



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 1-21
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.323217.1045

Article Info

Received: 2022-1-5
Accepted: 2022-10-18

Keywords

Multidisciplinary design
sensitivity Analysis,
Sensitivity, Correlation,
Spacecraft Liquid
monopropellant propulsion
system

How to Cite this article

Mohammad Hossein,
Mansuri Mughari, Hassan
Naseh, Sahar Noori,
"Multidisciplinary Design
Sensitivity Analysis of a
Spacecraft Monopropellant
Propulsion system by Latin
Hypercube Sampling
(LHS)", *Journal of Space
Science, Technology and
Applications*, vol 2 (2), p1-
21, 2023

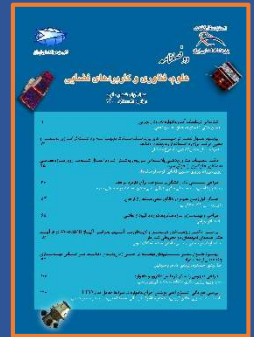
Multidisciplinary Design Sensitivity Analysis of a Spacecraft Monopropellant Propulsion system by Latin Hypercube Sampling (LHS)

Mohammad Hossein Mansuri Mughari ¹, Hassan Naseh ^{*2}, Sahar Noori

1. Aerospace Research Institute and Aerospace Group, Department of Aerospace Engineering, Amir Kabir University of Technology, Tehran, Iran, mh.mansuri.69@gmail.com,
- 2, *. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran, hnaseh@ari.ac.ir, Corresponding author
3. Aerospace Group, Department of Aerospace Engineering, Amir Kabir University of Technology, Tehran, Iran, s_noori@aut.ac.ir

Abstract

Accurate solving of complex systems such as spacecraft is very costly and time consuming. By building a surrogate model, the solution time and the cost can be reduced. The closer the surrogate model is to the actual model, the more accurate the solution and the lower the error rate. High-precision successor models are called metamodels. The basis of producing a high-precision metamodel is to perform high-precision sensitivity analysis with a suitable method. Sensitivity analysis can show the effect of input variables on output variables and produce a surrogate model by eliminating ineffective input variables. Therefore, sensitivity analysis is highly valuable in solving complex systems. The purpose of this article is to analyze the sensitivity of the multidisciplinary design of a monopropellant liquid propulsion system by the Latin Hypercube Sampling method. In this article, the topics related to the liquid monopropellant propulsion system are divided into six parts: High pressure gas tank, liquid fuel tank, injector, decomposition chamber, catalytic bed and nozzle. By determining the input and output variables of each subject, the results of sensitivity analysis are displayed in two ways: the sensitivity of the input variables to the output and the two-by-two correlation of the parameters with each other. In the results, as can be seen, the specific impulse input variable, in the high-pressure gas tank and the liquid fuel tank, has no effect on the output variables. In the injector, the number of grooves, groove angles and fuel tank pressure do not have a significant effect on the output variables. In the decomposition chamber sensitivity analysis diagram, the radius of the granule and for the catalyst bed, in addition to the radius of the granule, the percentage of ammonia decomposition are also ineffective. Finally, the sensitivity analysis for the nozzle shows that the ratio of specific heat has no effect on the output variables.



آنالیز حساسیت طراحی چندموضوعی یک سامانه رانشگر تک پیشرانه مایع فضایی به روش نمونه برداری ابر مکعب لاتین LHS

محمدحسین منصوری موغاری^۱، حسن ناصح^{۲*}، سحر نوری^۳

۱. پژوهشکده سامانه‌های فضاوردی، پژوهشگاه هوافضا و گروه مهندسی هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران mh.mansuri.69@gmail.com
۲. پژوهشکده سامانه‌های فضاوردی، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران hnaseh@ari.ac.ir (نویسنده مسئول)
۳. گروه مهندسی هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران s_noori@aut.ac.ir

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه

علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۲۱-۱
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jsssta.2022.323217.1045

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۰/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۰/۲۶

واژه‌های کلیدی

آنالیز حساسیت طراحی

چندموضوعی، میزان حساسیت،

همبستگی، سامانه رانشگر تک

پیشرانه مایع فضایی

نحوه استناد به این مقاله

محمد حسین منصوری موغاری، حسن ناصح، سحر نوری. "آنالیز حساسیت طراحی چندموضوعی یک سامانه رانشگر تک پیشرانه مایع فضایی به روش نمونه برداری ابر مکعب لاتین LHS" دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۱-۲۱، ۱۴۰۱.

چکیده

حل دقیق سامانه‌های پیچیده‌ای مانند رانشگرهای فضایی، بسیار پرهزینه و زمان‌بر است. با ساخت مدل جانشین، می‌توان از مدت زمان حل کاسته و هزینه را کاهش داد. هر چقدر مدل جانشین به مدل واقعی نزدیک‌تر باشد، حل دقیق‌تر و درصد خطا کاهش می‌یابد. مدل‌های جانشین با دقت بالا را فرامدل می‌نامند. مبنای تولید یک فرامدل با دقت بالا، انجام آنالیز حساسیت با دقت بالا و با یک روش مناسب است. آنالیز حساسیت می‌تواند میزان اثرگذاری متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی را نمایش داده و با حذف متغیرهای ورودی کم اثر یک مدل جانشین تولید نماید. از این‌رو، انجام آنالیز حساسیت در حل سامانه‌های پیچیده ارزش بالایی دارد. هدف از این مقاله، آنالیز حساسیت طراحی چندموضوعی یک سامانه رانشگر تک پیشرانه مایع به روش نمونه برداری ابر مکعب لاتین است. در این مقاله موضوعات مرتبط با سامانه رانشگر تک پیشرانه مایع به شش قسمت تقسیم‌بندی شده است: مخزن گاز پرفشار، مخزن سوخت مایع، انژکتور، محفظه تجزیه، بستر کاتالیستی و نازل. با تعیین متغیرهای ورودی و خروجی هر یک از موضوعات، نتایج آنالیز حساسیت به دو صورت میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر خروجی و همبستگی دو به دو پارامترها با یکدیگر به نمایش گذاشته شده است. در نتایج، همان‌طور که مشاهده می‌شود، متغیر ورودی ضربه‌ویژه، در مخزن گاز پرفشار و مخزن سوخت مایع، تأثیری بر روی متغیرهای خروجی نمی‌گذارد. در انژکتور، تعداد شیارها، زوایای شیار و فشار مخزن سوخت تأثیر به‌سزایی بر متغیرهای خروجی ندارند. نمودار آنالیز حساسیت محفظه تجزیه، شعاع گرانول کاتالیست و برای بستر کاتالیستی، علاوه بر شعاع گرانول، درصد تجزیه آمونیاک نیز بی‌اثر است. در نهایت، آنالیز حساسیت برای نازل نشان می‌دهد که نسبت گرمای ویژه، اثری بر روی متغیرهای خروجی ندارد.

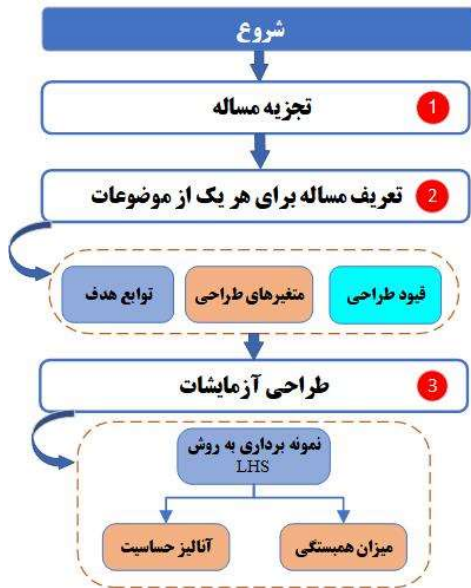
۱- مقدمه

رانشگرهای فضایی، به دو دسته شیمیایی و الکتریکی تقسیم- بندی می‌شوند. رانشگرهای شیمیایی ساده و قابل اطمینان (اکثرأ تک‌پیشرانده^۱ مایع) و رانشگرهای الکتریکی مانند جت‌های مقاومتی برای نگهداشت مداری و کنترل وضعیت خود بهره می‌گیرند و برخی نیز از چرخ‌های مومنتومی^۲ برای کنترل وضعیت استفاده می‌کنند. در این مقاله، رانشگر فضایی از نوع شیمیایی و تک‌پیشرانده مایع در نظر گرفته شده است. تک‌پیشرانده‌های مختلفی برای این نوع رانشگرها در حال حاضر وجود دارد که می- توان به سه نوع پر کاربرد آن یعنی هیدرازین، پراکسید هیدروژن و اکسید نیتروژن اشاره نمود.

اولین بار در سال ۱۹۶۶ میلادی، تک‌پیشرانده هیدرازینی برای رانشگر فضایی مورد استفاده قرار گرفت [۱]. هیدرازین با ضربه ویژه ۲۲۰ ثانیه به عنوان ماده‌ای گران قیمت و بسیار سمی شناخته می‌شود که به دلیل سرعت، دقت، ایمنی در فضا، و ضربه ویژه بالا و هم‌چنین وزن، حجم و ابعاد بهینه به عنوان اولین انتخاب برای استفاده عملیاتی در ماهواره‌ها قرار گرفته است. از این‌رو، در این مقاله از هیدرازین به عنوان تک‌پیشرانده مایع استفاده شده است. تک‌پیشرانده هیدرازین در هنگام مواجهه با بسترکاتالیستی به سرعت تجزیه شده که این تجزیه شیمیایی گرمازا، باعث تولید انرژی می‌شود. مناسب‌ترین و متداول‌ترین کاتالیزور برای تجزیه هیدرازین، آلومینای گرانول (اکسید آلومینیوم)^۳ است که با ایریدیم (Ir/Al₂O₃)^۴ پوشانده شده است [۲]. شکل (۱)، شکل حقیقی و شماتیک ظاهری اجزای یک رانشگر تک‌پیشرانده هیدرازینی را نمایش می‌دهد.

