دو فصلنامهٔ

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

نشریه علمی

سال دوم، شمارهٔ دوم

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشانی: تهران، طرشت، بلوار شهید تیموری، نرسیده به بزرگراه شیخ فضل الله نوری، شماره ۱۸۲

کدپستی: ۱۴۵۹۷۷۷۵۱۱

تلفن: ۶۳۱۹۲۸۶۶

http://journal.isrc.ac.ir/

Email: Journal@isrc.ac.ir

صاحب امتیاز: پژوهشگاه فضایی ایران- انجمن هوافضای ایران
مدیر مسئول: دکتر حسن سالاریه
سردبیر: دکتر مهدی فکور
مدیر اجرایی: دکتر هادی رضائی

به استناد نامه شماره ۸۶۴۰۴ مورخ ۱۳۹۹/۰۲/۱۵ هیأت نظارت بر مطبوعات، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی مجوز انتشار دریافت کرده است.

دبیران تخصصی این شماره

دکتر محمدرضا جهان‌نما

دکتر محمد سلیمانی

دکتر سعید شاخصی

دکتر امیررضا کوثری

دکتر محمد نوابی

داوران این شماره به ترتیب الفبا

دکتر بابک افضلی	دکتر رحمان سیفی
دکتر محمدعلی امیری آتشگاه	دکتر سعید شاخصی
دکتر علیرضا باصحبت نوین زاده	دکتر محرم شاملی
مهندس عباس الکائی بهجتی	دکتر الهام شریفی مقدم
دکتر مجید بختیاری	دکتر مهران شهریاری
دکتر محسن بهرامی	دکتر مجید صفرآبادی
دکتر وحید بهلوری	مهندس ولی طالب زاده
دکتر حسین پورتاکدوست	دکتر فتح اله طاهری بهروز
دکتر مصطفی تقی زاده شول	دکتر محسن عابدی
دکتر محمدرضا جهان نما	دکتر طالب عبدالهی
مهندس شاهرخ جلیلیان	دکتر حمیدرضا فرشی فصیح
دکتر حسن حاج قاسم	دکتر بهمن قربانی واقعی
دکتر محبوب حسین پور	دکتر سید محمد نوید قریشی
دکتر مجید حقگو	دکتر امیررضا کوثری
دکتر بهزاد حکیم الهی	دکتر پرویز محمدزاده
دکتر اسماعیل خانمیرزا	دکتر بهزاد مشیری
دکتر مسعود خوش سیما	دکتر مهران میرشمس
دکتر اکرم دورانی	مهندس راضیه نریمانی
دکتر احسان ذبیحیان	دکتر جیران نفردستگردی
دکتر هادی رضائی	دکتر محمد نوابی
دکتر حسن رضایی حقیقت	دکتر امیرسامان نورامین
دکتر رهام رفیعی	دکتر شیدوس وکیلی پور

همکاران

مسئول امور اجرایی: فاطمه تصویری قمصری

ویراستار ادبی: دکتر فاطمه نویدی

صفحه آرایی و طراحی جلد: لیلا کشاورز سیاهپوش

تیراژ: الکترونیک

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
Accepted2022-10-18

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

Original Article

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 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. 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 meta-model 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.

مقاله پژوهشی

آنالیز حساسیت طراحی چندموضوعی یک سامانه رانشگر تک‌پیشرانه مایع فضایی به روش نمونه‌برداری ابر مکعب لاتین LHS

محمدحسین منصوری موغاری[۱]، حسن ناصح[۲*]، سحر نوری[۳]

۱. پژوهشکده سامانه‌های فضانوردی، پژوهشگاه هوافضا و دانشگاه صنعتی امیرکبیر mh.mansuri.69@gmail.com

۲،*. پژوهشکده سامانه‌های فضانوردی، پژوهشگاه هوافضا، hnaseh@ari.ac.ir (نویسنده مسئول)

۳. گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، s_noori@aut.ac.ir

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 تک‌پیشرانه مایع به روش نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین است. در این مقاله موضوعات مرتبط با سامانه رانشگر تک‌پیشرانه مایع به شش قسمت تقسیم‌بندی شده است: مخزن گاز پرفشار، مخزن سوخت مایع، انژکتور، محفظه تجزیه، بسترکاتالیستی 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 ضریب‌هویژه، در مخزن گاز پرفشار و مخزن سوخت مایع، تاثیری بر روی متغیرهای خروجی نمی‌گذارد. در انژکتور، تعداد شیارها، زوایای شیار و فشار مخزن سوخت تاثیر به‌سزایی بر متغیرهای خروجی ندارند. در 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.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و کاربردهـای فضـایی

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

DOI:
10.22034/jssta.2022.323217.1045

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۱۰/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۰۷/۲۶

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 تک‌پیشرانه مایع فضایی به روش نمونه‌برداری ابر مکعب لاتین LHS" *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۲۱-۱، ۱۴۰۱.

سطح محفظه تجزیه	A_{dc}	ضخامت انژکتور	δ_{inj}
چگالی محفظه تجزیه	ρ_{dc}	چگالی انژکتور	ρ_{inj}
جرم محفظه تجزیه	m_{cb}	فشار انژکتور	P_{inj}
چگالی گرانول	ρ_p	ضخامت انژکتور	δ_{inj}
مساحت گلوگاه نازل	A^*	تنش تسلیم انژکتور	σ_{inj}
مساحت خروجی نازل	A_e	قطر انژکتور	d_{inj}
ماخ خروجی نازل	M_e	دمای انژکتور	T_{inj}
طول همگرا نازل	L_{con}	طول بستر کاتالیستی	L_{cb}
شعاع گلوگاه	r_t	درصد تجزیه آمونیاک	φ
زاویه همگرای نازل	θ_1	بارگزاری بستر	L_f
زاویه واگرای نازل	θ_2	شعاع گرانول کاتالیست	r_p
شعاع خروجی نازل	r_e	ضخامت بستر کاتالیستی	δ_{dc}
طول واگرا نازل	L_{div}	تنش تسلیم کاتالیستی	σ_{dc}
جرم نازل	M_{nozzle}	فشار قبل نازل	P_{th}
ضخامت محفظه	δ_{comb}	شعاع بستر کاتالیستی	r_{cb}
چگالی سازه نازل	ρ_{str}	دمای بستر کاتالیستی	T_{dc}
		جرم بستر کاتالیستی	m_{dc}

جرم کل مخزن گاز	$M_{T\_gas\_tank}$	فشار سوخت	P_{prop}
ثابت جهانی گاز	R	حجم سوخت	V_{prop}
دما	T	جرم سوخت	m_{prop}
نسبت گرمای ویژه	γ	شعاع تانک سوخت	$r_{prop-tank}$
حداکثر فشار اولیه	P_0	ضخامت تانک سوخت	$\delta_{prop-tank}$
ضریب اطمینان	SF	تنش تسلیم تانک سوخت	$\sigma_{prop-tank}$
جرم فضاپیما	m_{sc}	حجم تانک سوخت	$V_{prop-tank}$
سرعت متوسط فضاپیما	ΔV	جرم تانک سوخت	$m_{prop-tank}$
ضربه ویژه	I_{sp}	جرم کل مخزن سوخت	M_{T-prop_tank}
شتاب گرانش	g	جرم گاز	m_{gas}
ضریب تخلیه	C_d	حجم گاز	V_{gas}
قطر نازل انژکتور	d_0	چگالی گاز	ρ_{gas}
قطر جریان داخلی انژکتور	d_a	شعاع تانک گاز	$r_{gas-tank}$
سطح مقطع شیارهای چرخان	A_s	ضخامت تانک گاز	$\delta_{gas-tank}$
مساحت دهانه محوری	A_a	تنش تسلیم تانک گاز	$\sigma_{gas-tank}$
جرم انژکتور	M_{inj}	حجم تانک گاز	$V_{gas-tank}$
مساحت سازه انژکتور	A_{inj}	جرم تانک گاز	$m_{gas-tank}$

۱- مقدمه

رانشگرهای فضایی، به دو دسته شیمیایی و الکتریکی تقسیم‌بندی می‌شوند. رانشگرهای شیمیایی ساده و قابل‌اطمینان (اکثراً تک‌پیشرانه [1] مایع) و رانشگرهای الکتریکی مانند جت‌های مقاومتی برای نگهداشت مداری و کنترل وضعیت خود بهره می‌گیرند و برخی نیز از چرخ‌های مومنتومی [2] برای کنترل وضعیت استفاده می‌کنند. در این مقاله، رانشگر فضایی از نوع شیمیایی و تک‌پیشرانه مایع در نظر گرفته شده است. تک‌پیشرانه‌های مختلفی برای این نوع رانشگرها در حال حاضر وجود دارد که می‌توان به سه نوع پر کاربرد آن یعنی هیدرازین، پراکسید هیدروژن و اکسید نیتروژن اشاره نمود.

اولین بار در سال ۱۹۶۶ میلادی، تک‌پیشرانه 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 تک‌پیشرانه مایع استفاده شده است. تک‌پیشرانه 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) [3] است که با ایریدیم (Ir/Al2O3) [4] پوشانده شده است [۲]. شکل (۱)، شکل حقیقی و شماتیک ظاهری اجزای یک رانشگر تک‌پیشرانه هیدرازنی 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،

1 Monopropellant
2 Momentum Wheel
3 Aluminum Oxide
4 Iridium

متغیرهایی که از حساسیت کم‌تری برخوردار هستند را حذف نموده و یک مدلی به نام مدل جانشین تولید نمود. مدل‌های جانشین می‌توانند زمان و هزینه را در تحلیل‌های محاسباتی بسیار کاهش دهند.

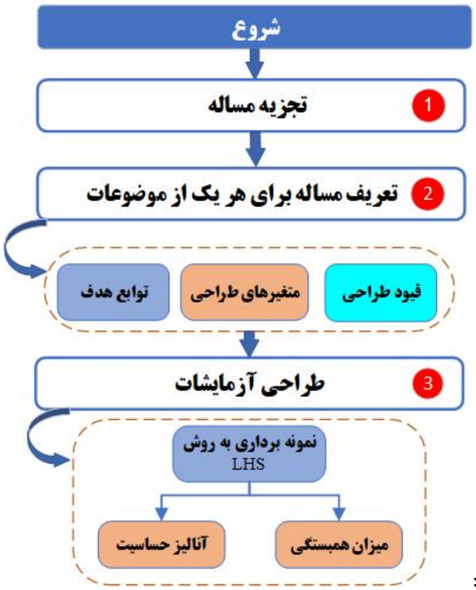
در ادامه می‌توان نمونه مطالعاتی که در حوزه آنالیز حساسیت برای سامانه رانشگر انجام شده است، مشاهده کرد. میبدی و همکاران، یک روش تحلیل حساسیت جدید و دقیق‌تر به نام ابرمکعب لاتین پیش‌رونده[1] برای انجام طراحی آزمایشات به کار گرفته‌اند. از این روش برای تحلیل حساسیت بسترکاتالیستی، استفاده شده است[۳].

در مرجع دیگر میبدی 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 تک‌پیشرانه مایع فضایی به روش نمونه‌برداری ابرمکعب لاتین[2] 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[3] و همبستگی[4] میان پارامترها نمایش داده شده است.

در شکل (۱)، مراحل و گام‌های پیاده‌سازی مساله به نمایش گذاشته شده است.

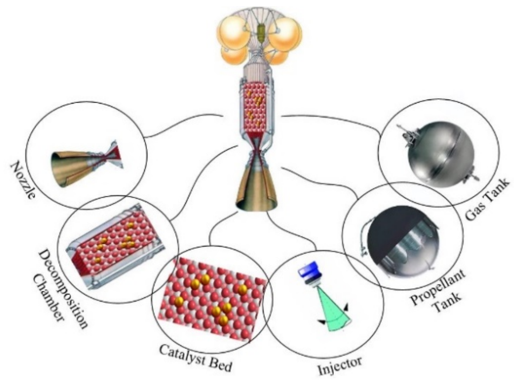


شکل ۱. فلوچارت مراحل پیاده‌سازی مساله

۲- موضوعات رانشگرهای تک‌پیشرانه مایع

زیرسامانه‌های رانشگر تک‌پیشرانه 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، معمولا از یکی از روش‌های دمشی[5] یا پمپی استفاده می‌شود [۶, ۷]. لازم به ذکر است، به دلیل این‌که 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 تک‌پیشرانه مایع را نمایش می‌دهد.

1 Progressive Latin Hypercube Sampling (PLHS)
2 Latin Hypercube Sampling (LHS)
3 Sensitivity
4 Correlation
5 Below Down



شکل ۲. نمایش موضوعات مربوط به رانشگر تک پیشرانه مایع

۱-۲- مخزن گاز پر فشار

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 بسترکاتالیست 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]:

$$m_{gas}=\left(\frac{P_{prop}V_{prop}}{RT}\right)\left(\frac{\gamma}{1-\frac{P_{prop}}{P_0}}\right) \tag{۱}$$

$$V_{gas}=\frac{m_{gas}}{\rho_{gas}} \tag{۲}$$

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 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]:

$$r_{gas-tank}=\sqrt[3]{\frac{3V_{gas}}{4\pi}} \tag{۳}$$

$$\delta_{gas-tank}=\frac{(SF\,P_0\,r_{gas-tank})}{2\,\sigma_{gas-tank}} \tag{۴}$$

$$V_{gas-tank}=\frac{4}{3}\pi\left[\left(r_{gas-tank}+\delta_{gas-tank}\right)^3-r^3_{gas-tank}\right] \tag{۵}$$

$$m_{gas-tank}=V_{gas-tank}\,\rho_{gas-tank} \tag{۶}$$

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:

$$M_{T\_gas\_tank}=m_{gas}+m_{gas\_tank} \tag{۷}$$

جدول شماره (۱)، خواص فیزیکی مربوط به طراحی مخازن سوخت مایع و گاز پر فشار 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	Hydrazine
	Helium	Hydrogen Peroxide
	Water	Hydrogen
	Ammonia	EMI-BF4
	Xenon	

۲-۲- مخزن سوخت مایع

مخزن سوخت مایع وظیفه نگهداری سوخت و تامین پیشرانه لازم رانشگر را برعهده دارد. معمولا 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 می‌شوند. سازه‌های تیتانیومی سبک‌تر از آلمینیومی بوده ولی هزینه آن گران‌تر است [۸].

شکل ۳. الف) مخزن کروی ب) 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].

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

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

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

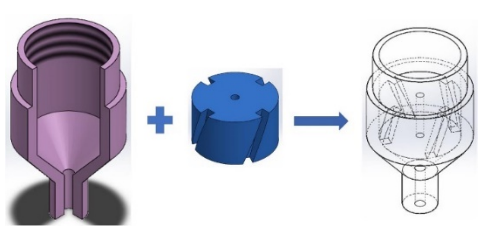
$$m_{prop-tank} = V_{prop-tank}\, \rho_{prop-tank} \quad (۱۳)$$

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

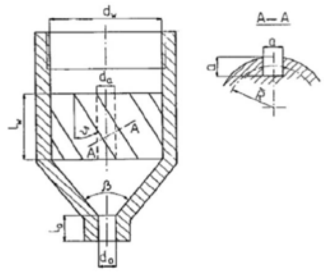
در این مقاله برای دست‌یابی به یک توزیع یکنواخت از تلفیق انژکتورهای محوری و انژکتورهای پیچشی استفاده شده که به آن انژکتورهای محوری-پیچشی نیز می‌گویند. شکل (۴)، نمایی از انژکتورهای پیچشی محوری را نمایش می‌دهد.



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 تو پُر 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 جریان¬های اختلاطی دو مایع نیز می¬توان 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]

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

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

$$A_s = 4.3A_a \quad (۱۷)$$

$$M_{inj} = A_{inj}\delta_{inj}\rho_{inj} \quad (۱۸)$$

$$P_{inj} = P_{prop-tank} - \Delta P_{pipe} \quad (۱۹)$$

$$\delta_{inj} = 6\sqrt{3}\left(\frac{SF}{2\sigma_{inj}}\right)\left(\frac{\pi P_{inj}d_{inj}^2+T_{inj}}{\pi d_{inj}}\right) \quad (۲۰)$$

$$M_{inj} = A_{inj}\delta_{inj}\rho_{inj} \quad (۲۱)$$

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]:

(۲۲)

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

$$\delta_{dc} = \left(\frac{SF}{\sigma_{dc}}\right)\left(\frac{\pi P_{th}r_{cb}^2+T_{dc}}{\pi r_{cb}}\right) \quad (۲۳)$$

$$m_{dc} = A_{dc}\delta_{dc}\rho_{dc} \quad (۲۴)$$

۲-۵- بستر کاتالیستی

بستر کاتالیستی در رانشگرهای تک¬پیشرانه، وظیفه تجزیه پیشرانه مایع به وسیله واکنش شیمیایی را برعهده دارد [۱۵]. در این رانشگرها، کنترل عملکرد کلی موتور وابسته به کنترل تجزیه پیشرانه است [۱۶]. در این مقاله، با توجه به انتخاب پیشرانه مایع هیدرازین، معمولا از فلزات واسطه ایریدیوم و مشتقاتش به عنوان کاتالیست انتخاب می¬شوند. موفق‌ترین کاتالیست تجزیه هیدرازین، فلز ایریدیوم روی بستر آلومینا (Ir/Al2O3) است [۱۷].

پیشرانه هیدرازین در مجاورت کاتالیست، بر اساس رابطه (۲۵) به نیتروژن و آمونیاک تجزیه می‌شود. تجزیه هیدرازین یک یک واکنش گرمازا[۱] همراه با افزایش حجم است. هیدرازین

1 Exothermic

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

$$3N_2H_4 \xrightarrow{Cat/Heat} 4NH_3 + N_2 \qquad (۲۵)$$

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.

$$4\mathrm{NH_3} \xrightarrow{\mathrm{Cat}} 4\mathrm{N_2} + 6\mathrm{H_2} \qquad (۲۶)$$

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 پیشرانه است.

(۲۷)

$$3N_2H_4 \xrightarrow{Cat/Heat} 4(1-\Psi)NH_3 + (1+2\Psi)N_2 + 6\Psi H_2$$

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:

$$m_{cb} = \rho_p \pi r_{cb}^2 L_{cb} \qquad (۲۸)$$

۶-۲- نازل

در سامانه‌های پیشرانش شیمیایی نازل‌ها به عنوان جزیی از سامانه با وظیفه تبدیل آنتالپی سکون[1] 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 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:

$$A^* = \frac{\dot{m}\sqrt{C_d R/\gamma}}{P_{th}}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}\right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \qquad (۲۹)$$

1 Stagnation Enthalpy

$$A_e = \frac{A^*}{M_e}\left[\frac{2}{\gamma+1}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_e^2\right)\right]^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \tag{۳۰}$$

$$A_e = A^* Z_{expansion} \tag{۳۱}$$

$$L_{con} = \frac{r_{ctl}-r_t}{tan\,\theta_1} \tag{۳۲}$$

$$L_{div} = \frac{r_e-r_t}{tan\,\theta_2} \tag{۳۳}$$

(۳۴)

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

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 باشدکه 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 پر کننده 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[1] 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×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 ۴×۴ با چهار شی مختلف نمایش داده شده است. اصطلاح "لاتین" در مربعات لاتین از فعالیت‌های ریاضی‌دان مشهور، لئونارد اویلر[2] ، 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 ۴×۴

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، 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. به عبارت دیگر، در هر بعد فاصله‌هایی با احتمال برابر تعریف می‌شود. هر فاصله با نمایه $q = 1,2,\ldots,n$ 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

1 McKay

2 Leonhard Euler

n×m است، که درایه‌های آن Xij ؛ i= 1,2, ... , n ؛ j = 1,2, ..., اعدادی در بازه [0,1] هستند؛ به‌نحوی‌که Xij در ستون j تنها به یک فاصله دلالت داشته باشد. به عبارت دیگر، q یک جایگشت تصادفی از {1,2,…,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 نحوی‌ک ه 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 یک‌بعدی 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 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) الی (۳۷) 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:

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

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 گوییم اگر و تنها اگر، خاصیت یک بعدی تصویر را دارا باشد. مدل ریاضی این خاصیت در رابطه (۳۷) ارائه شده است:

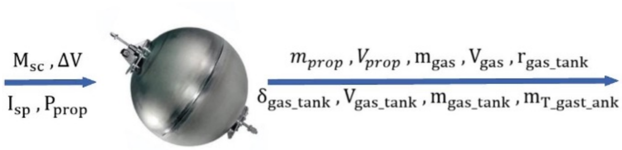
$$\frac{\sum_{j=1}^{m}\sum_{q=1}^{n} y_{q,j}}{n*m} = 1 \qquad (۳۷)$$

سمت چپ معادله فوق اساساً یک تابع عددی[1] 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 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.

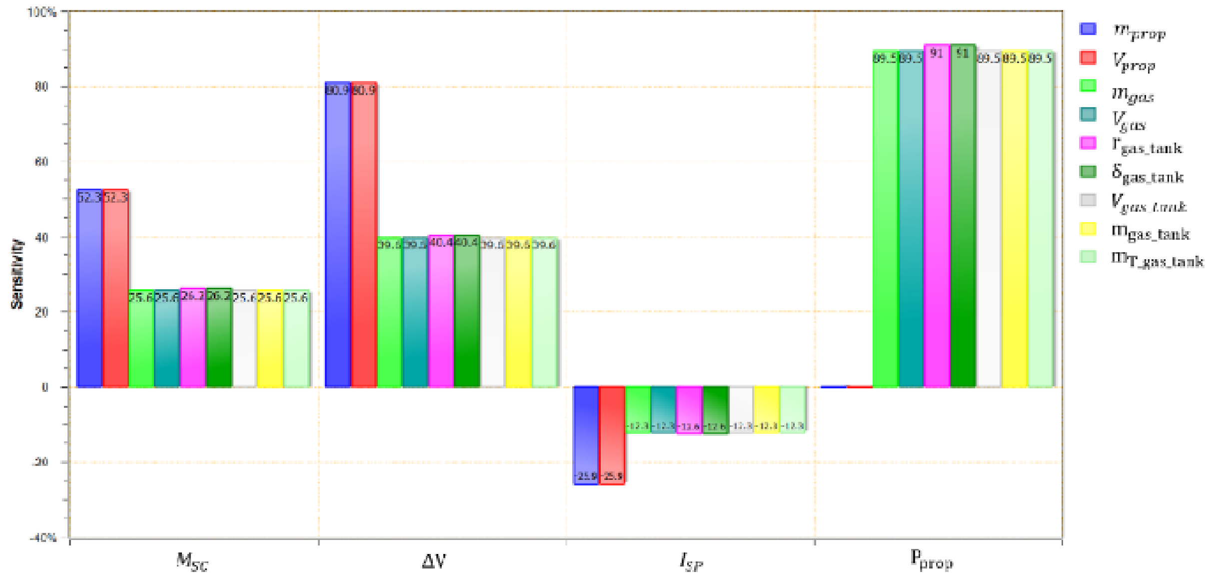


شکل۷. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی مخزن گاز پرفشار

در شکل (۸)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی در طرح آزمایشات مبتنی بر ابرمکعب لاتین برای مخزن گاز فشار نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود،

1 Scalar function

پارامتر ضربه ویژه، نسبت به سایر خروجی‌ها بی اثر است. هم‌چنین، 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 می‌گذارند. علاوه بر آن، سرعت متوسط فضاپیما و جرم آن، بیش‌ترین تاثیر را بر روی جرم و حجم سوخت اعمال کرده‌اند که این اثر در سرعت متوسط فضاپیما بیشتر مشاهده می‌شود. بیش‌ترین اثر متغیرهای ورودی بر روی جرم کل مخزن گاز، متعلق به متغیر فشار مخزن سوخت، با میزان ۸۹/۵٪ است.

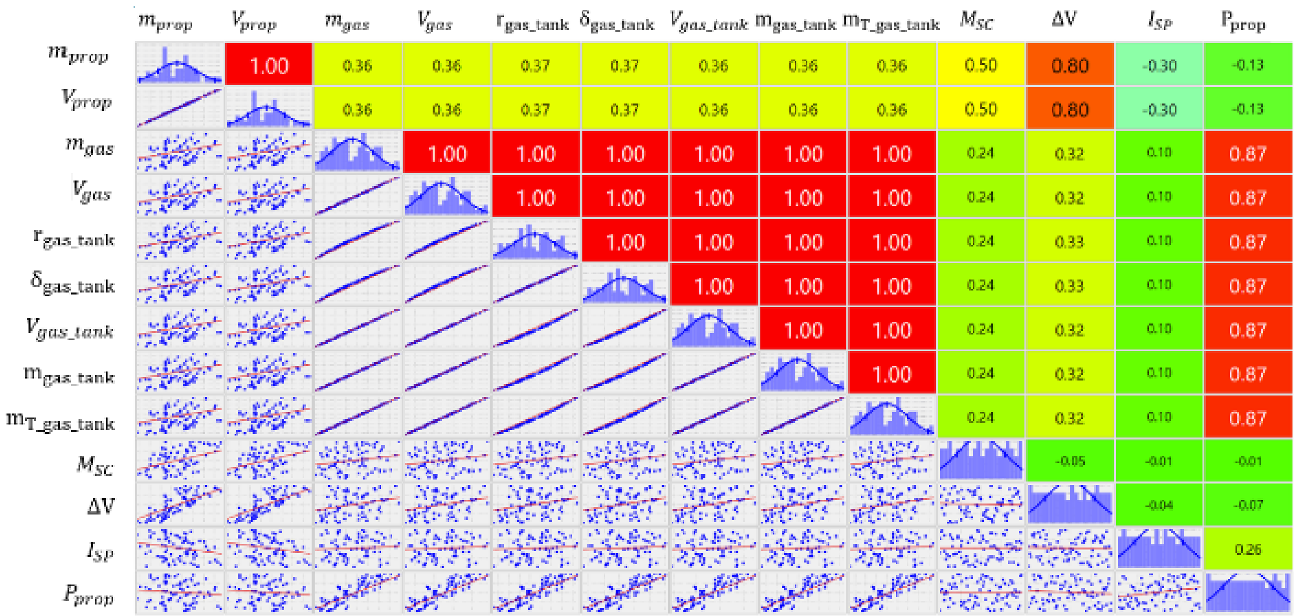


	m_{prop}	V_{prop}	m_{gas}	V_{gas}	r_{gas_tank}	δ_{gas_tank}	V_{gas_tank}	m_{gas_tank}	$m_{T\_gas\_tank}$
M_{SC}	0.52	0.52	0.26	0.26	0.26	0.26	0.26	0.26	0.26
ΔV	0.81	0.81	0.40	0.40	0.40	0.40	0.40	0.40	0.40
I_{SP}	-0.26	-0.26	-0.12	-0.12	-0.13	-0.13	-0.12	-0.12	-0.12
P_{prop}	-0.00	-0.00	0.89	0.89	0.91	0.91	0.89	0.89	0.89

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

شکل (۹)، میزان همبستگی متغیرهای طراحی را به صورت دو به دو نمایش می‌دهد. جدول میزان همبستگی، درجه وابستگی هر یک از پارامترهای طراحی را به صورت ماتریسی بیان می‌کند. هر چقدر میزان همبستگی دو پارامتر، به عدد ۱ نزدیک‌تر باشد، یعنی این دو پارامتر وابستگی بیشتری به یکدیگر دارند. بنابراین، رنگ قرمز، در این شکل نمایش‌گر وابستگی کامل دو به دو پارامترها است.

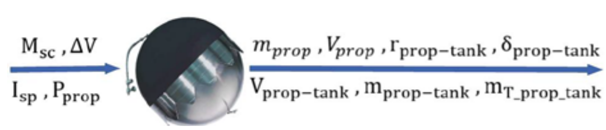
در شکل (۹)، مهم‌ترین پارامتر خروجی مورد بررسی، جرم کل مخزن گاز است که به متغیرهای ورودی مانند جرم و حجم گاز و ابعاد هندسی تانک وابستگی کامل داشته و با فشار مخزن سوخت وابستگی نسبتاً بالایی دارد.



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

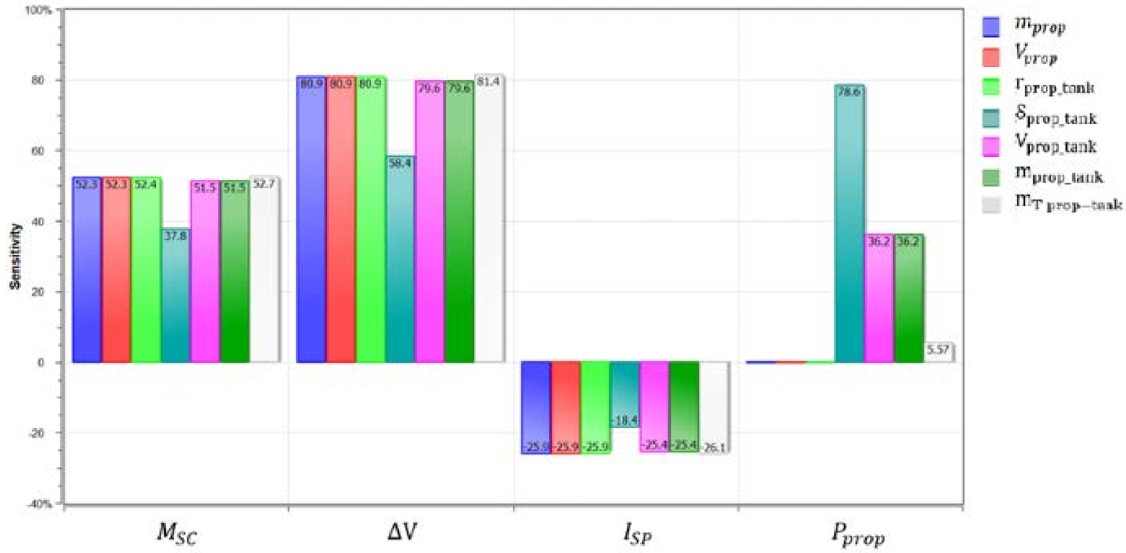
۲-۳- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت مخزن سوخت

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.



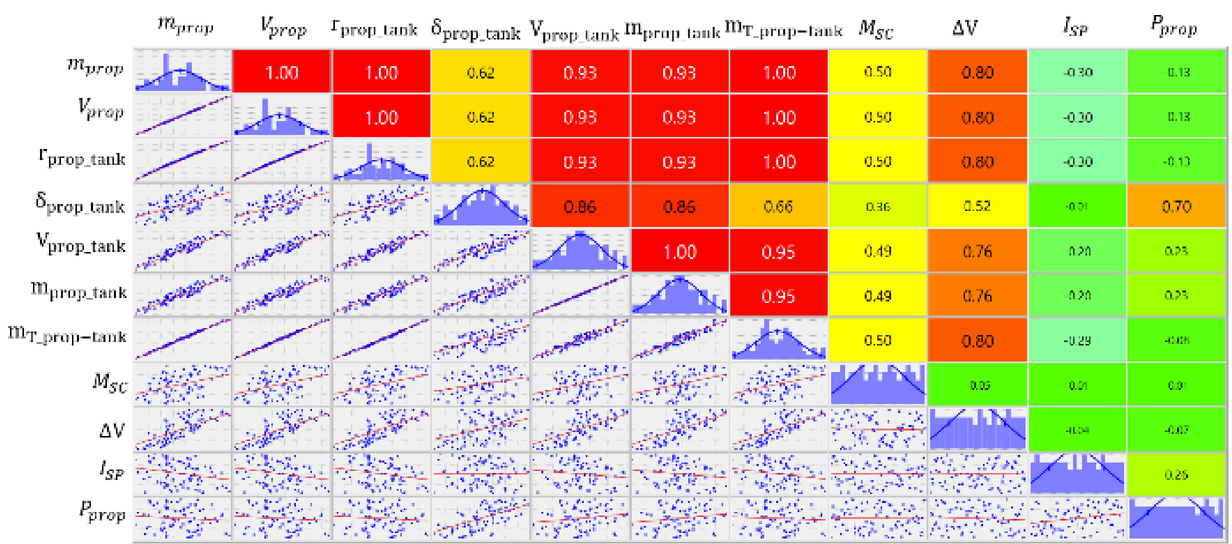
شکل ۱۰. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی مخزن سوخت مایع

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 سرعت فضاپیما، بیش‌ترین تاثیر را بر روی پارامترهای خروجی طراحی گذاشته است. حائز اهمیت است که در این میان، جرم کل مخزن سوخت با ۸۱/۴٪، بالاترین نسبت را به کل پارامترهای ورودی نشان می‌دهد. هم‌چنین، جرم خشک فضاپیما با نسبت متوسط ۵۰٪ بر روی پارامترهای خروجی طراحی تاثیرگذار بوده است. پارامتر ضربه ویژه نیز در این موضوع نسبت به سایر خروجی‌ها بی‌اثر است.



	m_{prop}	V_{prop}	r_{prop_tank}	δ_{prop_tank}	V_{prop_tank}	m_{prop_tank}	$m_{T\ prop-tank}$
M_{SC}	0.52	0.52	0.52	0.38	0.51	0.51	0.53
ΔV	0.81	0.81	0.81	0.58	0.80	0.80	0.81
I_{SP}	-0.26	-0.26	-0.26	-0.18	-0.25	-0.25	-0.26
P_{prop}	-0.00	-0.00	-0.00	0.79	0.36	0.36	0.06

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

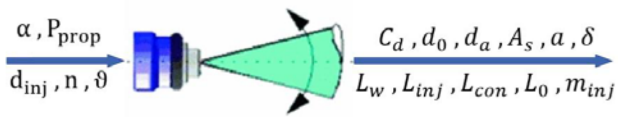


شکل ۱۲. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی مخزن سوخت

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

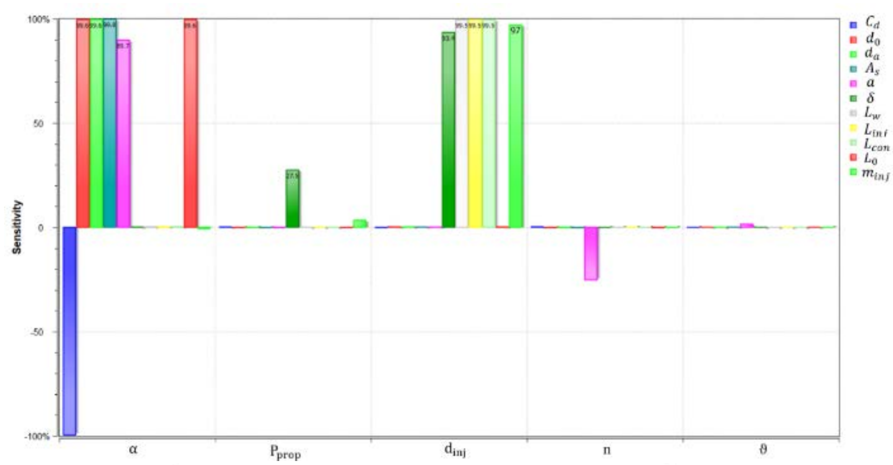
۳-۳- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت انژکتور

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 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.



