان جزئی از سامانه با وظیفه تبدیل آنتالپی سکون بالای محصولات خروجی از محفظه واکنش، به روش انبساطی، به انرژی جنبشی تعریف می‌شوند [۱۴، ۱۶]. در رانشگرهای شیمیایی فضایی محصولات گازی واکنش معمولاً با عبور از یک مسیر همگرا به سمت یک گلوگاه سرعت صوتی شتاب داده می‌شوند، سپس این شتاب‌دهی تا سرعت‌های مافوق صوت در یک مجرای واگرا و در نهایت تخلیه به محیط ادامه می‌یابد [۱۴، ۱۷]. به‌طور کلی ملاحظات، رسیدن به جریان گاز یکنواخت، موازی، محوری در خروجی نازل برای دستیابی حداکثر بردار مومنتوم، کاهش جدایش و افت توربولانس در نازل، کمینه نمودن طول نازل برای کاهش حداکثری وزن، افت‌های انبساطی و نیازمندی‌های خنک‌کاری و سهولت ساخت، در طراحی بهینه نازل مطلوب با یک نسبت انبساط مناسب تأثیرگذارند [۱۸].

سرعت جریان گازها در بخش همگرایی نازل‌ها نسبتاً کم است، در نتیجه افت انرژی سیال عامل در این بخش، با شرط وجود صافی سطح مناسب، ناچیز خواهد بود. در مقابل، با توجه به بالا بودن سرعت جریان در بخش واگرایی نازل، هندسه این بخش روی عملکرد نازل تأثیر بسزایی دارد؛ از سوی دیگر، قسمت واگرایی نازل سهم قابل توجهی از جرم نازل را تشکیل می‌دهد. به همین علت، طراحی مطلوب پروفیل نازل، به‌ویژه بخش واگرایی آن، تأثیر بسزایی در کاهش جرم نازل و در نهایت رانشگر خواهد داشت. سهولت فرایند ساخت یکی دیگر از اهداف طراحی نازل‌ها است. ساده‌ترین نوع نازل مورد استفاده در رانشگرها نازل مخروطی است و استفاده از آن به افزایش طول، جرم و افت‌های اصطکاکی نازل منجر می‌شود. از این‌رو نازل‌های پارابولیک با وجود پیچیدگی‌های ساختی مورد توجه طراحان هستند. رابطه‌های ۲۷ تا ۳۲ مربوط به طراحی نازل است [۱۰]:

$$(27)$$

$$A^* = \frac{\dot{m} \sqrt{C_d R / \gamma}}{P_{th}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}$$



غیره، پر شده است. نحوه قرارگیری اشیاء در آن ماتریس به نحوی است تا دقیقاً یک بار در هر سطر و دقیقاً یک بار در هر ستون ظاهر شود. در شکل ۶، نمونه‌ای از یک مربع لاتین 4×4 با چهار شیء مختلف نمایش داده شده است. اصطلاح "لاتین" در مربعات لاتین از فعالیت‌های ریاضی‌دان مشهور، لئونارد اویلر^{۲۵} که از حروف لاتین به‌عنوان اشیاء استفاده می‌کردند، الهام گرفته شده است.

D	A	B	C
C	B	A	D
B	C	D	A
A	D	C	B

شکل ۶. نمونه مربع لاتین 4×4

در LHS نیز ایده اصلی مانند مربعات لاتین است. در حالت کلی، برای تولید n نمونه در یک فضای m بعدی، یک ابرمکعب واحد در فضای m بعدی، $Cm = [0,1]^m$ تشکیل می‌شود. برای تولید n نمونه هر بعد این ابرمکعب به n فاصله، سطح، با طول مساوی، $1/n$ ، تقسیم می‌شود. به‌عبارت‌دیگر در هر بعد فاصله‌هایی با احتمال برابر تعریف می‌شود. هر فاصله با نمایه $q = 1, 2, \dots, n$ نام‌گذاری می‌شود. سپس در هر فاصله، نمونه‌ای به‌صورت تصادفی اختیار می‌شود تا در هر سطح فقط و فقط یک نمونه وجود داشته باشد. خروجی LHS یک ماتریس $n \times m$ است و درایه‌های آن X_{ij} ؛ $i = 1, 2, \dots, n$ ؛ $j = 1, 2, \dots, m$ هستند؛ به‌نحوی که در ستون j تنها به یک فاصله دلالت داشته باشد. به‌عبارت‌دیگر q یک جایگشت تصادفی از $\{1, 2, \dots, n\}$ برای هر ستون است و هر ردیف ماتریس یک نقطه نمونه است. چنین ماتریسی را $LHS(n, m)$ نمایش داده می‌شود [۱۴].

برای تولید n نمونه از m پارامتر تعریف ریاضی ابرمکعب لاتین در رابطه‌های ۳۳ تا ۳۵ ارائه شده است. یک ماتریس نمونه $S(n, m)$ شامل $n \times m$ عنصر یا متغیر را فرض نمایید. درایه‌های این ماتریس شامل X_{ij} ؛ $i = 1, 2, \dots, n$ و $j = 1, 2, \dots, m$ است که اعدادی در بازه $[0, 1]^m$ هستند. از سوی دیگر فاکتور فضا $[0, 1]^m$ به n فاصله، انبارک یا طبقه مجزا به‌صورت رابطه ۳۳ تقسیم می‌شود.



$$(33) \quad [0,1]^m = \left\{ \left[0, \frac{1}{n} \right], \left[\frac{1}{n}, \frac{2}{n} \right], \dots, \left[\frac{n-1}{n}, 1 \right] \right\}$$

مجموعه‌ای جدید از متغیرهای باینری کمکی، $y_{q,j}$ ، به شکل رابطه ۳۴ تعریف می‌شود.

$$(34) \quad y_{i,j} = \begin{cases} 1 & x_{i,j} \in H_j^i \\ 0 & x_{i,j} \notin H_j^i \end{cases}$$

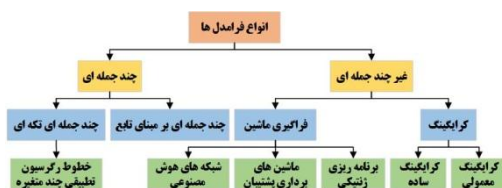
ماتریس نمونه $S(n, m)$ را ابرمکعب لاتین گوئیم اگر و تنها اگر خاصیت یک‌بعدی تصویر را داشته باشد. مدل ریاضی این خاصیت در رابطه ۳۵ ارائه شده است.

$$(35) \quad \frac{\sum_{j=1}^m \sum_{q=1}^n y_{q,j}}{n \cdot m} = 1$$

سمت چپ معادله فوق اساساً یک تابع عددی^{۲۶} از ماتریس نمونه، $F(S(n, m))$ است. خروجی این تابع عددی بین ۱ و $\frac{1}{n}$ تغییر می‌کند [۱۴].