امروزه هر چند با پیشرفت علم و تجهیزات رایانه‌ای، هم‌چنان مدل‌سازی و حل دقیق سامانه‌های پیچیده مانند رانشگرهای فضایی با پیچیدگی بالا، بسیار پر هزینه و زمان‌بر است. برای حل این مشکل، محققان توسط انجام طراحی آزمایش‌ها، میزان تاثیر متغیرهای ورودی هر یک از موضوعات سامانه بر متغیرهای خروجی را مورد بررسی قرار می‌دهند. با تکیه بر دانش میزان حساسیت هر یک از متغیرهای ورودی طراحی، می‌توان، متغیرهایی که از حساسیت کم‌تری برخوردار هستند را حذف

δ_{inj}	ضخامت انژکتور	A_{dc}	سطح محفظه تجزیه
ρ_{inj}	چگالی انژکتور	ρ_{dc}	چگالی محفظه تجزیه
P_{inj}	فشار انژکتور	m_{cb}	جرم محفظه تجزیه
δ_{inj}	ضخامت انژکتور	ρ_p	چگالی گرانول
σ_{inj}	تنش تسلیم انژکتور	A^*	مساحت گلوگاه نازل
d_{inj}	قطر انژکتور	A_e	مساحت خروجی نازل
T_{inj}	دمای انژکتور	M_e	ماخ خروجی نازل
L_{cb}	طول بستر کاتالیستی	L_{con}	طول همگرا نازل
φ	درصد تجزیه آمونیاک	r_t	شعاع گلوگاه
L_f	بارگذاری بستر	θ_1	زاویه همگرای نازل
r_p	شعاع گرانول کاتالیست	θ_2	زاویه واگرای نازل
δ_{dc}	ضخامت بستر کاتالیستی	r_e	شعاع خروجی نازل
σ_{dc}	تنش تسلیم کاتالیستی	L_{div}	طول واگرا نازل
P_{th}	فشار قبل نازل	M_{nozzle}	جرم نازل
r_{cb}	شعاع بستر کاتالیستی	δ_{comb}	ضخامت محفظه
T_{dc}	دمای بستر کاتالیستی	ρ_{str}	چگالی سازه
m_{dc}	جرم بستر کاتالیستی		
P_{prop}	فشار سوخت	$M_{T_gas_tank}$	جرم کل مخزن گاز
V_{prop}	حجم سوخت	R	ثابت جهانی گاز
m_{prop}	جرم سوخت	T	دما
$r_{prop-tank}$	شعاع تانک سوخت	γ	نسبت گرمای ویژه
$\delta_{prop-tank}$	ضخامت تانک سوخت	P_0	حداکثر فشار اولیه
$\sigma_{prop-tank}$	تنش تسلیم تانک سوخت	SF	ضریب اطمینان
$V_{prop-tank}$	حجم تانک سوخت	m_{sc}	جرم فضایما
$m_{prop-tank}$	جرم تانک سوخت	ΔV	سرعت متوسط فضایما
M_{T-prop_tank}	جرم کل مخزن سوخت	I_{sp}	ضربه ویژه
m_{gas}	جرم گاز	g	شتاب گرانش
V_{gas}	حجم گاز	C_d	ضریب تخلیه
ρ_{gas}	چگالی گاز	d_0	قطر نازل انژکتور
$r_{gas-tank}$	شعاع تانک گاز	d_a	قطر جریان داخلی انژکتور
$\delta_{gas-tank}$	ضخامت تانک گاز	A_s	سطح مقطع شیارهای چرخان
$\sigma_{gas-tank}$	تنش تسلیم تانک گاز	A_a	مساحت دهانه محوری
$V_{gas-tank}$	حجم تانک گاز	M_{inj}	جرم انژکتور
$m_{gas-tank}$	جرم تانک گاز	A_{inj}	مساحت سازه انژکتور



شکل ۱. فلوچارت مراحل پیاده‌سازی مساله

۲- موضوعات رانشگرهای تک پیشرانه مایع

زیرسامانه‌های رانشگر تک پیشرانه مایع را به طور کلی می‌توان به شش زیرسامانه تقسیم‌بندی نمود. در این مطالعه، هر یک از این زیرسامانه‌ها به عنوان موضوعات طراحی شناخته می‌شوند. این موضوعات عبارتند از، مخزن گاز فشار دهنده، مخزن سوخت مایع، انژکتور، بستر کاتالیستی، محفظه تجزیه و نازل. به طور خلاصه، عملکرد این سامانه به این صورت است که هیدرازین مایع درون مخزن سوخت از طریق انژکتور به طور یکنواخت بر روی بستر کاتالیستی پاشیده شده و بلافاصله تجزیه می‌شود. این تجزیه سبب می‌شود دمای محصولات افزایش یابد و گاز ناشی از این تجزیه، در نازل شتاب گرفته و نیروی پیشران تولید می‌کند. برای تولید فشار مورد نیاز سامانه، معمولاً از یکی از روش‌های دمشی^۵ یا پمپی استفاده می‌شود [۶، ۷]. لازم به ذکر است، به دلیل این که مکانیزم روش ایجاد فشار دمشی برای فشارهای پایین محفظه احتراق، ساده‌تر است، معمولاً برای رانشگرهای فضایی از این روش بهره می‌گیرند. شکل (۲)، شماتیکی از موضوعات مختلف یک رانشگر تک پیشرانه مایع را نمایش می‌دهد.

نموده و یک مدلی به نام مدل جانشین تولید نمود. مدل‌های جانشین می‌توانند زمان و هزینه را در تحلیل‌های محاسباتی بسیار کاهش دهند.

در ادامه می‌توان نمونه مطالعاتی که در حوزه آنالیز حساسیت برای سامانه رانشگر انجام شده است، مشاهده کرد. میبیدی و همکاران، یک روش تحلیل حساسیت جدید و دقیق‌تر به نام ابرمکعب لاتین پیش‌رونده برای انجام طراحی آزمایشات به کار گرفته‌اند. از این روش برای تحلیل حساسیت بسترکاتالیستی، استفاده شده است [۳].

در مرجع دیگر میبیدی و همکاران، یک راهبرد جدید بهینه‌سازی طراحی مقاوم، بر اساس رویکرد تحلیل عدم قطعیت ارائه کرده است. در این مرجع، یک روش نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین پیش‌رونده برای استخراج حداقل نمونه‌ها برای تحلیل عدم قطعیت، توسعه داده شده است [۴].

از دیگر پژوهش‌های مرتبط در این حوزه نیز می‌توان به مرجع محرابی و همکاران، اشاره کرد که در آن عملکرد و حساسیت پارامترهای تاثیرگذار در دو پیشران آب اکسیژنه و نیتروز اکسید را با استفاده از آنالیز عدم قطعیت مورد مقایسه قرار داده است [۵]. در مقاله حاضر، هدف آنالیز حساسیت چندموضوعی پارامترهای تاثیرگذار در کل سامانه رانشگر تک پیشرانه مایع فضایی به روش نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین^۲ است. در این روش با تفکیک موضوعات، به مطالعه روابط بین متغیرهای ورودی و خروجی طراحی پرداخته می‌شود. پس از آنالیز حساسیت به روش ابرمکعب لاتین، نتایج به دو صورت میزان حساسیت^۳ و همبستگی^۴ میان پارامترها نمایش داده شده است. در شکل (۱)، مراحل و گام‌های پیاده‌سازی مساله به نمایش گذاشته شده است.

4 Correlation
5 Below Down

1 Progressive Latin Hypercube Sampling (PLHS)
2 Latin Hypercube Sampling (LHS)
3 Sensitivity

به دست آمده در رابطه (۲)، می‌توان ابعاد هندسی مورد نیاز و جرم مخزن گاز پرفشار را با استفاده از روابط (۳) الی (۶) محاسبه نمود [۹]:

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

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

$$(5)$$

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

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

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

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

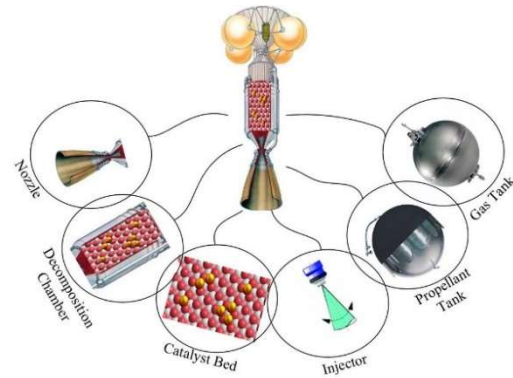
جدول شماره (۱)، خواص فیزیکی مربوط به طراحی مخازن سوخت مایع و گاز پرفشار را ارائه می‌کند.

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-BF4

۲-۲- مخزن سوخت مایع

مخزن سوخت مایع وظیفه نگهداری سوخت و تامین پيشرانه لازم رانشگر را برعهده دارد. معمولاً این مخازن همانند شکل (۳) به دو صورت کروی و کروی استوانه‌ای تولید می‌شوند. مخازن کروی در مقایسه با انواع استوانه‌ای جرم کم‌تری دارند. مخازن کروی استوانه‌ای نیاز به قطر کمتر و روش‌های تولید ساده‌تر دارند. پیکربندی مخزن سوخت با حداکثر قطر مجاز محدود شده است. اگر مخزن کروی نتواند حجم مورد نیاز را تامین کند، مخزن استوانه‌ای با حداکثر قطر مجاز و طول مناسب است. سازه‌های آلومینیومی یا تیتانیوم معمولاً برای کاربردهای فضایی استفاده



شکل ۲. نمایش موضوعات مربوط به رانشگر تک پیشرانه مایع

۲-۱- مخزن گاز پرفشار

مخازن گاز پرفشار و سوخت مایع به عنوان سامانه تغذیه شناخته می‌شوند. وظیفه سامانه تغذیه، برقراری جریان سوخت ایمن پیوسته یا ناپیوسته بر روی بستر کاتالیستی رانشگر است. زیرسامانه‌های تغذیه شامل خطوط تغذیه (لوله‌ها و مجاری)، رگلاتور، شیرها، مخزن سوخت مایع و مخزن گاز پرفشار است. برخی از این مؤلفه‌ها به دلیل تأثیر یکسان در مفاهیم مختلف، در مرحله مفهومی قابل چشم‌پوشی هستند. بیش‌ترین جرم سامانه تغذیه، مربوط به بخش‌های مخزن گاز پرفشار و مخزن سوخت است.

به طور معمول، در مخزن گاز پرفشار، از گازهای خنثی مانند هلیوم یا نیتروژن استفاده نموده و هیدرازین را تحت فشار قرار می‌دهند تا به بستر کاتالیست جریان یابد. معمولاً سطح رانش ثابتی در مرحله طراحی مفهومی در نظر گرفته می‌شود. بنابراین، در این سامانه‌ها برای ثابت نگه‌داشتن فشار تغذیه روی مقادیر نزدیک مورد نظر، از رگلاتور استفاده می‌شود [۸]. در ادامه، روابط مربوط به طراحی مخزن گاز پرفشار ذکر شده است [۹]:

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

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

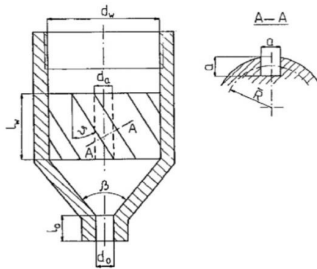
با استفاده از روابط (۱) و (۲)، جرم و حجم گاز مورد نیاز برای تحت فشار قرار دادن سوخت مایع محاسبه می‌شود. در این رابطه P_{prop} ، فشار مورد نیاز تانک سوخت مایع، P_0 ، حداکثر فشار مورد نیاز سامانه و T دمای سوخت مایع است. با استفاده از حجم گاز

انژکتورهای محوری-پیچشی نیز می‌گویند. شکل (۴)، نمایی از انژکتورهای پیچشی محوری را نمایش می‌دهد.