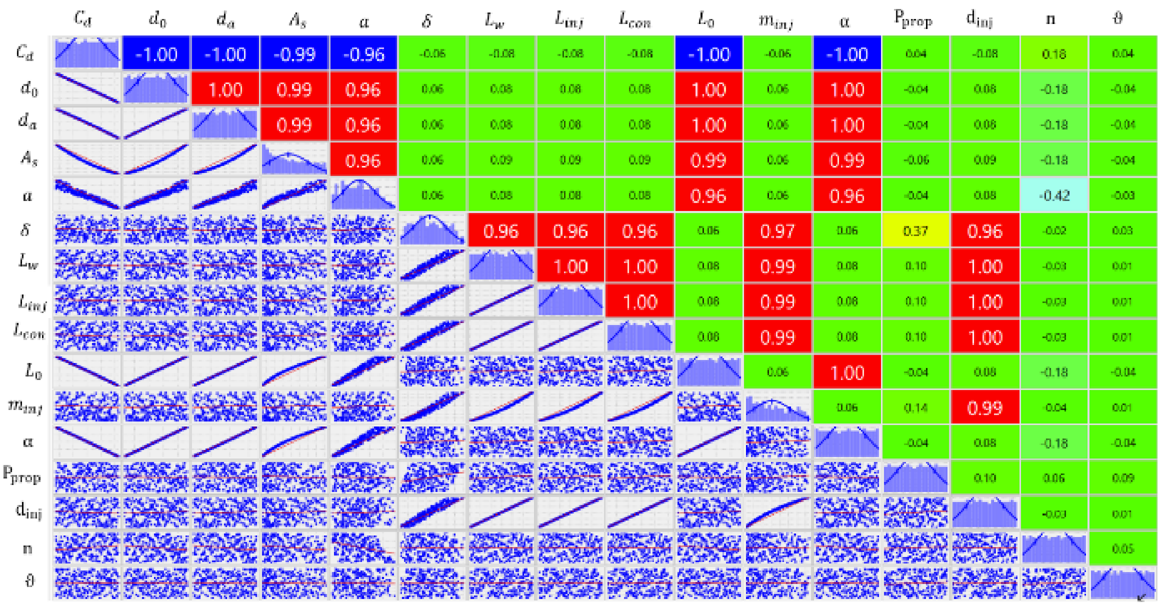
شکل ۱۳. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی انژکتور

شکل (۱۴)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی طراحی انژکتور را نمایش می‌دهد. با توجه به نتایج به دست 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.



	C_d	d_0	d_a	A_s	a	δ	L_w	L_{inj}	L_{con}	L_0	m_{inj}
α	-1.00	1.00	1.00	1.00	0.90	0.00	0.00	0.00	0.00	1.00	-0.01
P_{prop}	0.00	-0.00	-0.00	-0.00	-0.00	0.27	0.00	0.00	0.00	-0.00	0.03
d_{inj}	-0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.93	0.99	0.99	0.99	0.00	0.97
n	0.00	-0.00	-0.00	-0.00	-0.25	-0.00	-0.00	-0.00	-0.00	-0.00	-0.00
ϑ	-0.00	0.00	0.00	0.00	0.01	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	-0.00

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

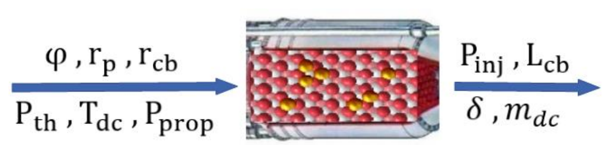


شکل ۱۵. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی انژکتور

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.

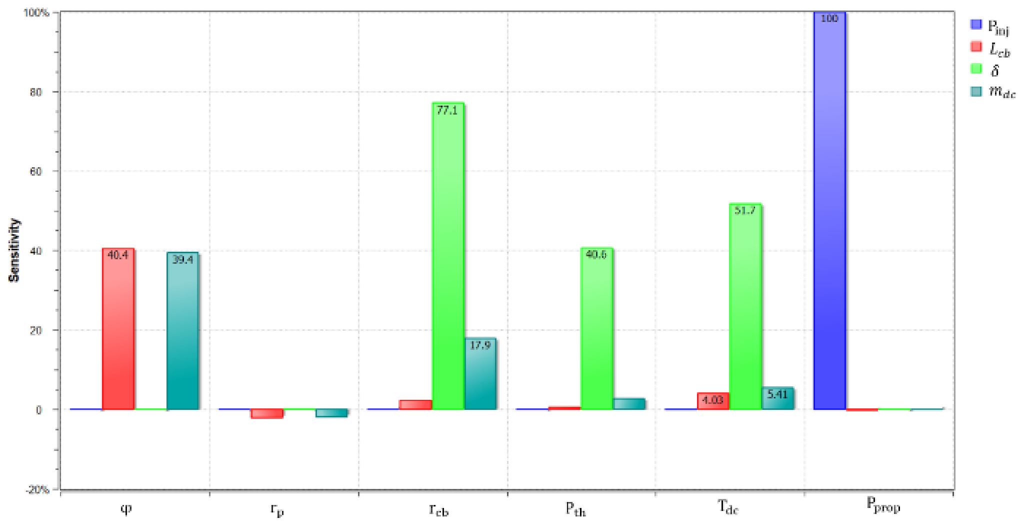
۴-۳- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت محفظه تجزیه

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 بسترکاتالیستی، ضخامت و جرم محفظه تجزیه) در نظر گرفته شده است. شکل (۱۶)، نمایشگر متغیرهای ورودی، خروجی و معادلات حاکم برای طراحی محفظه تجزیه است.



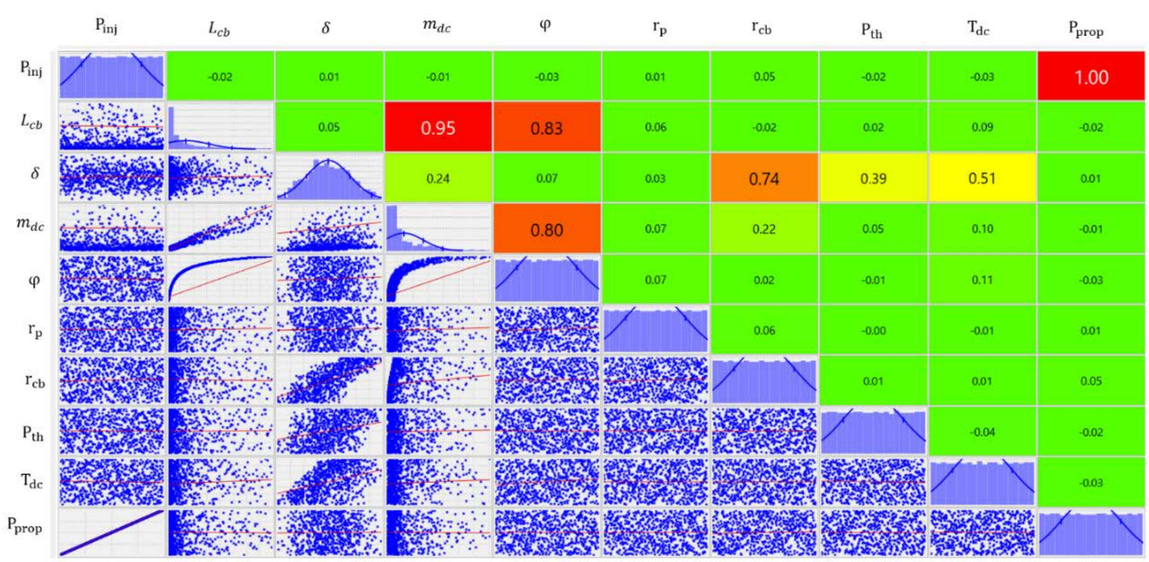
شکل ۱۶. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی محفظه تجزیه

شکل (۱۷)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی طراحی محفظه تجزیه را نمایش می‌دهد. همان‌طور که 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 تاثیر صد در صدی بر روی فشار انژکتور دارد.



	P_{inj}	L_{cb}	δ	m_{dc}
φ	0.00	0.40	0.00	0.39
r_p	0.00	-0.02	0.00	-0.02
r_{cb}	-0.00	0.02	0.77	0.18
P_{th}	0.00	0.00	0.41	0.03
T_{dc}	-0.00	0.04	0.52	0.05
P_{prop}	1.00	-0.00	0.00	-0.00

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

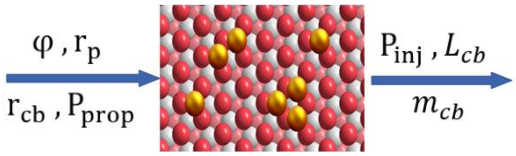


شکل ۱۸. نمایش میزان همبستگی متغیرهای ورودی بر روی متغیرهای خروجی طراحی محفظه تجزیه

شکل (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

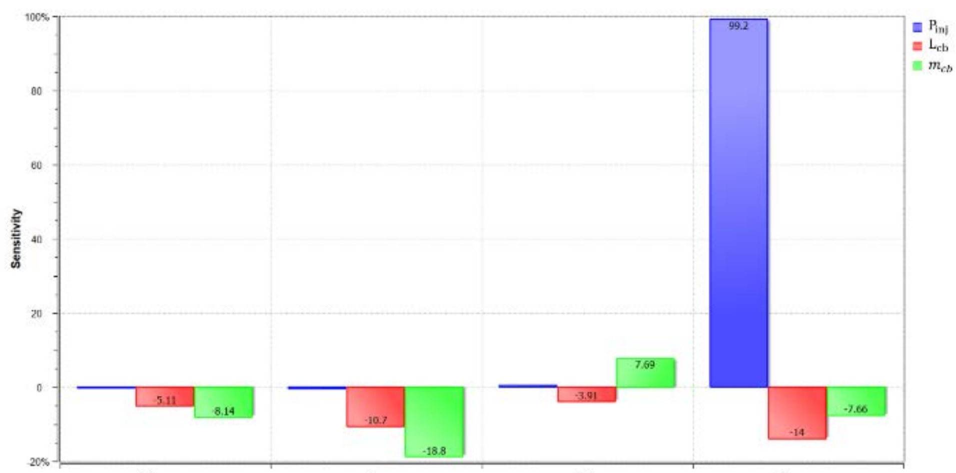
۵-۳- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت بسترکاتالیستی

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 ۱۹. نمایش متغیرهای ورودی و خروجی طراحی بسترکاتالیستی

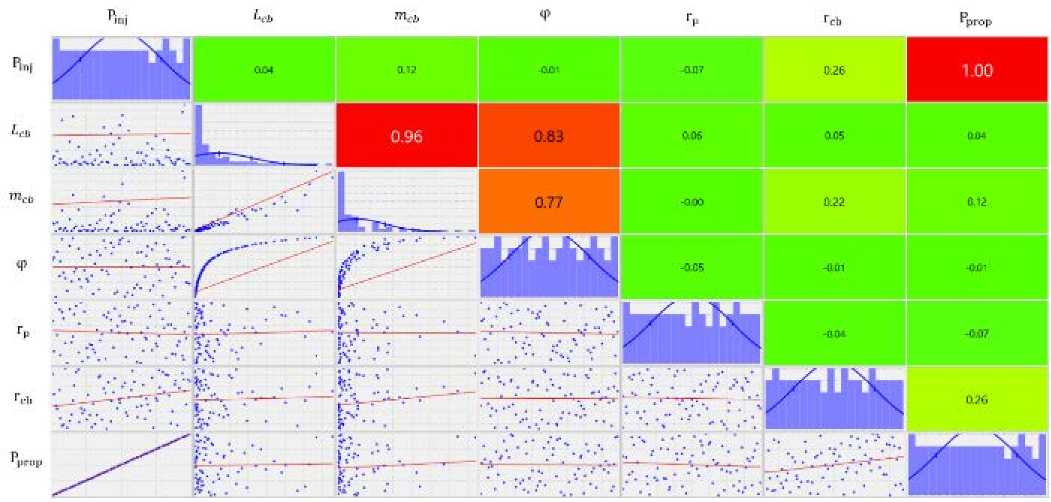
شکل (۲۰)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی طراحی بسترکاتالیستی را نمایش می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، درصد تجزیه آمونیاک حاصل از واکنش شیمیایی و شعاع گرانول کاتالیست بر روی پارامترهای خروجی بی‌اثر هستند. شعاع بستر کاتالیستی، تنها متغیری است که بر روی جرم آن در حدود ۷٪ اثرگذار است.



	P_{inj}	L_{cb}	m_{cb}
φ	-0.00	-0.05	-0.08
r_p	-0.00	-0.11	-0.19
r_{cb}	0.00	-0.04	0.08
P_{prop}	0.99	-0.14	-0.08

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

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



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

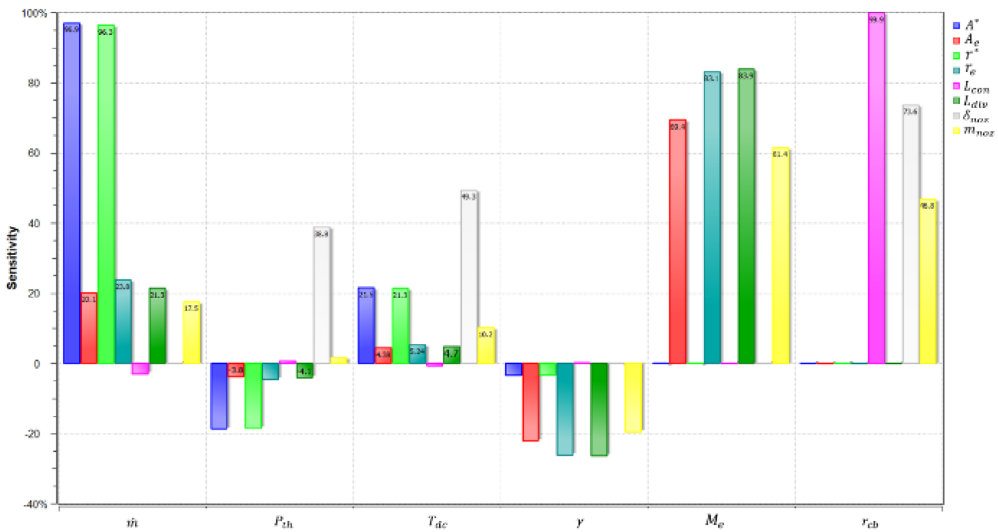
۵-۳- نتایج تجزیه و تحلیل حساسیت نازل

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

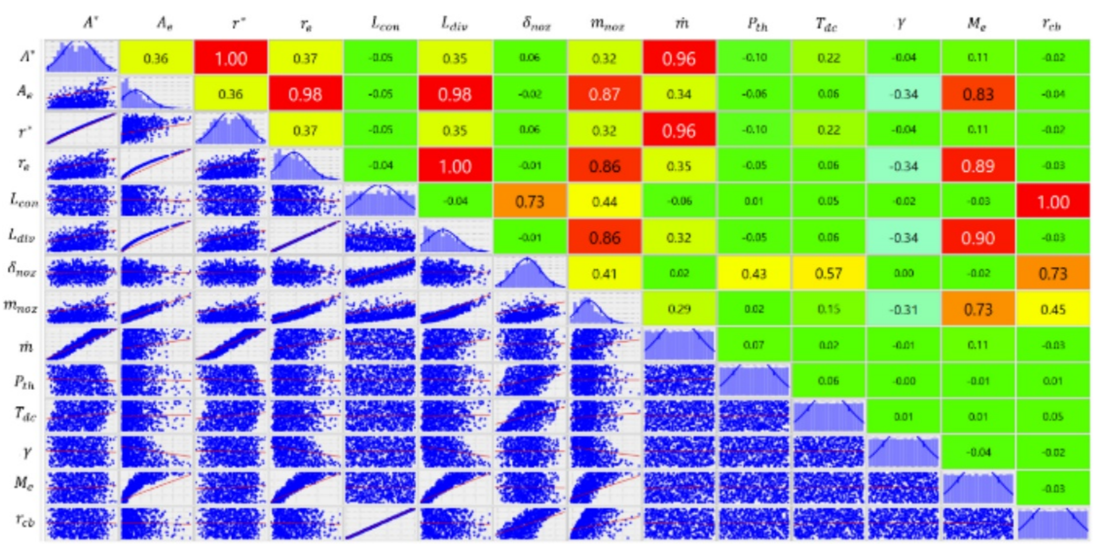
شکل (۲۳)، میزان حساسیت متغیرهای ورودی بر متغیرهای خروجی طراحی نازل را نمایش می‌دهد. طبق نمودار، نسبت گرمای ویژه بر روی پارامترهای خروجی بی‌اثر است.

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، علاوه‌بر این‌که 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 علاوه‌بر تاثیر صد در صدی بر طول هم‌گرای نازل، بیش‌ترین اثر را بر روی ضخامت نازل می‌گذارد. علاوه‌بر آن، این متغیر در حدود ۴۷٪ بر روی جرم نازل نیز موثر است.



	A^*	A_e	r^*	r_e	L_{con}	L_{div}	δ_{noz}	m_{noz}
$\dot{m}$	0.97	0.20	0.96	0.24	-0.03	0.21	-0.00	0.17
P_{th}	-0.19	-0.04	-0.19	-0.05	0.01	-0.04	0.39	0.02
T_{dc}	0.21	0.04	0.21	0.05	-0.01	0.05	0.49	0.10
γ	-0.03	-0.22	-0.03	-0.26	0.00	-0.26	0.00	-0.20
M_e	0.00	0.69	0.00	0.83	-0.00	0.84	-0.00	0.61
r_{cb}	-0.00	-0.00	-0.00	-0.00	1.00	-0.00	0.74	0.47

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

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 موضوعشامل مخزن گاز پرفشار، مخزن سوخت مایع، انژکتور، محفظه تجزیه، بسترکاتالیستی 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 ($\boldsymbol{\gamma}$)، اثری بر روی متغیرهای خروجی ندارد.

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 Sience 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. 2020;50(3):233-7.

[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.

[13] T. Nada, A. Hashem. Geometrical characterization and performance optimization of monopropellant thruster injector. The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science. 2012;15(2):161-9.

[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. 2018;1(2):15-24.

[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. 2012;51(15):5382-93.

[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. 2016;129:367-73.

[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.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 22-36
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.324198.1086

Article Info

Received: 2022-4-13
Accepted: 2022-10-10

Keywords

Static electricity, Surface charging, Electrostatic discharge, Multi-layer insulation, Grounding

How to Cite this article

Mehrnoush Farahani, Vafa Sedghi, Seyed Mostafa Safavi, Hamid Mesforoush. "Analysis and Simulation of Space Environment Static Charge Effects on Satellite Surfaces and Multi-Layer Insulation", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 22-36, 2023.

Original Article

Analysis and Simulation of Space Environment Static Charge Effects on Satellite Surfaces and Multi-Layer Insulation

Mehrnoush Farahani[1*], Vafa Sedghi[2], Seyed Mostafa Safavi [3], Hamid Mesforoush[4]

1 *. AmirKabir University of Technology, Electrical Engineering Department, Tehran, Iran, m.farahani7@aut.ac.ir
2. AmirKabir University of Technology, Aerospace Reaserch and Technology Institute, Tehran, Iran, Sedghi@aut.ac.ir
3. AmirKabir University of Technology, Electrical Engineering Department, Tehran, Iran, msafavi@aut.ac.ir
4. Iranian Space Reaserch Center, Materials and Energy Research Institute, Isfahan, Iran, h.mesforoush@isrc.ac.ir

Abstract

The ions in the space environment cause the surface and internal charging phenomenon in satellites. The accumulated potential during the charging phenomenon can cause electrostatic discharge and expose the satellite telecommunication components such as antennas and electronic circuits to serious risk. The purpose of this paper is to investigate the possibility of electrostatic discharge on satellite surfaces in low earth orbit (LEO) environment and to reduce this possibility in order to reduce the risk of damage to satellite surfaces and telecommunication components. Therefore, First, the surface charging phenomenon was simulated in an aluminum satellite in low earth orbit and then in polar aurora by SPIS software and the possibility of damage to the antennas was investigated. Then, multi-layer thermal insulation was applied to the system and its effects on the charging phenomenon were investigated. Research has shown that adding MLI layers will increase the risk of electrostatic discharge. Therefore, in the next steps, the effect of the grounding system in reducing the risk was investigated. By connecting the layers to the ground in a proper way, the possibility of discharge between the layers and the body and between the layers with each other is minimized, which led to the achievement of an optimal system in terms of electrostatic aspects.

مقاله پژوهشی

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علــوم، فــناوری و
کاربردهــای فضــایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۳۶-۲۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2022.324198.1086

شبیه‌سازی بار ساکن محیط فضا و تحلیل اثر آن بر سطوح ماهواره و عایق‌های حرارتی چند لایه

مهرنوش فراهانی*[۱]، وفا صدقی[۲]، سید مصطفی صفوی[۳]، حمید مسفروش[۴]

۱،*. دانشگاه صنعتی امیرکبیر، m.farahani7@aut.ac.ir (نویسنده مسئول)
۲. دانشگاه صنعتی امیرکبیر، Sedghi@aut.ac.ir
۳. دانشگاه صنعتی امیرکبیر، msafavi@aut.ac.ir
۴. پژوهشگاه فضایی ایران، h.mesforoush@isrc.ac.ir

چکیده

یون‌های موجود در محیط فضا سبب ایجاد پدیده شارژ سطحی و داخلی در ماهواره¬ها می¬شود. پتانسیل تجمع یافته طی پدیده شارژ می‌تواند موجب بروز تخلیه الکترواستاتیک شده و اجزای مخابراتی ماهواره مانند آنتن¬ها و مدارهای الکترونیکی را در معرض خطر جدی قرار دهد. هدف از این مقاله، بررسی احتمال وقوع تخلیه الکترواستاتیک در سطوح ماهواره در محیط مدار با ارتفاع کم (LEO) و اقدام برای کاهش این احتمال و در نتیجه کاهش خطر آسیب به سطوح و اجزای مخابراتی ماهواره است. برای این منظور، ابتدا پدیده شارژ سطحی در ماهواره آلومینیومی در محیط مدار با ارتفاع کم و سپس در حالت شفق قطبی توسط نرم‌افزار SPIS شبیه-سازی و احتمال آسیب به آنتن¬ها بررسی شدسپس، با اضافه نمودن عایق¬های حرارتی چند لایه به سیستم، اثر آن در وقوع شارژ بررسی شد. تحقیقات نشان داده است که اضافه کردن لایه¬های عایق خطر وقوع تخلیه الکترواستاتیک را افزایش خواهد داد. بنابراین، در مراحل بعد، اثر سیستم اتصال به زمین در کاهش خطر بررسی شد. با اتصال لایه¬ها به زمین به روش مناسب، احتمال وقوع تخلیه بین لایه¬ها و بدنه و میان لایه¬ها با یکدیگر به حداقل رسیده و موجب دست یافتن به سیستم بهینه¬ای از جنبه¬های الکترواستاتیکی شد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۱/۲۴

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۷/۱۸

واژه‌های کلیدی

بار ساکن، شارژ سطحی، تخلیه الکترواستاتیک، عایق حرارتی چند لایه، اتصال به زمین

نحوه استناد به این مقاله

مهرنوش فراهانی، وفا صدقی، سید مصطفی صفوی ، حمید مسفروش. "شبیه‌سازی بار ساکن محیط فضا و تحلیل اثر آن بر سطوح ماهواره و عایق‌های حرارتی چند لایه". دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۳۶-۲۲، ۱۴۰۱.

۱-مقدمه

هر ماهواره پس از پرتاب، در محیط پلاسما قرار می‌گیرد. پلاسما محیطی است که از الکترون‌ها و یون‌های متحرک با سطوح انرژی متفاوت تشکیل شده است، اما در حالت کلی محیطی خنثی است. حرکت ماهواره در این محیط و برخورد یون‌ها با سطوح مختلف آن، منجر به تجمع بار الکتریکی بر سطح می‌شود. به این پدیده شارژ سطحی [1] گفته می‌شود. علاوه بر یون‌های پلاسما، عوامل دیگری مانند فوتوالکترون‌ها [2] و الکترون‌های ثانویه [3] نیز در میزان بار تجمع یافته بر سطح موثرند [۱]. شارژ سطحی بستگی به جنس سطوح و هندسه ماهواره نیز دارد. در بخش‌های نوک تیز و باریک بار بیش‌تری تجمع می‌یابد [۲]. اگر جنس سطوح رسانا باشد، بارهای الکتریکی تنها روی سطح خارجی قرار می‌گیرند. اما در سطوح عایق، علاوه بر ایجاد بار سطحی، برخی از یون‌ها می‌توانند به اعماق عایق‌ها نفوذ کنند و سبب ایجاد شارژ درونی [4] شوند [۲].

تجمع بار بر سطوح، علاوه بر این، به ناحیه مداری که در آن قرار می‌گیرد نیز بستگی دارد [۳]. چگالی یون‌های پلاسما و انرژی آن‌ها دو عاملی است که در نواحی مختلف، مقادیر متفاوتی دارند و این تفاوت بر میزان شارژ سطحی و درونی تأثیرگذار است [۲]. هر ماهواره با توجه به کاربردهای مشخصی که دارد ممکن است در یکی از مدارهای زمین آهنگ [5]، با ارتفاع کم [6]، قطبی [7]، بیضوی، کمربندهای تابشی و غیره قرار بگیرد. احتمال وقوع پدیده شارژ در برخی نواحی بیش‌تر و در برخی نواحی کم‌تر است. به عنوان مثال، مدار زمین‌آهنگ به دلیل وجود یون‌های پرانرژی بیش‌تر از سایر نواحی در خطر تجمع بار سطحی قرار دارد.

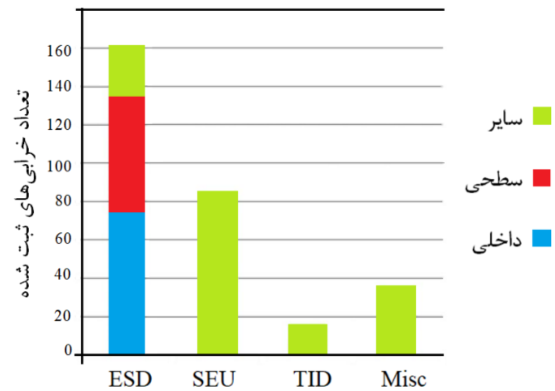
بار ساکن تجمع یافته بر سطوح ماهواره در بعضی نواحی مداری تا چند ده هزار ولت می‌رسد. پتانسیل سطحی ایجاد شده می‌تواند در اندازه‌گیری برخی پارامترها تداخل ایجاد کند [۱]. برای مثال، به دلیل دفع و جذب بارهای همنام و ناهمنام توسط سطح شارژ شده ماهواره، چگالی یون‌ها اطراف آن دچار تغییرات می‌شود. اما مهم‌ترین خطری که بار ساکن ایجاد شده بر سطوح برای ماهواره ایجاد می‌کند، خطر تخلیه الکترواستاتیک [8] است. همان‌طور که گفته شد، برخی سطوح ماهواره در نواحی مداری به خصوصی ممکن است در حدود چند ده هزار ولت شارژ شوند. جریان ایجاد شده توسط این پتانسیل ناچیز است. بنابراین، مادامی که سطوح ماهواره همه از یک جنس بوده و هم پتانسیل باشند، خطر تخلیه وجود نخواهد داشت. اما این مسئله به لحاظ عملی ممکن نیست، زیرا ماهواره از قطعات متفاوتی تشکیل شده که مواد به کار رفته در آن‌ها با یکدیگر تفاوت دارند. تفاوت در جنس مواد به کار گرفته شده در سطوح، سبب ایجاد اختلاف پتانسیل می‌شود و این اختلاف پتانسیل زمینه‌ساز وقوع تخلیه الکترواستاتیک خواهد شد.

یکی از اجزای اصلی ماهواره، عایق‌های حرارتی چند لایه [9] هستند. با توجه به اینکه یک ماهواره به شدت در معرض نوسانات دمایی قرار دارد، حضور این عایق‌ها برای ایجاد تعادل دمایی در ماهواره ضروری است. بر سطوح این عایق‌ها، به دلیل ساختار چند لایه و نارسانا بودن آن، بار بیش‌تری نسبت به بدنه اصلی تجمع می‌یابد. وجود این اختلاف پتانسیل بین بدنه و لایه خارجی عایق‌های حرارتی، باعث وقوع تخلیه الکترواستاتیکی به منظور هم پتانسیل شدن دو سطح می‌شود. تخلیه الکترواستاتیک می‌تواند باعث آسیب به بخش‌های مختلف ماهواره به‌ویژه قطعات الکترونیکی، سنسورها، آنتن‌ها و غیره شود [۱]. ایجاد جریان‌هایی با شدت بالا به مدت خیلی کم، سبب برقراری میدان‌های الکتریکی بسیار قوی و کوتاه مدت می‌شود و باعث ایجاد اختلال در عملکرد مدارات الکترونیکی شده و حتی در برخی موارد ممکن است تمام سیستم فضایی را به خطر بیندازد.

در شکل (۱)، علل خرابی‌های ماهواره در مدت سی سال (۱۹۷۰-۱۹۹۹) دسته‌بندی شده است. با توجه به شکل، مشاهده می‌شود که سه عامل اصلی تخلیه الکترواستاتیک، آشفتگی تک موردی [10] و دوز یونیزه کل [11]، بیش‌ترین اثرگذاری را بر خرابی ماهواره‌ها و اجزای الکترونیکی آن‌ها داشته‌اند. در این میان، تعداد خرابی‌های ناشی از تخلیه الکترواستاتیک، بیش از مجموع تمامی عوامل دیگر

1 Surface charging
2 Photoelectrons
3 Secondary electrons
4 Internal charging
5 Geostationary Orbit (GEO)
6 Low Earth Orbit (LEO)
7 Polar Orbit
8 Electrostatic Discharge (ESD)
9 Multi-Layer Insulation (MLI)
10 Single-Event Upset (SEU)
11 Total Ionizing Dose (TID)

است. بنابراین، می‌توان گفت اصلی‌ترین عامل وقوع این خرابی‌ها، تخلیه الکترواستاتیک است. بنابراین، خطر تخلیه الکترواستاتیک مسئله‌ای بسیار جدی برای ماهواره‌ها به حساب می‌آید که ممکن است عملکرد آن‌ها را به طور کامل تحت تاثیر قرار دهد. به همین دلیل، دستیابی به راه‌هایی به منظور کنترل و کاهش این خطر، امری ضروری است.