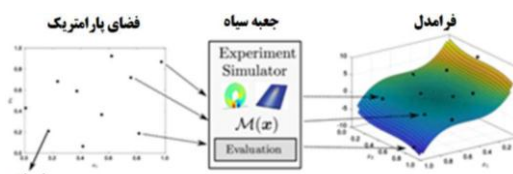
۴. فرامدل سازی

در دو دهه اخیر، روش‌های تقریب و بهینه‌سازی بر مبنای تقریب توجه زیادی را به خود جلب کرده است. این روش توابع حساس محاسباتی را با مدل‌های تحلیلی ساده تقریب می‌زند. فرامدل یا مدل جانشین، مدلی ساده‌شده از مدل حقیقی یا واقعی است. فرامدل می‌تواند یک رابطه یا الگوریتم ریاضی باشد تا روابط ورودی و خروجی را نمایش دهد. فرامدل‌ها انواع مختلفی مانند (معادلات چندجمله‌ای^{۲۷}، شبکه عصبی^{۲۸}، کرایبیک و غیره) دارند. شکل ۷ نمودار نمودار تقسیم‌بندی انواع روش‌های فرامدل‌سازی را نمایش می‌دهد [۱۹].



شکل ۷. تقسیم‌بندی روش‌های فرامدل‌سازی [۱۹]

در شکل ۸ یک فرایند فرامدل کلی طرح‌واره شده است. در ابتدا، نمونه‌ها در یک فضای پارامتری تعریف شده توسط کاربر توزیع می‌شوند. تابع جعبه سیاه مربوطه پس‌از آن در هر نقطه نمونه، ارزیابی می‌شود و نتایج برای برازش مدل جایگزین در کل دامنه پارامتری استفاده می‌شود. از این رو، دقت فرامدل حاصل به شدت به نمونه‌ها بستگی دارد [۲۰].



شکل ۸. طرح‌واره‌ای از فرایند کلی فرامدل‌سازی [۲۰]

۴-۱. کرایگینگ

کرایگینگ نوعی روش درونی‌یابی ریاضی است و به افتخار مهندس معدن آفریقای جنوبی کریگ^{۲۹}، نام‌گذاری شده است [۲۱]. سپس، این روش توسط ریاضی‌دان فرانسوی ماترون^{۳۰}، که آمار ریاضی جدیدی به نام زمین آمار یا آمار فضایی را توسعه داد، رسمیت یافت. اساس این رسمی‌سازی فرایند گاوسی ساکن (GP^{۳۱}) است. این ایستایی به این معنی است که GP، یک میانگین ثابت (مقدار مورد انتظار)، یک واریانس ثابت و کوواریانس‌هایی دارد و فقط به فواصل بین «نقاط» در یک فضای (مثلاً) k بعدی بستگی دارد. بدیهی است، در آمار فضایی $k \leq 3$ (طول، عرض، ارتفاع). این GP یک توزیع نرمال چند متغیره (یا گاوسی) را بیان می‌کند [۲۱].

طراحی و تجزیه و تحلیل آزمایش‌ها با مدل‌های شبیه‌سازی تصادفی نیازمند توسعه روش‌های آماری جدید مانند تعیین اندازه نمونه و کرایگینگ تصادفی (SK^{۳۲}) است. در ادبیات DACE^{۳۳} اغلب فرامدل را جایگزین یا شبیه‌ساز می‌نامند، بلکه امروزه کرایگینگ می‌تواند عدم

قطعیت پیش‌بینی کننده خود را نیز کمی ارزیابی کند. کلی‌ترین نسخه کرایگینگ، کرایگینگ جهانی نامیده می‌شود و در رابطه ۳۶ نمایش داده شده است. این رابطه شامل یک تابع روند خطی و انحراف $Z(x)$ است که شامل مشارکت‌های محلی می‌شود و تابع همبستگی آن را کنترل می‌کند [۲۲].

$$\hat{y}(x) = \sum_{i=1}^{N_p} \beta_i \xi_i(x) + Z(x) \quad (36)$$

تابع روند^{۳۴} از توابع شکل شناخته شده $\xi_i(x)$ و ضرایب β_i تشکیل شده است. توابع شکل، معمولاً تک‌جمله‌ای بوده و توابع روند محبوب، چندجمله‌ای خطی و درجه دوم هستند [۲۲].

در شکل ۹، تناسب کرایگینگ با رگرسیون خطی^{۳۵}، با رنگ قرمز نمایش داده شده است. این عملیات، تنها میانگین توزیع نرمال است و می‌توان از توزیع برای ارائه تخمین عدم قطعیت در پیش‌بینی‌های کرایگینگ استفاده نمود [۲۲].