شکل ۴. نمایی از انژکتور پیچشی محوری

در این انژکتور، جریان جت ورتکس آزاد در محور انژکتور و جریان جت پیچشی در اطراف دیواره محفظه پیچش تشکیل می‌شود. اندرکنش بین این جتها در محفظه پیچش و مجرای تخلیه به تشکیل یک مخروط توپُر از مایع اتمیزه می‌انجامد. با طراحی صحیح مشخصات المان‌های این انژکتور، توزیع یکنواخت مناسبی از مایع اتمیزه شده در جهت شعاعی حاصل می‌شود. در این فرایند خاصیت توزیع غیریکنواخت در انژکتورهای محوری و پیچشی حذف می‌شود [۱۱]. تأمین دبی‌های جریان بالا و قابلیت عملکرد در شرایط توربولانسی بالا، از مشخصه عمومی این انژکتورها است. لازم به ذکر است که برای جریان‌های اختلاطی دو مایع نیز می‌توان از این انژکتورها استفاده کرد [۱۲]. در ادامه، روابط مربوط به طراحی این نوع انژکتور با راهنمایی شکل (۵)، بیان شده است [۱۳، ۱۴]:



شکل ۵. نمای پارامتری از هندسه انژکتور [۱۳]

$$C_d = 0.9(0.676 - 24d_0)^{0.13} \quad (۱۵)$$

$$d_a = d_0(0.676 - 24d_0)^{0.5} \quad (۱۶)$$

$$A_s = 4.3A_a \quad (۱۷)$$

می‌شوند. سازه‌های تیتانیومی سبک‌تر از آلومینیومی بوده ولی هزینه آن گران‌تر است [۸].



شکل ۳. مخزن کروی (الف) مخزن کره استوانه سوخت مایع

از روابط (۸) و (۹)، می‌توان جرم و حجم سوخت مورد نیاز برای انجام ماموریت یک فضاپیما محاسبه شود [۱۰]:

$$m_{prop} = m_{sc} \left(1 - \exp\left(\frac{-\Delta V}{I_{sp}g}\right) \right) \quad (۸)$$

$$V_{prop} = \frac{m_{prop}}{\rho_{prop}} \quad (۹)$$

در این روابط، ΔV ، سرعت متوسط مورد نیاز فضاپیما برای انجام مانور بین مداری و m_{sc} ، جرم خشک فضاپیما است. با به دست آمدن میزان جرم و حجم سوخت مورد نیاز، با استفاده از روابط (۱۰) الی (۱۳)، می‌توان ابعاد هندسی و جرم مخزن سوخت مایع را نیز محاسبه نمود [۱۰].

$$r_{prop-tank} = \sqrt[3]{\frac{3V_{prop}}{4\pi}} \quad (۱۰)$$

$$\delta_{prop-tank} = \frac{(SF P_{prop} r_{prop-tank})}{2 \sigma_{prop-tank}} \quad (۱۱)$$

$$V_{prop-tank} = \frac{4}{3}\pi \left[(r_{prop-tank} + \delta_{prop-tank})^3 - r_{prop-tank}^3 \right] \quad (۱۲)$$

$$m_{prop-tank} = V_{prop-tank} \rho_{prop-tank} \quad (۱۳)$$

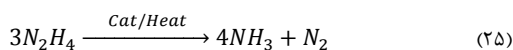
در نهایت، جرم کل مخزن سوخت مایع از رابطه (۱۴)، برابر با مجموع جرم سوخت با جرم مخزن سوخت است:

$$M_{T-prop-tank} = m_{prop} + m_{prop-tank} \quad (۱۴)$$

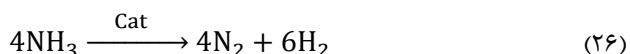
۳-۲- انژکتور

در این مقاله برای دستیابی به یک توزیع یکنواخت از تلفیق انژکتورهای محوری و انژکتورهای پیچشی استفاده شده که به آن

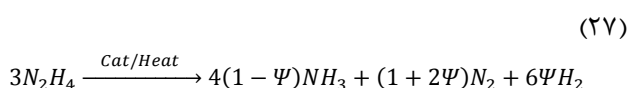
بلافاصله پس از تماس با کاتالیست تجزیه می‌شود. در نتیجه، فشار و دمای محفظه واکنش به سرعت افزایش می‌یابد [۱۲، ۱۸].



علاوه بر این، آمونیاک نیز معمولاً در مجاورت فلز ایریدیوم با توجه به رابطه (۲۶) به نیتروژن و هیدروژن تجزیه می‌شود. تجزیه آمونیاک یک واکنش گرماگیر است.



بنابراین، تجزیه هیدرازین در یک محفظه واکنش را می‌توان به شکل رابطه (۲۷) خلاصه‌سازی کرد. در این رابطه Ψ معرف میزان پیشرفت تجزیه آمونیاک است. میزان پیشرفت تجزیه آمونیاک در حالت کلی تابعی از نوع و هندسه کاتالیست، فشار محفظه واکنش و زمان ماند پیشراشه 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. رابطه (۲۸)، معادله جرم بستر کاتالیستی را نمایش می‌دهد:

$$m_{cb} = \rho_p \pi r_{cb}^2 L_{cb} \quad (28)$$

۲-۶- نازل

در سامانه‌های پیشران‌ش شیمیایی نازل‌ها به عنوان جزیی از سامانه با وظیفه تبدیل آنتالپی سکون^۱ بالای محصولات خروجی از محفظه واکنش، به روش انبساطی، به انرژی جنبشی تعریف می‌شوند [۱۲، ۱۹]. در رانشگرهای شیمیایی فضایی محصولات گازی واکنش معمولاً با عبور از یک مسیر هم‌گرا به سمت یک گلوگاه سرعت صوتی شتاب داده می‌شوند و سپس این شتاب‌دهی

$$M_{inj} = A_{inj} \delta_{inj} \rho_{inj} \quad (18)$$

$$P_{inj} = P_{prop-tank} - \Delta P_{pipe} \quad (19)$$

$$\delta_{inj} = 6\sqrt{3} \left(\frac{SF}{2\sigma_{inj}} \right) \left(\frac{\pi P_{inj} d_{inj}^2 + T_{inj}}{\pi d_{inj}} \right) \quad (20)$$

$$M_{inj} = A_{inj} \delta_{inj} \rho_{inj} \quad (21)$$

۲-۴- محفظه تجزیه

محفظه تجزیه فضایی مناسب برای واکنش بین سوخت مایع و بستر کاتالیستی را تهیه و گازهای ناشی از تجزیه را به سمت نازل هدایت می‌کند. لازم به ذکر است، جنس محفظه تجزیه باید به گونه‌ای باشد که فشار و دمای ناشی از تجزیه را با حداقل جرم بتواند تحمل کند. روابط (۲۱) تا (۲۳)، بیان‌گر روابط طراحی و محاسبه جرم محفظه تجزیه است [۸]:

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

$$\delta_{dc} = \left(\frac{SF}{\sigma_{dc}} \right) \left(\frac{\pi P_{th} r_{cb}^2 + T_{dc}}{\pi r_{cb}} \right) \quad (23)$$

$$m_{dc} = A_{dc} \delta_{dc} \rho_{dc} \quad (24)$$

۲-۵- بستر کاتالیستی

بستر کاتالیستی در رانشگرهای تک-پیشراشه، وظیفه تجزیه پیشراشه مایع به وسیله واکنش شیمیایی را برعهده دارد [۱۵]. در این رانشگرها، کنترل عملکرد کلی موتور وابسته به کنترل تجزیه پیشراشه است [۱۶]. در این مقاله، با توجه به انتخاب پیشراشه مایع هیدرازین، معمولاً از فلزات واسطه ایریدیوم و مشتقاتش به عنوان کاتالیست انتخاب می‌شوند. موفق‌ترین کاتالیست تجزیه هیدرازین، فلز ایریدیوم روی بستر آلومینا (Ir/Al₂O₃) است [۱۷]. پیشراشه هیدرازین در مجاورت کاتالیست، بر اساس رابطه (۲۵) به نیتروژن و آمونیاک تجزیه می‌شود. تجزیه هیدرازین یک واکنش گرمازا^۱ همراه با افزایش حجم است. هیدرازین

1 Exothermic
1 Stagnation Enthalpy

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

۳- آنالیز حساسیت موضوعات با روش LHS

تحلیل حساسیت تغییرات کلی در یک خروجی نسبت به تغییرات یک متغیر طراحی، با فرض ثابت بودن سایر متغیرهای طراحی، مورد ارزیابی قرار می‌دهد. تحلیل حساسیت سامانه با سامانه‌هایی سروکار دارد که کوپلینگ شدیدی بین زیرسامانه‌های آن وجود دارد و مجزاسازی آن‌ها ممکن نیست.

طرح‌های مختلفی برای طراحی آزمایش و آنالیز حساسیت وجود دارد که از جمله آن‌ها می‌توان به طرح‌های فاکتوریال، مرکب مرکزی و ... اشاره نمود که جزء دسته طرح‌های کلاسیک معرفی می‌شوند که در این مقاله مجال توصیف آن‌ها نیست.

طرح‌های تجربی کلاسیک بر کاهش اثر نویز در آزمایش‌های فیزیکی تمرکز دارند. آن‌ها هم‌چنین تمایل دارند نقاط نمونه را در اطراف حاشیه پخش کنند و فقط چند نقطه را در فضای داخلی طراحی قرار دهند. یک طراحی آزمایشی مناسب برای این موارد باید فضا پر باشد که هدف آن گسترش نقاط طراحی در فضای طراحی کامل 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.

اولین طرح پر کردن فضا، نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین (LHS)، توسط مک‌کی^۱ و همکاران ارائه شد و یک طرح تصادفی مقید است. روش نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین (LHS) از مفهوم "مربع لاتین" در ریاضیات ترکیبی الهام گرفته شده است. مربع لاتین یک ماتریس $n \times n$ است که با n شی مختلف به عنوان مثال، اعداد، کاراکترها، نمادها و غیره پر شده است. نحوه قرارگیری اشیا در آن ماتریس به نحوی است که دو قانون را برآورده سازد. این دو قانون عبارتند از، هر شی دقیقاً یک‌بار در هر سطر و دقیقاً یک‌بار در هر ستون ظاهر شود. در شکل (۶)، نمونه‌ای از یک مربع لاتین 4×4 با چهار شی مختلف نمایش داده شده است. اصطلاح "لاتین" در مربعات لاتین از فعالیت‌های ریاضی‌دان مشهور، لئونارد

تا سرعت‌های مافوق صوت در یک مجرای واگرا و در نهایت، تخلیه به محیط ادامه می‌یابد [۱۲، ۲۰]. 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 [۲۱].