شکل ۱. دسته‌بندی علل وقوع خرابی ماهواره [۴]

با توجه به اهمیت بالای مسئله شارژ و ضرورت کاهش خطرات ناشی از آن، تا به امروز پژوهش‌های متعددی در این زمینه انجام شده است. این پژوهش‌ها را می‌توان به دو دسته عمده شارژ در مدار زمین‌آهنگ و شارژ در مدار با ارتفاع کم طبقه‌بندی کرد. با توجه به اینکه خطر شارژ در مدار زمین‌آهنگ بالاتر بوده و بیش‌تر ماهواره‌های مخابراتی در این مدار قرار می‌گیرند، تعداد زیادی از تحقیقات انجام شده مربوط به مدار زمین‌آهنگ هستند. در [۵] ولز و همکارانش شبیه‌سازی را در بدترین حالت ممکن توسط نرم‌افزار SPIS انجام داده‌اند که در آن تفاوت حالت‌های تابش و کسوف بررسی شده است. همین گروه، در [۶] از دو نرم‌افزار قدرتمند SPIS و NASCAP برای شبیه‌سازی ماهواره در شرایط تابش، کسوف و خروج از کسوف استفاده کرده و نتایج آن‌ها را با یکدیگر مقایسه نموده‌اند. نوویکوف در [۷] شرایط الکترواستاتیکی سیستم در شرایط تابش و ورود به سایه را توسط دستگاه اندازه‌گیری میدان الکتریکی و دستگاه ثبت وقوع تخلیه الکترواستاتیک به صورت واقعی اندازه‌گیری کرده و توسط شبیه‌سازی مورد سنجش قرار داده است. صمدی و دیگران در [۸] اثر پدیده شارژ بر سطوح با پوشش‌های مختلف را بررسی نموده و با تغییر پوشش سطوح تا حد امکان سعی بر اصلاح سیستم به لحاظ الکترواستاتیکی داشته‌اند. در زمینه پدیده شارژ در مدار با ارتفاع کم نیز پژوهش‌های زیادی وجود دارد. در پژوهشی دیویس[1] و همکاران [۹] ، مدار با ارتفاع کم را با یون‌های کم انرژی در نظر گرفته و پتانسیل، چگالی جریان و چگالی یون‌های موجود را توسط سه نرم افزار مختلف SPIS، NASCAP و MUSCAT شبیه‌سازی و مقایسه کرده‌اند. اما به دلیل اینکه بیش‌ترین خطر شارژ در مدار با ارتفاع کم در هنگام ورود به شفق قطبی است، بیش‌تر تحقیقات در این مدار مربوط به زمان ورود ماهواره به ناحیه شفق قطبی هستند. و گلگنی[2] [۱۰] و ایمهوف[3] [۱۱] و همکارانشان، به صورت مجزا شبیه‌سازی دو ماهواره مختلف را در مدار با ارتفاع کم و در هنگام ورود به شفق قطبی توسط نرم‌افزار SPIS انجام داده و اثر کسوف بر پدیده شارژ را بررسی کرده‌اند. ایمهوف همچنین در پژوهشی دیگر [۱۲] نیز توسط همین نرم‌افزار شبیه‌سازی انجام داده و اثر پارامترهای محیطی بر میزان پتانسیل تجمعی و احتمال وقوع تخلیه الکترواستاتیک را بررسی نموده است. با توجه به نتایج حاصل از پژوهش‌های پیشین، برای دستیابی به نتایج دقیق‌تر، نرم‌افزار SPIS برای شبیه‌سازی انتخاب می‌شود. هم‌چنین، ویژگی‌های محیطی و حالت کسوف، به عنوان عواملی با اهمیت ویژه در نظر گرفته خواهند شد.

هدف از این مقاله، بررسی پدیده شارژ در مدار با ارتفاع کم و در حضور لایه‌های عایق حرارتی است. در ادامه، ابتدا مکانیزم پدیده شارژ به اختصار بررسی خواهد شد. پس از آن، مدل ماهواره مورد استفاده تشریح می‌شود. سپس، نتایج شبیه‌سازی ماهواره در مدار با ارتفاع کم در حالت عادی و در حالت ورود به شفق قطبی بیان می‌شود. در ادامه، عایق‌های حرارتی چند لایه به سیستم اضافه شده و با طراحی سیستم اتصال به زمین[4] مناسب به منظور کاهش خطر تخلیه الکترواستاتیک، اقداماتی صورت گرفته است.

1 Davis
2 Galgani
3 Imhof
4 Grounding

۲-مکانیزم پدیده شارژ سطحی

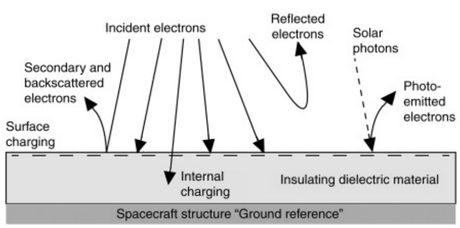
می‌دانیم که حضور الکترون‌هایی با انرژی کافی در پلاسما سبب ایجاد شارژ سطحی می‌شود و اگر انرژی الکترون‌ها از حد مشخصی بیش‌تر باشد، با نفوذ به درون دی‌الکتریک‌ها شارژ داخلی ایجاد خواهند کرد. از آنجایی‌که در این مقاله به بررسی شارژ سطحی پرداخته شده است، در ادامه، مکانیزم وقوع این پدیده به اختصار بیان خواهد شد.

محیط پلاسما به لحاظ الکتریکی محیطی خنثی است. یعنی تعداد یون‌های مثبت و منفی در آن با هم برابر است. هنگامی که ماهواره وارد محیط پلاسما می‌شود، آن را دچار آشفتگی می‌کند. ماهواره با حرکت در میان پلاسما و جذب بار سطحی به حالت تعادل می‌رسد. یون‌های مثبت و منفی موجود در پلاسما چگالی و انرژی تقریباً برابر دارند. اگر رابطه انرژی جنبشی الکترون و یون مثبت هیدروژن را برابر با یکدیگر قرار دهیم، با توجه به اینکه جرم پروتون حدوداً ۱۸۳۷ برابر جرم الکترون است، می‌توان دریافت که سرعت الکترون تقریباً ۴۳ برابر سرعت پروتون است. در نتیجه شار الکترون ($n_e e v_e$) بسیار بیش‌تر از شار پروتون است. بنابراین، سطح ماهواره به دلیل تعامل بیش‌تر با الکترون‌ها، برای رسیدن به حالت تعادل، بار منفی جذب می‌کند. پس از مدتی سیستم به حالت تعادل می‌رسد و فرایند شارژ متوقف می‌شود. این مدت بسته به ناحیه مداری مورد نظر، متفاوت است. پس از رسیدن به تعادل، ماهواره به همراه بار سطحی دریافتی خود، موسوم به پتانسیل شناوری، در میان پلاسما به صورت یک گره الکتریکی درمی‌آید و از قانون جریان کیرشهف[1] پیروی می‌کند. یعنی جمع جبری جریان‌هایی که به سطح وارد یا از آن خارج می‌شوند، برابر با صفر خواهد شد [۱]. شکل (۲)، حالت خاصی از جریان‌های ورودی و خروجی را نشان می‌دهد.

جریان الکترون‌های اولیه به عنوان جریان اصلی با علامت مثبت در نظر گرفته می‌شود. یون‌های مثبت، الکترون‌های بازگشتی و فوتوالکترون‌ها به عنوان جریان‌های کاهش شارژ علامت منفی خواهند داشت. جریان خالص سیستم به کمک رابطه (۱) محاسبه می‌شود:

$$I_N(V) = I_E(V) - [I_I(V) + I_{SE}(V) + I_{SI}(V) + I_{BS}(V) + I_{PH}(V)] \quad (۱)$$

در رابطه فوق، $I_E(V)$ جریان الکترون‌های اولیه، $I_I(V)$ جریان یون‌های اولیه، $I_{SE}(V)$ جریان الکترون‌های ثانویه ناشی از الکترون‌های اولیه، $I_{SI}(V)$ جریان الکترون‌های ثانویه ناشی از یون‌های اولیه، $I_{BS}(V)$ جریان الکترون‌های بازگشتی[2] و $I_{PH}(V)$ جریان فوتوالکترون‌ها هستند. مقصود از V در این روابط، پتانسیل سطح نسبت به پلاسما است و تمام جریان‌های نام برده تابعی از این پتانسیل هستند. هر یک از این جریان‌ها، با توجه به شرایط محیطی و ناحیه مداری ممکن است صفر یا کم اثر باشند. در حالت کلی، زمانی که سیستم در حالت تعادل قرار دارد، روند شارژ متوقف و جریان خالص (I_N) برابر با صفر است؛ اما با تغییر شرایط محیطی و در نتیجه تغییر هر یک از جریان‌ها، ممکن است این تعادل بر هم ریخته و در سیستم کل تا برقراری تعادل دوباره جریان ناچیزی ایجاد شود [۱].



شکل ۲. جریان‌های موثر بر شارژ سطحی ماهواره[۱۳]

مدار زمین‌آهنگ به دلیل انرژی بسیار بالای یون‌های موجود در آن، بیش‌تر از سایر نواحی در معرض شارژ سطحی قرار دارد؛ تا حدی که برخی از سطوح در این ناحیه تا چند ده هزار ولت شارژ می‌شوند. در مدار با ارتفاع کم اگر زاویه میل[3] مدار پایین باشد، پتانسیل بالایی بر سطوح ایجاد نخواهد شد و خطر چندانی وجود ندارد. اما در صورتی که مدار زاویه میل بالای ۵۰ درجه داشته باشد، در صورت ورود به ناحیه شفق قطبی امکان قرار گرفتن ماهواره در معرض یون‌های پرانرژی وجود خواهد داشت و در نتیجه پدیده شارژ سطحی در این ناحیه می‌تواند خطرناک باشد

1 Kirchhoff's circuit law
2 Backscattered electrons
3 Inclination

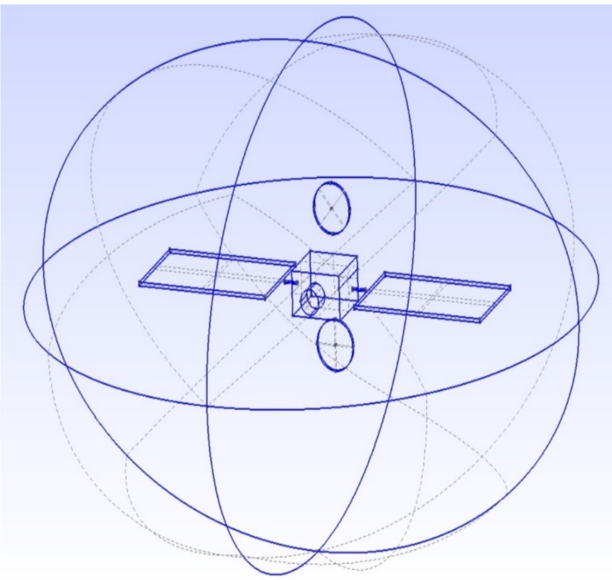
[۱]. بنابراین، برای بررسی شارژ سطحی در مدار با ارتفاع کم، لازم است شرایط ورود به شفق قطبی را شبیه‌سازی نماییم.

۳- اعتبارسنجی نرم‌افزار در مدار زمین-آهنگ

برای تایید نتایج شبیه‌سازی مرجع ولز و دیگران [۵] را به کار گرفتیم. با توجه به اینکه ماهواره در این پژوهش در مدار زمین آهنگ قرار گرفته است، علاوه بر اعتبارسنجی، می‌توان شرایط و ویژگی‌های مدار زمین آهنگ را نیز مورد بررسی قرار داد. هندسه ماهواره مورد استفاده در شکل (۳) نشان داده شده است. بدنه فضاپیما با ابعاد ۲/۶۴×۲/۶۴×۱/۷۶ متر در نظر گرفته شده است. دو آنتن دایره‌ای با قطر ۲ متر و ضخامت ۰/۱۵ متر و یک آنتن استوانه‌ای متصل به بدنه با قطر ۱متر و طول ۰/۸۸ متر طراحی شده‌اند. همچنین دو آرایه خورشیدی به ابعاد ۰/۱۵×۴/۴۰×۷/۰۴ در دو طرف بدنه قرار گرفته‌اند. بیضی‌گون نشان داده شده در شکل بیانگر مرز بیرونی محیط پلاسما است و ناحیه بین بدنه و بیضی‌گون، نشان دهنده پلاسمای محیط است که محاسبات درون این حجم انجام می‌شوند [۱۴].

بدنه فضاپیما دارای چندین سطح مجزاست که جنس این سطوح با هم متفاوت است. وجوه بدنه ماهواره از کاپتون سیاه[1] و تفلون[2] تشکیل شده است. آنتن متصل به بدنه از رنگ نارسانا[3]، آنتن‌های دایره‌ای از گرافیت[4] و آرایه‌های خورشیدی از فیبر کربن[5] و پوشش شیشه‌ای سلول خورشیدی[6] تشکیل شده است [۵]. پس از زمین شدن تمامی بخش‌ها، ماهواره وارد محیط پلاسما شده و امکان و میزان تجمع بار توسط نرم‌افزار بررسی می‌شود. شرایط محیطی طبق مرجع [۵] بر اساس بدترین حالت استاندارد فضایی اتحادیه اروپا[7] در نظر گرفته شده است. ویژگی‌های محیط پلاسما در این حالت در جدول (۱) نشان داده شده است.

پتانسیل تفاضلی بخش‌های مختلف ماهواره توسط نرم‌افزار اندازه‌گیری شده است. در شکل (۴)، نمودار پتانسیل تفاضلی سلول خورشیدی به دست آمده توسط شبیه‌سازی با نمودار مشابه موجود در مرجع [۵] مقایسه شده است. همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، خطایی جزئی میان دو نمودار وجود دارد که به دلیل اختلافات اندک موجود در اندازه مش‌بندی و طراحی هندسه قابل قبول است. به کمک بازتولید مرجع [۵] می‌توان از صحت نتایج شبیه‌سازی‌های مراحل بعد اطمینان یافت.

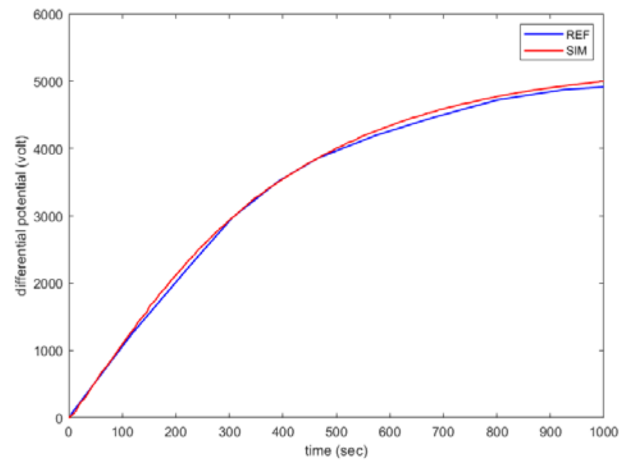


شکل ۳. مدل مورد استفاده به منظور اعتبارسنجی نرم‌افزار با مرجع [۵]

جدول ۱. ویژگی ذرات در بدترین حالت مطابق با استاندارد ECSS [۵]

الکترون ۱	2.00E05	4.00E02
الکترون ۲	1.20E06	2.75E04
یون ۱	6.00E05	2.00E02
یون ۲	1.30E06	2.80E04

1 Black kapton
2 Teflon
3 Non conducting paint
4 Graphite
5 Carbon fiber
6 Solar cell cover glass
7 ECSS



شکل ۴. مقایسه نمودار پتانسیل تفاضلی آرایه خورشیدی در مرجع [۵] با نتیجه شبیه‌سازی

۴-مکانیزم پدیده شارژ سطحی

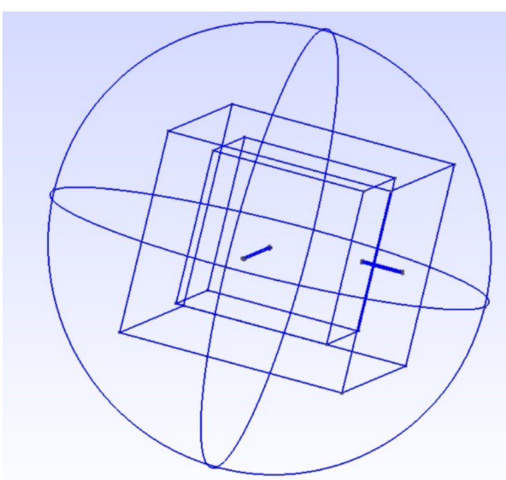
۴-۱- هندسه ماهواره و محیط پلاسما

مدل ماهواره مورد شبیه‌سازی، برگرفته از ماهواره پیام است که تصویر ان در شکل (۵) نشان داده شده است. با توجه به اینکه در شبیه‌سازی با نرم‌افزار SPIS به منظور کاهش حجم محاسبات و افزایش سرعت، لازم است هندسه ورودی تا حد امکان ساده‌سازی شده باشد، مدل به کار رفته به شکل یک مکعب با ابعاد ۶۳ × ۶۳ × ۵۷/۶ سانتی‌متر طراحی شده است. هم‌چنین، دو آنتن به طول‌های ۱۷ و ۴۷ سانتی‌متر و قطر ۱ سانتی‌متر در دو وجه بدنه قرار گرفته‌اند.

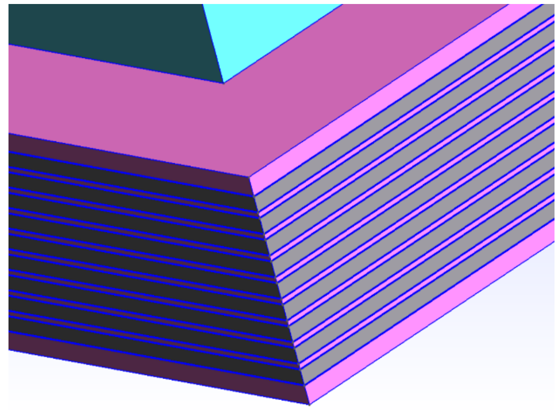
حجمی که برای شبیه‌سازی محیط پلاسما به عنوان ورودی نرم‌افزار در نظر گرفته شده است، یک بیضی‌گون است که دو قطر بزرگ آن ۳ متر و قطر کوچک آن ۱/۲ متر است. هم‌چنین، در داخل بیضی‌گون، یک مکعب مستطیل به ابعاد ۳ × ۲/۴ × ۳ به منظور اصلاح مش‌بندی قرار گرفته است. شکل (۶)، هندسه ابتدایی به کار رفته را در محیط CAD نمایش می‌دهد.

در مرحله‌ای از شبیه‌سازی عایق‌های چند لایه حرارتی به سیستم اضافه خواهد شد. این عایق‌ها از ۱۰ لایه تشکیل شده و هر لایه شامل دو بخش لایه اصلی و لایه فاصله دهنده است [۱۵]. لایه‌های MLI بر روی وجه پایینی بدنه قرار می‌گیرند و ابعاد آنها برابر با ابعاد وجه پایینی ماهواره (۶۳ × ۶۳ سانتی‌متر) است. MLI را در فاصله یک میلی‌متری از وجه زیرین ماهواره قرار داده‌ایم و فاصله بین لایه‌های اصلی با فاصله دهنده‌ها ۰/۰۱ میلی‌متر انتخاب شده است. ضخامت لایه‌های فاصله دهنده ۰/۱۶ میلی‌متر و ضخامت لایه‌های اصلی ۰/۰۸ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. بیرونی‌ترین و درونی‌ترین لایه از سایر لایه‌ها ضخیم‌تر هستند و ضخامت آن‌ها ۰/۲ میلی‌متر است [۱۵]. شکل (۷)، ساختار لایه‌های MLI را نمایش می‌دهد.

شکل ۵. تصویر ماهواره پیام



شکل ۶. هندسه ابتدایی ماهواره در محیط CAD



شکل ۷. ساختار لایه‌های MLI

لایه‌های صورتی رنگ، لایه‌های اصلی و لایه‌های طوسی فاصله دهنده‌ها هستند. البته بدیهی است که نمونه واقعی ساختاری پیچیده‌تر از ساختار مدل شده دارد؛ اما با توجه به اینکه در این نرم‌افزار ساده‌سازی مدل‌ها از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است؛ و هم‌چنین به دلیل تعداد زیاد لایه‌ها که منجر به افزایش حجم محاسبات می‌شود، لایه‌های تا حد امکان ساده‌سازی شده و به صورت مکعب‌هایی با ضخامت کم مدل شده است. البته با تکرار آزمایش در ابعاد کوچک، این اطمینان حاصل شد که این ساده‌سازی بر خروجی مورد نظر ما تاثیر چندانی ندارد.

۴-۲- مش‌بندی ماهواره

برای بدنه اصلی ماهواره و آنتن‌ها، مش‌بندی با مثلث‌هایی به اضلاع ۰/۰۵ صورت گرفته است. مش‌بندی مرز خارجی پلاسما (محیط بیضی‌گون) توسط مثلث‌هایی با اضلاع ۱ صورت گرفته است، ولی مکعب داخلی که برای کنترل پلاسما تعبیه شده، با مثلث‌هایی به ابعاد ۰/۲ مش‌بندی شده است. مش داخلی به منظور شبیه‌سازی دقیق‌تر محیط پلاسما و به منظور جلوگیری از بالا رفتن غیر ضروری محاسبات انجام شده است. برای مش‌بندی لایه‌های MLI به دلیل تعداد زیاد لایه‌ها و به منظور کاستن حجم محاسبات، اندازه مش به کار رفته در سطوح لایه‌ها بیش‌تر از بدنه اصلی انتخاب شده و با مثلث‌هایی به ضلع ۰/۱ صورت گرفته است.

۴-۳- تعیین گروه‌ها و پوشش سطوح مجزا

بدنه اصلی ماهواره از دو گروه اصلی تشکیل شده است. سطوح -Y و -Z از جنس آلومینیوم انتخاب شده و گره صفر (زمین ماهواره) در نظر گرفته شده‌اند. وجوه جانبی نیز از جنس سلول خورشیدی هستند. بدنه آنتن‌ها آلومینیومی هستند و سطح زیرین آن‌ها از جنس تفلون انتخاب شده است. آنتنی که در جهت +Z قرار گرفته را آنتن۱ و آنتن +X را آنتن۲ نام‌گذاری می‌کنیم.

لایه‌های اصلی MLI از جنس کاپتون پوشیده شده با آلومینیوم انتخاب شده‌اند؛ اما سطح درونی لایه داخلی کاپتون به دلیل جلوگیری از اتصال کوتاه با بدنه ماهواره از جنس کاپتون بدون آلومینیوم است. لایه‌های فاصله دهنده نیز از جنس اپوکسی[1] انتخاب شده‌اند. در جداول (۲) و (۳) جنس سطوح مختلف دسته بندی شده است.

جدول ۲. ساختار سطوح ماهواره

سطح	جنس لایه	شماره گره
وجه زیرین و عقبی بدنه	Al	۰ (زمین ماهواره)
سایر وجوه بدنه	Solar cell	۱
بدنه آنتن۱	Al	۲
سطح زیرین آنتن۱	Teflon	۳
بدنه آنتن۲	Al	۴
سطح زیرین آنتن۲	Teflon	۵

جدول ۳. ساختار سطوح MLI [۱۶]

سطح	جنس لایه	شماره گره
بخش داخلی لایه درونی	Kapton	۲
بخش خارجی لایه درونی	Kapton Sheldahl aluminized+ITO	۳
لایه‌های اصلی میانی	Kapton Sheldahl aluminized+ITO	۴-۱۱
لایه خارجی	Kapton Sheldahl aluminized+ITO	۱۲
لایه‌های فاصله دهنده	Epoxy	۱۳

1 Epoxy

۵-شبیه‌سازی

در این بخش، مدل طراحی شده در بخش قبل در مدار با ارتفاع کم (LEO) قرار گرفته و به کمک نرم‌افزار SPIS تعاملات سطوح ماهواره با محیط پلاسما شبیه‌سازی می‌شود. در مرحله اول، امکان تجمع بار روی ماهواره در نواحی متفاوت مدار LEO را بررسی می‌کنیم. پس از آن، لایه‌های MLI به بدنه اضافه و میزان پتانسیل سطوح عایق‌های حرارتی اندازه‌گیری شده است. در بخش بعد اثر اعمال سیستم اتصال به زمین بر لایه‌ها تحلیل شده است. با ایجاد تغییر در تعداد و محل ایجاد نقاط اتصال به زمین، میزان اثرگذاری این تغییرات بر پتانسیل تجمع یافته بر سطوح را تحلیل نموده‌ایم تا به الگویی بهینه برای نحوه ایجاد نقاط اتصال به زمین دست یابیم.

۵-۱- مدار با ارتفاع کم با زاویه میل پایین

در مرحله اول مدل ابتدایی ماهواره را در این ناحیه قرار می‌دهیم. چگالی الکترون‌ها و پروتون‌ها در واحد سطح و انرژی آن‌ها طبق جدول (۴) در نظر گرفته شده‌اند.

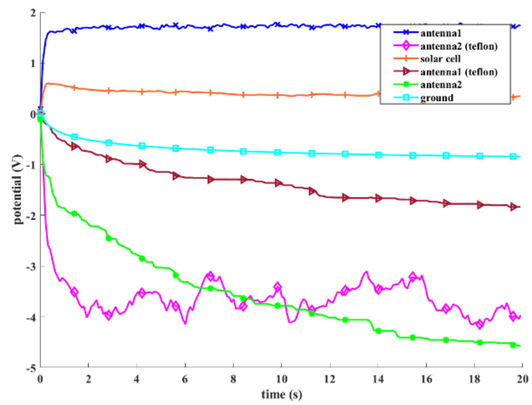
ماهواره با سرعت ۷۰۰۰ متر بر ثانیه در جهت محور X در حرکت است. پتانسیل ایجاد شده بر سطوح ماهواره در این حالت در شکل (۸) نشان داده شده است. با توجه به شکل، مشاهده می‌شود که پتانسیل ایجاد شده بر سطوح در حالتی که الکترون‌ها و پروتون‌ها انرژی پایینی دارند، برای سطوح بدنه و آنتن‌ها بسیار پایین و در حدود چند ولت است. بنابراین در این ناحیه نگرانی چندانی درباره خطر وقوع تخلیه الکترواستاتیک وجود نداشته و نیازی به بررسی پتانسیل تجمع یافته بر سطوح نداریم.

۵-۲- مدار با ارتفاع کم هنگام ورود به شفق قطبی

زمانی که زاویه میل بالاتر از ۵۰ درجه باشد، ماهواره در بخشی از مدار در شفق قطبی قرار می‌گیرد و الکترون‌هایی با انرژی بیش از ۱۰ keV با سطوح برخورد می‌کنند [۱]. جدول (۵) چگالی و انرژی یون‌ها و الکترون‌های این محیط را نشان می‌دهد.

جدول ۴. ویژگی ذرات در مدار LEO و زاویه میل پایین [۱۷]

	چگالی (m^{-3})	انرژی (eV)
الکترون	$۱۰^{۸}$	۰/۲
یون	$۱۰^{۸}$	۰/۲



شکل ۸. توزیع پتانسیل بر سطوح در حضور ذرات کم انرژی

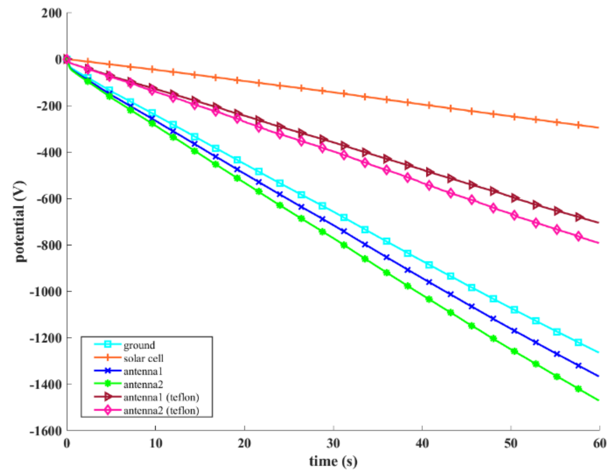
جدول ۵. ویژگی ذرات در ناحیه شفق قطبی [۱۲]

	چگالی (m^{-3})	انرژی (eV)
الکترون۱	۱۲۵	۰/۲
الکترون۲	۱۰/۷۸	۱۱۰۰۰
یون	۱۲۵	۰/۲

در این ناحیه، دو دسته الکترون در نظر گرفته می‌شود که دسته اول همان الکترون‌های کم انرژی بخش قبل و دسته دوم الکترون-های پرانرژی موجود در ناحیه شفق هستند. مدت زمان شبیه-سازی ۶۰ ثانیه در نظر گرفته شده که زمان تقریبی قرار گرفتن ماهواره در حالت شفق قطبی است [۱۲].

شکل (۹)، نمودار پتانسیل روی سطح بر حسب زمان را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که در محیط شفق، پتانسیل سطح در مدت ۶۰ ثانیه برای پوشش‌های آلومینیومی به بیش از ۱۰۰۰ ولت رسیده است. اگرچه این مقدار هنوز نمی‌تواند به تخلیه الکترواستاتیک منجر شود، اما این نمودار نشان می‌دهد که در

صورت افزودن عایق‌های حرارتی چند لایه، خطر شارژ سطحی می‌تواند وجود داشته باشد.



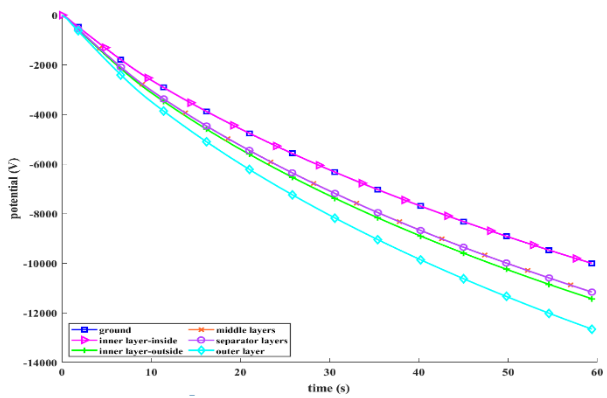
شکل ۹. توزیع پتانسیل بر بدنه و آنتن‌ها در شفق قطبی

۵-۳- افزودن عایق‌های حرارتی چند لایه

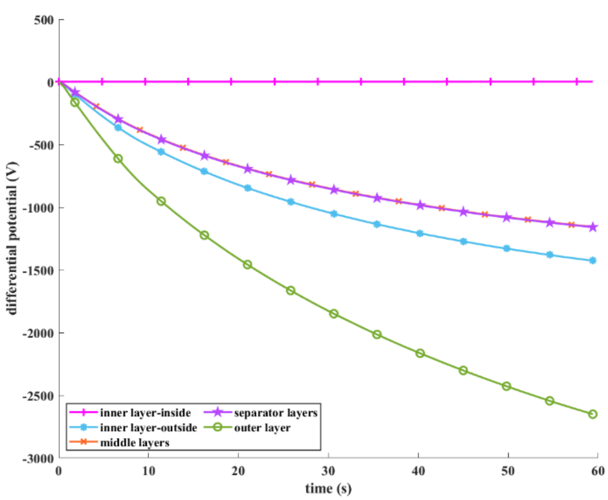
در این مرحله، عایق حرارتی ده لایه به صورتی که در بخش قبل گفته شد، طراحی شده و در فاصله یک میلی‌متری از وجه زیرین ماهواره قرار می‌گیرد. ماهواره را به همراه لایه‌های MLI در مدار با ارتفاع کم با زاویه میل بالا و در شرایط محیطی شفق قطبی قرار داده و میزان تجمع بار روی لایه‌های MLI را بررسی نمودیم. شکل (۱۰)،توزیع پتانسیل بر لایه‌های MLI را نشان می‌دهد.

همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، با افزودن لایه‌های MLI پتانسیل تجمع یافته بسیار افزایش می‌یابد و در لایه بیرونی به حدود ۱۳۰۰۰ ولت می‌رسد. این موضوع به منزله این است که احتمال تخلیه الکترواستاتیک در این لایه‌ها وجود دارد. برای بررسی دقیق‌تر این احتمال لازم است اختلاف پتانسیل هر یک از لایه‌ها با زمین ماهواره (پتانسیل تفاضلی لایه‌ها) را بررسی نماییم. در شکل (۱۱)، نمودار پتانسیل تفاضلی لایه‌ها نشان داده شده است.

طبق استاندارد فضایی اروپا (E-ST-20-06) اگر پتانسیل تفاضلی هر یک از لایه‌ها بیش از ۲۰۰۰ ولت باشد، احتمال وقوع تخلیه الکترواستاتیک وجود خواهد داشت [۱۸]. بنابراین، با توجه به شکل (۱۱)، در بیرونی‌ترین لایه MLI، احتمال وقوع تخلیه الکترواستاتیک وجود دارد. برای کاهش خطر وقوع تخلیه لازم است از طریقی میان لایه‌ها و زمین اتصال الکتریکی برقرار کرده و سطوح را هم پتانسیل نماییم. این رویه با طراحی سیستم اتصال به زمین انجام می‌شود. سیستم اتصال به زمین توسط پیچ و چسب هادی در نقاط به خصوصی لایه‌ها را به یکدیگر متصل می‌نماید. تعداد این نقطه‌ها و نحوه قرارگیری آن‌ها مسئله‌ای است که در طراحی سیستم اتصال به زمین لازم است مورد توجه قرار گیرد. در ادامه، به کمک مراحل بعدی شبیه‌سازی به این مسئله خواهیم پرداخت.