رابطه ۳۷، مدل جانشین کرایگینگ معمولی^{۳۶} را ارائه می‌کند [۲۲]:

$$\hat{y}(x) = \hat{\mu} + r^T R^{-1} y = \hat{\mu} + b^T r \quad (37)$$

ثابت است، مقدار میانگین تخمینی است. $\hat{\mu}$ جایی که است و توابع شکلی که ضرب $b = R^{-1} y$ ضریب بردار می‌کند، نمای می‌هستند [۲۲].

$$(38)$$

$$r_i = \exp\left(-\sum_{k=1}^n \theta_k (x_k^{(i)} - x_k)^2\right)$$

بنابراین با توجه به روابط، کرایگینگ شبیه رگرسیون خطی است ولی دو تفاوت مهم وجود دارد. ابتدا توابع شکل از داده‌ها تخمین θ_k مشخص نیستند، یعنی نرخ فروپاشی زده می‌شود. دوم، ضرایب با به حداقل رساندن خطا در نقاط داده پیدا نمی‌شوند. از آنجاکه نمایی‌ها از نقاط داده دور می‌شوند، وقتی از همه نقاط داده فاصله داریم، خواهد بود. بنابراین کرایگینگ $\hat{\mu}$ پیش‌بینی نزدیک به معمولی برای برون‌یابی قابل‌توجه خوب نیست و اگر به



$$Predicted(R^2) = 1 - \frac{PRESS}{SS_{Total}} \quad (40)$$

در این رابطه $PRESS^9$ ، معیاری برای ارزیابی عملکرد مدل برای پیش‌بینی داده‌های جدید است. در واقع $PRESS$ مخفف مجموع مربعات خطای پیش‌بینی است. هرچه قدر این مقدار از مدل، کوچک‌تر باشد می‌تواند پیش‌بینی‌کننده خوبی محسوب شود.

ریشه میانگین مربعات خطا ($RMSE^40$)، جذر میانگین مجذور همه خطاها است. این مقدار یک معیار خطای عمومی عالی برای پیش‌بینی‌های عددی در نظر گرفته می‌شود و از رابطه ۴۱ به دست می‌آید.

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N ||y(i) - \hat{y}(i)||^2}{N}} \quad (41)$$

در این رابطه N ، تعداد نقاط داده و $y(i)$ ، i مین اندازه‌گیری و $\hat{y}(i)$ ، پیش‌بینی متناظر آن است.

اعتبارسنجی متقاطع $(Cross V)^41$ ، یک روش نمونه‌گیری مجدد است و از بخش‌های مختلفی از داده‌ها برای آزمایش یک مدل در تکرارهای مختلف استفاده می‌کند. این مقدار عمدتاً در تنظیماتی که هدف آن پیش‌بینی است، استفاده می‌شود.

در این مقاله، نتایج داده‌های فرامدل به روش کرایگینگ با استفاده از چهار تابع گاوسی^{۴۲}، نمایی^{۴۳}، خطی^{۴۴} و کروی^{۴۵} با اوردر درجه دو، نمایش داده شده است. این نمایش به دو صورت تابع توزیع نقاط طراحی و نتایج برازش منحنی پیش‌بینی‌شده رفتار مدل، نسبت به مدل واقعی انجام شده است.

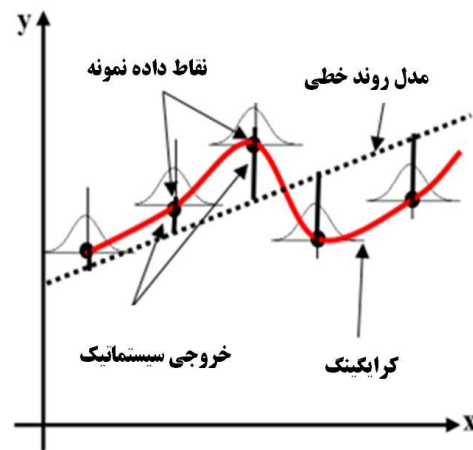
۵-۱. فرامدل‌سازی مخزن گاز پرفشار

برای مخزن گاز پرفشار، با استفاده از روش نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین، ۸۱ نقطه در فضای طراحی بررسی شده است. در شکل ۱۰، نحوه برازش مدل مربوط به جرم کل مخزن گاز پرفشار با حالت واقعی به روش کرایگینگ، نمایش داده شده است. همچنین در این شکل، داده‌های آماری مربوط به مدل جرم کل مخزن گاز پرفشار برای تعیین دقت و صحت فرامدل آورده شده است. برحسب توضیح، میزان ضریب تعیین (R^2)، ریشه میانگین

برون‌یابی دور از نقاط داده نیاز داشته باشیم، باید از کرایگینگ جهانی با روند استفاده نمود [۲۲].

$$\hat{y}(x) = \sum_{i=1}^N \beta_i \xi_i(x) + Z(x)$$

مدل روند
خروجی سیستماتیک



شکل ۹. نمایش تناسب کرایگینگ با مدل رگرسیون خطی [۲۲]

۵. فرامدل‌سازی

پس از انجام طراحی آزمایش، تحلیل آماری داده‌ها و فرامدل مربوط به هر یک از موضوعات، با بهره‌گیری از روش کرایگینگ، استخراج می‌شود. در ادامه لازم است، اصطلاحات آماری مربوط به این جداول توضیح داده شود.

ضریب تعیین R^2 ^{۳۷}، اندازه‌گیری آماری نزدیک داده‌ها به خط رگرسیون برازش شده است. هر چه قدر این مقدار بزرگ‌تر باشد، مدل حاصله از داده‌ها مناسب‌تر است. این ضریب برای مقایسه مدل‌هایی با داده‌های یکسان بسیار پرکاربرد است. رابطه ۳۹ نحوه محاسبه این مقدار را نمایش می‌دهد:

$$R^2 = \frac{SS_{Model}}{SS_{Total}} \quad (39)$$

در این معادله، SS_{Model} مجموع مربعات، تمامی ضرایب و برهم‌کنش‌های مربوط به عامل‌هاست و SS_{Total} مجموع مربعات به مدل و خطاست.

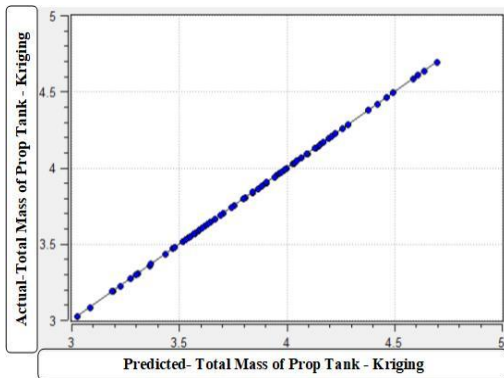
ضریب پیش‌بینی $(R^2 pred)$ ^{۳۸}، نشان می‌دهد تا یک مدل رگرسیون به چه میزان پیش‌بینی‌ها را درست انجام می‌دهد و از رابطه ۴۰ به دست می‌آید:



داده‌های آماری در این تابع حقیقی توزیع عبارت است از؛ میزان متوسط^{۴۶} که برابر ۱۲/۱۵۹۴، میزان واریانس^{۴۷} برابر ۱/۵۱۲۸۸ و انحراف معیار^{۴۸} برابر ۱/۲۲ است.