از آنجا که سرعت جریان گازها در بخش هم‌گرایی نازل‌ها نسبتاً کم است، 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 واگرای نازل، هندسه این بخش روی عملکرد نازل تأثیر به‌سزایی دارد؛ از سوی دیگر، قسمت واگرای نازل سهم قابل توجهی از جرم نازل را تشکیل می‌دهد. به همین علت، طراحی مطلوب پروفیل نازل، به‌ویژه بخش واگرای آن، تأثیر به‌سزایی 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 که استفاده از آن به افزایش طول، جرم و افت‌های اصطکاکی نازل منجر می‌شود. از این‌رو، نازل‌های پارابولیک با وجود پیچیدگی‌های ساختی برای طراحان مورد توجه هستند. روابط (۲۹) تا (۳۴) مربوط به طراحی نازل است:

$$A^* = \frac{\dot{m} \sqrt{C_d R / \gamma}}{P_{th}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad (29)$$

$$A_e = \frac{A^*}{M_e} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad (30)$$

$$A_e = A^* Z_{expansion} \quad (31)$$

$$L_{con} = \frac{r_{ctt} - r_t}{\tan \theta_1} \quad (32)$$

$$L_{div} = \frac{r_e - r_t}{\tan \theta_2} \quad (33)$$

$$M_{nozzle} = \left[\frac{\pi}{\tan \theta_1} (r_{ctt}^2 - r_t^2) + \frac{\pi}{\tan \theta_2} (r_e^2 - r_t^2) \right] \delta_{comb} \rho_{str} \quad (34)$$

متعامد مبتنی بر آرایه، ابرمکعب لاتین متعامد، ابرمکعب لاتین متقارن، در زمینه‌های مختلف برای بهبود عملکرد ابرمکعب لاتین اصلی انجام شده است [۱۲].

برای تولید n نمونه از m پارامتر، تعریف ریاضی ابرمکعب لاتین در روابط (۳۵) ارائه شده است. یک ماتریس نمونه $S(n, m)$ که شامل $n \times m$ عنصر یا متغیر است 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 $[0, 1]$ هستند. از سوی دیگر، فاکتور فضا $[0, 1]^m$ به n فاصله، انبارک یا طبقه مجزا به صورت رابطه (۳۵) تقسیم می‌شود:

$$[0, 1]^m = \left\{ \left[0, \frac{1}{n} \right], \left[\frac{1}{n}, \frac{2}{n} \right], \dots, \left[\frac{n-1}{n}, 1 \right] \right\} \quad (۳۵)$$

مجموعه‌ای جدید از متغیرهای باینری کمکی، $y_{q,j}$ ، به شکل رابطه (۳۶) تعریف می‌شود:

(۳۶)

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

ماتریس نمونه $S(n, m)$ را ابرمکعب لاتین گویم اگر و تنها اگر، خاصیت یک بعدی تصویر را دارا باشد. مدل ریاضی این خاصیت در رابطه (۳۷) ارائه شده است:

$$\frac{\sum_{j=1}^m \sum_{q=1}^n y_{q,j}}{n \cdot m} = 1 \quad (۳۷)$$

سمت چپ معادله فوق اساساً یک تابع عددی^۱ از ماتریس نمونه، $F(S(n, m))$ است. خروجی این تابع عددی بین ۱ (زمانی که نمونه ابرمکعب لاتین است) و $\frac{1}{n}$ (زمانی که تمام نمونه‌ها در یک فاصله واحد در هر بعد واقع شده است) تغییر می‌کند. در این مقاله، تجزیه و تحلیل حساسیت برای هر یک از موضوعات با استفاده از روش LHS، مورد بحث قرار گرفته است و نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت، به دو صورت میزان حساسیت و همبستگی میان پارامترها ارائه شده است [۱۲].

۳-۱- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت مخزن گاز فشار

با توجه به روابط (۱) الی (۷) مربوط به طراحی مخزن گاز پرفشار، متغیرهای ورودی طراحی (جرم خشک فضاپیما، سرعت متوسط فضاپیما، فشار مخزن سوخت و ضربه ویژه) و متغیرهای

اولی^۲، که از حروف لاتین به عنوان اشیا استفاده می‌کرد، 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

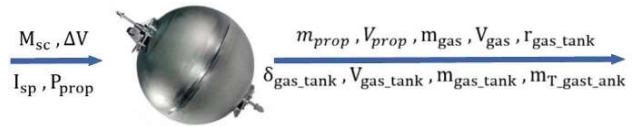
در LHS نیز ایده اصلی مانند مربعات لاتین است. در حالت کلی، برای تولید n نمونه در یک فضای m بعدی، یک ابرمکعب واحد را در فضای m بعدی، $C_m = [0, 1]^m$ تشکیل می‌شود. برای تولید n نمونه هر بعد این ابرمکعب به n فاصله، سطح، با طول مساوی، $1/n$ ، تقسیم می‌شود. به عبارت دیگر، در هر بعد فاصله‌هایی با احتمال برابر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

اساس LHS تضمین می‌کند که نمونه‌ها با خواص تصویر یک بعدی تولید شود، به نحوی که تصویر هر نمونه در فضای m بعدی روی هر بعد از توزیع یکنواخت یا هرگونه توزیع دیگر مورد علاقه را دنبال می‌کند. بنابراین، یک نمونه "ابرمکعب لاتین" است، اگر و فقط اگر دارای ویژگی‌های تصویر یک بعدی باشد. از سوی دیگر، نمونه‌های تولید شده بر اساس معیار ابرمکعب لاتین، رسیدن به بیشینه طبقه‌بندی در توزیع حاشیه‌ای را برآورد می‌نماید، این در حالی است که خواص توزیع چند متغیر، به عنوان مثال، خواص پر شدن فضا، در فضای m بعدی لزوماً مورد توجه قرار نمی‌گیرند. تلاش‌های فراوانی با رویکردهای مختلف، از جمله ابرمکعب لاتین

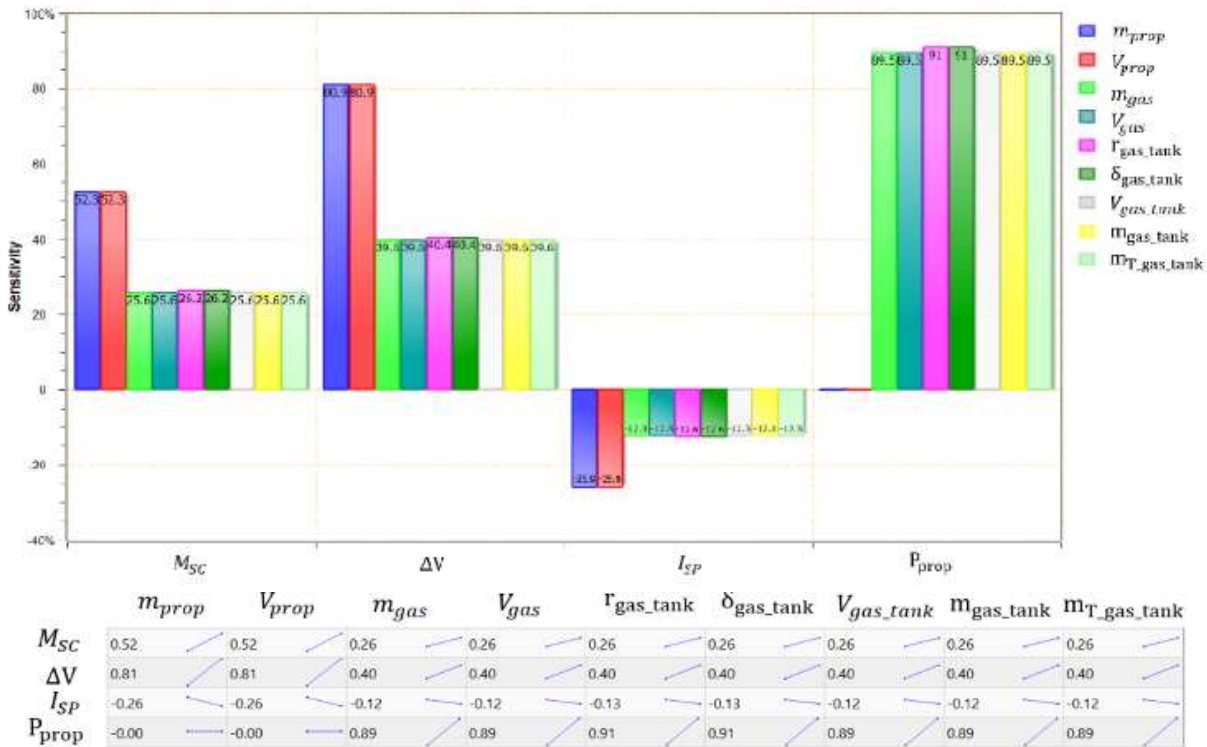
2 Leonhard Euler
1 Scalar function

گاز فشار نمایش داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، پارامتر ضربه ویژه، نسبت به سایر خروجی ها بی اثر است. هم چنین، فشار مخزن سوخت بر روی جرم و حجم سوخت تاثیری نداشته بلکه بیشترین تاثیر را بر شعاع و ضخامت مخزن دارد که رابطه مستقیمی بر روی جرم مخزن گاز می گذارند. علاوه بر آن، سرعت متوسط فضاپیما و جرم آن، بیشترین تاثیر را بر روی جرم و حجم سوخت اعمال کرده اند که این اثر در سرعت متوسط فضاپیما بیشتر مشاهده می شود. بیشترین اثر متغیرهای ورودی بر روی جرم کل مخزن گاز، متعلق به متغیر فشار مخزن سوخت، با میزان ۸۹/۵٪ است.

خروجی طراحی (جرم و حجم سوخت، جرم و حجم گاز، ابعاد هندسی و جرم مخزن گاز پرفشار و جرم کل مخزن گاز پرفشار) در نظر گرفته شده است. شکل (۷)، نمایشگر متغیرهای ورودی، خروجی و معادلات حاکم برای طراحی مخزن گاز فشار دهنده است.