شکل ۱۰: توزیع پتانسیل بر لایه‌های MLI

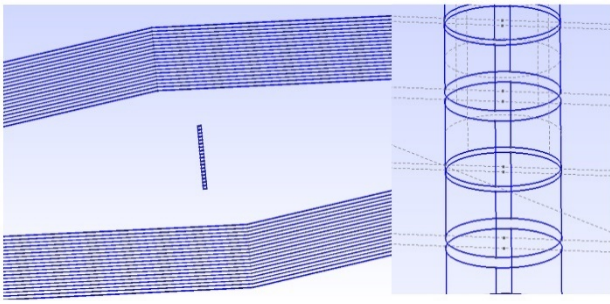


شکل ۱۱: پتانسیل تفاضلی روی لایه‌های MLI

۴-۵- پیاده‌سازی سیستم اتصال به زمین

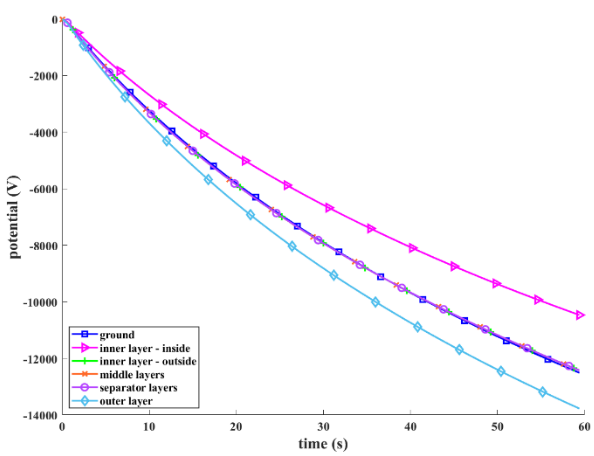
در این بخش، سیستم اتصال به زمین به صورت ساده‌سازی شده روی لایه‌های MLI قرار گرفته است. در مرحله اول، یک نقطه اتصال به زمین در نظر گرفته شده است. یک پیچ دایره‌ای به قطر دو میلی متر و از جنس آلومینیوم طراحی شده و تمام لایه‌ها را به یکدیگر متصل نموده است. سپس به کمک امکانات نرم‌افزار میان این پیچ و زمین ماهواره اتصال الکتریکی برقرار شده است. در مرحله اول، این پیچ را دقیقاً در مرکز لایه‌ها قرار داده‌ایم. شکل (۱۲)، نحوه طراحی اتصال بین لایه‌ها توسط این پیچ را نشان می‌دهد.

اختلاف پتانسیل میان نقطه اتصال به زمین و بدنه ماهواره توسط امکانات نرم‌افزار صفر قرار داده شده است. شکل (۱۳)، پتانسیل مطلق زمین، لایه‌های درونی، میانی، فاصله دهنده و بیرونی را بر حسب زمان نشان می‌دهد. با اعمال نقطه اتصال به زمین، تمامی لایه‌ها به جز لایه بیرونی و بخش داخلی لایه درونی، با زمین ماهواره تقریباً هم پتانسیل شده‌اند. با وجود این، میزان پتانسیل مطلق در تمام گره‌ها افزایش یافته است که این افزایش در لایه‌های پوشیده شده از آلومینیوم بسیار بیشتر از لایه کاپتونی است. دلیل این افزایش، پتانسیل وجود پیچ اتصال به زمین است. شکل هندسی این پیچ و باریک و بلند بودن آن، منجر به تجمع بار زیادی می‌شود. به دلیل وجود اتصال بین پیچ و لایه‌ها، این بار میان لایه‌های رسانا توزیع شده و در همه آن‌ها بار اضافه ایجاد می‌کند. اما در لایه کاپتونی که رسانا نیست، بار نمی‌تواند به آسانی جابه‌جا شود، هم‌چنین القای الکتریکی در آن رخ نمی‌دهد. بنابراین، میزان افزایش بار در این لایه نسبت به سایر لایه‌ها کمتر است. همین افزایش اندک نیز به دلیل نقطه تماس پیچ‌ها با بدنه کاپتونی است. زیرا در مواد نارسانا بار الکتریکی تنها با تماس منتقل می‌شود. مشاهده می‌شود که با اعمال سیستم اتصال به زمین، تنها لایه بیرونی و بخش کاپتونی لایه درونی دارای اختلاف پتانسیل با زمین ماهواره هستند.

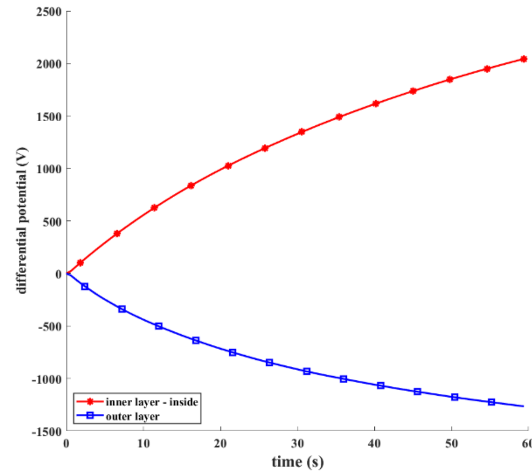


شکل ۱۲. نحوه طراحی سیستم اتصال به زمین و محل قرارگیری آن

در شکل (۱۴)، نمودار پتانسیل تفاضلی این دو لایه نشان داده شده است. با توجه به شکل، پس از اعمال سیستم اتصال به زمین پتانسیل تفاضلی لایه کاپتونی افزایش یافته و به ۲۰۰۰ ولت رسیده است. اما پتانسیل تفاضلی لایه بیرونی پس از اتصال به زمین کاهش چشم‌گیری داشته و به کمتر از ۲۰۰۰ ولت رسیده است. به دلیل نزدیک بودن لایه‌ها به یکدیگر امکان وقوع تخلیه بین لایه‌ها نیز وجود دارد.



شکل ۱۳. توزیع پتانسیل بر لایه‌های MLI پس از اتصال به زمین



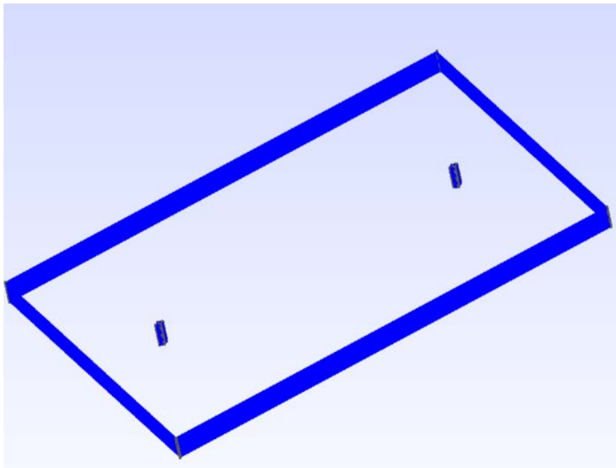
شکل ۱۴. پتانسیل تفاضلی بخش کاپتونی لایه درونی و لایه بیرونی پس از اتصال به زمین

بنابراین علاوه بر پتانسیل تفاضلی لازم است به اختلاف پتانسیل بین لایه‌ها با یکدیگر نیز توجه شود. وجود اختلاف پتانسیلی نزدیک به ۳۵۰۰ ولت میان لایه خارجی و پوشش کاپتونی لایه درونی نشان می‌دهد که اگرچه خطر وقوع بین لایه بیرونی و زمین پس از برقراری سیستم اتصال به زمین کاهش یافته، در میان لایه‌های درونی و بیرونی با افزایش خطر وقوع تخلیه روبه‌رو هستیم. بنابراین، لازم است با انجام اصلاحاتی در سیستم اتصال به زمین، این خطر را کاهش دهیم.

۵-۵- سیستم اتصال به زمین اصلاح شده

در این مرحله، نقاط اتصال به زمین به منظور کاهش بیش‌تر پتانسیل تفاضلی به دو نقطه افزایش داده شده‌اند. محل نقاط در شکل (۱۵) نشان داده شده است. برای کاستن تجمع بار بر پیچ-های اتصال به زمین، در این مرحله، قطر پیچ‌ها بزرگ‌تر از قبل ویک سانتی‌متر در نظر گرفته شده است. نقاط اتصال به زمین در تمامی لایه‌ها ایجاد شده‌اند. تمام لایه‌ها توسط پیچ‌های آلومینیومی به یکدیگر متصل شده و انتهای پیچ به لایه عایق کاپتونی نیز اتصال یافته است. در این بخش نیز مانند قسمت قبل، اختلاف پتانسیل هر دو پیچ اتصال نسبت به بدنه (زمین ماهواره) صفر قرار داده شده است.

نمودار پتانسیل مطلق زمین ماهواره و لایه‌های درونی، میانی، فاصله دهنده و بیرونی MLI در شکل (۱۶) نشان داده شده است.

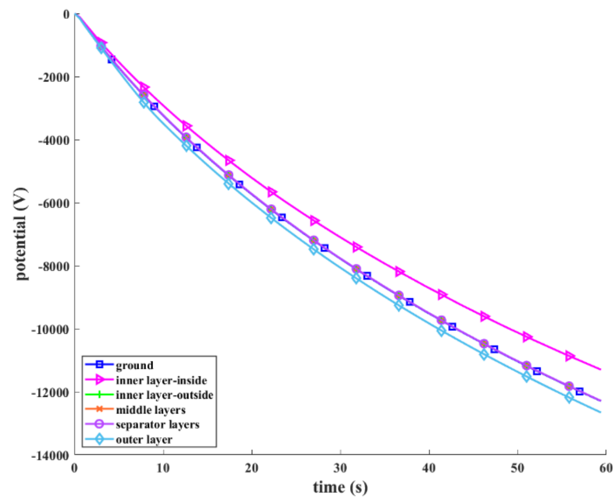


شکل ۱۵. سیستم اتصال به زمین اصلاح شده

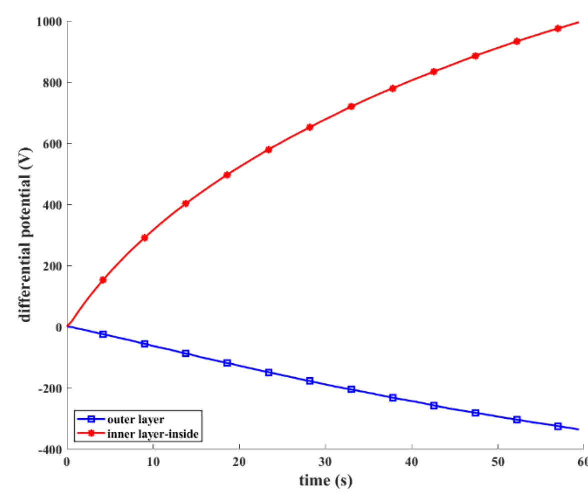
همچنین، با مقایسه پتانسیل مطلق لایه‌ها با حالت یک نقطه‌ای مشاهده می‌شود که میزان پتانسیل مطلق زمین و تمامی لایه‌ها به جز پوشش کاپتونی در این مرحله کاهش مختصری داشته است. دلیل این موضوع، استفاده از پیچ پهن‌تر است. می‌دانیم در قسمت باریک سطوح رسانا پتانسیل بیش‌تری تجمع می‌یابد. با انتخاب پیچ پهن‌تر، میزان تجمع بار بر پیچ و در نتیجه زمین و لایه‌های هم پتانسیل با آن اندکی کاهش داشته است. اما استفاده از دو نقطه اتصال با پیچ پهن‌تر سبب شده است که سطح تماس پوشش کاپتونی با پیچ اتصال افزایش یابد. همان‌طور که گفته شد، در مواد نارسانا تنها راه انتقال بار برقراری تماس است. بنابراین، با افزایش سطح تماس بین پیچ‌ها و پوشش کاپتونی، انتقال بار بیش‌تری انجام شده و در نتیجه بر پوشش کاپتونی پتانسیل بیش‌تری تجمع یافته و اختلاف پتانسیل آن با بدنه و لایه خارجی کم‌تر شده است. به عبارت دیگر، افزایش تعداد نقاط اتصال به زمین و استفاده از پیچ پهن‌تر به صورت هم‌زمان، منجر به کاهش اختلاف پتانسیل بین تمام لایه‌ها شده است.

شکل (۱۷)، نمودار پتانسیل تفاضلی بخش کاپتونی لایه درونی و لایه بیرونی را نشان می‌دهد. با توجه به نمودار مشاهده می‌شود

که در مدت زمان ۶۰ ثانیه در هیچ یک از لایه‌ها پتانسیلی بالاتر از ۲۰۰۰ ولت ایجاد نشده است. همان‌طور که در قسمت قبل گفته شد، در این سیستم، علاوه بر پتانسیل تفاضلی، لازم است اختلاف پتانسیل میان لایه‌ها نیز کم‌تر از ۲۰۰۰ ولت باشد. با توجه به نمودار اختلاف پتانسیل میان لایه‌های درونی و بیرونی در این حالت حدوداً به ۱۴۰۰ ولت رسیده است که کم‌تر



شکل ۱۶. توزیع پتانسیل بر لایه‌های MLI با اتصال به زمین اصلاح شده



شکل ۱۷: پتانسیل تفاضلی بخش کاپتونی لایه درونی و لایه بیرونی پس از اعمال سیستم اتصال به زمین اصلاح شده

از حد مورد نیاز است. بنابراین، می‌توان گفت با اعمال سیستم اتصال به زمین دو نقطه‌ای و استفاده از پیچ اتصال با قطر یک سانتی‌متر به سیستم بهینه‌ای از لحاظ الکترواستاتیکی دست یافته‌ایم که احتمال وقوع تخلیه در آن بسیار پایین است.

در جدول (۶)، پتانسیل تفاضلی این دو لایه در سه حالت بدون اتصال به زمین، با اتصال به زمین یک نقطه‌ای و با اتصال به زمین اصلاح شده به صورت عددی ارائه شده تا روند تأثیر اعمال سیستم اتصال به زمین به صورت دقیق قابل بررسی باشد. بخش‌های سایه‌دار جدول قسمت‌هایی هستند که با توجه به استاندارد فضایی اروپا احتمال وقوع تخلیه الکترواستاتیک در آن‌ها وجود دارد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، پتانسیل تفاضلی در حالت ابتدایی فراتر از آستانه بوده است. پس از اعمال اتصال به زمین در یک نقطه، پتانسیل تفاضلی از حد آستانه کم‌تر شده، اما اختلاف پتانسیل بین لایه‌ها هم‌چنان بالاست. در نهایت، پس از اعمال اتصال به زمین در دو نقطه اختلاف پتانسیل بین تمامی لایه‌ها اصلاح شده است.

جدول ۶. مقایسه پتانسیل تفاضلی لایه‌های MLI در حالت عادی و در حضور سیستم‌های اتصال به زمین یک و دو نقطه‌ای

لایه‌های MLI / نوع	بخش کاپتونی لایه درونی	بخش خارجی لایه درونی	لایه‌های میانی	فاصله دهنده‌ها	لایه بیرونی
بدون اتصال	۰	-۱۴۰۰	-۱۱۵۰	-۱۱۵۰	-۲۶۵۰
اتصال یک نقطه	۲۰۰۰	۰	۰	۰	-۱۴۸۰
اتصال دو نقطه	۹۹۵	۰	۰	۰	-۳۴۰

۶-نتیجه‌گیری

این مقاله با هدف شبیه‌سازی بار ساکن تجمع یافته بر سطوح ماهواره و ارائه راهکاری به منظور کاهش خطرات ناشی از آن انجام شده است. ابتدا، هندسه ساده‌سازی شده ماهواره‌ای متشکل از بدنه آلومینیومی، سلول‌های خورشیدی و دو آنتن طراحی شده و با کمک نرم‌افزار شبیه‌ساز SPIS، پتانسیل ایجاد شده بر سطوح ماهواره در بدترین حالت مدار با ارتفاع کم که

مدار مورد استفاده توسط ماهواره پیام است، شبیه‌سازی شد. در مرحله اول، مشاهده شد که پتانسیل ایجاد شده روی سطوح در این مدار در حدود چند ولت است. سپس ماهواره در محیط شفق قطبی قرار گرفته و شبیه‌سازی تکرار شد که منجر به افزایش پتانسیل سطح تا بیش از ۱۰۰۰ ولت شد. در مرحله بعد، عایق‌های حرارتی چند لایه از جنس کاپتون به سیستم اضافه شدند و اثر آن‌ها به عنوان لایه‌های عایقی که در خطر وقوع تخلیه الکترواستاتیک هستند، بررسی شد. تمام لایه‌ها به جز لایه درونی توسط آلومینیوم پوشانده شدند تا قابلیت اتصال به زمین برای آن‌ها وجود داشته باشد. با افزودن این لایه‌ها مشاهده شد که پتانسیل تفاضلی لایه بیرونی با قرار گرفتن در محیط شفق قطبی به بیش از ۲۵۰۰ ولت رسیده و از آستانه وقوع تخلیه الکترواستاتیک عبور نمود. بنابراین، از سیستم اتصال به زمین برای کاهش پتانسیل تفاضلی استفاده شد. پس از تکرار شبیه‌سازی در حضور سیستم اتصال به زمین، پتانسیل تفاضلی لایه بیرونی به ۱۵۰۰ ولت کاهش یافت؛ اما به دلیل استفاده از پیچ‌های باریک و بلند اتصال به زمین، بار نسبتاً زیادی بر روی این پیچ‌ها تجمع یافت که به دلیل اتصال آن‌ها به لایه‌های رسانا و زمین و توزیع بار تجمعی، پتانسیل مطلق این سطوح نیز اندکی افزایش یافت که منجر به افزایش اختلاف پتانسیل میان لایه بیرونی و لایه عایق کاپتونی شد. در نتیجه، در ادامه برای کاهش اختلاف پتانسیل میان لایه‌ها نقاط اتصال به زمین به دو نقطه تغییر و قطر پیچ‌های اتصال به یک سانتی‌متر افزایش داده شد. با استفاده از اتصال به زمین دو نقطه‌ای، پتانسیل تفاضلی لایه بیرونی بیش از ۷۰ درصد کاهش یافته و به کمتر از ۴۰۰ ولت رسید. استفاده از دو پیچ اتصال به زمین با قطر یک سانتی‌متر سبب کاهش پتانسیل مطلق بدنه و لایه‌های رسانا شد. همچنین،مقداری از بار تجمع یافته روی پیچ‌ها از طریق تماس به لایه عایق کاپتونی منتقل شد و در نتیجه اختلاف پتانسیل لایه کاپتونی با پیچ‌ها، بدنه ماهواره و سایر لایه‌های MLI کاهش یافته و کم‌تر از حد آستانه شد. بنابراین، پس از اعمال سیستم اتصال به زمین دو نقطه‌ای با پیچ‌هایی به قطر یک سانتی‌متر، به سیستم مطلوبی از جنبه الکترواستاتیکی دست یافتیم.

مراجع

[1] S. T. Lai, "Introduction to Spacecraft Charging," in Fundamentals of Spacecraft Charging: Spacecraft Interactions with Space Plasmas, Princeton: Princeton University Press, 2011.

[2] T.Mikaelian, "Spacecraft Charging and Hazards to Electronics in Space": *Space Physics*, 2009.

[3] ECSS, Space Environment, ECSS-E-ST-10-04C, 2020.

[4] J.C. Green, J. Likar, Y. Shprits, "Impact of Space Weather on the Satellite Industry," Space Weather, vol. 15, no. 6, pp. 804– 818, 2017.

[5] J.C. Matéo-Vélez et al. "GEO Spacecraft Worst-Case Charging Estimation by Numerical Simulation," in Spacecraft Charging Technology Conference 2014 (13th SCTC), PASADENA, United States, Jun 2014.

[6] J. C. Matéo-Vélez et al., "Simulation and Analysis of Spacecraft Charging Using SPIS and NASCAP/GEO," IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 43, no. 9, pp. 2808-2816, Sept. 2015.

[7] L. S. Novikov *et al*., "Charging of Geostationary Satellite Electro-L2 in the Earth Shadow," IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 47, no. 8, pp.3931-3936, Aug. 2019.

[۸] آ.صمدی، ؛ م. ابراهیمی کچویی، ؛ ح. جهانبخش، "بهبود توزیع پتانسیل الکتریکی روی سطوح ماهواره زمین آهنگ با استفاده از پوشش"، فصلنامهٔ علمی -پژوهشی علوم و فناوری فضایی، جلد۱۰، شمارهٔ ۳، صفحات ۳۵-۲۹، ۱۳۹۶.

[9] V.A. Davis et al., "Comparison of Low Earth Orbit Wake Current Collection Simulation Using Nascap-2k, SPIS, and MUSCAT Computer Codes," IEEE Transactions on Plasma Science, Vol.41, No.12, pp. 3303-3309, Dec. 2013.

[10] G. Galgani, M. Antonelli, M. Bandinelli, E. Scione and E.Scorzafava, "Charging Analysis Approach on COSMO Skymed Second Generation Spacecraft," in 2016 ESA Workshop on Aerospace EMC (Aerospace EMC), Valencia, 2016, pp. 1-3.

[11] C. Imhof, "Simulation of the Electrostatic Charging of the MetOp-SG Satellites in the Polar Auroral

Zone," CEAS Space Journal, vol.12, pp. 137-147, 2019.

[12] C. Imhof, H. Mank, J. Lange, "Charging Simulations for a Low Earth Orbit Satellite with SPIS Using Different Environmental Input," in 14th Spacecraft Charging Technology Conference, ESA/ESTEC, Noordwijk, NL, 2016, pp. 4-8.

[13] V. K. Jordanova, R. Ilie, M. W. Chen, "Space weather effects and prediction," in Ring Current Investigations The Quest for Space Weather Prediction, 1st edition, Amsterdam, Netherlands, Elsevier, 2020.

[14] B. Thiébault, J. M. Velez, J. Forest, P.Sarrailh, "SPIS 6, User

Manual," Version: 3, 2019.

[15] M. M. Finckenor, "Multilayer Insulation Material Guidelines,"

NASA, 1999.

[16] D. G. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I:

Fundamental Technologies," 2002.

[17] A. Waets, F. Cipriani, S. Ranvier, "LEO Charging of the PICASSO Cubesat and Simulation of the Langmuir Probes Operation," IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 47, no. 8, pp. 3689-3698, Aug. 2019.

[18] ECSS, Spacecraft Charging, ECSS-E-ST-20-06C, 2019.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 37-47
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.365419.1093

Article Info

Received: 2022-10-15
Accepted: 2022-12-05

Keywords

Hall thruster, Hollow cathode, PIC simulation

How to Cite this article

Masumeh Kiantaj, Morteza Farhid, Mohammad Mehdi Shafie, Mohammad Reza Morad, "Simulation of Hollow Cathode in the Hall Thruster by Particle in Cell (PIC) Method", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 37-47, 2023.

Original Article

Simulation of Hollow Cathode in the Hall Thruster by Particle in Cell (PIC) Method

Masumeh Kiantaj *[1], Morteza Farhid[2]
Mohammad Mehdi Shafie[3], Mohammad Reza Morad[4]

1,*. Space Thrusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
m.kiantaj@gmail.com, Corresponding author
2. Space Thrusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
farhid@isrc.ac.ir
3. Space Thrusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
Mehdishafie@Tabrizu.ac.ir
4. Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran
morad@sharif.ir

Abstract

The this article the characteristics of the hollow cathode plasma particles in the spt-100 hall effect thruster have been investigated by two-dimensional particle-in-cell simulation. One of the main and important components of the hall thruster is hollow cathode which plays two important tasks: one part of the electrons that come from the cathode used for anode propellant ionization, and the other part plays an important role of neutralizing the ion beam coming out of the thruster. Therefore, the study of the hollow cathode characteristic is importance. Krypton is used as fuel in this system. Potential changes, density of electrons, ions and temperature of particles have been studied throughout the simulation area. The results show that corresponding to the electrons, the ion density also decreases from the maximum value in the cathode ionization region exponentially through outer chamber. Also, analyzing normalized radius regard to electron density shows that the cathode effective area in which the radius electron temperature reaches maximum value is located about 1.5mm from the center line of the hallow cathode.

مقاله پژوهشی

شبیه¬سازی کاتد توخالی در رانشگر اثر هال به روش ذره در سلول (PIC)

معصومه کیانتاژ*[۱]، مرتضی فرهید[۲]، محمدمهدی شفیع [۳]، محمدرضا مراد [۴]

۱،*. پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران، m.kiantaj@gmail.com (نویسنده مسئول)
۲. پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران- m.farhid@isrc.ac.ir
۳. پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران- Mehdishafie@Tabrizu.ac.ir
۴. دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران – morad@sharif.ir

چکیده

در این مقاله، با استفاده از شبیه¬سازی دو بعدی ذره در سلول (PIC)، مشخصات ذرات پلاسمای کاتد توخالی رانشگر اثر هال SPT-100، مورد بررسی قرار گرفته است. یکی از اجزای اصلی و مهم رانشگر اثر هال، کاتد توخالی است که دو وظیفه مهم برعهده دارد: بخشی از الکترون‌هایی که از سمت کاتد می‌آیند باعث یونیزاسیون ماده پیشران در آند می‌شوند و بخشی دیگر نقش مهم خنثی کردن باریکه یونی خارج شده از رانشگر را برعهده دارند. از این‌رو، مطالعه کاتد توخالی از اهمیت ویژه¬ای برخوردار است. سوخت مورد استفاده در این سیستم، کریپتون است. تغییرات پتانسیل، چگالی الکترون¬ها، یون‌ها و دمای ذرات در سراسر ناحیه شبیه¬سازی بررسی شده است. نتایج نشان می¬دهد، متناظر با الکترون‌ها، چگالی یون نیز از مقدار بیشینه در ناحیه یونش کاتد به شکل نمایی در طول محفظه کاهش پیدا می‌کند. هم‌چنین، بررسی شعاع نرمالیزه، بر حسب چگالی الکترون¬ها نیز بیانگر آن است که ناحیه موثر کاتد یا شعاعی که دمای الکترون‌ها به میزان بیشینه خود می‌رسد، در حدود ۱/۵ میلی‌متری خط مرکز کاتد توخالی قرار دارد.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهــای فضــایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۴۷-۳۷
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2022.365419.1093

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۲۳

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۱۴

واژه‌های کلیدی

رانشگر اثر هال، کاتد توخالی،
شبیه‌سازی ذره در سلول

نحوه استناد به این مقاله

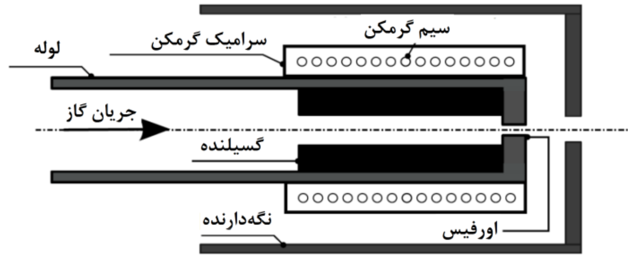
معصومه کیانتاژ، مرتضی فرهید، محمدمهدی شفیع، محمدرضا مراد. "شبیه‌سازی کاتد توخالی در رانشگر اثر هال به روش ذره در سلول (PIC)"، *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۴۷-۳۷ ۱۴۰۱.

۱-مقدمه

رانشگر اثر هال، پرکاربردترین نوع رانشگر الکتریکی است که روند استفاده از این رانشگر در ماهواره‌ها برای اهداف ارتقای مداری، کنترل وضعیت، اکتشافات بین ستاره‌ای رو به افزایش است. یکی از اجزای اصلی و مهم رانشگر اثر هال، کاتد توخالی است که در خروجی کانال تخلیه نصب شده و به عنوان منبع تولید الکترون برای رانشگر عمل می‌کند. بخشی از این الکترون‌ها، وارد محفظه تخلیه رانشگر شده و باعث یونیزاسیون سوخت در آند می‌شود و بخش دیگر، نقش مهم خنثی کردن باریکه یونی خارج شده از رانشگر را برعهده دارد. از این‌رو، مطالعه کاتد توخالی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است[۱]. شماتیک کاتد توخالی در شکل ۱ نشان داده شده است. کاتد، لوله‌ای نازک و بلند است که از ماده‌ای با مقاومت حرارتی بالا و مقاوم در برابر اکسید شدن ساخته می‌شود که گسیلنده [1] را در خود جای می‌دهد. در این پژوهش، جنس لوله کاتد، مولیبدن [2] است. گسیلنده الکترون، از موادی با تابع کار پایین [3] ساخته می‌شود که تحت مکانیسم ترمویونی [4]، باعث گسیل الکترون می‌شود. گرمکن الکتریکی، در خارج گسیلنده، دور لوله کاتد قرار می‌گیرد که متشکل از سیم تنگستنی دور عایق الکتریکی سرامیکی است و باعث گرمایش ماده گسیلنده می‌شود. دور لوله کاتد، لوله رسانای استوانه‌ای به نام نگه‌دارنده [5] قرار دارد که فلزی نسوز از گرافیت یا مولیبدن است که با فاصله چندین میلی‌متر و به صورت هم محور با کاتد قرار می‌گیرد. وظیفه اصلی الکترود نگه‌دارنده، تسهیل شروع تخلیه کاتد و شتاب دادن الکترون‌ها برای شروع تخلیه است. نگه‌دارنده به طور معمول نسبت به کاتد دارای ولتاژ مثبت است تا باعث شروع تخلیه هنگام راه‌اندازی کاتد شود. هم‌چنین نگه‌دارنده، کاتد را در برابر بمباران یونی که از پلاسمای رانشگر حاصل شود محافظت می‌کند. صفحه روزنه [6]، فلزی نسوز است که در انتهای لوله کاتد، جوش داده می‌شود. دلیل استفاده از روزنه نگه داشتن فشار داخلی لوله کاتد در حدود pa $۱۰^۳$-$۱۰^۴$ و هم‌چنین، کمک به گرم شدن گسیلنده‌ها است[۲-۵]. دو نوع فناوری گسیل ترمویونی در گسیلنده کاتد توخالی رانشگر اثر هال وجود دارد. گسیلنده تنگستنی بارور شده با اکسید باریم و گسیلنده‌های لانتانیوم هگزابوراید. گسیلنده‌های تنگستنی در ایالات متحده در رانشگرهای یونی XIPS[۶]، NSTAR[۷] و رانشگر اثر هال Aerojet XR5[۸]، Busek BHT200 [۹] مورد استفاده قرار گرفته‌اند که از تنگستن متخلخل بارور شده با اکسید باریم و کلسیم و آلومینا تشکیل شده است. اکسید باریم اضافه شده به تنگستن متخلخل، باعث کاهش تابع کار تنگستن از ۴/۵ الکترون ولت به ۲/۰۶ الکترون ولت در دمای $۱۰۰۰\ ^\circ C$ می‌شود. با وجود کارکرد در دمای نسبتا پایین این گسیلنده‌ها نسبت به گسیلنده‌های لانتانیوم هگزابوراید [7] ($۱۶۰۰^\circ C$)، نسبت به ناخالصی‌ها بسیار حساس هستند زیرا تابع کار پایین در اثر واکنش شیمیایی ایجاد می‌شود. بنابراین، کاتدهای BaO-W، به روش‌های دقیق‌تری نیاز دارند زیرا بخار آب و ناخالصی‌های گاز پیشران باعث کاهش عمر کاتد یا اتلاف گسیل الکترون می‌شوند. هم‌چنین، بیشینه چگالی جریان انتشاری از این نوع کاتد به دلیل کاهش سطح در اثر تبخیر بیش از حد به $۲۰\ A/cm^2$ محدود می‌شود[۱۰]. بیشینه جریان تخلیه در این کاتد نباید بیشتر از ۱۰۰ آمپر باشد تا از گرم شدن بیش از حد و کاهش طول عمر کاتد جلوگیری کند.

لانتانیوم هگزابوراید نوع دیگری از گسیلنده‌های ترمویونی هستند که به طور گسترده در رانشگرهای اثر هال روسی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در مقایسه با کاتدهای BaO-W ، کاتدهای LaB6 دمای کارکردی بالایی در حدود $۱۷۰۰^\circ C$ نیاز دارند. طراحی گرمکن الکتریکی، یکی از مسئله‌های مهم در این نوع کاتدها است. اما با وجود کارکرد در دمای بالا، استحکام قابل توجهی در برابر ناخالصی، قابلیت انتشار چگالی جریان بالاتر و طول عمر بیش‌تری دارند. گسیلنده الکترون LaB6، یک ماده پلی کریستالی با تابع کار حدود ۲/۶۷ eV است. هیچ واکنشی در فرایند انتشار دخیل نیست زیرا انتشار الکترون ترمویونی در حجم ماده تولید می شود[۵].