۲-۵. فرامدل سازی مخزن سوخت مایع

برای مخزن سوخت مایع نیز، روش نمونه برداری ابرمکعب لاتین، ۸۱ نقطه در فضای طراحی در نظر گرفته می‌شود. در شکل ۱۲، نحوه برازش مربوط به جرم کل مخزن سوخت مایع با حالت واقعی به روش کرایگینگ، نمایش داده شده است. در این شکل نیز، داده‌های آماری مربوط به مدل جرم کل مخزن سوخت مایع برای تعیین دقت و صحت فرامدل آورده شده است. با توجه به شکل ۱۰ در این فرامدل نیز، R^2 برابر یک، $RMSE$ برابر صفر و $PRESS$ مقداری نزدیک به صفر دارد. همچنین در این برازش، داده‌های آماری برای روش کرایگینگ با استفاده از چهار تابع محاسبه شده است که در بین توابع میزان $PRESS$ مربوط به تابع گوسی از دیگر توابع، کمتر و در نتیجه مدل دقیق و مناسب‌تری است.

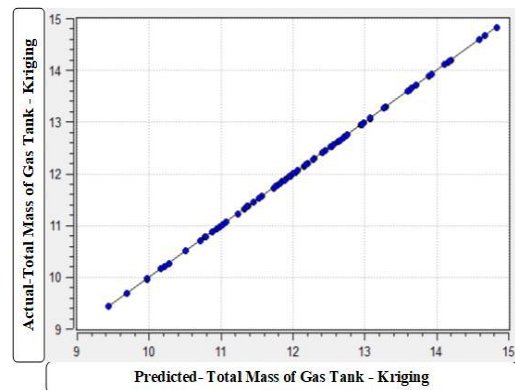


Discipline	Type	Function	Order	R^2	R^2 pred	RMSE	Cross V	PRESS
جرم کل مخزن سوخت مایع	Kriging	Gaussian	2	1	1	0	7.95 e-5	7.42 e-5
		Exponential	2	1	1	0	3.58 e-4	3.13 e-4
		Linear	2	1	1	0	2.63 e-4	2.27 e-4
		Spherical	2	1	1	0	2.69 e-4	2.51 e-4

شکل ۱۲. برازش نتایج پیش‌بینی شده جرم کل مخزن سوخت مایع با حالت واقعی به روش کرایگینگ

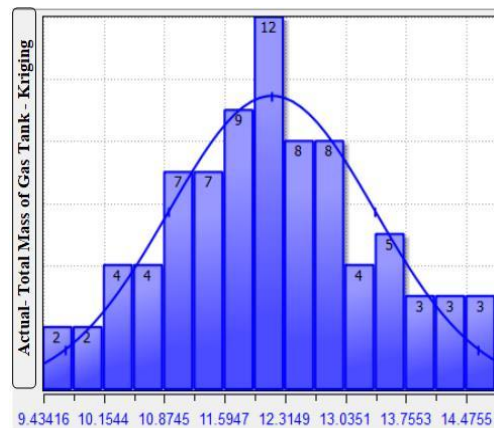
شکل شماره ۱۳، تابع حقیقی توزیع تعداد نقاط طراحی آزمایش را برای جرم کل مخزن سوخت مایع نمایش می‌دهد. داده‌های آماری در این تابع حقیقی توزیع عبارت است از؛ میزان متوسط که برابر ۳/۸۲۸۶۲، میزان واریانس برابر ۰/۱۴۵۲۳ و انحراف معیار برابر ۰/۳۸۱۰۹ است.

مربعات خطا $RMSE$ و میزان مجموع مربعات خطای پیش‌بینی شده یعنی $PRESS$ و ... می‌توانند پایه‌ای برای صحت‌گذاری فرامدل تولید شده باشند. در این فرامدل با توجه به شکل ۱۰، R^2 برابر یک، $RMSE$ برابر صفر و $PRESS$ دارای مقداری نزدیک به صفر است. همچنین در این برازش، داده‌های آماری برای روش کرایگینگ با استفاده از چهار تابع محاسبه شده است که میزان $PRESS$ مربوطه به تابع گوسی از دیگر توابع، کمتر و در نتیجه مناسب‌تر است.



Discipline	Type	Function	Order	R^2	R^2 pred	RMSE	Cross V	PRESS
جرم کل مخزن گاز پرفشار	Kriging	Gaussian	2	1	1	0	3.59 e-4	2.93 e-4
		Exponential	2	1	1	0	2.11 e-3	2.14 e-3
		Linear	2	1	1	0	1.75 e-3	1.67 e-3
		Spherical	2	1	1	0	1.8 e-3	1.85 e-3

شکل ۱۰. برازش منحنی نتایج پیش‌بینی شده جرم کل مخزن گاز پرفشار با حالت واقعی به روش کرایگینگ



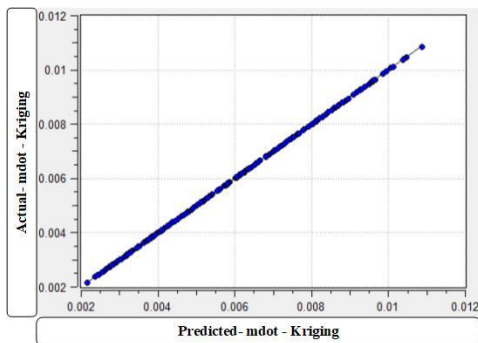
شکل ۱۱. تابع توزیع نقاط طراحی آزمایش برای جرم کل مخزن گاز پرفشار به روش کرایگینگ

شکل شماره ۱۱، تابع حقیقی توزیع تعداد نقاط طراحی آزمایش را برای جرم کل مخزن گاز پرفشار نمایش می‌دهد که به صورت تابع توزیع زنگوله‌ای یا عادی است.