شکل ۷. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی مخزن گاز پرفشار در شکل (۸)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی در طرح آزمایشات مبتنی بر ابرمکعب لاتین برای مخزن

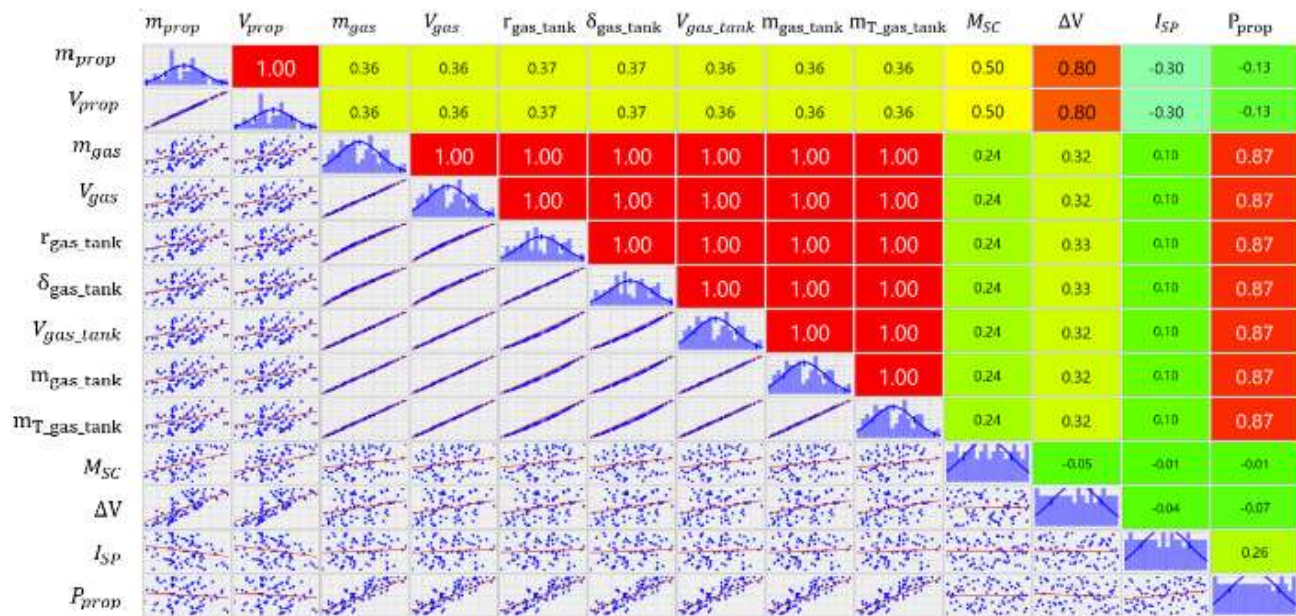


شکل ۸. نمایش میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای طراحی مخزن گاز پرفشار

رنگ قرمز، در این شکل نمایشگر وابستگی کامل دو به دو پارامترها است.

در شکل (۹)، مهم ترین پارامتر خروجی مورد بررسی، جرم کل مخزن گاز است که به متغیرهای ورودی مانند جرم و حجم گاز و ابعاد هندسی تانک وابستگی کامل داشته و با فشار مخزن سوخت وابستگی نسبتاً بالایی دارد.

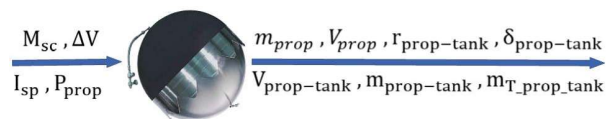
شکل (۹)، میزان همبستگی متغیرهای طراحی را به صورت دو به دو نمایش می دهد. جدول میزان همبستگی، درجه وابستگی هر یک از پارامترهای طراحی را به صورت ماتریسی بیان می کند. هر چقدر میزان همبستگی دو پارامتر، به عدد ۱ نزدیک تر باشد، یعنی این دو پارامتر وابستگی بیشتری به یکدیگر دارند. بنابراین،



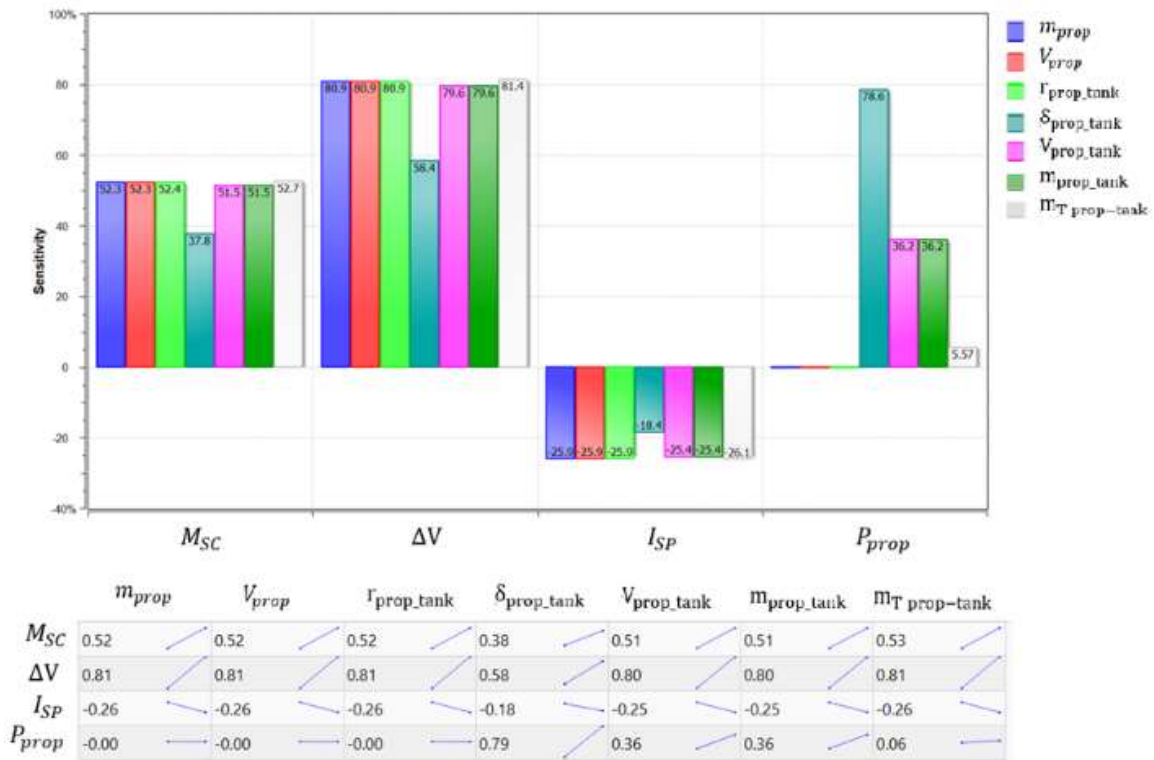
شکل ۹. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی مخزن گاز فشار

سرعت فضاپیما، بیشترین تاثیر را بر روی پارامترهای خروجی طراحی گذاشته است. حائز اهمیت است که در این میان، جرم کل مخزن سوخت با $0.81/4$ ، بالاترین نسبت را به کل پارامترهای ورودی نشان می‌دهد. همچنین، جرم خشک فضاپیما با نسبت متوسط 0.50 بر روی پارامترهای خروجی طراحی تاثیرگذار بوده است. پارامتر ضربه ویژه نیز در این موضوع نسبت به سایر خروجی‌ها بی‌اثر است.

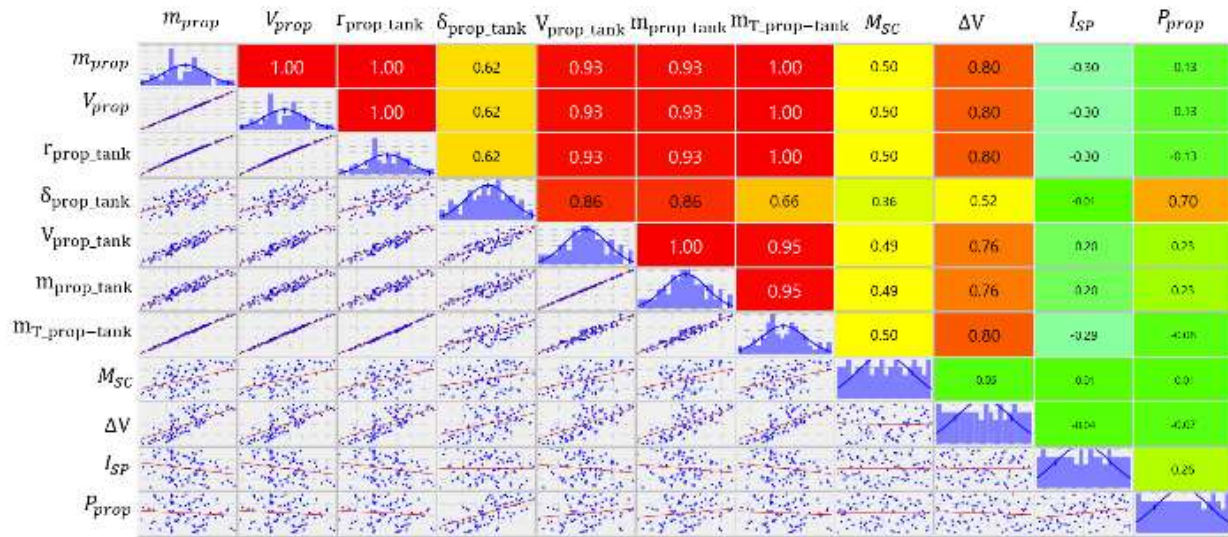
۲-۳- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت مخزن سوخت
با استفاده از روابط (۸) الی (۱۴) (مربوط به طراحی مخزن سوخت مایع)، متغیرهای ورودی طراحی (جرم خشک فضاپیما، متوسط سرعت فضاپیما، ضربه ویژه، فشار مخزن سوخت) و متغیرهای خروجی طراحی (جرم و حجم سوخت، جرم و ابعاد هندسی مخزن سوخت و جرم کل مخزن سوخت) در نظر گرفته شده‌اند. شکل (۱۰)، نمایشگر متغیرهای ورودی، خروجی و معادلات حاکم برای طراحی مخزن سوخت مایع است.



شکل ۱۰. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی مخزن سوخت مایع
شکل (۱۱)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی طراحی مخزن سوخت مایع را نمایش می‌دهد. در این تحلیل فشار مخزن سوخت، بر روی جرم و حجم سوخت و شعاع مخزن سوخت تاثیری نداشته بلکه بیشترین تاثیر را بر روی ضخامت مخزن سوخت می‌گذارد. همچنین، مقدار متوسط

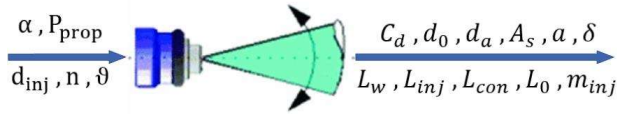


شکل ۱۱. نمایش میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی مخزن سوخت مایع



شکل ۱۲. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی مخزن سوخت

قسمت پیچش جریان، طول انژکتور، طول قسمت هم‌گرا و جرم انژکتور) در نظر گرفته شده است. شکل (۱۳)، نمایشگر متغیرهای ورودی، خروجی و معادلات حاکم برای طراحی انژکتور است.