1 dispenser
2 Molybdenum
3 low work function materials
4 Thermionic emission
5 keeper
6 orifice
7 Lanthanum hexaboride



شکل۱. ساختار کاتد توخالی

در این پژوهش، جنس گسیلنده BaO-W، است. کاتد توخالی به روش ذره در سلول [۱] شبیه‌سازی شده و چگالی الکترون و یون، تغییرات پتانسیل و دمای ذرات در ناحیه شبیه‌سازی مورد بررسی قرار گرفته است.

۲- مدل گسیل الکترون

عمر کاتد از میزان تبخیر سطح ماده گسیلنده در دمای مورد نظر T که برای گسیل ترمویونیک لازم است، تعیین می‌شود. چگالی جریان گسیلی ترمویونی J، از قانون ریچادرسون [۲] به صورت زیر در محاسبات لحاظ شده است[۱۱].

(۱)

$$j_e = DT_{wall}{}^2 exp(-e_{wf} / KT_{wall}) exp(e\phi_{sh} / kT_{wall})$$

$$\phi_{sh} = \sqrt{(eE_{wall} / 4\pi\epsilon_0)} \quad (۲)$$

$$D = 1.2\times10^6 \quad (۳)$$

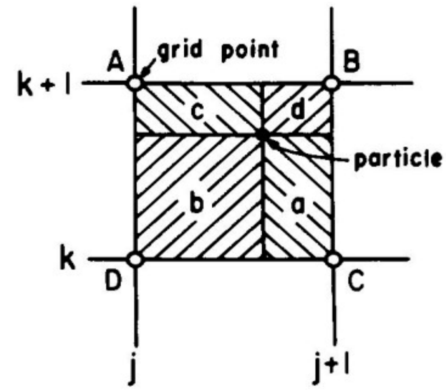
T_{wall} به ترتیب میدان الکتریکی و دمای گسیلنده است. E_{wall} در هر گام زمانی در کد محاسبه شده و فرض شده که گسیلنده در طول شبیه‌سازی دارای توزیع یکنواخت دما است (حدود ۱۴۰۰ درجه کلوین). ϕ_{wf} ، تابع کار گسیلنده و D ثابتی است که به ماده گسیلنده بستگی دارد. میدان شاتکی [۳]، باعث افزایش گسیل الکترون می‌شود.

۳- معادلات شبیه‌سازی

شبیه‌سازی ذره در سلول مبتنی بر بیان جنبشی از پلاسما است. در این روش، تابع توزیع ذرات با استفاده از مجموعه‌ای از ذرات گسسته در فضای فاز تقریب زده می‌شود که این ذرات در واقع تعداد زیادی ذرات فیزیکی موسوم به ابرذرات [۴] هستند که از مسیر یکسانی در فضای فاز پیروی می‌کنند. این ذرات نمی‌توانند به صورت مستقیم از ذرات مشابه نیرو دریافت کنند بلکه همدیگر را از طریق شبکه احساس می‌کنند (سهمی از چگالی بار و جریان که در نقاط توری ذخیره شده‌اند). میدان‌ها نیز تنها روی نقطه‌های شبکه‌ها محاسبه می‌شوند. در شبیه‌سازی ذره در سلول، بارها در لحظه اول دارای موقعیت و سرعت مشخصی هستند. با توجه به موقعیت و سرعت اولیه، از حل معادلات چگالی بار و جریان، این دو کمیت به دست خواهند آمد. در مرحله بعد، با حل معادلات ماکسول [۵]، میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی را به دست می‌آوریم و با داشتن میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی و حل معادله نیوتون موقعیت و سرعت در لحظه بعدی به دست می‌آید که این چرخه پیوسته در حال تکرار است[۱۲]. در این روش، شبیه‌سازی بر اساس اثر هر ذره بر روی گره‌های اطراف آن انجام می‌شود. محاسبه چگالی بار ناشی از هر ذره، بر روی گره‌های اطراف با استفاده از مکان و سرعت اولیه ذرات انجام می‌شود. در شبیه‌سازی دو بعدی، ذره می‌تواند بر چهار گره اطراف خود وزن ایجاد کند. در شکل ۲، شبکه‌بندی فضای دو بعدی نشان داده شده است که گره‌ها در راستای x در $X_j = j\Delta x$ و در راستای y در $Y_k = k\Delta y$ قرار دارند.

1 PIC
2 Richardson
3 Schottky field

4 Macro particles
5 Maxwell’s equations



شکل ۲. وزن‌دهی خطی ذرات بر نقاط شبکه در دو بعد[۱۳]

به این ترتیب، در شبیه‌سازی دو بعدی، سهم بار بر گره‌های اطراف برابر است با:

$$\rho_{j,k}=\rho_c\frac{\left(\Delta X-x_i\right)\left(\Delta Y-y_i\right)}{\Delta X\,\Delta Y} \tag{۴}$$

$$\rho_{j+1,k}=\rho_c\frac{x_i\left(\Delta Y-y_i\right)}{\Delta X\,\Delta Y} \tag{۵}$$

$$\rho_{j+1,k+1}=\rho_c\frac{x_i y_i}{\Delta X\,\Delta Y} \tag{۶}$$

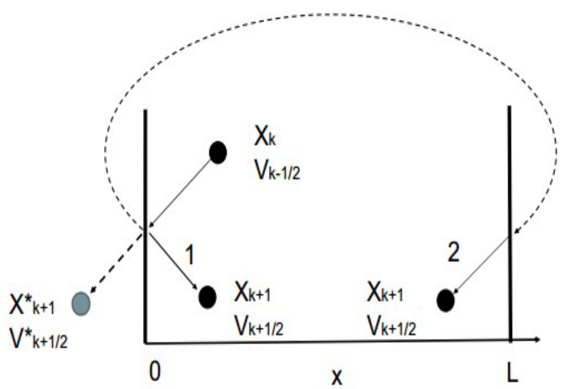
$$\rho_{j,k+1}=\rho_c\frac{\left(\Delta X-x_i\right)y_i}{\Delta X\,\Delta Y} \tag{۷}$$

که ρ_c چگالی بار یکنواختی است که سلول را پر کرده و برابر q/area است. بعد از محاسبه چگالی‌های بار و جریان در نقاط شبکه، مرحله بعد محاسبه میدان‌ها است. بدین منظور، باید از معادلات ماکسول، انتگرال‌گیری کرد تا میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی به دست آیند. در کد الکترواستاتیک، تنها حل معادله پواسون[1] کافی است. با حل معادله پواسون (۸) به روش تفاضل محدود در دو بعد و اعمال شرایط مرزی، پتانسیل در هر نقطه شبکه محاسبه شده است:

$$\nabla^2\varphi(x,y)=-\frac{\rho(x,y)}{\varepsilon_0} \tag{۸}$$

$$\frac{\varphi_{j-1}-2\varphi_j+\varphi_{j+1}}{\Delta X^2}+\frac{\varphi_{k-1}-2\varphi_k+\varphi_{k+1}}{\Delta Y^2}=-\frac{\rho_{j,k}}{\varepsilon_0} \tag{۹}$$

برای این‌که یک سیستم فیزیکی به خوبی نشان داده شود، باید شرایط مرزی مناسبی برای ذرات و میدان‌ها انتخاب شود. در شبیه‌سازی پلاسمایی که مرزهای آن بسته است، ذرات در برخورد با مرز جذب شده و از بین می‌روند. بنابراین، باید از حافظه شبیه-سازی پاک شوند اما ذرات در برخورد با مرزهایی که بسته نیستند، می‌توانند بازتاب شوند یا این‌که از طرف مخالف دوباره وارد محدوده شبیه‌سازی شوند که در شکل ۳ نشان داده شده است[۱۳].



شکل ۳. شرط مرزی ذرات: ۱) بازتاب ذرات، ۲) تزریق دوباره ذره از سرعت مجازی ذرات است اگر هیچ $V^*_{k+1/2}$ و X^*_{k+1} طرف مخالف، گونه مرزی وجود نداشت[۱۳].

مدل بازتابی که اغلب استفاده می‌شود، مدل بازتاب آیینه‌ای است که در آن سرعت و مکان جدید ذره به صورت زیر است:

$$X_{n+1}^{ref}=-X_{n+1} \tag{۱۰}$$

1 poisson

$$V_{n+1/2}^{x,ref} = -V_{n+1/2}^{x} \quad (۱۱)$$

در این مدل، زمان و سرعت دقیق ذره هنگامی که به مرز می‌رسد برابر است با:

$$t^0 = t^n + \left|\frac{X^n}{V_x^{n-1/2}}\right| \quad (۱۲)$$

$$V^0 = V^{n-1/2} + \frac{e}{m}\left|\frac{X^n}{V_x^{n-1/2}}\right| E_x^n \quad (۱۳)$$

زمانی که شرایط مرزی متناوب باشد، مدل دوباره وارد کردن ذرات از طرف مخالف به کار گرفته می‌شود، که در آن سرعت و مکان ذره جدید برابر است با:

$$X_{n+1}^{reij} = \mathrm{L} - X^{n-1} \quad (۱۴)$$

$$V_{(n+1/2)}^{(x,reij)} = V_{(n+1/2)}^{x}. \quad (۱۵)$$

که L طول محدوده شبیه‌سازی است. در این شبیه‌سازی، جذب و تزریق از دیوارها در نظر گرفته شده ولی در برهم‌کنش پلاسما با سطح، به خاطر استفاده از لوله مولیبدن، مواردی مانند تولید الکترون‌های ثانویه و ناخالصی‌های پلاسما به خاطر ناچیز بودن در نظر گرفته نشده است.

برای محاسبه دمای الکترون‌ها، از معادله تعادل انرژی الکترون‌ها (۱۶) استفاده شده است :

$$\frac{3}{2}\frac{\partial(n_e T_{e)}}{\partial t} + (\nabla . Q) + (u.\nabla)(n_e T_e) = -e(\Gamma_e . E) + S_{elastic}^{T_e} + S_{inelastic}^{T_e} \quad (۱۶)$$

که T_e دمای الکترون و Q شار حرارتی است که از رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$Q = -((5/2)D_e)\nabla(n_e T_e) - ((5/2)\mu_e) E n_e T_e \quad (۱۷)$$

جمله اول در معادله (۱۶) هدایت حرارتی، جمله دوم انتقال حرارت به خاطر سوق الکترون در میدان الکتریکی E، جمله اول سمت راست معادله (۱۶) بیانگر گرمایش ژول الکترون‌ها در میدان الکتریکی E، جمله دوم اتلاف انرژی الکترون‌ها در برخوردهای الاستیک با اتم‌ها و مولکول‌ها را بیان می‌کند که از رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$S_{elastic}^{T_e} = (3/2)\delta \nu_{ea} n_e (T_e - T_g) \quad (۱۸)$$

که ($\delta = 2m_e/M_a$) و ν_{ea}، فرکانس موثر برخوردهای الکترون- اتم را بیان می‌کند. جمله سوم که اتلاف‌های غیرالاستیک الکترون را نشان می‌دهد، برابر است با:

$$S_{inelastic}^{T_e} = \sum_k \Delta\varepsilon_k R_k \quad (۱۹)$$

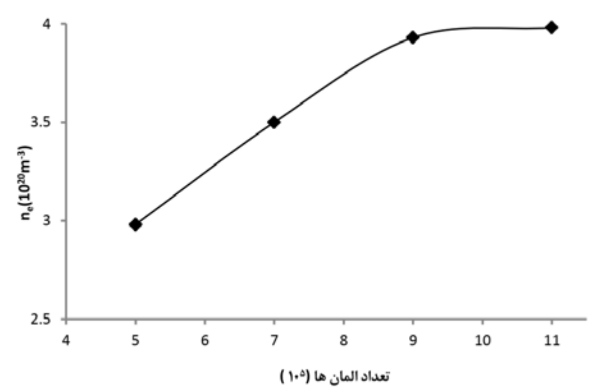
در این رابطه، $\varepsilon\Delta_k$ انرژی اتلافی یا کسب شده توسط الکترون در K امین واکنش و R_K نرخ واکنش است.

۴- مشخصه‌های شبیه‌سازی

در این تحقیق، برای مطالعه و بررسی پلاسمای تشکیل شده در کاتد توخالی، از کد دو بعدی XOOPIC استفاده شده است. این کد در سال ۱۹۹۵، توسط گروه تئوری و شبیه‌سازی پلاسما (PTSG)[1] دانشگاه برکلی کالیفرنیا[2] تحت مدیریت پروفسور بردسل[3] و پس از او پروفسور وربونکور[4] [۱۴, ۱۵] شده است این کد با استفاده از زبان برنامه نویسی شیءگرای C++ نوشته شده و تحت سیستم عامل لینوکس قابل اجراست. تعداد گره‌های محاسباتی بهینه در راستای افقی ۱۰۰۰ و در راستای شعاعی ۹۰۰ انتخاب شده است. برای کاهش تعداد معادلات، ابر ذره‌هایی[5] (np2c) در نظر گرفته شده و با توجه به تعداد ذرات واقعی موجود در سیستم، هر کدام از این ابرذرات شامل تعدادی از ذرات است و معادلات به جای ذرات واقعی سیستم برای این ابرذره‌ها

1 Plasma theory and simulation Group
2 University of California, Berkeley
3 Birdsall
4 Verboncoeur
5Number of particles per super-particles

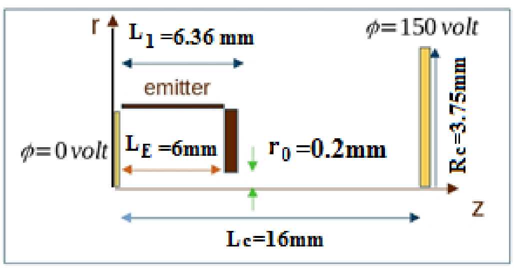
حل شده است. برخوردها با استفاده از الگوریتم مونت-کارلو[1] مدل شده‌اند. بررسی استقلال از شبکه (انتخاب بهینه‌ترین شبکه ممکن برای دریافت نتایج صحیح)، یکی از بخش‌های بسیار مهم در شبیه‌سازی ذره در جعبه است. در صورتی نتایج شبیه‌سازی قابل اطمینان است که عدم وابستگی حل به شبکه حاصل شده باشد. در این شبیه‌سازی نیز، به این مورد توجه شده است. بیشینه چگالی الکترون‌ها را در محور کاتد و در فشار گاز پیشران $۱۰^{۲۱}$ بر متر مکعب به عنوان متغیر انتخاب کرده و در دامنه محاسباتی، در هر گام شبکه مورد بررسی قرار گرفته است. در قدم اول، شبیه‌سازی با یک شبکه نسبتا سبک انجام گرفته و داده‌های این متغیر در طول محور لوله کاتد استخراج و نمودار آن ترسیم شده است. در مرحله بعد، شبکه ریزتر انتخاب شده و همین مراحل تکرار شده است. این کار تا زمانی انجام شده که متغیر مورد مطالعه تغییرات محسوسی نداشته باشد و نتایج حاصل در نمودار شکل ۴ ارائه شده است. همان‌گونه که در مشاهده می‌شود، با افزایش بیشتر سلول‌ها، به جوابی می‌رسیم که مستقل از تعداد شبکه است.



شکل۴. شماتیک محیط شبیه‌سازی

۵- شبیه‌سازی کاتد توخالی

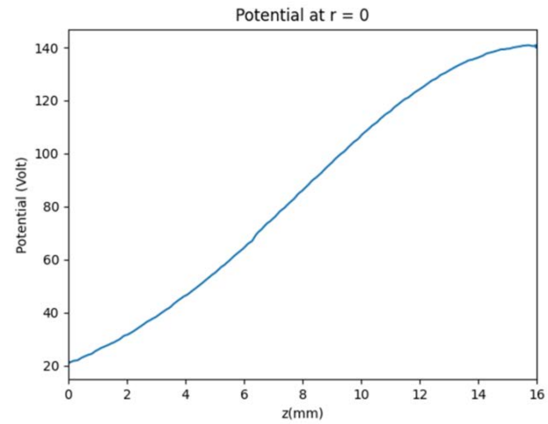
در این بخش، نتایج شبیه‌سازی کاتد ارائه شده است. در شکل ۵، هندسه دوبعدی شبیه‌سازی ترسیم شده که R_c، r_0، L_1، L_E، L_C، $\emptyset$ به ترتیب شعاع آند، شعاع اورفیس کاتد، طول گسیلنده + ضخامت اورفیس، طول گسیلنده، فاصله ابتدای گسیلنده تا آند و پتانسیل اعمالی به آند هستند. شکل، دارای تقارن محوری است. برای راه‌اندازی کاتد توخالی، ابتدا گرمکن الکتریکی ۲۰ دقیقه روشن می‌شود تا گسیلنده گرم شده و طبق فرایند گسیل ترمویونی شروع به گسیل الکترون کند. در غیاب میدان خارجی، الکترون‌ها در نزدیکی سطح انباشته شده و میدان این بار فضا، از خروج الکترون‌های بیش‌تر از گسیلنده جلوگیری می‌کند. بار فضایی، به راحتی توسط میدان الکتریکی ضعیفی از بین می‌رود. در همین راستا، پتانسیل ۱۵۰ ولت به آند اعمال می‌شود تا طبق گسیل میدانی[2]، تعداد الکترون‌ها در لوله کاتد افزایش یابد، سپس گرمکن الکتریکی خاموش می‌شود، در داخل لوله مولیبدنی کاتد، پلاسما به حالت خودنگهدار[3] می‌رسد و حالت پایا حاصل می‌شود. مشخصات پلاسمای تولیدی در شرایط گذرا بعد از رسیدن سیستم به حالت پایا مورد بررسی قرار گرفته است. رانشگرهای اثر هال، دارای تقارن محوری هستند. به همین دلیل، معادلات در شرایط تقارن محوری حل شده است.



شکل۵. شماتیک محیط شبیه‌سازی

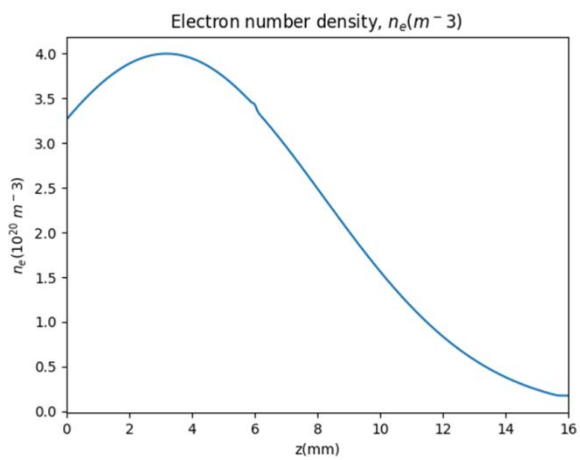
هندسه و الزامات رانشگر اثر هال مورد بررسی، مربوط به رانشگر SPT-100 است. گاز پیشران، کریپتون است. چگالی گاز خنثی، یک بار $۱۰^{۲۱}$ بر متر مکعب و بار دیگر $۱۰^{۱۹}$ بر متر مکعب در نظر گرفته شده و در حالت پایا گاز کریپتون در لوله کاتد تقریبا به طور کامل یونیزه شده و از دهانه به بیرون و به فضای آزاد که تحت اثر پتانسیل ۱۵۰ ولت است، قرار می‌گیرد. شکل ۶، تغییرات پتانسیل در محور کاتد را نشان می‌دهد. طبق شرایط مرزی در سمت چپ، پتانسیل صفر ولت (کمینه مقدار) و در سمت راست پتانسیل ۱۵۰ ولت (بیشینه مقدار) قرار دارد.

1 Monte carlo
2 Field Emission
3 self-sustaining plasma



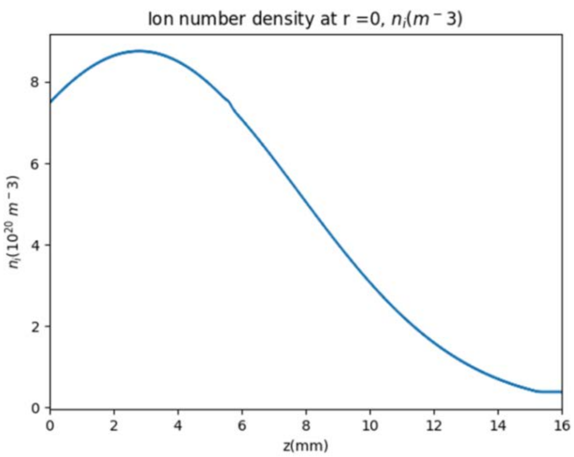
شکل ۶. تغییرات پتانسیل در محور کاتد

در شـــکل ۷، منحنی (محوری) چگالی الکترون در محیط کاتد نمایش داده شـده اسـت. این منحنی دارای گرادیان قابل توجهی در طول گســـیلنده اســـت و در نزدیک روزنه به مقدار بیشـــینه خودش می‌رسد. در مقالات گزارش شده از کاتد توخالی رانشگر، SPT-100 بیشـــینه چگالی الکترونی در محدوده چندین ۱۰^۲۰ بر متر مکعب قرار دارد[۲, ۶, ۱۱-۱۷].



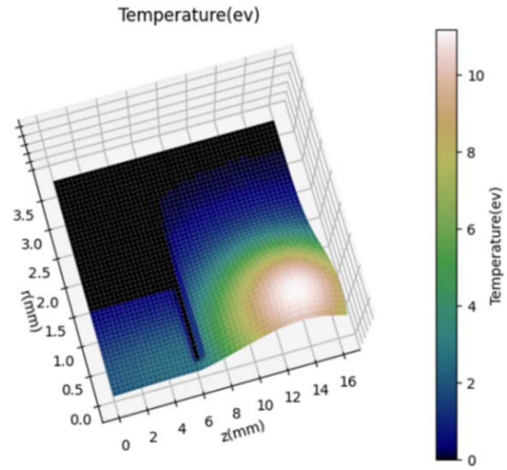
شکل ۷. نمایه دو بعدی چگالی الکترون در محور کاتد

در شکل ۸، منحنی چگالی یون در محور کاتد ترسیم شده است. متناظر با الکترون‌ها، چگالی یونی نیز دارای گرادیان قابل توجهی است. چگالی یون‌ها نیز از مقدار بیشینه در ناحیه یونش کاتد به شکل نمایی در طول محفظه بیرونی کاهش پیدا می‌کند. چگالی پلاسما به اندازه‌ای بالاست که محدودیت بار فضایی در انتشار جریان الکترون در کل ناحیه گسیلنده از بین می‌رود. اختلاف فضایی زیادی بین الکترون‌ها و یون‌ها از نظر توزیع فضایی وجود ندارد و پتانسیل غالب، پتانسیل دیواره‌ها است.



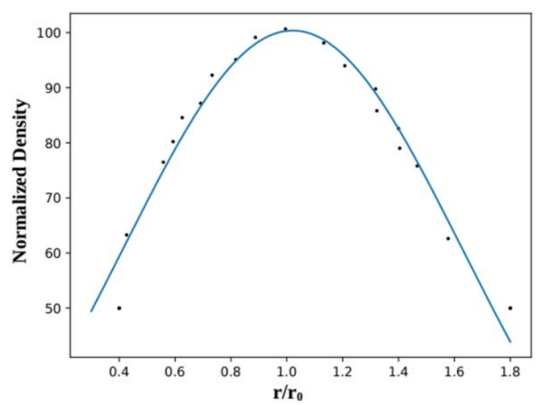
شکل۸. منحنی چگالی یونی در محور کاتد

در شکل ۹، توزیع فضایی دمای کاتد ترسیم شده است. علاوه بر مرزها و وابستگی ذرات به مرزها و کاهش دمای آن‌ها در نزدیکی مرزهای پتانسیل، وجود دهانه کانال یونش در منحنی دمایی سیستم مورد مطالعه، بسیار مشهود است. دمای سیستم در ناحیه یونش به دلیل گیر افتادن ذرات باردار بین دیوارها، در محدود ۲ الکترون ولت است. با خروج ذرات از این ناحیه و حرکت آزادانه ذرات، دمای سیستم به نزدیکی ۱۰ الکترون ولت افزایش پیدا می‌کند و با نزدیک شدن به پتانسیل انتهایی، این مقدار یک الکترون از میزان ماکزیمم خود کاهش پیدا می‌کند که با نتایج گزارش شده در مقالات کاتد توخالی رانشگر اثر هال SPT-100 در توافق است[۲, ۶, ۱۱-۱۷].



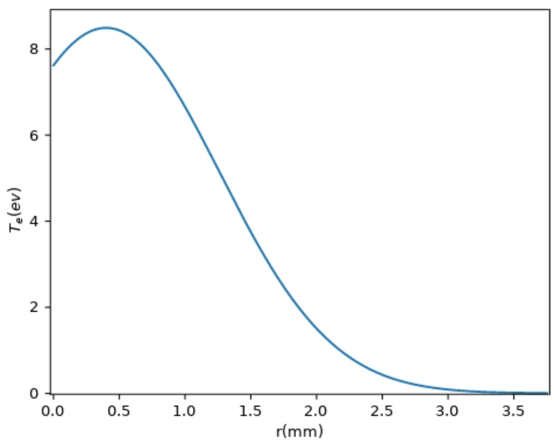
شکل ۹. توزیع فضایی دمای کاتد

در شکل ۱۰، محور عمودی، تغییرات چگالی الکترونی نسبت به چگالی گاز ورودی خنثی، نرمالیزه شده است. این شکل نشان می‌دهد، تقریبا تمام گاز خنثی در محل اورفیس کاتد توخالی یونیزه شده است. r_0 شعاع اورفیس کاتد توخالی است (۰/۲ mm =r_0). بر اساس محاسبات انجام شده، کاهش شعاع نرمالیزه به ۰/۴ باعث کاهش ۵۰ درصدی چگالی متوسط می‌شود. از طرفی، افزایش این مقدار به ۱/۸ نیز باعث کاهش چگالی ۵۰ درصدی می‌شود.



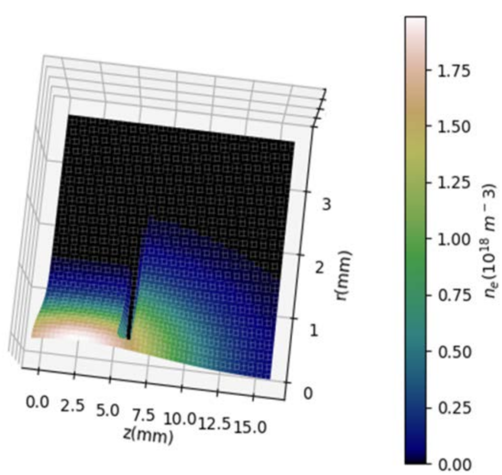
شکل ۱۰: تغییرات چگالی نرمالیزه شده به تغییر شعاع دهانه کاتد

ناحیه موثر کاتد، بر اساس دمای الکترون خروجی از سیستم تعیین می‌شود. شعاعی که دمای الکترون‌ها به میزان بیشینه خود می‌رسد، به عنوان ناحیه موثر کاتد تعریف می‌شود. ناحیه بیشینه دمای الکترونی، در z=۱۶ mm قرار دارد. برای تعیین ناحیه موثر در طول r، یک برش در z=۱۶ mm انجام شده و شکل ۱۱ به دست آمده است. با محاسبه 1/e ماکزیمم منحنی حاصله، مکان هندسی ناحیه موثر کاتد توخالی در r=1.5 mm استخراج می‌شود.



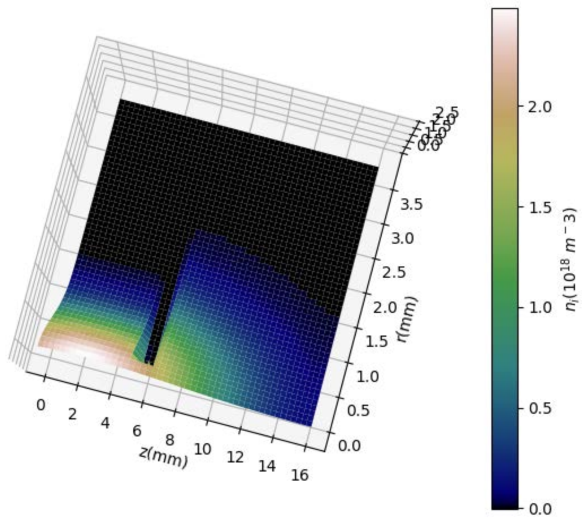
شکل ۱۱. دمای الکترون در عرض محیط ($z = 16mm$)

در این بخش از پژوهش، با تنظیم فشار گاز ورودی، چگالی گاز خنثی 10^{19} بر متر مکعب در نظر گرفته شده و تاثیر این پارامتر روی تخلیه الکتریکی کاتد بررسی شده است.



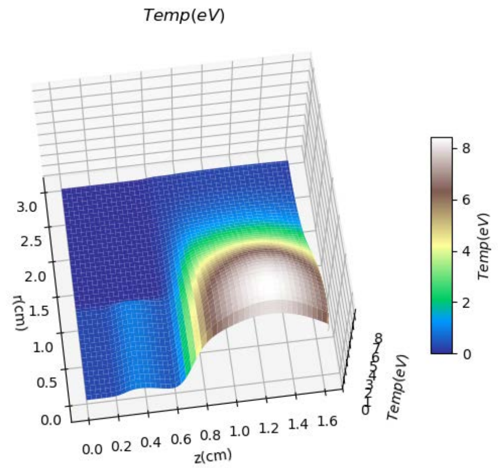
شکل ۱۲: توزیع فضایی چگالی الکترون در کاتد

شکل ۱۲، توزیع فضایی چگالی الکترونی کاتد در چگالی گاز خنثی ۱۰[۱۹] بر مترمکعب را نشان می‌دهد. این منحنی، شماتیک کلی شکل ۹ را به همراه دارد. مقدار بیشینه و کمینه سیستم در داخل ناحیه یونش به مقداری بیش‌تر از یک دهم چگالی گاز ورودی رسیده و در ناحیه بیرونی، پخش‌شدگی ذرات دقیقا مانند شکل ۹ است. هر چقدر چگالی ذرات افزایش می‌یابد، بیشینه چگالی پلاسما به صفحه اورفیس نزدیک‌تر می‌شود.



شکل ۱۳. توزیع فضایی چگالی یون در کاتد

شکل ۱۳ توزیع فضایی چگالی یون در طول کاتد توخالی را نشان می‌دهند. ذرات در کانال ابتدا بین دو پتانسیل مرزی تولید و از دهانه به بیرون از کاتد تزریق می‌شوند. منحنی مورد نظر الگوی الکترون‌ها را حفظ کرده است.



شکل ۱۴. توزیع فضایی دمای الکترون در کاتد

در شکل ۱۴، توزیع فضایی دما در کاتد ترسیم شده است. بیشینه دمای الکترون، ۸/۵ الکترون ولت است که نسبت به مورد قبلی، ۱/۵ الکترون ولت کاهش پیدا کرده است. شکل منحنی توزیع فضایی، مشابه مورد قبل (چگالی گاز خنثی ۱۰[۲۱] بر مترمکعب) را دارد و ناحیه موثر یکسانی برای هر دو مورد به دست آمده است (r=1.5 mm) .

۶- نتیجه‌گیری

کاتد توخالی، یکی از اجزای اصلی پیشران اثر هال است که دو وظیفه مهم یونیزاسیون سوخت و خنثی کردن باریکه یونی خارج شده از پیشرانه را برعهده دارد. در این پژوهش، کاتد توخالی به روش ذره در سلول شبیه‌سازی شده است. بررسی رفتار الکترون‌ها و یون‌ها نشان می‌دهد، متناظر با الکترون‌ها، چگالی یونی نیز از مقدار بیشینه در ناحیه یونش کاتد به شکل نمایی در طول محفظه بیرونی کاهش پیدا می‌کند. هم‌چنین، نتایج نشان می‌دهد، دمای سیستم در ناحیه یونش به دلیل گیر افتادن ذرات باردار بین دیوارها، در محدود ۲ الکترون ولت است. با خروج ذرات از این ناحیه و حرکت آزادانه ذرات، دمای سیستم به نزدیکی ۱۰ الکترون ولت افزایش پیدا کرده و با نزدیک شدن به پتانسیل انتهایی، دما از میزان ماکزیمم خود کاهش پیدا می‌کند و بر اساس شعاعی که دمای الکترون‌ها به میزان بیشینه خود می‌رسد، ناحیه موثر کاتد ۱/۵ میلی‌متر به دست می‌آید. از نتایج این شبیه‌سازی، در طراحی کاتد توخالی استفاده شد. هم‌چنین، بیشینه چگالی و دمای

الکترون به دست آمده، باعث بهینه شدن اندازه اورفیس لوله کاتد، انتخاب ماده گسیلنده با تابع کار پایین شد. حدود ۲۰ درصد از الکترون‌های خروجی از کاتد توخالی، وارد آند می‌شوند و وظیفه یونیزاسیون ماده پیشران داخل آند را برعهده دارند. بقیه الکترون-ها، وظیفه خنثی‌سازی بار فضایی فضاپیما را دارند. از نتایج این شبیه‌سازی، همچنین در انتخاب مناسب‌ترین موقعیت قرارگیری کاتد استفاده شد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

[1] A. Morozov, "The conceptual development of stationary plasma thrusters," *Plasma Physics Reports*, vol. 29, no. 3, pp. 235-250, 2003.