Discipline	Type	Function	Order	R ²	R ² pred	RMSE	Cross V	PRESS
جرم کل انژکتور	Kriging	Gaussian	2	1	1	0	1.2 e-9	9.67 e-10
		Exponential	2	1	1	0	4.15 e-8	3.94 e-8
		Linear	2	1	1	0	3.79 e-8	3.67 e-8
		Spherical	2	1	1	0	4.81 e-8	4.32 e-8

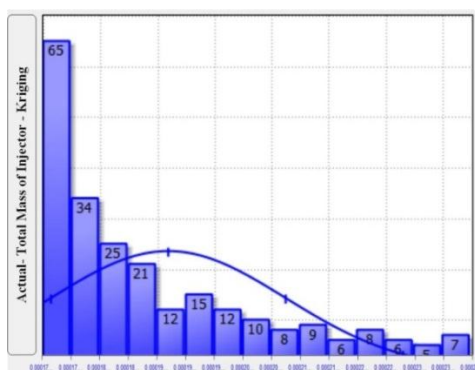
شکل ۱۴. برازش منحنی نتایج پیش‌بینی شده جرم انژکتور با حالت واقعی به روش کرایگینگ



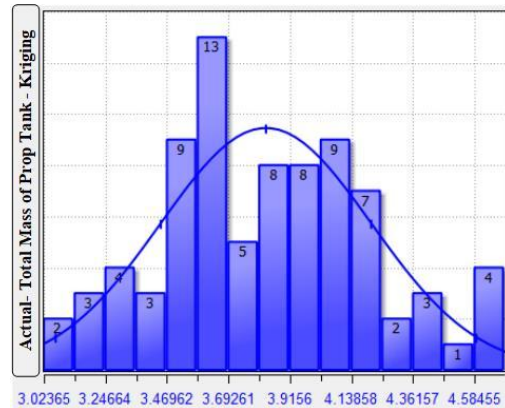
Discipline	Type	Function	Order	R ²	R ² pred	RMSE	Cross V	PRESS
جرم خروجی انژکتور	Kriging	Gaussian	2	1	1	0	6.15 e-9	2.51 e-9
		Exponential	2	1	1	0	4.37 e-6	3.3 e-6
		Linear	2	1	1	0	2.94 e-6	2.29 e-6
		Spherical	2	1	1	0	2.81 e-6	2.66 e-6

شکل ۱۵. برازش منحنی نتایج پیش‌بینی شده جرمی انژکتور با حالت واقعی به روش کرایگینگ

شکل‌های شماره ۱۶ و ۱۷، توابع حقیقی توزیع تعداد نقاط طراحی آزمایش را برای جرم و دبی خروجی انژکتور نمایش می‌دهد. داده‌های آماری در تابع حقیقی توزیع جرم انژکتور عبارت است از؛ میزان متوسط که برابر ۰/۰۰۰۱۹، میزان واریانس برابر ۵-3/54523 e و انحراف معیار برابر ۶-1/88288 e و برای دبی خروجی انژکتور، میزان متوسط که برابر ۰/۰۰۵۷۲۸، میزان واریانس برابر ۶-۰/06012/5 e و انحراف معیار برابر ۰/۰۰۲۲۴۹ است.



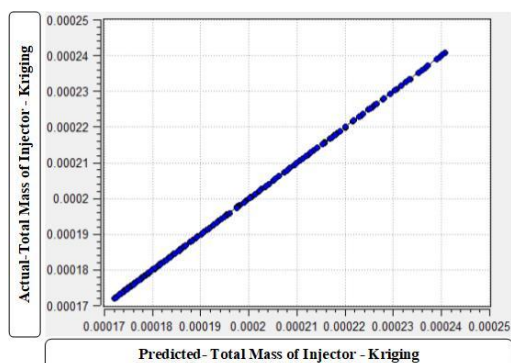
شکل ۱۶. تابع توزیع نقاط طراحی آزمایش برای جرم انژکتور به روش کرایگینگ

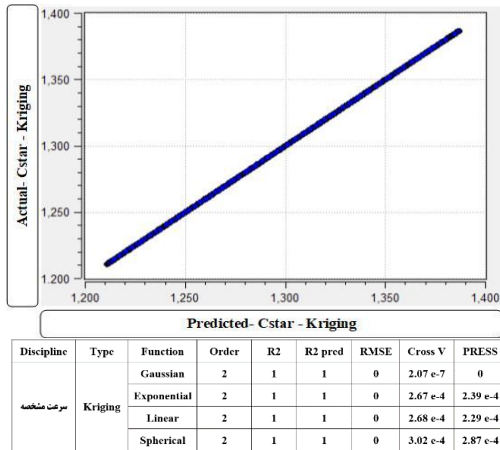


شکل ۱۳. تابع توزیع نقاط طراحی آزمایش برای جرم کل مخزن سوخت مایع به روش کرایگینگ

۳-۵. فرامدل سازی انژکتور

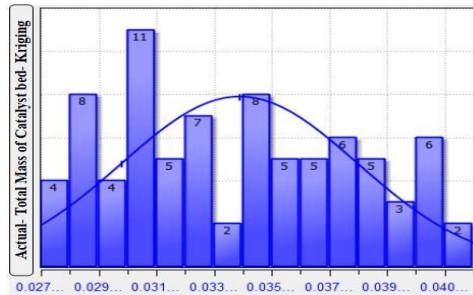
در این زیرسامانه، علاوه بر مدل‌سازی جرم، فرامدل دبی خروجی انژکتور نیز آورده شده است. روش نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین برای این زیرسامانه، ۲۴۳ نقطه در فضای طراحی در نظر می‌گیرد. نحوه برازش مدل‌های مربوط به جرم و دبی خروجی انژکتور با حالت واقعی به روش کرایگینگ، در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ به نمایش گذاشته شده است. در این مدل‌ها، داده‌های آماری مربوط به جرم دبی خروجی انژکتور برای تعیین دقت و صحت فرامدل آورده شده است. با توجه به فرامدل‌های مربوط به شکل ۱۴ و ۱۵، R^2 برابر یک، $RMSE$ برابر صفر و $PRESS$ دارای مقداری بسیار پایین نزدیک به صفر است. داده‌های آماری در هر دو برازش با استفاده از چهار تابع محاسبه شده که در بین توابع، میزان $PRESS$ مربوط به تابع گوسی از دیگر توابع، کمتر و در نتیجه مدل دقیق و مناسب‌تری است.