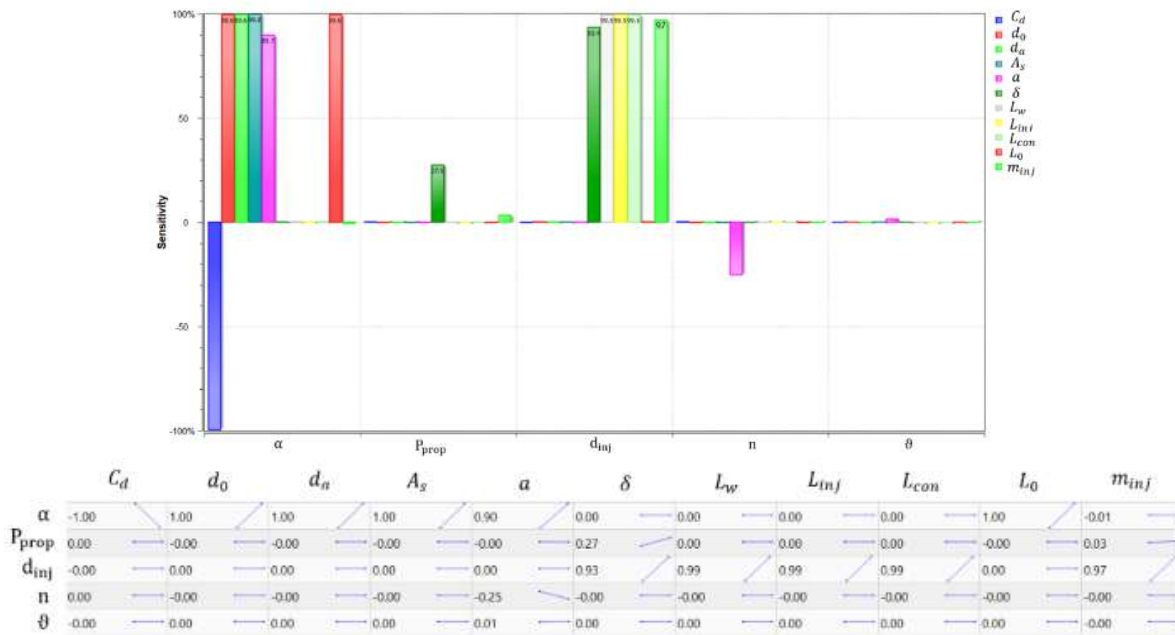
شکل ۱۳. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی انژکتور

شکل (۱۴)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی آمده، متغیرهای تعداد شیار و زاویه شیار بر روی پارامترهای خروجی بی‌اثر هستند. فشار مخزن سوخت نیز تنها بر روی ضخامت انژکتور با میزان ۲۷/۵٪ موثر است. لازم به ذکر است، تنها پارامتر موثر بر جرم انژکتور، متغیر قطر انژکتور با میزان ۹۷٪ است که عدد قابل توجهی است.

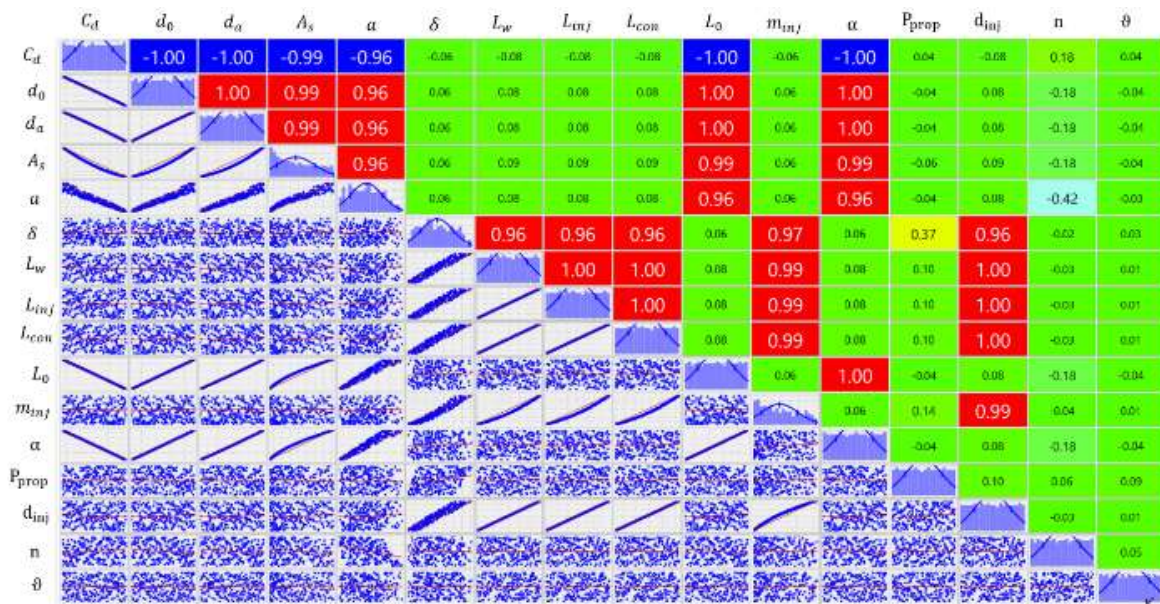
شکل (۱۲)، میزان همبستگی متغیرهای طراحی مخزن سوخت مایع را نمایش می‌دهد. در این شکل، مهم‌ترین پارامتر خروجی مورد بررسی، جرم کل مخزن سوخت مایع است. با مشاهده در این شکل، برای این پارامتر می‌توان نتیجه گرفت، متغیرهای جرم و حجم سوخت و شعاع مخزن سوخت وابستگی کامل دارند. هم‌چنین، حجم و جرم مخزن سوخت وابستگی بسیار بالایی (۰/۹۵) را نشان می‌دهند. ضخامت مخزن سوخت و سرعت متوسط فضاپیما به ترتیب هر کدام دارای ۰/۶۶ و ۰/۸۸ وابستگی هستند

۳-۳- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت انژکتور

با توجه به روابط (۱۵) الی (۲۱) مربوط به طراحی انژکتور، متغیرهای ورودی طراحی (زاویه پاشش سوخت، فشار مخزن سوخت، قطر انژکتور، تعداد و زاویه شیارهای انژکتور) و متغیرهای خروجی طراحی (ضریب تخلیه، قطر و طول قسمت خروجی، قطر جریان محوری، سطح مقطع شیار و ابعاد آن، ضخامت بدنه، طول



شکل ۱۴. نمایش میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی انژکتور



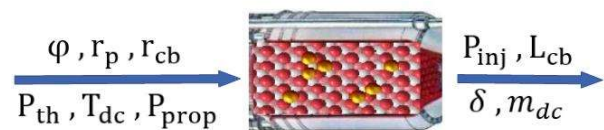
شکل ۱۵. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی انژکتور

مشاهده می‌شود، درصد تجزیه آمونیاک حاصل از واکنش شیمیایی، تنها پارامتری است که بیشترین اثر را بر روی طول و جرم بستر کاتالیستی اعمال می‌کند. اندازه شعاع گرانول بستر کاتالیستی، بر روی پارامترهای خروجی بی‌اثر است. فشار و دمای محفظه تجزیه و اندازه شعاع بستر کاتالیستی بیشترین اثر خود را به ترتیب در حدود ۴۰٪، ۵۱٪ و ۷۷٪ بر روی اندازه ضخامت محفظه تجزیه گذاشته‌اند که در این میان، شعاع بستر کاتالیستی بالاترین اثر را اعمال نموده است. همچنین، در این طراحی فشار مخزن سوخت تأثیر صد در صدی بر روی فشار انژکتور دارد.

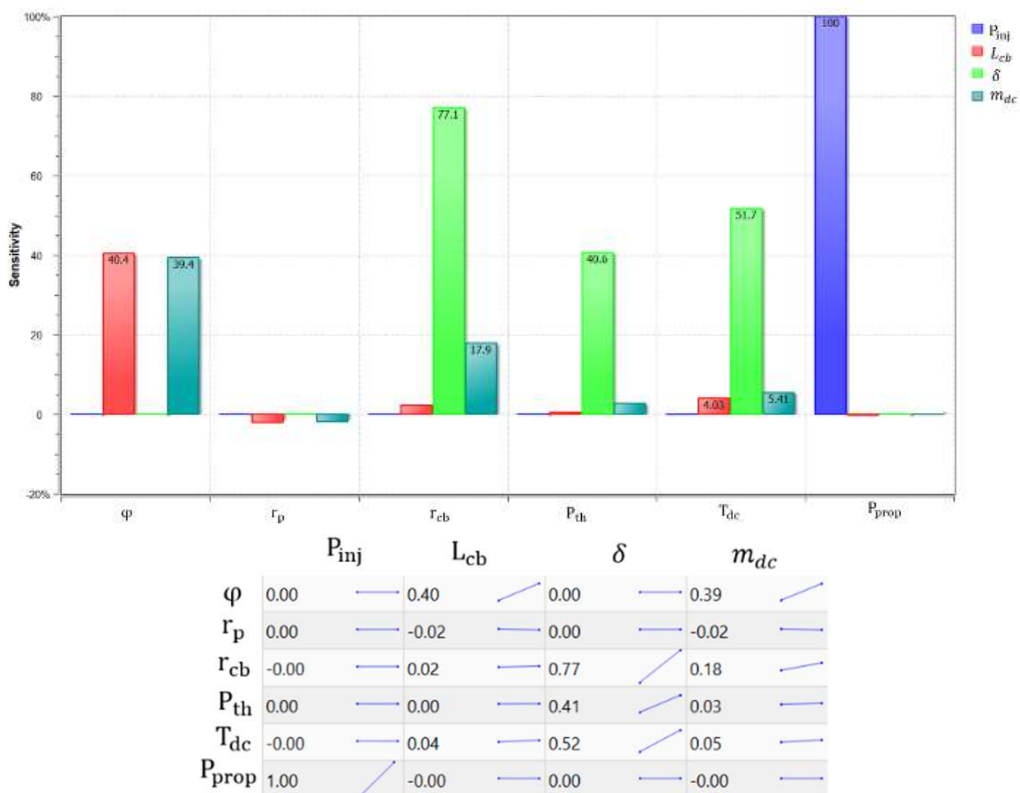
شکل (۱۵)، میزان همبستگی متغیرهای طراحی برای انژکتور را نمایش می‌دهد. با توجه به اهمیت بررسی جرم انژکتور، همان‌طور که مشاهده می‌شود این پارامتر، به متغیرهایی مانند ضخامت، طول و قطر انژکتور، طول قسمت چرخش جریان و طول قسمت هم‌گرای انژکتور، وابستگی بالایی نزدیک به ۱ دارد.