[2] H. Liu *et al.*, "2-D modeling of orificed hollow cathodes of stationary plasma thrusters SPT-100," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 43, no. 12, pp. 4024-4033, 2015.

[3] J.-P. Boeuf, "Tutorial: Physics and modeling of Hall thrusters," *Journal of Applied Physics*, vol. 121, no. 1, p. 011101, 2017.

[4] D. M. Goebel, G. Becatti, J. E. Polk, and P. Guerrero, "Life Model for Lanthanum Hexaboride Hollow Cathodes for High-Power Hall Thrusters," in *35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-276, Atlanta, GA*, 2017.

[5] D. M. Goebel and E. Chu, "High-current lanthanum hexaboride hollow cathode for high-power Hall thrusters," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 30, no. 1, pp. 35-40, 2014.

[6] C. E. Garner, J. C. Polk, K. M. Goodfellow, L. C. Pless, and J. R. Brophy, "Performance evaluation and life testing of the SPT-100," 1993.

[7] G. Sary, L. Garrigues, and J.-P. Boeuf, "Hollow cathode modeling: II. Physical analysis and parametric study," *Plasma Sources Science and Technology*, vol. 26, no. 5, p. 055008, 2017.

[8] G. Becatti, D. M. Goebel, J. E. Polk, and P. Guerrero, "Life evaluation of a lanthanum hexaboride hollow cathode for high-power Hall thruster," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 34, no. 4, pp. 893-900, 2018.

[9] W. Hargus and M. Nakles, "Evolution of the Ion Velocity Distribtuion in the Near Field of the BHT-200-X3 Hall Thruster," in *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006, p. 4991.

[10] J. E. Polk, I. G. Mikellides, A. M. Capece, and I. Katz, "Barium depletion in hollow cathode emitters," *Journal of Applied Physics*, vol. 119, no. 2, p. 023303, 2016.

[11] S. Cao *et al.*, "Numerical simulation of plasma power deposition on hollow cathode walls using particle-in-cell and Monte Carlo collision method," *Physics of Plasmas*, vol. 25, no. 10, p. 103512, 2018.

[12] M. Shahraki Pour, M. Hosseinpour "Investigation of Formation and Growth Dynamics of Magnetic Islands in Solar Plasma by Particle-in-cell Simulation," *Iranian Journal of Applied Physics* 11.4 , 90-104, 2021.

[13] D. Tskhakaya, K. Matyash, R. Schneider, and F. Taccogna, "The Particle In Cell Method," *Contributions to Plasma Physics*, vol. 47, no. 8-9, pp. 563-594, 2007.

[14] H. Usui, J. P. Verboncoeur, and C. K. Birdsall, "Development of 1D object-oriented particle-in-cell code (1d-XOOPIC)," *IEICE Transactions on Electronics*, vol. 83, no. 6, pp. 989-992, 2000.

[15] J. Verboncoeur, "OOPIC: object oriented particle-in-cell code," in *International Conference on Plasma Science (papers in summary form only received)*, 1995: IEEE, p. 244.

[16] D. Y. Oh, D. E. Hastings, C. M. Marrese, J. M. Haas, and A. D. Gallimore, "Modeling of stationary plasma thruster-100 thruster plumes and implications for satellite design," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 15, no. 2, pp. 345-357, 1999.

[17] N. Gascon, M. Dudeck, and S. Barral, "Wall material effects in stationary plasma thrusters. I. Parametric studies of an SPT-100," *Physics of Plasmas*, vol. 10, no. 10, pp. 4123-4136, 2003.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 48-59
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.332468.1084

Article Info

Received: 2022-3-4
Accepted: 2022-12-13

Keywords

LEO Satellite constellation,
Middle east coverage,
Dilution of precision

How to Cite this article

Sajjad Ghazanfarinia, Ehsan Mousivand, Masoud Khoshsima, Yaser Saffar. "Design of a Low Earth Orbit Constellation for Regional Navigation Mission", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 48-59, 2023.

Original Article

Design of a Low Earth Orbit Constellation for Regional Navigation Mission

Sajjad Ghazanfarinia [1], Ehsan Mousivand [2]
Masoud Khoshsima [*,3], Yaser Saffar[4]

1,*. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
2. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
3,*. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, Corresponding author
4. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

Abstract

This research is going to present design of a LEO Constellation for Navigation service with minimum number of Satellites. The goal is to achieve Dilution Of Precision (DOP) less than 6. This Requirement is going to be achieved using predefined launch vehicles limitation on orbit which is 500 km in circular orbit altitude and 55 degrees for orbit inclination. Design has been done based on Analyses resulting in Optimization for least number of Satellites in this orbit, to satisfy all requirements for Navigation Performance and in conformance with the constraints related to launch and orbit. Multiple analyses have been done resulted in Constellation with 324 satellites, formed in 18 Orbits with 18 Satellites in each. This design shows the performance of 4.7 in DOP for a User located in Tehran, however, the distribution of DOP over the target area shows that the requirement has been passed through the whole region.

مقاله پژوهشی

طراحی منظومه مدار پایین با ماموریت ناوبری در پوشش منطقه‌ای

سجاد غضنفری نیا [۱]، احسان موسیوند[۲]، مسعود خوش سیما [۳*]، یاسر صفار [۴]

۱،*. پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران

۲. پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران

۳،*. پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، (نویسنده مسئول)

۴. پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران

چکیده

پژوهش پیش¬رو با هدف استخراج روند طراحی منظومه ناوبری واقع در مدار LEO، با اهداف منطقه¬ی خاورمیانه و به طور ویژه پوشش دقیق ایران با حداقل تعداد ماهواره و به¬منظور دست¬یابی به پارامتر تعدیل دقت (Dilution Of Precision(DOP) کمتر از ۶ انجام شده است. با توجه به این هدف، طراحی منظومه برای مدار پایین و در مدار مقید به پرتابگر داخلی انجام گرفته است. طراحی به کمک تحلیل‌های منجر به بهینه‌سازی و با رویکرد دستیابی به کمترین تعداد ماهواره برای دستیابی به هدف مدنظر و تطابق بر قیود تعریف شده انجام می‌شود. بر اساس تحلیل¬های صورت گرفته در نرم¬افزار STK و MATLAB، تعداد ۳۲۴ ماهواره در ۱۸ صفحه مداری که هر صفحه دارای ۱۸ ماهواره است، به¬عنوان طراحی نهایی درنظر گرفته شد. این منظومه ماهواره¬ای دارای مقدار ۴.۷ به عنوان حداکثر مقدار DOP، برای کاربری واقع در ایستگاه تهران خواهد بود، هرچند توزیع حداکثر مقدار پارامتر عملکردی مدنظر، در سرتاسر ناحیه‌ی پوشش حاکی از دستیابی به هدف مطلوب در طراحی است.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علــوم، فــناوری و
کاربردهــای فضــایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۵۹-۴۸
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2022.332468.1084

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۱۳

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۲

واژه‌های کلیدی

منظومه ناوبری مدار پایین، پوشش خاورمیانه، تعدیل دقت(DOP) ، موقعیت¬یابی

نحوه استناد به این مقاله

سجاد غضنفری نیا، احسان موسیوند، مسعود خوش سیما، یاسر صفار . "طراحی منظومه مدار پایین با ماموریت ناوبری در پوشش منطقه‌ای"، *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۵۹-۴۸، ۱۴۰۱.

۱-مقدمه

طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری سال‌هاست که مورد توجه قرار گرفته است. اکثر منظومه‌های ناوبری موجود، در مدار ارتفاع متوسط[1] و زمین‌آهنگ[2] واقع هستند. تحقیقات اخیر نشان می‌دهد که یک منظومه ماهواره‌ای واقع در مدار پایین زمین[3]، دارای مزایای قابل توجهی از جمله ارتباطات با تاخیرکم، زمان موقعیت-یابی کوتاهتر، دقت موقعیت‌یابی بالاتر، هزینه ساخت و نگهداری و پرتاب کمتری نسبت به ماهواره‌های مدار ژئو هستند. بنابراین، تقویت ناوبری مدار پایین، توجه زیادی را به خود جلب کرده است[1]. در مقایسه با یک ماهواره منفرد، یک منظومه ماهواره‌ای ممکن است پوشش بهتر و قابلیت اطمینان بالاتری را در صورت خرابی برخی از ماهواره‌ها فراهم کند و نرخ بقا و موفقیت ماموریت بالاتری را تضمین می‌کند[2].

طراحی مدار منظومه‌های ماهواره‌ای معمولا یا با روش دلتا-واکر[4] و یا روش مسیرهای پوششی[5]، انجام می‌شود. علاوه بر این، یک رویکرد مبتنی بر مسیر زمینی توسعه یافته است و اخیرا مفهوم مسیر زمینی لغزشی[6] که برای منظومه‌های ماهواره‌ای متشکل از یک یا چند صفحه مداری اعمال می‌شود، معرفی شده است[2]. همچنین روش طراحی گل[7] نیز در طراحی منظومه ماهواره‌ای استفاده می‌شود[4].

در طراحی به روش دلتا-واکر، پارامترهای مداری به روشی خاص به یکدیگر وابسته هستند و در نتیجه منجر به کاهش پیچیدگی‌ها خواهند شد. روش واکر، متقارن‌ترین هندسه را در بین تمام روش-های طراحی منظومه ماهواره‌ای ارائه می‌دهد. بنابراین برای منظومه‌هایی که دارای پوشش جهانی هستند، روش واکر، مناسب‌تر است[1]. به دلیل عملکرد پوشش‌دهی خوب، طرح منظومه ماهواره‌ای واکر معمولا در منظومه‌های ماهواره‌ای بزرگ مانند گلوناس و همچنین سیستم ارتباطی سیار ایریدیم، استفاده می‌شود. طرح واکر را با پارامترهای زیر می‌توان بیان کرد:

$$i = t/p/f \qquad (۱)$$

با توجه به رابطه (۱)، پارامتر i معرف زاویه شیب مداری، t تعداد کل ماهواره‌ها، p تعداد صفحات مداری با فاصله مساوی و f فاصله نسبی بین ماهواره‌ها در صفحات مداری مجاور است. تغییر در آنومالی‌های واقعی (بر حسب درجه) برای ماهواره‌های معادل در صفحات مجاور از رابطه $f * 360/t$ تعیین می‌شود[5].

طراحی منظومه ماهواره‌ای به روش دو بعدی شبکه گل، یک فرمول طراحی منظومه ماهواره‌ای بر اساس ویژگی‌های نظریه اعداد است که توزیع یکنواخت ماهواره‌ها را در گره صعودی[8] و آنومالی متوسط[9] مدارها، انجام می‌دهد. مقادیر محور نیمه اصلی[10] خروج از مرکز[11]، زاویه شیب مداری[12] و آرگومان حضیض[13] برای تمامی ماهواره‌های این منظومه، مشترک است. منظومه ماهواره‌ای و معماری‌های شیاری[14] که در مسیرهای غیر خود متقاطع[15] توزیع شده‌اند، فرصتی منحصر به فرد برای ارزیابی تحلیلی حداقل فاصله بین ماهواره‌ها برای ساختار کلی را فراهم می‌سازد. علت این است که اگر چگالی ماهواره‌ها در این نوع توزیع، به اندازه کافی بزرگ باشد، می‌توان با محاسبه یکی از زوج‌های منظومه‌ای، حداقل فاصله بین ماهواره‌ها را در منظومه ماهواره‌ای تعیین کرد[4].

قیدهای مربوط به طراحی منظومه‌ای را به صورت زیر می‌توان در نظر گرفت:

- احراز شرایط ایجاد ایستگاه در داخل محدوده
- ارتباطات جهانی را با سیستم‌هایی که قادر به دستیابی به پوشش جهانی یکپارچه هستند، باید یکپارچه کرد.

1 Medium Earth Orbit
2 Geosynchronous orbit
3 Low Earth Orbit
4 Walker
5 Streets of coverage
6 Sliding ground track concept
7 Flower
8 right ascension of the ascending node (RAAN)
9 mean anomaly
10 semi-major axis
11 eccentricity
12 Inclination
13 argument of perigee
14 slotting architectures
15 non-self-intersecting trajectories

- با ماهواره‌های کوچک ارزان قیمت مدار پایین، ساختار ماهواره نباید خیلی پیچیده باشد. بیم ماهواره[1] و ابعاد آنتن آن نباید خیلی بزرگ باشد.
- رفع نیاز کاربران پهنای باند پرسرعت و کوچک‌سازی پایانه‌های کاربر به‌طور همزمان، انجام شود.

اخیرا رقابت برای ارئه خدمات اینترنتی در مدار لئو است و این مدار روز به روز شلوغ‌تر خواهد شد. به عنوان نمونه اخیرا اسپیس‌ایکس[2] اعلام کرده است که به دنبال کسب مجوز برای اضافه کردن ۳۰۰۰۰ ماهواره دیگر به منظومه ۱۲۰۰۰ ماهواره‌ای استارلینک خواهد بود. استفاده فراوان از این مدار الزامات مربوط به تدوین قوانین به منظور جلوگیری از تداخلات سیگنال را تشدید کرده است[11].

جدول ۱. مدارهای ماهواره‌ای در تناسب با ماموریت‌ها

عنوان ماموریت	مدار ماهواره‌ای		
	LEO	MEO/ HEO	GEO
ارتباطات ثابت		✓	✓
پخش تلوزیونی			✓
پخش رادیویی		✓	✓
ارتباطات موبایلی	✓	✓	✓
ناوبری	✓	✓	✓
جست‌وجو و نجات	✓	✓	✓
مشاهدات زمینی	✓		
هواشناسی	✓		✓
هوش الکترونیکی	✓		✓
هشدار زودهنگام	✓		✓
رله داده	✓		✓
اثبات تکنولوژی	✓		✓
علوم پایه	✓		✓

در حال حاضر، منظومه‌های ماهواره‌ای واقع در مدار لئو به ایده ارائه خدمات اینترنت پهن باند در سطح جهانی که توسط شرکت‌های مشهور بین‌المللی مانند وان‌وب[3]، اسپیس‌ایکس و همکاران ارائه شده است، به کانون تحقیقاتی تبدیل شده است. صدها یا هزاران ماهواره لئو برای تحقق این ایده مستقر خواهند شد. این تعداد زیاد از ماهواره‌های لئو فرصت‌هایی را برای خدمات ناوبری ایجاد می‌کند[5]. در جدول (۲) مقایسه شرکت‌هایی که در مدار پایین دارای منظومه هستند ارائه شده است.

1 Satellite beams
2 SpaceX

جدول ۲. مقایسه منظومه‌های ماهواره‌ای منتخب [12]

Constellation	Regine	Orbital height	Quantity	Bands	Services	Est. data rate
Iridium Gen. 1	LEO	781 km	66	L	Voice, data	2.4 Kbps
Globalstar	LEO	1414 km	48	S, L	Voice, data	~9.6 *Kbp*
Orbcomm Gen,1	LEO	700 - 800 km	36	VHF	IoT & M2M Communication	2.4 Kbps
Skybridge	LEO	1457 km	64	Ku	Broadband Internet	60 Mbps
Teledesic	LEO	1375 km	288 (840)	Ka	Broadband Internet	64 Mbps
Iridium NEXT	LEO	781 km	66	L, Ka	Voice, data	1.5 Mbps, 8 Mbps
Orbcomm Gen. 2	LEO	700 - 800 km	18	VHF	IoT & M2M Communication	4.8 Kbps
O3b	MEO	8063 km	20	Ka	Broadband Internet	500 Mbps
OneWeb	LEO	1200 km	648	Ku	Broadband Internet	400 Mbps
Starlink Gen.1 Starlink Gen.2	LEO	335.9 ~ 328~61	11926 30000	V Ku, Ka, E	Broadband Internet	100 Mbps
Telesat Phase. 1 Telesat Phase.2	LEO	1015~1	298 1373	Ku, Ka	Broadband Internet	-
Hongyan	LEO	1100 km	320	L, Ka	Voice, Broadband Internet	100 Mbps
Kuiper	LEO	590~63	3236	Ka	Broadband Internet	-

۱-۱- سابقه پژوهش

در خصوص طراحی منظومه های مدار پایین با ماموریت ناوبری، تحقیقات مشابهی در سطح کشور و دنیا انجام شده است. ساویترا و همکاران، برای به حداکثر رساندن درصد پوشش و به حداقل رساندن زمان بازدید مجدد برای یک منظومه ماهواره‌ای کوچک با پوشش محدود و طبق روش الگوریتم ژنتیک، تمرکز کرده‌اند. منطقه هدف، توسط یک چندضلعی که توسط نقاط شبکه تعریف شده است و جایگزین نقطه هدف شده است. این منظومه ماهواره‌ای از ماهواره‌های مدار پایین نامتقارن و دایره‌ای تشکیل شده است[2]. زردشتی و امامی یک منظومه ماهواره ای در مدار LEO را برای منطقه ایران به منظور افزایش عملکرد ناوبری منطقه ای، طراحی کرده اند. طبق این رویه طراحی، پیکربندی بهینه منظومه ماهواره ای از طریق یک الگوریتم ژنتیک چند هدفه با استفاده از

3 One Web

تابع هزینه با ترکیبی از تعدیل دقت هندسی، تعداد ماهواره ها و ارتفاع مداری تعیین می‌شود. بر اساس این تحلیل، ۱۳۰ ماهواره که در ۱۳ مدار و با تعداد ۱۰ ماهواره در هر مدار و در ارتفاع ۸۶۸ کیلومتری قرار می گیرد، یک انتخاب قابل قبول خواهد بود[19]. همچنین نوابی و همکاران در شبیه سازی دینامیکی منظومه ماهوارهای ارتفاع پایین برای پوشش دهی منطقه‌ای با درنظرگرفتن کیفیت سرویس‌دهی مطلوب سناریوهایی را پیشنهاد کردند. نتایج آنها ضمن لحاظ پوشش کامل برای منطقه ایران مبتنی بر تعداد صفحات آن ناظر بر رعایت ملاحظات هزینه پرتاب به صفحات بیشتر یا تغییر صفحات مداری است. شایان ذکر است که منظومه پیشنهادی علاوه بر پوشش منطقه ایران، دارای پوششی برای تمامی مناطق در عرضهای جغرافیایی ۲۵ ± تا ۴۰ ± درجه، است. [20].

ژانگ و همکاران یک منظومه ماهواره‌ای واقع در مدار لئو را با هدف تجزیه و تحلیل عملکرد سیستم ناوبری ماهواره‌ای منظومه BeiDou(BDS) که در حالت‌های مستقل و ترکیبی، این منظومه را تقویت کند، طراحی کرده‌اند[9].

جی و همکاران، چندین منظومه ماهواره‌ای واقع در مدار لئو را از نظر تعداد صفحات مداری و زاویه شیب مداری مورد تجزیه و تحلیل آماری قرار داده‌اند تا منظومه مناسب برای طراحی LeGNSS مشخص گردد. با استفاده از این طراحی، یک منظومه ماهواره‌ای با زاویه‌های شیب مداری مختلف به‌منظور توزیع یکنواخت‌تری از تعداد ماهواره‌های مدار لئو قابل مشاهده در طول و عرض جغرافیایی برای تعیین موقعیت دقیق نقطه‌ای[1] همگرا با سرعت جهانی، بسیار مناسب‌تر است[5].

تهسین[2] و همکاران، با بررسی رابطه بین دقت موقعیت‌یابی و هندسه ماهواره با موقعیت کاربر، مقایسه‌ای در مورد پارامتر DOP بین منظومه‌های ماهواره‌ای جی‌پی‌اس، گالیله و ایجاد ساختار ترکیبی بین جی‌پی‌اس و گالیله انجام داده است. در سیستم ترکیبی جی‌پی‌اس- گالیله، برای زاویه الویشن برشی[3] با مقدار ۵ درجه، پارامتر DOP به مقدار ۲.۶ کاهش یافته است که دقت موقعیت‌یابی عالی را ارائه می‌دهد[13].

لیو و همکاران، با بررسی شکاف دیجیتالی در مناطقی که دارای دسترسی ضعیفی هستند، طرح " اتصال غیر متصل[4]" را برای ادغام ماهواره‌های مدار لئو با شبکه‌های سلولی زمینی به عنوان یک طرح امیدوار کننده در نظر گرفته است. لیو و همکاران ابتدا نقشه‌راه توسعه منظومه ماهواره‌ای SatCons را معرفی کرده‌اند. علاوه بر آن، در مورد فرصت‌های منحصر به‌فرد SatCons در استفاده از مدار لئو برای ارائه شبکه‌های یکپارچه 5G بحث شده است[12].

داچون[5] و همکاران نیز، رویکردی را برای بهبود محلی‌سازی با استفاده از فیلتر کالمن بر اساس GNSS ارائه کرده‌اند و اصول محلی‌سازی جی‌پی‌اس و تاثیر پارامتر DOP بر خطای محلی‌سازی به صورت ریاضی تجزیه و تحلیل شده است[14].

۱-۲- مزایای استفاده از مدار پایین

ماهواره‌های واقع در مدار زمین آهنگ به صورت تکی قابل استفاده تجاری و کسب درآمد هستند. این در حالی است که ماهواره‌های مدار پایین در تضاد شدید با ماهواره‌های زمین آهنگ هستند و برای کسب درآمد عمدتا باید به‌صورت منظومه‌ای مورد استفاده قرار گیرند. همچنین، تجهیزات کنترل زمینی مورد نیاز برای حفظ منظومه واقع در مدار پایین، گسترده‌تر از تجهیزات مورد نیاز یک سیستم مدار ژئو است زیرا ایستگاه‌های زمینی باید در چندین نقطه روی زمین مستقر باشند[15].

با این وجود، ماهواره‌های واقع در این مدار، دارای مزایای متعددی هستند که بیشتر برای کاربرانی که به‌دنبال پوشش جهانی بدون محدودیت‌های ذاتی و تاخیرهای کم و وضوح تصاویر بالا هستند، مورد توجه است. یکی از معایب اصلی این مدار عمر مداری پایین است. در حال حاضر، مدار پایین و توسعه فناوری‌هایی پرتابی با قابلیت استفاده مجدد، منجر به جذابیت بیشتر این مدار شده است. مدارهای پایین زمین[6] که معمولا به‌عنوان مدارهای با ارتفاع کمتر از ۴۵۰ کیلومتر طبقه‌بندی می‌شوند، این پتانسیل را دارند که مزایای قابل توجهی را برای ماهواره‌ها ارائه دهند.

1 Precise Point Positioning (PPP)
2 Tahsin
3 Cut-off elevation angle
4 connecting the unconnected
5 duchon
6 Very low Earth orbits (VLEO)

عملیات ماهواره در ارتفاع پایین از دیدگاه ماموریتی دارای مزایای مختلفی است. همچنین می‌توان گفت با حفظ عملکرد معین، در وزن و حجم محموله صرفه‌جویی می‌شود. مزایای بیشتر عبارتند از بهبود دقت موقعیت جغرافیایی، بهبود بودجه‌های لینک ارتباطی، محیط تشعشعی بهتر و قابلیت‌های بیشتر در پرتابگر که هر کدام میتوانند عامل محرکه‌ای در یک پروژه باشند. [12,16].

جدول ۳. بررسی مزایا و معایب مدار لئو

مزایای مدار LEO	چالش‌های مدار LEO
ثبت تصاویر و داده‌های علمی دقیق‌تر کاهش تاخیر کاهش پارازیت مخابراتی بهبود توان مخابراتی کاهش وزن و حجم ماهواره افزایش دقت مکان‌یابی جغرافیایی کاهش هزینه‌های پرتاب دغدغه کمتر در مورد زباله‌های فضایی کاهش اثرات پرتوهای فضایی و ذرات باردار امکان به‌کارگیری سامانه‌های پیشرانش الکتریکی	اصطکاک با گازهای رقیق لایه‌های بالایی جو که به تدریج منجر به کاهش ارتفاع و سقوط ماهواره می‌شود. برخلاف اکسیژنی که در نزدیکی سطح و لایه‌های پایین جو زمین به‌صورت مولکولی وجود دارد، اکسیژن در لایه‌های بالایی جو به‌دلیل تابش فرابنفش خورشید به‌صورت اتم‌های آزاد است که بسیار واکنش‌پذیر و خورنده هستند. به‌همین دلیل برای قرارگیری در مدارهای بسیار کم‌ارتفاع، بدنه ماهواره‌ها باید از مواد و آلیاژهای خاصی ساخته شود که در برابر این خوردگی مقاومت لازم را داشته باشد. توسعه چنین مواد و آلیاژهایی از زمینه‌های پژوهشی مهم برای ماهواره‌های مدارهای بسیار کم‌ارتفاع است.

۲- مفاهیم اولیه و طرح مساله

سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی[1]، پوشش ماهواره‌ای جهانی بر روی زمین را فراهم می‌سازد. موفقیت سیستم‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی، تا حد زیادی به شناسایی موقعیت یک شیء یا هدف روی زمین وابسته است. به طور کلی، مشکل اصلی در یافتن موقعیت دقیق هدف خواهد بود[13]. در شکل (۲) منطقه هدف (خاورمیانه) جهت بررسی پوشش، نمایش داده شده است.

شکل ۲. منطقه هدف جهت طراحی منظومه ماهواره‌ای

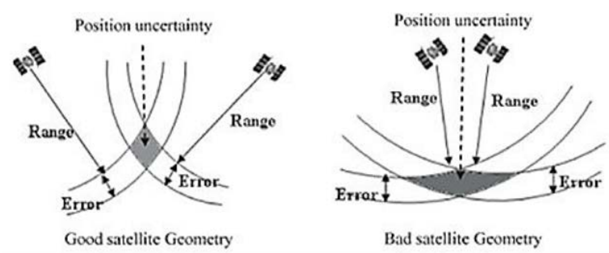
موقعیت‌یابی کد لحظه‌ای ماهواره‌های سیستم ناوبری GNSS با دقت خوب، مستلزم تخمین‌های خوب مربوط به فاصله ماهواره‌های فرستنده تا آنتن گیرنده است. اما این تخمین‌های خوب، همیشه دقت موقعیت‌یابی خوب را تضمین نمی‌کنند. این به آن دلیل است که کیفیت موقعیت‌یابی تحت تاثیر هندسه منظومه ماهواره‌ای قابل مشاهده و هندسه‌ی ماهواره خواهد بود. تاثیر هندسه ماهواره‌ها در موقعیت‌یابی توسط عوامل تعدیل دقت[2] قابل تعیین است. به کمک این عوامل می‌توان تاثیر عدم قطعیت‌های سودورنج‌ها[3] را با راه‌حل‌های پیدا شده برای مشکل موقعیت‌یابی مرتبط با هندسه ماهواره، کاهش داد [17].

گیرنده‌های جی‌پی‌اس، سودورنج‌های اندازه‌گیری شده از ماهواره‌های جی‌پی‌اس قابل مشاهده را به مقداری تخمینی از موقعیت و تنظیم ساعت گیرنده تبدیل می‌کنند. به دلایل مختلف، گیرنده‌ها ممکن است فقط زیرمجموعه‌ای از ماهواره‌های قابل مشاهده را ردیابی و پردازش کنند. البته بهتر است از بهترین زیرمجموعه‌های ماهواره‌ای برای این‌کار استفاده شود [18].

مفهوم DOP یک معیار قدرتمند، ساده و پرکاربرد برای ارزیابی اثربخشی اندازه‌گیری‌های بالقوه است. ایده تعدیل دقت با کاربران سیستم ناوبری لوران C، ایجاد شده است. یکی از عوامل مهم در تعیین دقیق موقعیت، منظومه ماهواره‌ای یا هندسه گروهی از ماهواره‌ها است که سیگنال‌ها از آنها دریافت می‌شود. آرایش

1 Global Navigation Satellite System (GNSS)
2 Dilution Of Precision (DOP)
3 Pseudoranges : فاصله ایجاد شده بین ماهواره و گیرنده ماهواره است.

ایده‌آل، مربوط به حداقل چهار ماهواره که یکی از آنها مستقیما در دید بالای سر قرار دارد و سه ماهواره دیگر به همان اندازه نزدیک به افق قرار دارند، خواهد بود. در واقع اگر دو یا چند ماهواره به‌گونه‌ای در یک راستا قرار گیرند، دست‌یابی به موقعیت دقیق غیرممکن خواهد بود. اما هنگامی که آنها به یکدیگر نزدیک هستند، منطقه عدم قطعیت بزرگ است و در نتیجه هندسه ضعیفی ایجاد می‌کند. در شکل (۳) موقعیت‌یابی خوب و ضعیف نمایش داده شده است.



شکل ۳. منطقه عدم قطعیت به دلیل داشتن هندسه خوب و ضعیف [13]

بهترین هندسه ماهواره با چهار ماهواره، زمانی بدست می‌آید که نوک چهار بردار واحد؛ گیرنده-ماهواره، یک ساختار چهار وجهی را تشکیل می‌دهد. مقدار DOP کمتر، در بزرگترین حجم چهاروجهی بدست می‌آید. محدوده مربوط به DOP در جدول (۴) بیان شده است[13].

جدول ۴. بررسی محدوده DOP

محدوده DOP	رتبه‌بندی	توضیحات
۱	ایده‌آل	بالاترین سطح اطمینان ممکن برای مصارفی که همواره نیاز به بالاترین دقت را دارند.
۲-۴	عالی	در این سطح اطمینان، موقعیت‌یابی برای همه کارها به جز حساس‌ترین کارها مناسب است
۴-۶	خوب	حداقل سطح دقت مناسب برای تصمیم‌گیری‌های دقیق می‌باشد. در ناوبری قابل اطمینان برای کاربر قابل استفاده است.
۶-۸	در حد متوسط	موقعیت برای محاسبات می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد، اما کیفیت می‌تواند بهبود یابد. نمای بازتر از آسمان توصیه می‌شود.
۸-۲۰	مقبول	سطح اعتماد پایین را نشان می‌دهد. از اندازه‌گیری ها باید صرف نظر کرد و یا فقط برای نشان دادن یک تخمین بسیار غیر دقیق از مکان فعلی از آن استفاده کرد.
۲۰-۵۰	ضعیف	در این سطح اندازه‌گیری‌ها تا ۳۰۰ متر خطا دارند و باید از آن‌ها صرف نظر کرد.

مطابق با این جدول، دستیابی به DOP که کمتر از ۶ باشد، نتیجه‌ی مطلوبی را ارائه خواهد کرد.

۲-۱- مدل‌سازی

منظومه ماهواره‌ای واقع در مدار پایین که به عنوان یک سیستم ناوبری به ارائه خدمات می‌پردازد، باید مانند منظومه GNSS دارای ویژگی‌های زیر باشد.

- دید ماهواره‌های مدار پایین باید تا حد امکان در مقیاس جهانی، به طور مساوی توزیع شود.
- تعدیل دقت نیز باید تا حد ممکن به طور مساوی در سراسر جهان به ویژه در مناطق با عرض جغرافیایی متوسط و پایین که اکثرا دارای جمعیت زیاد و فعالیت‌های صنعتی متمرکز هستند، توزیع شود[5].