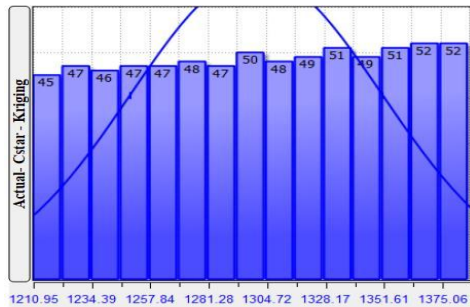


شکل ۱۹. برازش منحنی نتایج پیش‌بینی شده سرعت مشخصه در محفظه تجزیه با حالت واقعی به روش کرایگینگ

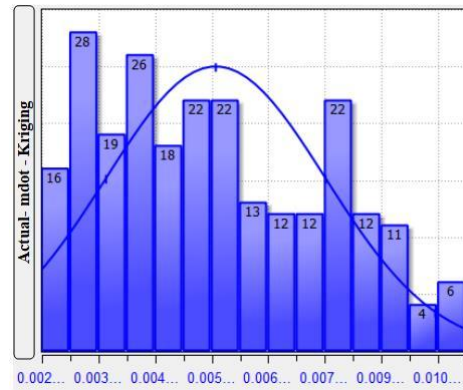
شکل‌های شماره ۲۰ و ۲۱، به ترتیب توابع حقیقی توزیع تعداد نقاط طراحی آزمایش را برای جرم بستر کاتالیستی و سرعت مشخصه در محفظه تجزیه نمایش می‌دهد. داده‌های آماری در تابع حقیقی توزیع جرم بستر کاتالیستی عبارت است از؛ میزان متوسط که برابر 0.03416 ، میزان واریانس برابر $5278/1-5$ و انحراف معیار برابر 0.0390 و برای سرعت مشخصه، میزان متوسط برابر $1300/9$ ، میزان واریانس برابر $2581/71$ و انحراف معیار برابر $50/8105$ است.



شکل ۲۰. تابع حقیقی توزیع نقاط طراحی آزمایش برای جرم بستر کاتالیستی به روش کرایگینگ



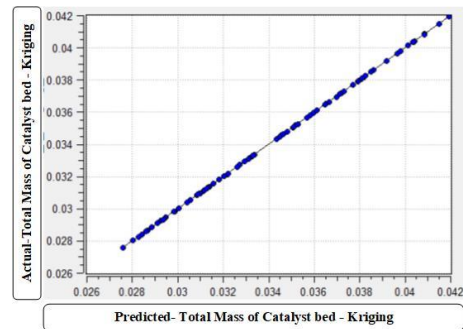
شکل ۲۱. تابع حقیقی توزیع نقاط طراحی آزمایش برای سرعت مشخصه در محفظه تجزیه به روش کرایگینگ



شکل ۱۷. تابع توزیع نقاط طراحی آزمایش برای دبی جرمی انزکتور به روش کرایگینگ

۴-۵. فرامدل سازی بستر کاتالیستی

در این بخش، علاوه بر مدل‌سازی جرم بستر کاتالیستی، فرامدل سرعت مشخصه مربوط به محفظه تجزیه نیز آورده شده است. روش نمونه برداری ابرمکعب لاتین برای جرم بستر کاتالیستی، ۸۱ نقطه و برای سرعت مشخصه ۷۲۹ نقطه در فضای طراحی در نظر می‌گیرد. شکل‌های ۱۸ و ۱۹، نحوه برازش مدل مربوط به جرم بستر کاتالیستی و سرعت مشخصه با حالت واقعی به روش کرایگینگ، نمایش داده است. در این فرامدل‌ها داده‌های آماری مربوطه برای تعیین دقت و صحت فرامدل آورده شده است. همچنین در این مدل‌ها، R^2 برابر یک، $RMSE$ برابر صفر و $PRESS$ دارای مقداری بسیار پایین نزدیک به صفر است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ نیز، داده‌های آماری تابع گوسی برای روش کرایگینگ با توجه به میزان $PRESS$ ، برای جرم بستر کاتالیستی نزدیک صفر و برای سرعت مشخصه دقیقاً صفر است.



Discipline	Type	Function	Order	R ²	R ² pred	RMSE	Cross V	PRESS
جرم کل بستر کاتالیستی	Kriging	Gaussian	2	1	1	0	4.69 e-6	4.34 e-6
		Exponential	2	1	1	0	1.59 e-6	1.39 e-6
		Linear	2	1	1	0	1.47 e-6	1.32 e-6
		Spherical	2	1	1	0	1.8 e-6	1.59 e-6

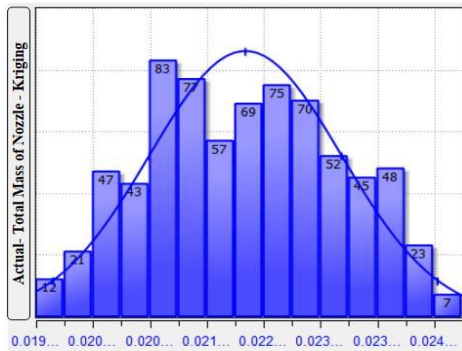
شکل ۱۸. برازش منحنی نتایج پیش‌بینی شده جرم بستر کاتالیستی با حالت واقعی به روش کرایگینگ