۳-۴ نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت محفظه تجزیه

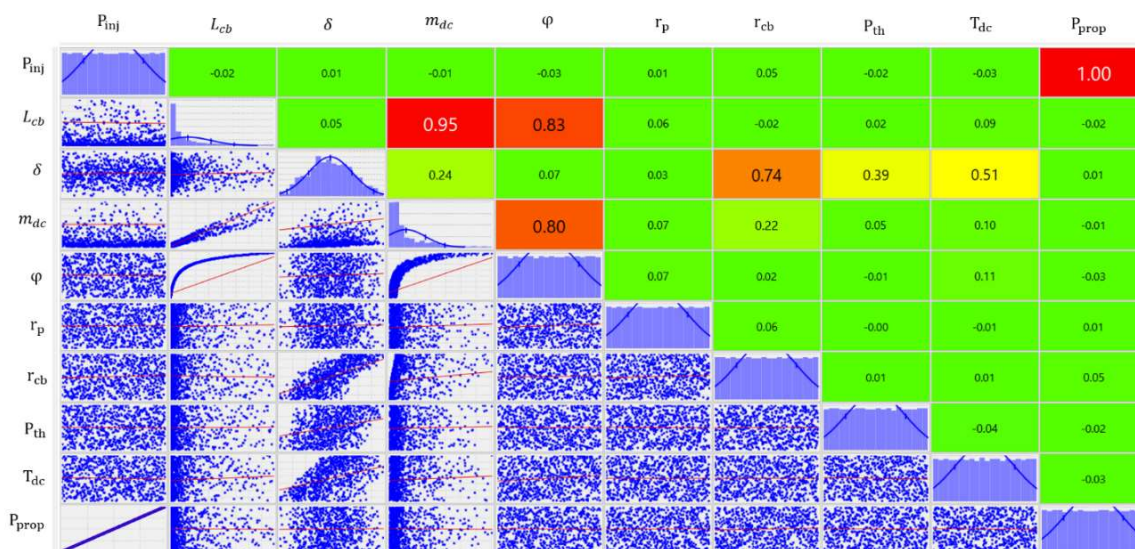
با توجه به روابط (۲۲) الی (۲۴) مربوط به طراحی محفظه تجزیه، متغیرهای ورودی طراحی در محفظه تجزیه (درصد تجزیه آمونیاک، شعاع گرانول کاتالیست، شعاع بستر کاتالیستی، فشار و دمای محفظه تجزیه و فشار مخزن سوخت) و متغیرهای خروجی طراحی (فشار انژکتور، طول بستر کاتالیستی، ضخامت و جرم محفظه تجزیه) در نظر گرفته شده است. شکل (۱۶)، نمایشگر متغیرهای ورودی، خروجی و معادلات حاکم برای طراحی محفظه تجزیه است.



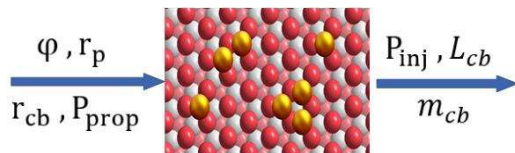
شکل ۱۶. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی محفظه تجزیه
شکل (۱۷)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی طراحی محفظه تجزیه را نمایش می‌دهد. همان‌طور که



شکل ۱۷. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی محفظه تجزیه



شکل ۱۸. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی محفظه تجزیه



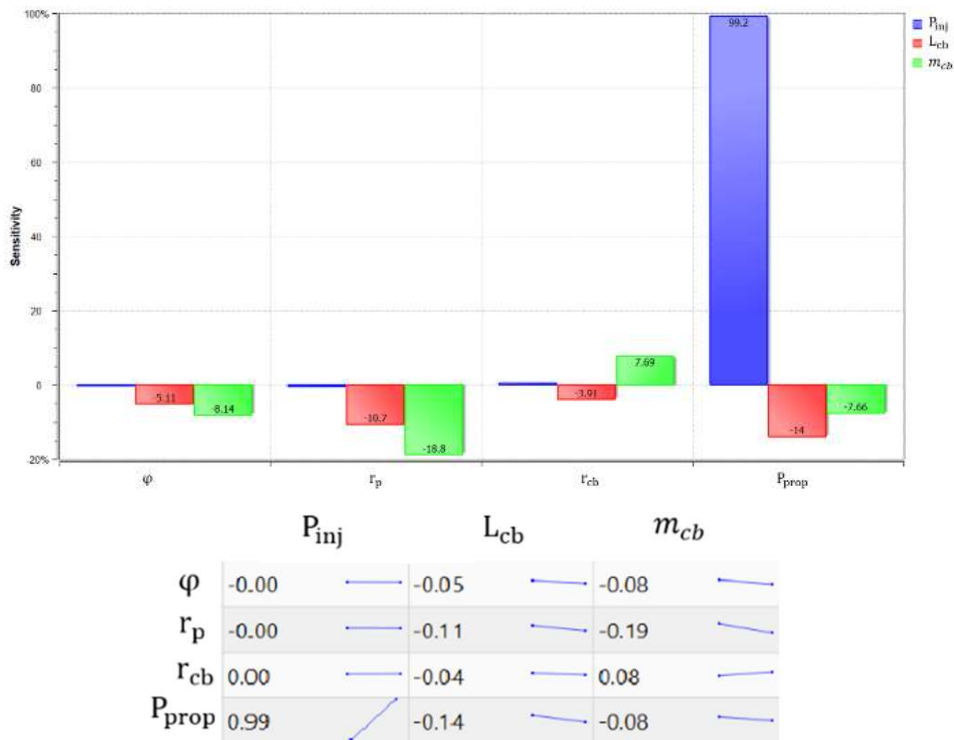
شکل ۱۹. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی بستر کاتالیستی

شکل (۲۰)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی طراحی بستر کاتالیستی را نمایش می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، درصد تجزیه آمونیاک حاصل از واکنش شیمیایی و شعاع گرانول کاتالیست بر روی پارامترهای خروجی بی‌اثر هستند. شعاع بستر کاتالیستی، تنها متغیری است که بر روی جرم آن در حدود ۷٪ اثرگذار است.

شکل (۱۸)، میزان همبستگی متغیرهای طراحی برای محفظه تجزیه را نمایش می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با بررسی جرم محفظه تجزیه، بالاترین وابستگی مربوط به متغیر طول بستر کاتالیستی است

۵-۳- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت بستر کاتالیستی

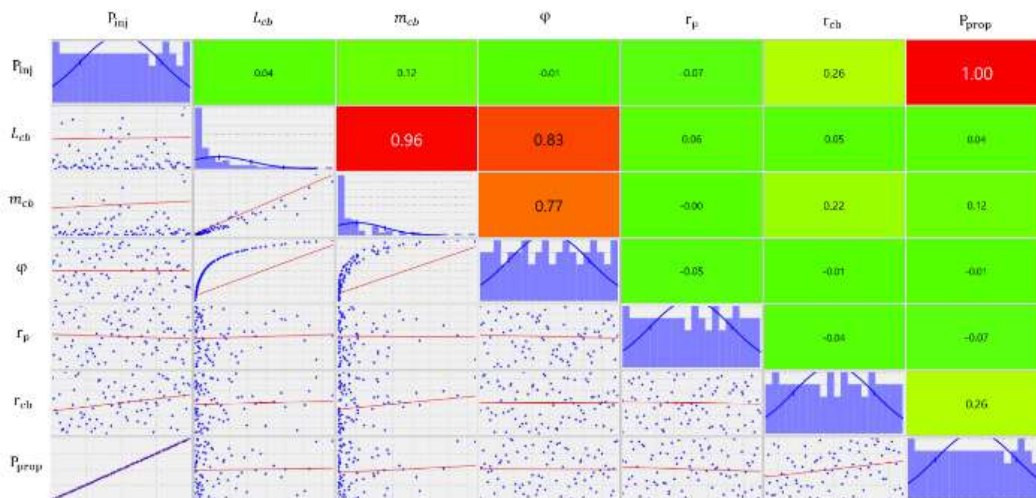
با توجه به روابط (۲۵) الی (۲۸) مربوط به طراحی بستر کاتالیستی، متغیرهای ورودی طراحی (درصد تجزیه آمونیاک، فشار سوخت، شعاع بستر کاتالیستی، شعاع گرانول کاتالیستی) و متغیرهای خروجی طراحی (فشار انژکتور، طول و جرم بستر کاتالیستی) در نظر گرفته شده است. شکل (۱۹)، نمایشگر متغیرهای ورودی، خروجی و معادلات حاکم برای طراحی بستر کاتالیستی است.



شکل ۲۰. نمایش میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی بستر کاتالیستی

واکنش شیمیایی، وابستگی در حدود ۰/۷۷ با جرم بستر کاتالیستی دارد.

شکل (۲۱)، میزان همبستگی متغیرهای طراحی برای بستر کاتالیستی را نمایش می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود طول بستر کاتالیستی وابستگی نزدیک به ۱ و درصد تجزیه آمونیاک در



شکل ۲۱. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی بستر کاتالیستی

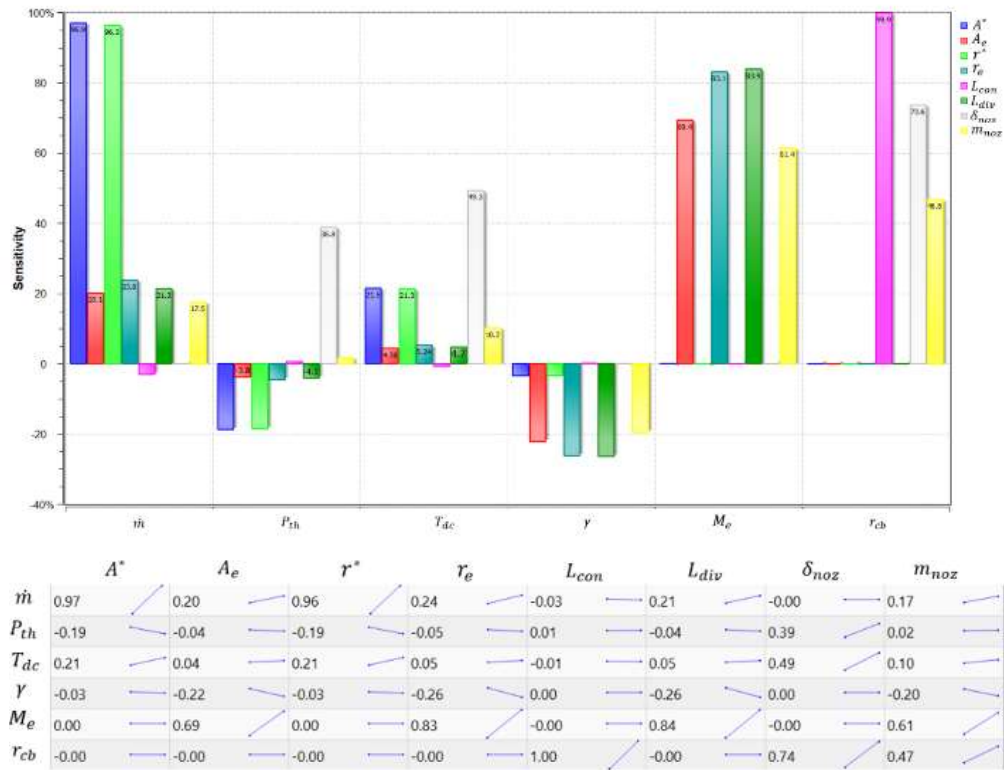
شکل (۲۳)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی طراحی نازل را نمایش می‌دهد. طبق نمودار، نسبت گرمای ویژه بر روی پارامترهای خروجی بی‌اثر است. چشم‌گیرترین تاثیر فشار و دمای محفظه تجزیه بر روی ضخامت نازل است. دبی جرمی سوخت، بالاترین اثر خود را بر روی ابعاد هندسی گلوگاه اعمال می‌کند. ماخ خروجی از نازل، علاوه بر این که بالاترین اثر را بر روی جرم نازل داشته، بیشترین اثر را بر روی اندازه سطح مقطع خروجی نازل و طول واگرای نازل نیز گذاشته است. شعاع بستر کاتالیستی نیز علاوه بر تاثیر صد در صدی بر طول هم‌گرای نازل، بیشترین اثر را بر روی ضخامت نازل می‌گذارد. علاوه بر آن، این متغیر در حدود ۴۷٪ بر روی جرم نازل نیز موثر است.