در این پژوهش، پارامتر DOP برای توصیف آماری دو اصل ذکر شده در بالا استفاده شده، هرچند که تعدیل هندسی دقت [۱]، تعدیل دقت عمودی [۲]، تعدیل دقت افقی [۳]، تعدیل دقت موقعیتی [۴]

1 Geometric Dilution of Precision
2 Vertical Dilution of Precision
3 Horizontal Dilution of Precision
4 Position(3D) Dilution of Precision

و تعدیل دقت زمانی [1] نیز به صورت آماری ارائه شده است. بر اساس اصول GNSS، گیرنده زمینی باید حداقل چهار سیگنال ماهواره‌ای را برای تعیین موقعیت خود، دریافت کند. دسترسی؛ به معنای درصد دوره زمانی است که می‌توان بیش از چهار ماهواره مدار لئو را در یک روز در مقیاس جهانی مشاهده کرد. علاوه بر این، توزیع هندسی ماهواره بر دقت موقعیت‌یابی نیز تاثیرگذار است. پارامتر GDOP شاخصی برای توصیف توزیع هندسی ماهواره است که به صورت زیر محاسبه می‌شود:

(۱)

$$A = \begin{pmatrix} a_1 & b_1 & c_1 & 1 \\ a_2 & b_2 & c_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_n & b_n & c_n & 1 \end{pmatrix} Q = (A^T A)^{-1} = \begin{pmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} & q_{14} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} & q_{24} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} & q_{34} \\ q_{41} & q_{42} & q_{43} & q_{44} \end{pmatrix}$$

با توجه به رابطه (۱)، ماتریس A نشان‌دهنده ماتریس ضرب پارامترهای موقعیت ماهواره‌ای و پارامتر خطای ساعت است. پارامترهای a_i, b_i, c_i کسینوس‌های جهتی از ماهواره به ایستگاه زمینی را نشان می‌دهد. پارامتر Q یک فاکتور کمکی [2] به منظور تعیین رابطه است. در اینجا یک زاویه الویشن برشی ۷ درجه درنظر گرفته شده است. بنابراین پارامترهای تعدیل دقت را به صورت کلی زیر می‌توان تعیین کرد[5, 13]:

(۲)

$$GDOP = \sqrt{q_{11} + q_{22} + q_{33} + q_{44}}$$

(۳)

$$PDOP = \sqrt{q_{11} + q_{22} + q_{33}}$$

(۴)

$$HDOP = \sqrt{q_{11} + q_{22}}$$

(۵)

$$VDOP = \sqrt{q_{33}}$$

(۶)

$$TDOP = \sqrt{q_{44}}$$

در نهایت می‌توان نوشت:

(۷)

$$PDOP^2 = HDOP^2 + VDOP^2$$

(۸)

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2$$

۲-۲- طراحی منظومه

در ابتدا ضروری است روش مسیرهای پوششی به عنوان روشی که برای پیاده‌سازی در نرم‌افزار MATLAB و استفاده از آن در ایجاد منظومه ماهواره‌ای در نرم‌افزار STK مورد توجه بوده است، مورد بررسی قرار گیرد که با توجه به اینکه روابط این روش طراحی از منبع [6] استخراج شده است. مشخصات کلی طراحی منظومه مورد نظر طبق جدول (۵) قابل ارائه است.

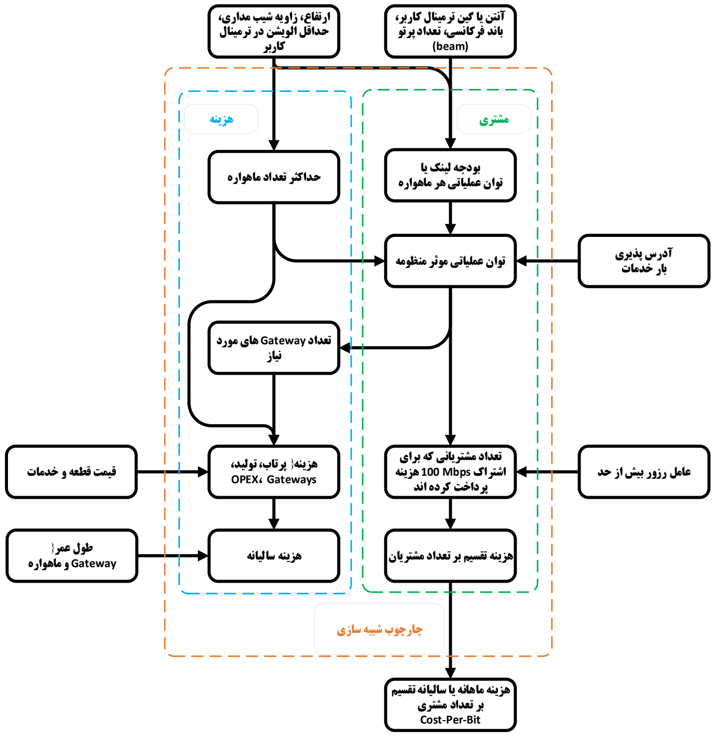
جدول ۵. مشخصات کلی منظومه طراحی شده

پارامتر مداری	مقدار
ارتفاع مداری	۵۰۰ کیلومتر
زاویه شیب مداری	۵۵ درجه
منطقه هدف	خاورمیانه
محدوده RAAN	۱۶۵ تا ۳۶۰ (مقدار ۱۶۵ درجه مربوط به گذر از بالای منطقه ایران است)
محدوده True Anomaly	از صفر تا ۳۶۰

الگوریتم مربوط به طراحی منظومه ماهواره‌ای مورد نظر، به صورت شکل (۴) قابل ارائه است:

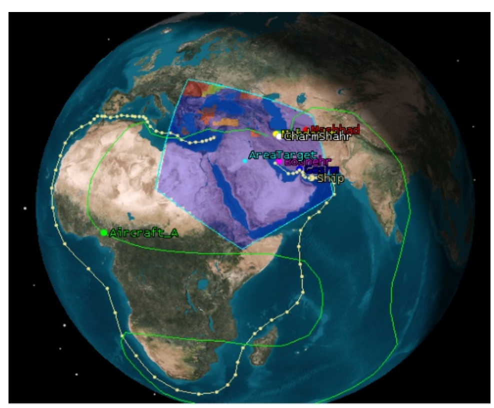
1 Time Dilution of Precision

2 cofactor



شکل ۴. الگوریتم طراحی منظومه ماهواره‌ای

شبیه‌سازی نرم‌افزاری به صورت شکل (۵) قابل نمایش است. لازم به‌ذکر است که در تحلیل صورت‌گرفته به منظور بررسی دقیق‌تر پارامتر DOP، یک کشتی و هواپیما که دارای مسیر حرکتی از منطقه خاورمیانه هستند با ماهواره‌های منظومه، ارتباط برقرار کرده‌اند.



شکل ۵. نمایش سه بعدی بردارهای مربوط به پارامتر DOP. کمترین مقدار با رنگ آبی و بیشترین مقدار (عدد۶) با رنگ قرمز در تصویر نمایش داده شده است.

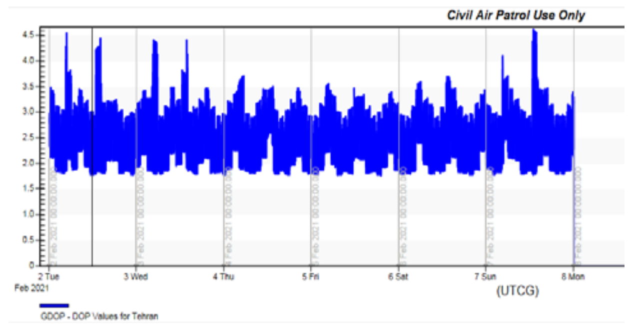
به منظور بررسی دقیق‌تر، نتایج پارامتر تعدیل دقت (DOP) برای برخی از منظومه‌های تحلیل شده به صورت جدول (۶) ارائه شده است.

جدول ۶. بررسی پارامتر DOP متناسب با طراحی‌های مختلف

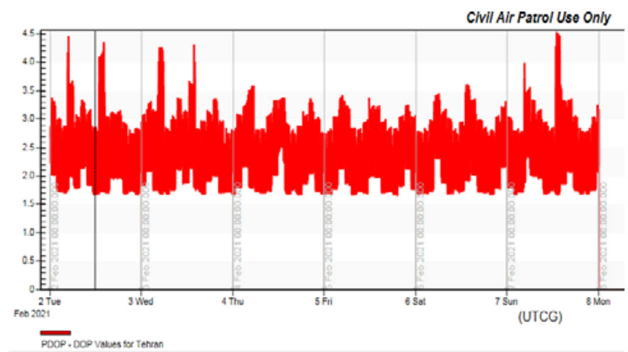
ردیف	تعداد صفحه مداری	تعداد ماهواره در هر صفحه	تعداد کل ماهواره	حداکثر مقدار DOP
۱	۳۶	۱۰	۳۶۰	۴.۶
۲	۳۶	۹	۳۲۴	۸.۲
۳	۱۸	۱۸	۳۲۴	۴.۷
۴	۱۸	۱۵	۲۷۰	۹.۳
۵	۱۸	۱۲	۲۱۶	۱۶.۳
۶	۱۸	۱۰	۱۸۰	۳۵

با توجه به تحلیل‌های صورت گرفته، تعداد ۳۲۴ ماهواره که در ۱۸ صفحه مداری قرار دارند، به عنوان منظومه ناوبری مورد نظر در نظر گرفته شد که در هر صفحه مداری تعداد ۱۸ ماهواره قرار داد. این عملکرد در بازه خیلی خوب دقتی قراردارد.

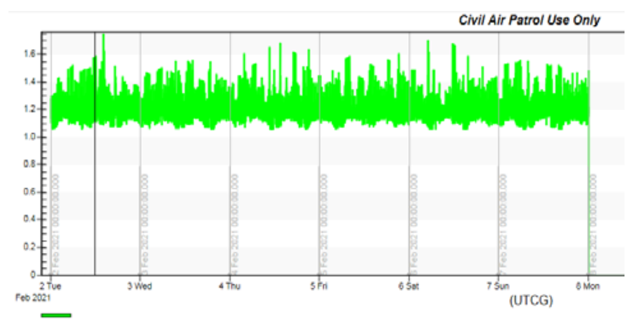
همچنین پارامتر DOP در شـــکل‌های (۴) تا (۹) نمایش داده شـده است. تمامی این نتایج متناسـب با ماموریت یک هفته‌ای و برای کاربری واقع در ایسـتگاه تهران با مشـخصـات طول و عرض جغرافیایی ۵۱.۳۷ و ۳۵.۷۸ درجه، در نظر گرفته شده است.



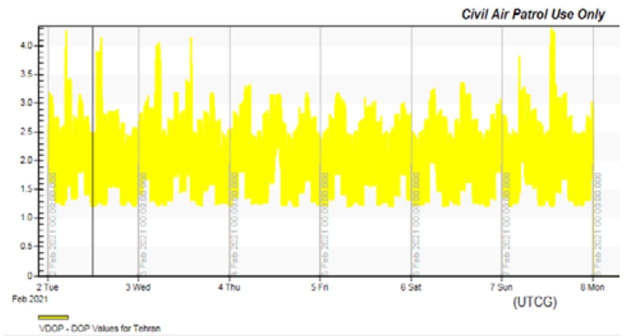
شکل ۶. مقدار پارامتر GDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری



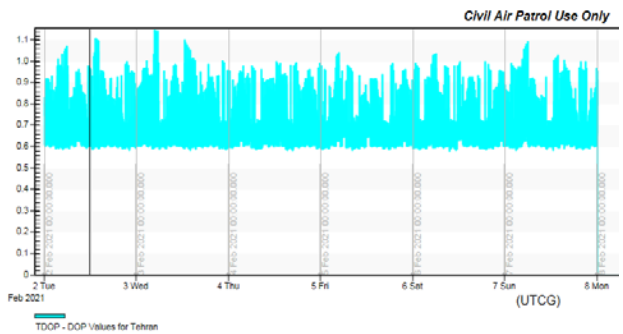
شکل ۷. مقدار پارامتر PDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری



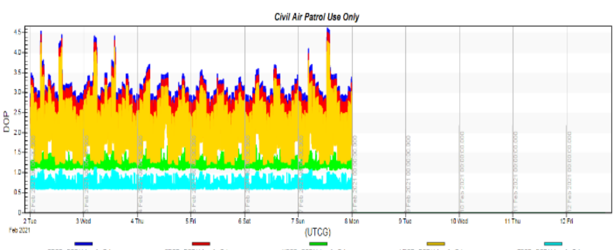
شکل ۸. مقدار پارامتر HDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری



شکل ۹. مقدار پارامتر VDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری



شکل ۱۰. مقدار پارامتر TDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری



شکل ۱۱. نمایش پارامترهای مختلف DOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری

به‌منظور بررســی دقیق‌تر، مقایســه مقادیر پارامترهای مختلف DOP در جدول (۷) ارائه شده است.

جدول ۷. نمایش حداقل و حداکثر مقدار پارامترهای DOP

عنوان تعدیل دقت	مقدار حداقل	مقدار حداکثر
GDOP	1.8	4.7
PDOP	1.7	4.5
HDOP	1.1	1.8
VDOP	1.3	4.4
TDOP	0.6	1.15

۳- نتیجه‌گیری

پژوهش‌های اخیر نشــان می‌دهد که رویکرد اســتفاده از مدارهای پایین در طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای مورد توجه شـــرکت‌ها و مراکز تحقیقاتی بزرگ قرار گرفته اســـت. این مدار دارای مزلیای فراوانی از جمله دســـت‌یابی به دقت موقعیت‌یابی بالاتر، زمان تعیین موقعیت کوتاه‌تر و ارتباطات با تاخیر کم اســـت. همچنین هزینه‌های ســـاخت و نگهداری و پرتاب در این مدار به نســـبت مدارهای دیگر، کمتر اســت. از این رو طراحی منظومه ماهواره‌ای جهت عملیاتی شـــدن در این مدار مورد توجه قرار گرفته و در پژوهش حاضـر، طراحی منظومه‌ای با اهداف ناوبری در این مسـیر تعریف و تحلیل شده است.

با توجه به پژوهش صورت گرفته و با توجه به این نکته که پارامتر DOP برای مصارف ناوبری عمومی باید کمتر از ۶ باشـد، منظومه ماهواره‌ای با تعداد ۳۲۴ ماهواره با ۱۸ صـــفحه مداری که در هر صـــفحه ۱۸ ماهواره قرار دارد، به عنوان طرح منظومه ماهواره‌ای ناوبری با اهداف منطقه خاورمیانه، در نظر گرفته شـــد. عملکرد این منظومه برای یک کاربر در ایسـتگاه تهران با مشخصات طول و عرض جغرافیـایی ۵۱.۳۷ و ۳۵.۷۸ درجـه بـه حـداکثر مقـدار پارامتر DOP برابر با ۴.۷ منجر می‌شـود که متناسـب با دقت‌های خیلی خوب اســـت. پژوهش‌های آینده‌ای که با توجه به این طرح قابل ارائه اســـت؛ دســـتیابی به راه‌حل مناســـب برای پرتاب ماهواره‌های چنین منظومه‌ای است.

مراجع

[1] J. Ren, D. Sun, D.Pan, M. Li, J. Zheng, “ Cost-Efficient LEO Navigation Augmentation Constellation Design under a Constrained Deployment Approach”, *International Journal of Aerospace Engineering*, Article ID 5042650, 2021.

[**2**] T. Savitra, Y. Kim, S. Jo, H. Bang, “ Satellite Constellation Orbit Design Optimization with Combined Genetic Algorithm and Semianalytical Approach”, *International Journal of Aerospace Engineering*, Article ID 1235692, Volume 2017.

[3] GPS.GOV (Official U.S. government information about the Global Positioning System (GPS) and related topics), (2021, October 19), *Other Global Navigation Satellite Systems (GNSS)*, [On-Line]. Available: https://www.gps.gov/systems/gnss/

[4] D. Arnas, R. Linares, “ Non-self-intersecting and their applications to satellite constellation design and orbital capacity”, *Reconfiguration of uniform satellite constellations*, arXiv: 2110.07823v1 [Astro-ph.EP], 2021.

[5] K. BOMMAKANTI. (2021, MAY 1), *The race for mega satellite constellation: Crowding and control in Low Earth Orbit*. [On-Line]. Available:

https://www.orfonline.org/expert-speak/the-race-for-mega-satellite-constellations-crowding-and-control-in-low-earth-orbit/

[6] F. Ma, X. Zhang, X. Li, J. Cheng, F. Guo, J. Hu, L. Pan, “ Hybrid constellation design using a genetic algorithm for a LEO-based navigation augmentation system”, *Springer Link GPS Solution*, 2020.

[7] H. Ge, B. Li, L. Nie, M. Ge, H. Schuh, “LEO constellation optimization for LEO enhanced global navigation satellite system (LeGNSS)”, *ScienceDirect Advances in Space Research*. No. 66- pp 520-532. 2020.

[8] J. Xu, G. Zhang, “Design and Transmission Performance Analysis of Satellite Constellation for Broadband LEO Constellation Satellite Communication System Based on High Elevation Angle”, *IOP Conference Materials Science and Engineering*, no. 452, 042092, 2018.

[9] IG (Inside GNSS: Global Navigation Satellite Systems Engineering, Policy and Design), (2021, November 22), *Evaluating LEO Constellation for Global Satellite Navigation Service*. [On-Line]. Available: https://insidegnss.com/evaluating-leo-constellations-for-global-satellite-navigation-service/

[10] Y. Zhang, Z. Li, R. Li, Z. Wang, H. Yuan, J. Song, “Orbital design of LEO navigation constellation and assessment of their augmentation to BDS”, *ScienceDirect Advances in Space Research.* No. 66- pp 1911-1923. 2020.

[11] Y. Brothomieu, "Satellite Lithium-Ion Batteries", *Lithium-Ion Batteries Advances and Applications*, pp 311-344. 2014.

[12] S. Liu, ZH. Gao, Y. Wu, D. W. K. Ng, X. Gao, K-K. Wong, S. Chatzinotas, B. Ottersten, "LEO Satellite Constellations for 5G and Beyond:How Will They Reshape Vertical Domains?", arXiv:2106.09897v1 [ess.SP] 18 Jun 2021.

[13] M. Tahsin, S. Sultana, T. Reza, H.E. Haider, "Analysis of DOP and its Preciseness in GNSS Position Estimation", *2nd Int'l Conf. on Electrical Engineering and Information & Communication Technology (ICEEICT) 2015 Jahangirnagar University*, Dhaka-1342, Bangladesh, 21-23 May 2015.

[14] F. Duchon, J. Hanzel, A. Babinec, J. Rodina, P. Paszto, D. Gajdosik, " Improved GNSS Iocalization with the use of DOP parameter", *Mechanics and Materials* Vol. 611 pp 450-466. 2014.

[15] K. M. Petrson, " Satellite Communication", Encyclopedia of Physical Science and Technology (Third Edition), 2003, pp413-438.

[16] N.H Crisp & etc, "The Benefits of Very Low Earth Orbit for Earth Observation Mission", arXiv:2007.07699v2 [physics.space-ph] 16 Jul 2020.

[17] A. Pestana, "DOP FACTORS IN INSTANTANEOUS GNSS CODE POSITIONING", 2013.

[18] P.F. Swaszek, R.J. Hartnett, "Multi-Constellation GNSS: New Bounds on DOP and a Related Satellite Selection Process", 2016

[19] R. Zardashti, Sh. Emami, " Spatial Geometry Design of a Low Earth Orbit Constellation for Iranian Regional Navigation Satellite System", Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos, v13, e3221, 2021.

[20] وابی و همکاران " شبیه سازی دینامیکی منظومه ماهوارهای ارتفاع پایین به منظورپوشش دهی منطقه ای" ,۱۳۸۸ , مجموعه مقالات اولین کنفرانس تخصصی شبیه سازی پرواز، پژوهشگاه هوافضا

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 60-77
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.364725.1095

Article Info

Received: 2022-10-21
Accepted: 2022-12-5

Keywords

Twist pattern, Hydrostatic pressure, Radial displacement

How to Cite this article

Alireza Zarezadeh, Mohammad Hossein Alaei, Mohsen Heydari Beni, Ali Davar, Jafar Skandari jam. "Effect of Process Parameters on Microstructure and Efficiency of Tubular Alumina Catalyst Prepared by Doped Anodizing Method with Platinum Particles", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p 60-77, 2023.

Original Article

Experimental and Numerical Analysis of the Effect of Filament Curvature Pattern on the Internal Hydrostatic Threshold of GFRP Composite Cylinder Made by Filament Winding Process

Alireza Zarezadeh[1], Mohammad Hossein Alaei[2], Mohsen Heydari Beni[3]
Ali Davar[4], Jafar Skandari jam[5*]

1. Faculty of Materials and Manufacturing Technologies, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.
2. Faculty of Materials and Manufacturing Technologies, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.
3. Faculty of Materials and Manufacturing Technologies, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.
4. Faculty of Materials and Manufacturing Technologies, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.
5,*. Faculty of Materials and Manufacturing Technologies, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, Corresponding author

Abstract
The filament winding process is one of the most important and widely used processes in the manufacture of composite structures in order to achieve high strength and rigidity. In this process, there are important parameters such as fiber tension, how the fibers are twisted, the effect of layering, twisting angle, fiber twisting pattern of fibers, type of material suitable for twisting, etc. , which can play a significant role in this the strength of the processstructure. In this regard, the twisting pattern has been less studied by researchers less than other parameters. In this research, the effect of fiber twisting pattern on the hydrostatic pressure threshold of epoxy glass cylinder has been investigated. For this purpose, first, glass/epoxy cylinders with 4 four different twisting patterns were made with ± 54 arrangement and subjected to hydrostatic test with internal pressures of 5-50 bar, where the amount of radial displacement in the middle of the cylinder was measured experimentally. In the following, the amount of radial displacement of cylinders due to the internal pressure was is also modeled using numerical analysis (Abaqus) and compared with experimental results. In order to validate the experimental and numerical results, theoretical model was used and the results were compared. All of the results obtained were in acceptable limits and showed that the twist pattern having with finer texture has a higher compressive strength. Also, the simulation results showed a good agreement with the experimental results.

مقاله پژوهشی

تحلیل تجربی و عددی اثر الگوهای پیچش الیاف بر آستانه تحمل فشار هیدرواستاتیک داخلی در قطعه کامپوزیتی شیشه- اپوکسی ساخته شده به روش رشته پیچی

علیرضا زارع‌زاده[۱]، محمدحسین علایی[۲]، محسن حیدری بنی[۳]، علی داور[۴]، جعفر اسکندری‌جم[۵*]

۱. دانش آموخته کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری های ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.
۲. استادیار، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری های ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.
۳. دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری های ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.
۴. دانشیار، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری های ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.
۵،*. استاد، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری های ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران. (نویسنده مسئول)

چکیده

فرایند رشته‌پیچی، یکی از مهم‌ترین و پرکاربردترین فرآیندهای فرایندهای ساخت سازه‌های کامپوزیتی برای دستیابی به مقاومت و استحکام بالا است. در این فرآیند فرایندرشته‌پیچی، پارامترهای مهمی هم‌چون کشش الیاف، نحوه پیچیدن الیاف، اثر لایه‌چینی، زاویه پیچش، الگوی پیچش الیاف، نوع مواد مناسب پیچش و غیره وجود دارد که می‌توانند نقش بسزایی در استحکام سازه، نقش به‌سزایی داشته باشند. در این راستا، الگوی پیچش، کم‌تر از دیگر پارامترها، مورد بررسی محققین محققان قرار داشته گرفته است. بر این اساس، در این تحقیق، تأثیر الگوی پیچش الیاف بر آستانه تحمل فشار هیدرواستاتیک استوانه شیشه اپوکسی، مورد بررسی قرار گرفتهشده است. برای این منظور، ابتدا با چهار الگوی مختلف پیچش، لوله¬هایی به روش رشته‌پیچی با استفاده از الیاف شیشه و رززرین اپوکسی با چیدمان ۵۴± ساخته و تحت آزمون هیدرواستاتیک با فشارهای داخلی ۵ تا ۵۰ بار قرار گرفته شد و میزان جابه‌جایی شعاعی در وسط قطعه به روش تجربی اندازه‌گیری شده است. در ادامه، میزان جابه‌جایی شعاعی لوله‌ها، ناشی از فشار داخلی لوله‌ها، با استفاده از تحلیل عددی نیز مدل شده و با نتایج تجربی مقایسه شده است. هم‌چنین، برای صحه¬گذاری بر نتایج تجربی و عددی، از روابط تحلیلی نیز استفاده شده و نتایج آن با تحلیل‌های تجربی و عددی مورد مقایسه قرار گرفته است. تمامی نتایج در یک بازه قابل قبول قرار گرفته و نشان داد که الگوی پیچش با بافت ریزتر، استحکام فشاری بالاتری دارد. هم‌چنین، نتایج شبیه‌سازی، تطابق خوبی با نتایج تجربی نشان داده‌داده است.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـــوم، فـــناوری و کاربردهـــای فضـــایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۷۷-۶۰
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2022.364725.1095

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۲۹

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۱۴

واژه‌های کلیدی

رشته¬پیچی، الگوی پیچش، فشار هیدروستاتیک، جابجایی شعاعی

نحوه استناد به این مقاله

علیرضا زارع‌زاده، محمدحسین علایی، محسن حیدری بنی، علی داور، جعفر اسکندری‌جم. "تحلیل تجربی و عددی اثر الگوهای پیچش الیاف بر آستانه تحمل فشار هیدرواستاتیک داخلی در قطعه کامپوزیتی شیشه- اپوکسی ساخته شده به روش رشته پیچی". *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۷۷-۶۰، ۱۴۰۱.

۱-مقدمه

فرایند رشته‌پیچی، به خاطر وزن سبک، استحکام بالا و قیمت پایین محصول، در صنایع شیمیایی، خودرو، دریایی، نظامی و هوافضا کاربرد دارد. مزایای اولیه رشته‌پیچی این است که، الیاف به طور پیوسته پیچیده شده، و در جهت بارگذاری آرایش می‌یابند. در این روش، نیاز به پخت در کوره[1]، به کم‌ترین مقدار خود می‌رسد، و محصول نهایی با کم‌ترین حجم حباب و بیش‌ترین درصد حجمی الیاف، قابل حصول است. این روش، کاربرد وسیعی در ساخت بدنه پرتابگر، بدنه موشک، موتورهای موشک، دوش‌پرتاب‌ها و غیره دارد. تحقیقات حاضر اثبات می‌کند که رشته‌پیچی یک روش دقیق و اقتصادی است.

حال به بررسی برخی مطالعات پیشین انجام شده در زمینه فرایند رشته‌پیچی در استوانه‌های کامپوزیتی پرداخته می‌شود. در سال ۲۰۰۲ ، تاکایاناگی[2] و همکاران [۱]، به‌صورت تحلیلی و تجربی به بررسی استحکام و سفتی استوانه‌های کامپوزیتی ساخته‌شده به روش رشته‌پیچی تحت بارگذاری فشار داخلی پرداختند. در پژوهش آن‌ها، پارامترهای سفتی، تغییر شکل و استحکام استوانه‌های رشته‌پیچی تحت زوایای ۳۰، ۴۵، ۵۵ و ۷۰ درجه و هم‌چنین استوانه کامپوزیتی تحت زاویه ۵۵ درجه بررسی شد. مقادیر پارامترهای کرنش و جابه‌جایی شعاعی آزمون تجربی و تحلیلی در زاویه‌های ۴۵ و ۵۵ درجه بر یکدیگر منطبق شدند و برای کرنش استوانه کامپوزیتی مقادیر آزمون تجربی کم‌تر از نتایج به دست آمده از حل تحلیلی آن بوده است.

در سال ۲۰۰۲ ، پارناس و کاتیرسی[3] [۲]، به مطالعه تحلیلی برای طراحی و پیش‌گویی رفتار مخازن و استوانه‌های کامپوزیتی تحت فشار داخلی و بارگذاری ترکیبی مکانیکی دمایی پرداختند. آن‌ها یک حل تحلیلی برای رفتار سازه‌های کامپوزیتی استوانه‌ای در بارگذاری‌های ترکیبی شبیه‌سازی شده برای موتورهای پیشران موشک‌ها ارائه کردند. بارگذاری‌ها شامل فشار داخلی، نیروی محوری، گشتاور و هم‌چنین بارگذاری دمایی و رطوبتی بوده است.

موروزو[4] و همکاران [۳]، به بررسی تأثیر الگوهای پیچش بر روی خواص مکانیکی پوسته استوانه‌ای کامپوزیتی با دیواره نازک پرداختند. آن‌ها با یک مدل‌سازی ویژه نشان دادند که می‌توان توزیع تنش و کرنشی که تابع الگوی پیچش است را با اندازه واحدهای مثلثی شکل و تعداد آن‌ها در هر واحد طول، در هر دو جهت طولی و محیطی به دست آورد. نتایج عددی به دست آمده از تحلیل‌های المان محدود نشان داد که تفاوت قابل‌توجهی در مقادیر تنش در سطح لایه که برای پوسته‌های استوانه‌ای تک لایه‌ای با الگوهای پیچش مختلف محاسبه شده است، وجود دارد. توزیع‌های تنشی در امتداد طول پوسته و محیط آن یکنواخت نیستند و حداکثر فشار وارده در طول الیاف بالاتر از مقادیر محاسبه شده با استفاده از روش‌های مدل‌سازی متعارف است.

باکیان[5] و همکاران [۴]، در پژوهشی بر اساس الاستیسیته ناهمسان‌گرد سه‌بعدی، یک روش الاستیک دقیق برای تنش‌های حرارتی و تغییر شکل لوله‌ها تحت فشار داخلی و گرادیان دما را مورد بررسی قرار دادند. تأثیر میدان دما در معادلات حاکم بر ترموالاستیسیته از طریق یک قانون تشکیل دهنده در نظر گرفته شده است. کوپلینگ گسترش برشی نیز به دلیل زوایای چیدمان در نظر گرفته شده است. توزیع تنش، کرنش و تغییر شکل برای طرح‌های مختلف لوله زاویه‌دار با استفاده از تئوری آنها بررسی شده است.

انصاری و همکاران [۵]، در سال ۲۰۱۰ بر اساس الاستیسیته ناهمسان‌گرد سه‌بعدی، تحلیل تنش لوله‌های کامپوزیت چند لایه تحت فشار داخلی سیکلی و بارگذاری دما را انجام داده‌اند. توزیع تنش، کرنش و تغییر شکل وابسته به زمان به صورت عددی با استفاده از تکنیک تفاضل محدود محاسبه شد. فشار و دما به صورت متقارن حول محور سیلندر و مستقل از مختصات محوری در نظر گرفته شد. هر لایه از لوله‌ها از یک ماده همگن، ناهمسان‌گرد و الاستیک خطی ساخته شده و فرض بر این بوده است که خواص مواد با افزایش دما تغییر نمی‌کند. نتایج عددی به دست آمده از مدل آن‌ها با سایر نتایج منتشر شده مقایسه شده و تطابق خوبی حاصل شده است.

1 Autoclave
2 Takayanagi
3 Parnas & Katirci
4 Morozov
5 Bakaiyan

بوهافس[1] و همکاران [۶]، یک روش تحلیلی برای مطالعه پاسخ مکانیکی لوله‌های کامپوزیت جدار ضخیم تحت فشار داخلی را توسعه داده‌اند. آن‌ها در روش خود در نظر گرفتند که کشش سطحی باید در سطح مشترک بین دو لایه مجاور، تمام شرایط مرزی اعمال شده بر تنش‌های شعاعی و حلقه‌ای را که با استفاده از یک مدل خاص برای استوانه‌های کامپوزیتی چند لایه ضخیم پیشنهاد شده توسط تسای[2]، برآورده کند. روش تحلیلی آنها در مقایسه با سایر روش‌های تحلیلی و عددی ساده، سریع‌تر و دقیق‌تر است.

سیام اودین[3] و همکاران [۷]، در تحقیقی نتایج حاصل از مدل‌سازی المان محدود تنش در دیسک کامپوزیتی با ساختار الگوهای پیچش مختلف را بررسی کرده و اعلام کردند که به ویژه در دیسک‌های با ضخامت کم، الگوهای پیچش تأثیر به‌سزایی بر خواص مکانیکی قطعه نهایی ساخته شده دارد.

سولو[4] در سال ۲۰۱۷ [۸]، لوله‌های کامپوزیتی تحت فشار داخلی را با استفاده از روش اجزای محدود سه بعدی مورد تجزیه و تحلیل قرار داده است. لوله‌های کامپوزیتی از کربن/ اپوکسی با زوایای جهت‌گیری مختلف الیاف ساخته است. تجزیه و تحلیل المان محدود برای پیش‌بینی بارهای شکست انجام شده است. مقادیر تنش شعاعی، مماسی، محوری و برشی از طریق تحلیل‌های عددی روی لوله‌های کامپوزیت و لایه‌های چسب به دست آمد. اثرات زوایای جهت الیاف، عرض هم‌پوشانی و لایه چسب مورد بررسی قرار گرفت.

جمی[5] [۹]، در پژوهشی پاسخ ضربه با سرعت پایین بر لوله‌های کامپوزیت تحت فشار داخلی، رشته‌پیچی شده هیبریدی کربن- شیشه را مورد مطالعه قرار داده است. لوله‌های هیبریدی با زاویه رشته‌پیچی ±۵۵ درجه با استفاده از لایه‌های شیشه و فیبر کربن در توالی‌های مختلف روی هم به روش رشته‌پیچی خودکار تولید شدند. نتایج نشان داد که تشکیل آسیب مانند ترک‌خوردگی ماتریس در سطوح بیرونی/ داخلی، ترک‌های شعاعی، لایه‌لایه شدن، شکافتن و نشت می‌تواند رخ دهد.