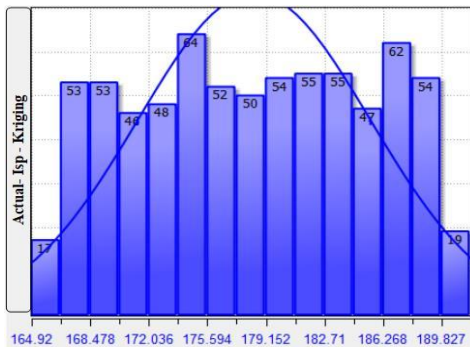
۴-۶. فرامدل سازی نازل

در بخش آخر نیز، علاوه بر مدل سازی جرم نازل، فرامدل مربوطه به ضربه ویژه موتور به نمایش گذاشته شده است. روش نمونه برداری ابرمکعب لاتین برای جرم نازل و ضربه ویژه موتور، ۷۲۹ نقطه در فضای طراحی در نظر می گیرد. شکل های ۲۲ و ۲۳، نحوه برازش مدل مربوط به جرم نازل و ضربه ویژه موتور با حالت واقعی به روش کرایگینگ، نمایش داده است. در این فرامدل ها داده های آماری مربوطه برای تعیین دقت و صحت فرامدل آورده شده است. همچنین در این مدل ها، R^2 برابر یک، $RMSE$ برابر صفر و $PRESS$ مقداری بسیار پایین نزدیک به صفر دارد. همان طور که مشاهده می شود، در شکل های ۲۲ و ۲۳ نیز، داده های آماری تابع گوسی برای روش کرایگینگ با توجه به میزان $PRESS$ که دقیقاً برابر صفر است، مناسب تر است.

شکل های شماره ۲۴ و ۲۵، به ترتیب توابع حقیقی توزیع تعداد نقاط طراحی آزمایش را برای جرم نازل و ضربه ویژه موتور به نمایش گذاشته است. داده های آماری در تابع حقیقی توزیع جرم نازل عبارت است از: میزان متوسط که برابر ۰/۰۲۲۱۷، میزان واریانس برابر ۶-۱/۷۲۸۶۷ و انحراف معیار برابر ۰/۰۱۳۱ و برای ضربه ویژه موتور، میزان متوسط برابر ۱۷۸/۴۳۵، میزان واریانس برابر ۵۰/۰۱۶۸ و انحراف معیار برابر ۷/۰۷۲۲۶ است.



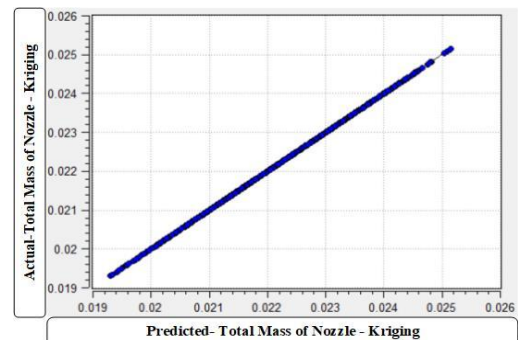
شکل ۲۴. تابع حقیقی توزیع نقاط طراحی آزمایش برای جرم نازل به روش کرایگینگ



شکل ۲۵. تابع حقیقی توزیع نقاط طراحی آزمایش برای ضربه ویژه موتور به روش کرایگینگ

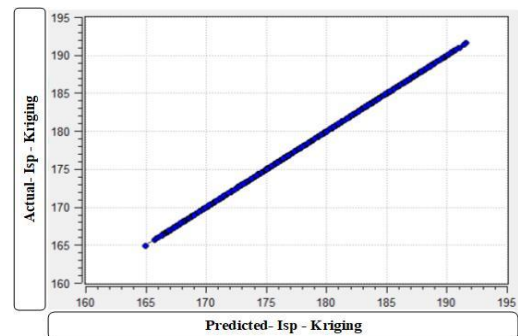
۵. نتیجه گیری

در این مقاله، تولید فرامدل به روش کرایگینگ برای موضوعات سامانه رانشگر تک-پیشرانه مایع هیدرازینی با استفاده از روش نمونه برداری ابرمکعب لاتین ارائه شد. برای بررسی دقیق تر، سامانه رانشگر تک-پیشرانه مایع به پنج موضوع: مخزن گاز پرفشار، مخزن سوخت مایع، انژکتور، بسترکاتالیستی و نازل تقسیم شد و



Discipline	Type	Function	Order	R2	R2 pred	RMSE	Cross V	PRESS
جرم کل نازل	Kriging	Gaussian	2	1	1	0	5.53 e-11	0
		Exponential	2	1	1	0	4.28 e-7	3.95 e-7
		Linear	2	1	1	0	3.37 e-7	3.14 e-7
		Spherical	2	1	1	0	3.51 e-7	3.24 e-7

شکل ۲۲. برازش منحنی نتایج پیش بینی شده جرم نازل با حالت واقعی به روش کرایگینگ



Discipline	Type	Function	Order	R2	R2 pred	RMSE	Cross V	PRESS
ضربه ویژه	Kriging	Gaussian	2	1	1	0	4.59 e-8	0
		Exponential	2	1	1	0	7.29 e-5	6.75 e-5
		Linear	2	1	1	0	7.52 e-5	6.91 e-5
		Spherical	2	1	1	0	7.73 e-5	7.1 e-5

شکل ۲۳. برازش منحنی نتایج پیش بینی شده ضربه ویژه موتور با حالت واقعی به روش کرایگینگ



Principles of Systems Engineering:
Auerbach Publications, 2016, pp. 359-388.

- [3] <https://www.ariane.group/en/about-us/company-profil/>
- [4] M. Meibody, H. Naseh, and F. Ommi, "A kriging based multi objective gray wolf optimization for hydrazine catalyst bed," *Engineering Solid Mechanics*, vol. 7, no. 3, pp. 179-192, 2019.
- [5] H. N. MNP Meibody, F Ommi, "Catalyst bed multi-objective optimization," *Aeronautics and Aerospace Open Access Journal*, vol. 3, no. 1, 2019.
- [6] H. N. MNP Meibody, F Ommi, "Sensitivity analysis based on progressive Latin hypercube. Case study: Design of hydrazine catalyst substrate," *JSST*, pp. 35-46, 2019.
- [7] M. Rath, H. Schmitz, and M. Steenborg, "Development of a 400 N hydrazine thruster for ESA's Atmospheric Reentry Demonstrator," in *32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1996, p. 2866.
- [8] M. Salimi, "Numerical Study of Catalyst Bed Length and Particle Size Effect on the Monopropellant Thruster Specific Impulse and Thrust," 2020.
- [9] R. Hermsen and B. Zandbergen, "Pressurization system for a cryogenic propellant tank in a pressure-fed high-altitude rocket," in *7th European Conference for Aeronautics And Aerospace Sciences (EUCASS)*, 2017, p. 13.
- [10] A. Adami, M. Mortazavi, M. Nosrattollahi, M. Taheri, and J. Sajadi, "Multidisciplinary design optimization and analysis of hydrazine monopropellant propulsion system," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2015, 2015.
- [11] T.M. Chiasson, "Modeling the characteristics of propulsion systems providing less than 10 N thrust," *Massachusetts Institute of Technology*, 2012.
- [12] T. Nada and A. Hashem, "Geometrical characterization and performance optimization of monopropellant thruster injector," *The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science*, vol. 15, no. 2, pp. 161-169, 2012.
- [13] L. Bayvel and Z. Orzechowski, *Liquid atomization*. Routledge, 2019.