۵-۳- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت نازل

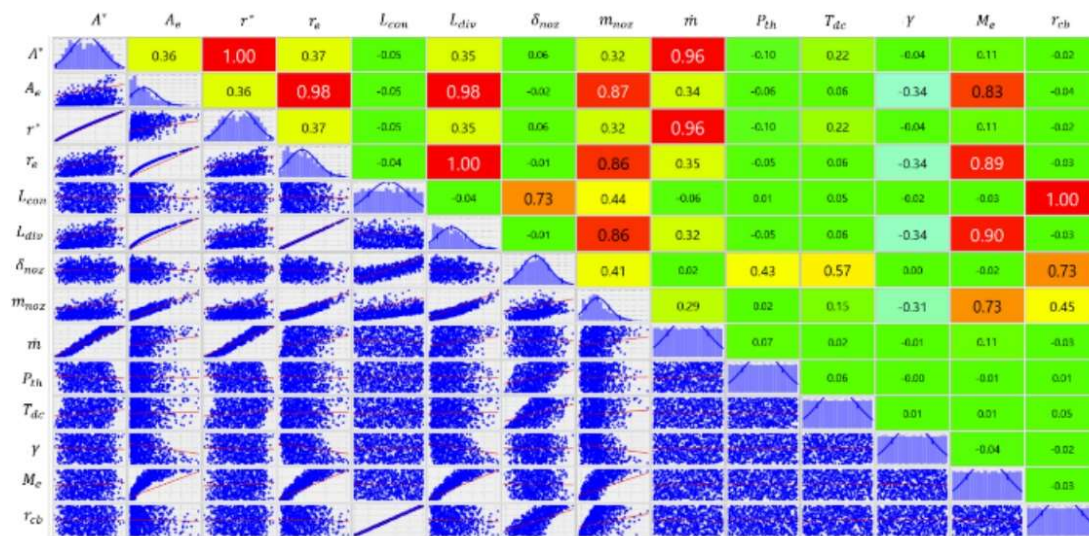
با توجه به روابط (۲۹) الی (۳۴)، مربوط به طراحی نازل، متغیرهای ورودی طراحی (دبی جرمی سوخت، دما و فشار محفظه تجزیه، نسبت گرمای ویژه، ماخ خروجی از نازل و شعاع بستر کاتالیستی) و متغیرهای خروجی طراحی (ابعاد هندسی گلوگاه، سطح مقطع و شعاع خروجی، طول هم‌گرا و واگرای نازل، ضخامت و جرم نازل) در نظر گرفته شده است. شکل (۲۲)، نمایشگر متغیرهای ورودی، خروجی و معادلات حاکم برای طراحی نازل است.



شکل ۲۲. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی نازل



شکل ۲۳. نمایش میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی طراحی نازل



شکل ۲۴. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی نازل

مراجع

- [1] O. Morgan, D. Meinhardt, editors. Monopropellant selection criteria-hydrazine and other options. 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit; 1995.
- [2] D. Mavris, H. Jimenez. Advanced Design Methods. Architecture and Principles of Systems Engineering: Auerbach Publications; 2016. p. 359-88.
- [3] MN. Meibody, H. Naseh, F. Ommi. Sensitivity analysis based on Progressive LHS Applied to Hydrazine Catalyst Bed Design. Journal OF Space Science and Technology. 2020.
- [4] MN. Meibody, H. Naseh, F. Ommi. Progressive Latin Hypercube sampling-based robust design optimisation (PLHS-RDO). Australian Journal of Mechanical Engineering. 2020:1-8.
- [5] E. Mehrabi Gohari, H. Mahdavi Talaromi, MH. Qaedsharaf. The comparison of operation and sensitivity of effective parameters in hydrogen peroxide and nitrous oxide thrusters using uncertainty analysis. Journal of Mechanical Engineering. 50(3):233-7, 2020.
- [6] M. Rath, H. Schmitz, M. Steenborg, editors. Development of a 400 N hydrazine thruster for ESA's Atmospheric Reentry Demonstrator. 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit; 1996.
- [7] M. Salimi. Numerical Study of Catalyst Bed Length and Particle Size Effect on the Monopropellant Thruster Specific Impulse and Thrust. 2020.
- [8] A. Adami, M. Mortazavi, M. Nosratollahi, M. Taheri, J. Sajadi. Multidisciplinary design optimization and analysis of hydrazine monopropellant propulsion system. International Journal of Aerospace Engineering. 2015;2015.
- [9] R. Hermsen, B. Zandbergen, editors. Pressurization system for a cryogenic propellant tank in a pressure-fed high-altitude rocket. 7th European Conference for Aeronautics And Aerospace Sciences (EUCASS); 2017.
- [10] TM. Chiasson. Modeling the characteristics of propulsion systems providing less than 10 N thrust: Massachusetts Institute of Technology; 2012.
- [11] L. Bayrel, Z. Orzechowski. Liquid Atomization, Combustion: An International Series. Taylor and Francis, London; 1993.
- [12] MN. Meibody, H. Naseh, F. Ommi. Developing a Multi-objective Multi-Disciplinary Robust Design Optimization Framework. Scientia Iranica. 2021.

شکل (۲۴)، میزان همبستگی متغیرهای طراحی برای نازل را نمایش می‌دهد. با توجه به جدول، سطح مقطع خروجی و طول واگرای نازل از وابستگی نزدیک به ۸۶٪ و ماخ خروجی نازل از وابستگی ۷۳٪ نسبت به جرم نازل برخوردار هستند.

۴- نتیجه‌گیری

هدف از این مقاله، آنالیز حساسیت طراحی چندموضوعی یک سامانه رانشگر تک‌پیش‌رانه مایع فضایی به روش نمونه‌برداری ابر مکعب لاتین است. در ابتدا، سامانه رانشگر تک‌پیش‌رانه مایع به شش موضوع شامل مخزن گاز پرفشار، مخزن سوخت مایع، انژکتور، محفظه تجزیه، بستر کاتالیستی و نازل تقسیم شد. سپس، برای طراحی هر یک از موضوعات، متغیرهای ورودی، خروجی و روابط بین آنها استخراج شد. در نهایت، آنالیز حساسیت متغیرها، توسط روش نمونه‌برداری ابر مکعب لاتین صورت پذیرفت. نتایج به دست آمده از آنالیز حساسیت برای هر یک از موضوعات، به دو صورت میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر خروجی و همبستگی دو به دو پارامترها با یکدیگر به نمایش گذاشته شد. به طور خلاصه، نتایج به دست آمده برای هر یک از موضوعات به ترتیب به شرح ذیل است:

- ۱- در طراحی مخزن گاز فشار و مخزن سوخت مایع، متغیر ورودی ضربه ویژه (I_{sp})، نسبت به سایر متغیرهای خروجی بی‌اثر است.
- ۲- در طراحی انژکتور، تعداد شیارها (n)، زوایای شیار (θ) و فشار مخزن سوخت (P_{prop}) تاثیر بسیار کمی بر متغیرهای خروجی می‌گذارند.
- ۳- در طراحی محفظه تجزیه، شعاع گرانول (r_p) بر روی متغیرهای خروجی بی‌اثر است.
- ۴- در طراحی بستر کاتالیستی، علاوه بر شعاع گرانول (r_p)، درصد تجزیه آمونیاک (φ) نیز بی‌اثر هستند.
- ۵- در طراحی نازل، نسبت گرمای ویژه (γ)، اثری بر روی متغیرهای خروجی ندارد.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

- [13] T. Nada, A. Hashem. Geometrical characterization and performance optimization of monopropellant thruster injector. The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science;15(2), pp.:161-9, 2012
- [14] L. Bayvel, Z. Orzechowski. Liquid atomization: Routledge; 2019.
- [15] H. Naseh, MN. Meibody, H. Hosseini Anari, F. Ommi. Numerical-parametrical analysis on the hydrogen peroxide catalyst bed for space monopropellant thruster applications. Journal of Applied Research of Chemical-Polymer Engineering, 1(2):pp.15-24, 2018.
- [16] CH. Hwang, SN. Lee, SW. Baek, CY. Han, SK. Kim, MJ. Yu. Effects of catalyst bed failure on thermochemical phenomena for a hydrazine monopropellant thruster using Ir/Al₂O₃ catalysts. Industrial & engineering chemistry research, 51(15)pp.:5382-93, 2012.
- [17] J. Chen, G. Li, T. Zhang, M. Wang, Y. Yu. Experimental investigation of the catalytic decomposition and combustion characteristics of a non-toxic ammonium dinitramide (ADN)-based monopropellant thruster. Acta Astronautica.,129, pp.:367-73, 2016.
- [18] A. Makled, H. Belal, editors. Modeling of hydrazine decomposition for monopropellant thrusters. 13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology; 2009.
- [19] YM. Timnat. Advanced chemical rocket propulsion: Academic Press; 1987.
- [20] G. Sutton, O. Biblarz. Rocket propulsion elements, ISBN-13: 978-1118753651. John Wiley & Sons; 2017.
- [21] DK. Huzel, DH. Huang. Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines (Revised and enlarged edition). Progress in astronautics and aeronautics. 1992;147.