طراحی آزمایش به روش نمونه برداری ابر مکعب لاتین صورت پذیرفت. هدف استفاده از روش نمونه برداری ابر مکعب لاتین، گسترش نقاط طراحی در فضای طراحی کامل است که روش-های کلاسیک از آن بهره مند نیستند. طراحی و تجزیه و تحلیل آزمایش ها با مدل های شبیه سازی تصادفی نیازمند توسعه روش های آماری جدید مانند تعیین اندازه نمونه و کرایگینگ تصادفی است. اغلب فرامدل یا مدل جانشین، مدلی ساده شده از مدل حقیقی یا واقعی است، ولی روش کرایگینگ می تواند عدم قطعیت پیش بینی کننده خود را نیز کمی ارزیابی کند. با توجه به متغیرهای خروجی موضوعات، علاوه بر جرم هریک از موضوعات، برای انژکتور، فرا مدل مربوط به دبی جرمی سوخت، برای بستر کاتالیستی، سرعت مشخصه و برای نازل ضربه ویژه موتور نیز تولید شد. نتایج آماری به دست آمده در روش کرایگینگ، با استفاده از چهار تابع گوسی، نمایی، خطی و کروی به اوردرد درجه دوم ارائه شده است. همان طور که مشاهده شد، نتایج آماری مربوط به تابع گوسی، با توجه به همسان بودن ضریب وضعیت، خطاهای PRESS و RMSE کمتر بوده در نتیجه نسبت به دیگر توابع، مدل دقیق تر و مناسب تری است. همچنین میانگین دقت محاسبه شده تابع گوسی در فرامدل سازی نسبت به تابع نمایی ۱۰٪، نسبت به تابع خطی ۱۳٪ و نسبت به تابع کروی ۱۲٪ است.

۶. مآخذ

- [1] O. Morgan and D. Meinhardt, "Monopropellant selection criteria-hydrazine and other options," in *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1995, p. 2595.
- [2] D. Mavris and H. Jimenez, "Advanced Design Methods," in *Architecture and*



-
6. Nitrogen Oxide
 7. Specific Impulse
 8. Aluminum Oxide
 9. Iridium
 10. Surrogate Model
 11. Metamodels
 12. Design of Experiment
 13. Sensitivity Analysis
 14. Grey Wolf
 15. Kriging
 16. Progressive Latin Hypercube Sampling
 17. Response Surface Method
 18. Monopropellant Propulsion System
 19. Distribution Function
 20. Curve Fitting
 21. Plain Orifice Injector
 22. Factorial Design
 23. Central Composite
 24. McKay
 25. Leonhard Euler
 26. Scalar function
 27. Polynomial Equations
 28. Neural Network
 29. Krige
 30. Matheron
 31. Stationary Gaussian Process
 32. Stochastic Kriging
 33. Design and Analysis of Computer Experiments
 34. Trend Function
 35. Linear Regression
 36. Ordinary Kriging
 37. Coefficient of Determination
 38. Coefficient of Determination (Predictive)
 39. Predicted Residual Error Sum of Squares
 40. Root Mean Squared Error
 41. Cross Validation
 42. Gaussian
 43. Exponential
 44. Linear
 45. Spherical
 46. Mean
 47. Variance
 48. Standard Deviation

- [14] M. Meibody, H. Naseh, and F. Ommi, "Developing a Multi-objective Multi-Disciplinary Robust Design Optimization Framework," *Scientia Iranica*, 2021.
- [15] A. Makled and H. Belal, "Modeling of hydrazine decomposition for monopropellant thrusters," in 13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology, 2009, pp. 26-28.
- [16] Y. M. Timnat, *Advanced chemical rocket propulsion*. Academic Press, 1987.
- [17] G. Sutton and O. Biblarz, "Rocket propulsion elements, ISBN-13: 978-1118753651," ed: John Wiley & Sons, 2017.
- [18] D. K. Huzel and D. H. Huang, "Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines (Revised and enlarged edition)," *Progress in astronautics and aeronautics*, vol. 147, 1992.
- [19] O. Okobiah, S. P. Mohanty, and E. Kougiannos, "Geostatistical-inspired fast layout optimisation of a nano-CMOS thermal sensor," *IET Circuits, Devices & Systems*, vol. 7, no. 5, pp. 253-262, 2013.
- [20] J. N. Fuhg, A. Fau, and U. Nackenhorst, "State-of-the-art and comparative review of adaptive sampling methods for kriging," *Archives of Computational Methods in Engineering*, vol. 28, no. 4, pp. 2689-2747, 2021.
- [21] J. P. Kleijnen, "Kriging metamodeling in simulation: A review," *European journal of operational research*, vol. 192, no. 3, pp. 707-716, 2009.
- [22] D. Brus, G. Heuvelink, and J. de Gruijter, "Optimization of sample locations for universal kriging of environmental variables," in Biannual meeting of commission 1.5 pedometrics, div. 1 of the international union of soil science (IUSS), 2005, pp. 12-13: University of Florida, IFAS.

۷. پی نوشت

-
1. Solar Wind Particle Energy
 2. Electromagnetism Energy of Planets
 3. Monopropellant Thruster
 4. Hydrazine
 5. Hydrogen Peroxide

۶۸

سال ۱۱ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی
دانش و فناوری هوا فضا



تولید فرامدل به روش کرینگ برای موضوعات سامانه رانشگر تک
پیشرفته مایع هیدرازین با استفاده از نمونه برداری البرمکعب لاتین