خدابخشی و اسدی [۱۰]، در پژوهشی به شبیه‌سازی شکست با معیارهای تسای- وو[6] و هاشین[7] با روش اجزای محدود و با استفاده از آباکوس[8] پرداخته‌اند. نتایج تحقیق آنها نشان داد که زمینه لوله کامپوزیتی تحت کشش و الیاف این لوله که تحت فشار و کشش قرار دارند، دچار شکست نشده اما زمینه لوله کامپوزیتی تحت فشار، دچار شکست شده است. ضریب شدت تنش در زاویه لایه‌چینی ±۵۵ دچار افت ناگهانی شده اما با افزایش زاویه، مقدار این ضریب افزایش یافته است.

هستی[9] و همکاران [۱۱]، در پژوهشی یک مدل المان محدود سه‌بعدی برای بررسی یکپارچگی ساختاری لوله کامپوزیتی تحت فشار ترکیبی، کشش و گرادیان حرارتی با در نظر گرفتن تنش تسلیم همسان‌گرد و شکست ورقه ورقه در سطح لایه با توجه به معیار مبتنی تنش استفاده شده است. نتایج آن‌ها نشان داد که ترکیب لایه‌های جهت‌گیری شده در ± ۵۵ می‌تولند تعادل خوبی را بین تقویت‌کننده‌های محیطی و محوری ایجاد کند.

با توجه به آن‌چه بیان شد، می‌توان دریافت که تأثیر بسیاری از پارامترهای رشته‌پیچی بر خواص مکانیکی استوانه‌های کامپوزیتی به صورت جامع مورد بررسی قرار گرفته است. اما یکی از مسائلی که تاکنون به‌طور کامل به آن پرداخته نشده، تأثیر الگوهای پیچش الیاف بر آستانه تحمل فشار هیدرواستاتیک داخلی است که در این تحقیق به آن پرداخته شده است.

۲- روش تحقیق

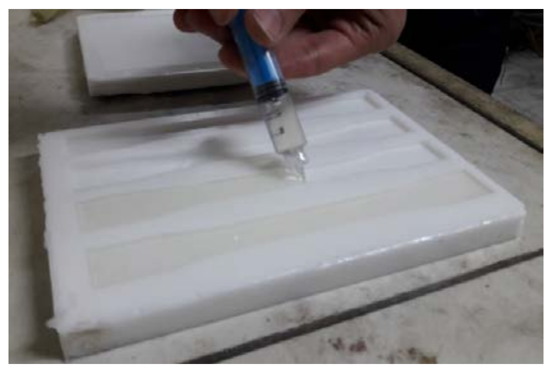
پارامترهای مختلفی در فرایند رشته‌پیچی وجود دارد که توسط محققان بسیاری مورد بررسی قرار گرفته است. در این میان، تأثیر الگوی پیچش یکی از پارامترهای کم‌تر بررسی شده است که در این تحقیق به آن پرداخته خواهد شد. برای این منظور، ابتدا با استفاده از فرضیات و روابط طراحی به محاسبه

1 Bouhafs
2 Tsai
3 Sayem Uddin
4Sulu
5Gemi
6 Tsai–Wu
7 Hashin
8 Abaqus
9 Hastie

ضـخامت پوسـته اسـتوانه‌ای پرداخته شـده و سـپس تأثیر الگوی پیچش با اسـتفاده از ماتریس A، B و D مورد تحلیل قرار گرفته اسـت. در ادامه، با پیشـنهاد رهیافتی جدید در مدل‌سـازی پوسـته‌های کامپوزیتی در نرم‌افزار آباکوس، چگونگی تأثیر الگوهای مختلف پیچش بر عکس‌العمل سـازه، تحت فشـار هیدرواسـتاتیک داخلی از طریق روش المان محدود نیز بررسـی شـده اسـت. سـپس، اقدام به سـاخت نمونه و انجام آزمون‌های تجربی شـده اسـت. در نهایت برای راسـتی آزمایی، نتایج آزمون نمونه‌های تجربی سـاخته شـده با نمونه‌های نرم‌افزاری مورد مقایسه قرار گرفته است.

۲-۱ ساخت کوپن آزمون‌ها و مشخصه‌سازی مواد

در این تحقیق، برای قالب‌گیری رزین‌های اپوکسـی از قالب سـیلیکونی اسـتفاده شـد و برای یکنواخت‌سـازی فرایند سـاخت، تمامی نمونه‌ها در پنج قالب سـیلیکونی سـاخته شـدند. قالب‌های سـیلیکونی مورد اسـتفاده به منظور سـاخت نمونه‌های دمبلی شکل، برای انجام آزمون کشش در شکل (۱) قابل مشاهده است.



شکل ۱. قالب سیلیکونی برای ساخت نمونه دمبلی

در این تحقیق، سـاخت نمونه‌های کشـش و آزمون آن‌ها مطابق اسـتاندارد ASTM D638 توسـط دسـتگاه آزمون کشـش مدل STM 150 (شـرکت سـنتام) انجام گرفته اسـت. هم‌چنین، برای انجـام آزمون کشـش از حس‌گر اکسـتنسـومتر[1] برای اندازه‌گیری دقیق کرنش قطعه اسـتفاده شـده که در شـکل (۲) قابل مشـاهده است. سـرعت کشـش در این آزمون، ۵ میلی‌متر بر دقیقه در نظر گرفته شده است.

شکل ۲. آزمون کشش نمونه رزین پخته شده

حلقه‌های معروف به NOL[2]، منطبق با استاندارد ASTM D 2290 می‌توانند به وسـیله یک حلقه مسـتقل یا توسـط براده برداری حلقوی یک اسـتوانه به دسـت آیند. خواص حاصـل از این آزمون، در قطعات رشـته‌پیچی و حل عددی مورد اسـتفاده قرار گرفته اسـت. ابعاد حلقه NOL، بر اسـاس اسـتاندارد (ASTM D 2290) در جدول (۱) آمده اسـت. در شـکل (۳)، پیچش حلقه NOL ، کنترل کشـش و آغشـته‌سـازی به منظور سـاخت نمونه‌ها نشان داده شده است.

فرایند پخت حلقه‌های NOL، باید مطابق با دمای پخت قطعه تحت طراحی باشـد. فرایند پخت این حلقه‌ها در جدول (۲) برای پخت قطعات NOL نشان داده شده است.

جدول ۱. ابعاد و پارامترهای مورد نیاز برای ساخت حلقه‌های NOL

ابعاد حلقه NOL	
قطر داخلی	D_{in}=5.75 inch
عرض (پهنا)	W=0.25 inch
ضخامت مورد قبول	t=0.125 inch
دیگر پارامترها	
دمای رزین و الیاف در زمان پیچش	22±5 ℃
نسبت حجمی	معادل مقدار در نظر گرفته شده برای کل سازه
سیکل پخت	مطابق با سیکل در نظر گرفته شده برای پخت سازه

1 Extensometer

2 Naval Ordnance Laboratory

در این تحقیق، به منظور ساخت حلقه‌های NOL، بر اساس اندازه‌های مفروض، قالب مربوطه طراحی و ساخته شده است. در شکل (۴)، حلقه‌های NOL ساخته شده قابل مشاهده است.

شکل ۳. پیچش حلقه NOL ، کنترل کشش و آغشته‌سازی برای ساخت نمونه‌هایی از حلقه

جدول ۲. فرایند پخت و شرایط ساخت حلقه‌های NOL

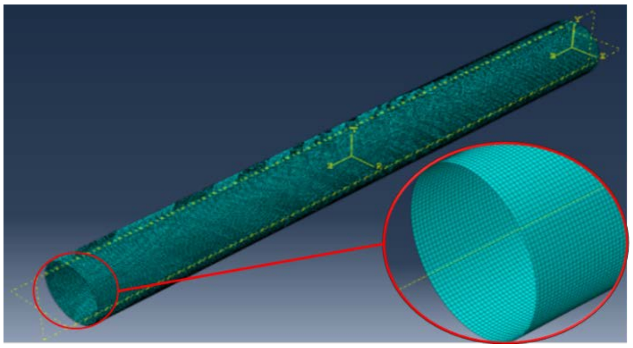
دمای پخت (سانتی گراد)	زمان پخت (دقیقه)	شرایط محیطی ساخت
۹۰	۴۸۰	دمای ۲۵ درجه سانتی‌گراد و رطوبت ۴۷ درصد
۱۲۰	۲۴۰	

شکل ۴. حلقه‌های NOL **ساخته شده**

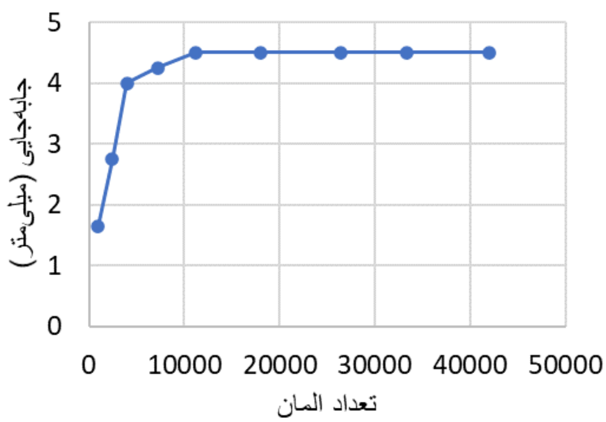
۲-۲ مدل‌سازی المان محدود

برای تحلیل المان محدود، از نرم‌افزار آباکوس ۶/۱۴ استفاده شده است. با توجه به اینکه نیاز است قطعه کامپوزیتی تحت آزمون هیدرواستاتیکی قرار گیرد، مدل‌سازی آزمون هیدرواستاتیکی آن توسط حل‌گر استاتیکی با احتساب معیارهای خطی هندسی انجام شده است. هم‌چنین، خروجی‌های مورد نیاز مثل جابه‌جایی، تنش، کرنش و هم‌چنین خروجی‌های وابسته به حل که کاربر، خود آن‌ها را تعریف می‌کند فعال شده است.

مش‌بندی مورد نظر کانوکشنال شل[1] و مطابق شکل (۵)، از نوع المان پوسته‌ای S4R است. هم‌چنین، هم‌گرایی مش‌بندی مطابق شکل (۶) قابل مشاهده است. پوسته استوانه، دارای ۳۳۳۸۴ المان و تعداد ۳۳۲۸۰ گره است. نوع مش‌بندی نیز برای استوانه چهار وجهی[2] انتخاب شده است.



شکل ۵. مش‌بندی از نوع المان پوسته‌ای S4R



شکل ۶. هم‌گرایی مش‌بندی

۲-۳- فرایند ساخت مندرل[3] و استوانه کامپوزیتی

مراحل ساخت استوانه کامپوزیتی به شرح زیر است:

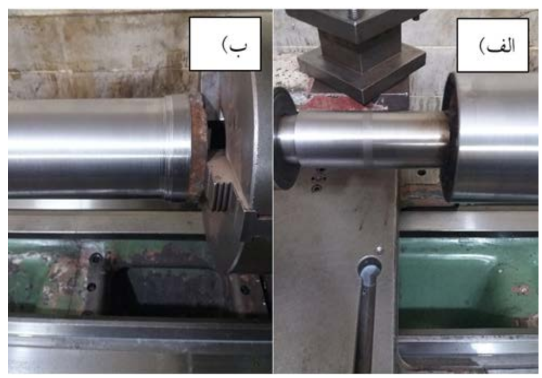
- تعیین روش ساخت مندرل
- تعیین شرایط الگوی رشته‌پیچی با در نظر گرفتن پارامترها و مقادیر آن‌ها
- انجام آزمایش‌ها (به کمک پمپ هیدرولیکی)

به منظور ساخت مندرل به طول ۱/۵ متر، استوانه‌ای از جنس ST37 و مانیسمان[4] به طول ۱/۵ متر، به قطر بیرونی ۱۰۸ میلی‌متر و قطر داخلی ۹۸ میلی‌متر از رده ۸۰ تهیه شده است که برای نمونه مورد نظر باید قطر بیرونی ۱۰۵/۵ میلی‌متر باشد.

1 Conventional Shell
2 quadratic
3 Mandrel
4 Manisman

آن استوانه تهیه شده توسط عملیات تراشکاری به قطر مورد نظر رسانیده شده است. هم‌چنین، دو فلنج (پولکی) به قطر داخلی استوانه ۹۸ میلی‌متر و ضخامت ۱۰ میلی‌متر برای پوشاندن قطر داخلی دو سر استوانه تهیه و به دو سر آن جوش داده شده است. هم‌چنین، یکی از مهم‌ترین قطعاتی که باید قبل از هر چیز برای ساخت مندرل، طراحی و آماده شود، دسته‌های نگه‌دارنده آن است. آن‌ها که نگه‌دارنده مندرل بوده و از مرکز آن می‌گذرد، از طریق سه نظام به دستگاه رشته‌پیچی بسته شده و گشتاور دستگاه را در هنگام پیچش به مندرل منتقل می‌کند.

استوانه‌هایی هر کدام به طول ۱۰۰ میلی‌متر، به قطر بیرونی ۴۰ میلی‌متر و قطر داخلی ۳۵ میلی‌متر از جنس مانیسمان رده ۱۶۰ به‌عنوان دسته‌های نگه‌دارنده در دو طرف مندرل، تهیه و به فلنج (پولکی) جوش داده شده است. در شکل (۷)، تراشکاری الف) دسته‌های نگه‌دارنده و ب) انتهای استوانه آن قابل مشاهده است.



شکل ۷. تراشکاری الف) دسته‌های نگه‌دارنده و ب) انتهای استوانه

مندرل، یک تیر دو سر گیردار در نظر گرفته می‌شود. بیش‌ترین خمش در نقطه وسط مندرل اتفاق می‌افتد، مقدار این خمش y_{max} از طریق رابطه (۱) قابل محاسبه است [۱۳]:

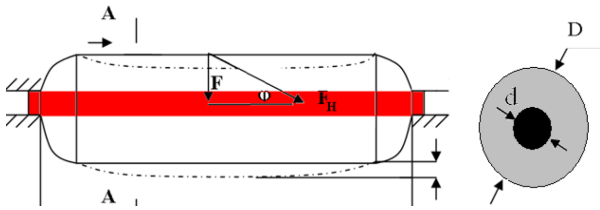
$$y_{max}=\frac{FL^3}{48EI_x} \qquad (۱)$$

در رابطه بالا، (L) طول مندرل، (E) مدول الاستیسیته ماده اصلی سازنده مندرل، (F) نیروی کشش باند الیاف است. با توجه به نوع مندرل که از جنس ST37 است، E=200Gpa در نظر گرفته شده است.

I_x ممان اینرسی مندرل نسبت به محور x ها است که از طریق رابطه (۲) قابل محاسبه است [۱۳]:

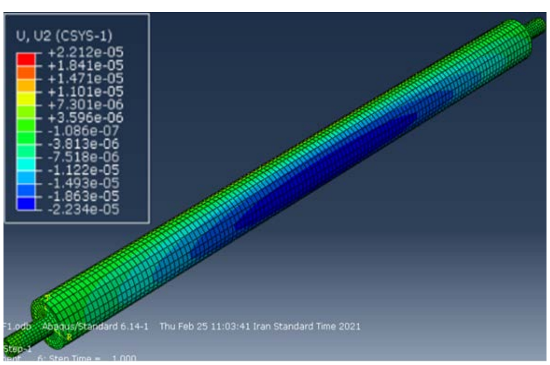
$$I_x=\frac{\pi D^4}{64} \qquad (۲)$$

در شکل (۸)، نیروهای وارد به مندرل و دسته‌های نگه‌دارنده در فرایند رشته‌پیچی نشان داده شده است.



شکل ۸. نیروهای وارد به مندرل و دسته‌های نگه‌دارنده در فرایند رشته‌پیچی

در شکل (۹)، کانتور خیز مندرل در نرم‌افزار آباکوس نشان داده شده است. همان‌طور که از اطلاعات این شکل برمی‌آید، حداکثر خیز ایجاد شده در مرکز مندرل بسیار کم‌تر از حد بحرانی (۴ میلی‌متر) است.



شکل ۹. کانتور خیز مندرل در نرم‌افزار آباکوس

پس از ساخت مندرل، مرحله نخست برای ساخت نمونه‌ها، آماده‌سازی مندرل و پاک‌سازی آن است. بدین صورت که سه مرتبه با دستمال تنظیف، سطح روی مندرل به تینر آغشته و تمیز شده است. پس از آن، برای هر مرحله ساخت نمونه، چهار مرتبه سطح کل مندرل واکس زده شده و سپس با دستمال تمیز پاک‌سازی شده است. هم‌چنین، در آخرین مرتبه واکس زدن (پنجمین بار)، واکس روی سطح مندرل تمیز نشده تا استوانه

کامپوزیتی در پایان عملیات ساخت نمونه، راحت‌تر از مندرل خارج شود. در شکل (۱۰)، مندرل آماده‌سازی شده قابل مشاهده است.

شکل ۱۰. مندرل آماده‌سازی شده

در تمامی نمونه‌ها، موارد آماده‌سازی مندرل، میزان مواد خام، زاویه پیچش الیاف، شرایط مراحل پخت نظیر (مدت زمان قرارگیری و درجه حرارت کوره) و مراحل بیرون کشیدن نمونه ساخته شده یکسان است. مواد خام مورد استفاده برای هر نمونه شامل الیاف شیشه به میزان ۸۴۰ گرم، رزین اپوکسی به میزان ۷۵۰ گرم، هاردنر به میزان ۷۰ گرم و شتاب دهنده به میزان ۱۵ گرم است.

۲-۴- ساخت پوسته با فرایند رشته‌پیچی

یکی از مهم‌ترین بخش‌های هر سازه کامپوزیتی، چگونگی لایه‌چینی شامل زوایای الیاف در هر لایه است.

در بررسی تحقیق‌های مشابه که استوانه‌های کامپوزیتی تحت فشار مورد مطالعه قرار گرفته‌اند، نتیجه حاصل بهترین زاویه برای این نوع بارگذاری زوایای بین ۵۲ تا ۵۶ درجه است [۲ و ۶]. از طرفی با نزدیک شدن این زوایا به صفر درجه، ماکزیمم نیروی محوری قابل تحمل و با نزدیک شدن به ۹۰ درجه، بیشینه نیروی شعاعی قابل تحمل افزایش می‌یابد. در این تحقیق، زاویه پیچش الیاف ±۵۴ درجه است و این بدان دلیل است که قطر مندرل کم است. همچنین، از پیچش ۹۰ درجه (شعاعی) صرف‌نظر شده است، چراکه پیچش شعاعی باعث می‌شود، در هنگام آزمایش هیدرواستاتیک داخلی، تأثیر الگوی پیچش خیلی کم شود. لازم به ذکر است، در این تحقیق، زاویه پیچش فقط به‌صورت محوری است. در شکل (۱۱)، ساخت پوسته با فرایند رشته‌پیچی قابل مشاهده است.

شکل ۱۱. ساخت پوسته با فرایند رشته‌پیچی

پس از اتمام فرایند رشته‌پیچی، نمونه بر اساس فرایند پخت به پیشنهاد شرکت تأمین‌کننده، در دما و زمان معینی که اطلاعات آن در جدول (۲) آمده، قرار گرفته است. در شکل (۱۲)، نمونه خارج شده از کوره مشاهده می‌شود.

شکل ۱۲. خروج نمونه از کوره

پس از بیرون آوردن قطعه از کوره، از یک کشنده برای خارج نمودن استوانه کامپوزیتی ساخته شده، استفاده شده است. برای این منظور، ابتدا مندرل بر روی یک یونولیت قرار داده شده تا سطح آن به ابتدای کشنده نزدیک شود. سپس، به کمک سیم بکسل و جرثقیل، نمونه ساخته شده از مندرل بیرون کشیده شده است. در شکل (۱۳)، خروج نمونه از مندرل و نمایی از ریل کشنده قابل مشاهده است.

شکل ۱۳. خروج نمونه از مندرل و نمایی از ریل کشنده

برای ساخت نمونه‌ها، از الگوهای پیچش ۱، ۲، ۳ و ۵ استفاده شده است. دلیل عدم استفاده از الگوی ۴، نزدیک بودن این الگو به الگوهای ۳ و۵ است. برای هر نمونه الگو، تعداد ۳ عدد استوانه طبق مراحل ذکر شده در بالا ساخته شده است. کنترل کردن و نحوه الگوی پیچش با نرم‌افزار و از طریق کدنویسی انجام شده است. هم‌چنین، در الگوهای مختلف، نحوه کدنویسی‌ها برای الگوهای پیچش نیز متفاوت است. قسمتی از این کدنویسی برای نمونه شماره ۱ در شکل (۱۴) نشان داده شده است.

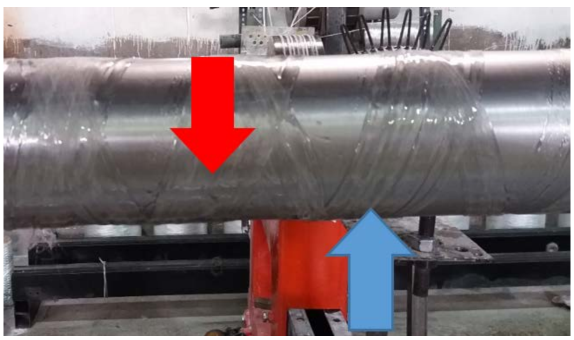
```
G01 G64 G91 G94
X-220.4816493 F1000
X-593.483144 Y+1125 F2000
X-220.4816493 F1000
X-593.483144 Y-1125 F2000

X-220.4816493 F1000
X-593.483144 Y+1125 F2000
X-220.4816493 F1000
X-593.483144 Y-1125 F2000
```

شکل ۱۴. کد نوشته شده برای ساخت نمونه با الگوی پیچش شماره ۱

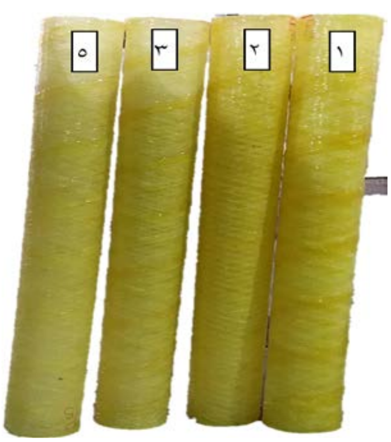
لازم به ذکر است که در الگوی شماره ۱، الیاف پیچیده شده در مرحله اول و دوم دقیقاً در کنار هم قرار می‌گیرند. الگوی پیچش شماره ۲، بدین صورت است که در دفعه دوم، پیچش سطح بین الیاف اولیه پیچیده شده را به دو قسمت تقسیم نموده و الیاف در مراحل بعدی پشت باندهای قبلی قرار می‌گیرد. الگوی پیچش شماره ۳، بدین شکل است که در دفعه دوم، پیچش سطح بین الیاف اولیه پیچیده شده را به سه قسمت تقسیم نموده و الیاف در مراحل بعدی پشت بلندهای قبلی قرار می‌گیرد. در الگوی پیچش شماره۵، در دفعه دوم پیچش، سطح بین الیاف اولیه پیچیده شده را به پنج قسمت تقسیم نموده و الیاف در مراحل بعدی پشت باندهای قبلی قرار می‌گیرد. الگوی ۴ نیز به الگوهای ۳ و ۵ نزدیک است.

در شکل (۱۵)، نمایی از کنار هم قرار گرفتن دسته الیاف‌های اول و دوم در الگوی ۱ قابل مشاهده است. دسته الیاف اول با فلش آبی و دسته دوم با فلش قرمز رنگ مشخص شده است.



شکل ۱۵. نمایی از کنار هم قرار گرفتن دسته الیاف‌های اول و دوم

هم‌چنین، در شکل (۱۶) همه نمونه استوانه‌های کامپوزیتی با الگوهای ۱، ۲، ۳ و ۵ مشاهده می‌شود.

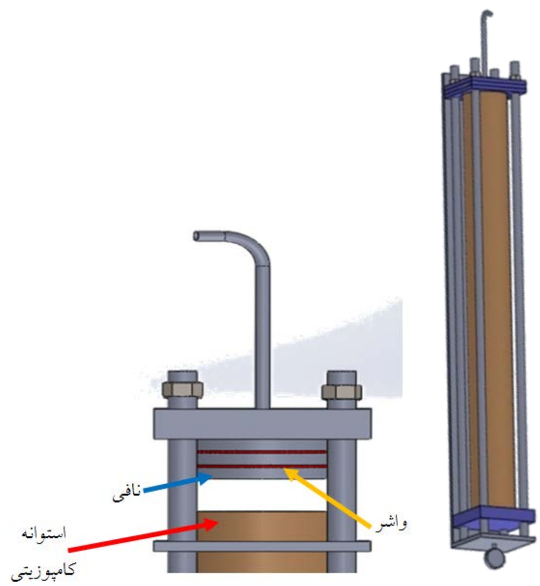


شکل ۱۶. استوانه‌های کامپوزیتی ساخته شده با الگوهای پیچش مختلف

۲-۵- آزمون هیدرواستاتیک داخلی استوانه کامپوزیتی

آزمون هیدرواستاتیک استوانه‌های تحت فشار داخلی، اطلاعات مختلفی را به مهندسین طراح داده است. دستیابی به این اطلاعات منوط به چگونگی برگزاری آزمون و تجهیزات ثبت اطلاعات به دست آمده از آزمون هیدرواستاتیک دارد.

نحوه انجام این آزمون، بر اساس استاندارد مربوطه، نیاز به رعایت نکات ایمنی و به‌کارگیری تجهیزات مناسب و کافی دارد. در شکل (۱۷)، نمای کلی دستگاه آزمون فشار هیدرواستاتیک و نمای دقیق‌تر از اتصالات و نحوه آب‌بندی استوانه کامپوزیتی نشان داده شده است. برای آب‌بند کردن نمونه‌ها، از دو استوانه آهنی (نافی) به همراه دو اورینگ NBR (واشر) که بر روی استوانه‌ها (نافی) قرار دارد، استفاده شده است.



شکل ۱۷. نمایی از دستگاه آزمون فشار هیدرواستاتیک داخلی

در رشته‌پیچی استوانه‌های کامپوزیتی، اعوجاج‌هایی بر روی پوسته ایجاد شده که این اعوجاج‌ها باعث عدم دقت در اندازه‌گیری جابه‌جایی شده است. از این‌رو، صفحه‌های تراز (حد معیار) بر روی وسط استوانه (محل قرارگیری ساعت‌های نشانگر) چسبانیده شده تا دقت اندازه‌گیری را افزایش دهد. در شکل (۱۸)، قطعه چسبانیده شده به استوانه نشان داده شده است.

شکل ۱۸. صفحه تراز چسبانیده شده برای بالا بردن دقت اندازه‌گیری

برای ثبت میزان جابه‌جایی استوانه، از ساعت نشانگر[1] ASIMETO ISO 17025 با پایه مغناطیسی و دقت یک میکرومتری استفاده شده است. هم‌چنین، برای مقید کردن قطعه، قرارگیری ساعت نشانگر و به دست آوردن جابه‌جایی استوانه کامپوزیتی، از فیکسچر[2] (دستگاه آزمون هیدرواستاتیک) ساخته شده در شکل (۱۹) استفاده شده است. این ساعت‌ها، به‌صورت دقیق، وسط و در هر دو طرف استوانه مقید شده که در شکل (۲۰) نشان داده شده است.

شکل ۱۹. دستگاه مورد استفاده در آزمون هیدرواستاتیک

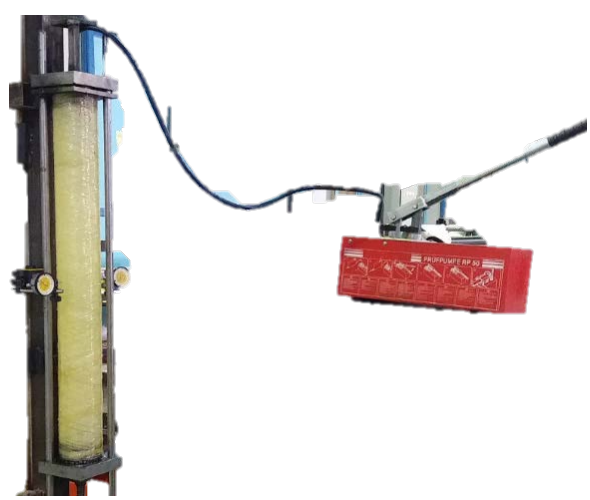
1 Indicator watch

2 Fixture

شکل ۲۰. نمایی از قرار گرفتن ساعت‌ها بر روی استوانه

در نهایت، به‌منظور ایجاد فشار هیدرواستاتیک داخلی، بعد از جای‌گذاری نافی‌ها در دو طرف هر استوانه و ثابت کردن آن بر روی فیکسچر (دستگاه آزمون هیدرواستاتیک داخلی) ساخته شده، روغن با فشار بالا از سمت نافی بالایی استوانه به درون آن تزریق شده است.

روغن هیدرواستاتیک، تا فشار ۵۰ بار به داخل استوانه کامپوزیتی وارد شده است. از این‌رو، میزان جابه‌جایی آن در دو سمت معین شد. تجهیزات کلی ساخته شده و مورد استفاده به منظور انجام آزمون هیدرواستاتیک، در شکل (۲۱) نشان داده شده است.



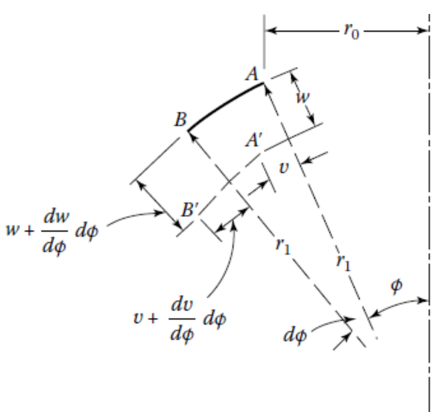
شکل ۲۱. تجهیزات آزمون هیدرواستاتیک

۲-۶- تئوری محاسبه جابه‌جایی شعاعی [۷]

المان AB به طول $r_1 d\varnothing$ از نصف‌النهار، در پوسته بدون کرنش در نظر گرفته شده است. شکل (۲۷) که المانی از دایره است، تغییر مکان‌ها در راستای مماس بر نصف‌النهار و در جهت عمود بر سطح میانی به ترتیب با v و w نشان داده شده است. بعد از تحت کرنش قرار گرفتن پوسته، AB به موقعیت $A'B'$ تغییر مکان داده است. در تئوری زیر، از تقریب تغییر شکل کوچک استفاده شده و از جملات مرتبه بالای بی‌نهایت کوچک صرف نظر شده است. تغییر شکل ایجاد شده در یک المان به طول بی‌نهایت کوچک $r_1 d\varnothing$ را می‌توان مرکب از یک افزایش طول $(\frac{dv}{d\varnothing})\, d\varnothing$ ناشی از تغییر مکان‌های مماسی و یک کاهش طول $w\, d\varnothing$ ایجاد شده براثر تغییر مکان شعاعی w دانست. بنابراین، کرنش نصف‌النهاری $\varepsilon_\varnothing$، کل تغییر شکل بر واحد طول المان برابر است با [۱۴]:

$$\varepsilon_\varnothing = \frac{1}{r_1}\frac{dv}{d\varnothing} - \frac{w}{r_1} \qquad (۳)$$

تغییر شکل یک المان از دایره موازی را می‌توان به همین شیوه بررسی کرد. در شکل (۲۲)، المانی از یک دایره قابل مشاهده است. می‌توان نشان داد که افزایش شعاع r_1 دایره ناشی از تغییر مکان‌های v و w عبارت است از $v \cos\varnothing - w \sin\varnothing$، تا زمانی که محیط دایره موازی مستقیماً متناسب با دایره خود منبسط شود خواهیم داشت [۱۴]:



شکل ۲۲. المان دایره

$$\varepsilon_\theta=\frac{1}{r_0}(v\cos\emptyset- w\sin\emptyset) \quad (۴)$$

باتوجه به $r_0 = r_2\sin\emptyset$ ، کرنش محیطی به‌صورت معادله (۵) است:

$$\varepsilon_\theta=\frac{1}{r_2}(v\cot\emptyset- w) \quad (۵)$$

حذف w از معادله‌های (۳) و (۵) منتهی به معادله دیفرانسیل (۶) برای v شده است:

$$\frac{dv}{d\emptyset}-v\cot=r_1\varepsilon_\emptyset- r_2\varepsilon_\theta \quad (۶)$$

کرنش‌ها و تنش‌های پوسته‌ای از طریق قانون هوک به یکدیگر ربط پیدا کرده است:

$$\varepsilon_\emptyset=\frac{1}{E}(\sigma_\emptyset-v\sigma_\theta)\ ,\qquad \varepsilon_\theta=\frac{1}{E}(\sigma_\theta-v\sigma_\emptyset) \quad (۷)$$

با قرار دادن عبارت فوق در معادله (۶)، معادله (۸) به دست آمده است:

$$\frac{dv}{d\emptyset}-v\cot\emptyset=\frac{1}{E}[\sigma_\emptyset(r_1+vr_2)-\sigma_\theta(r_2+vr_1)] \quad (۸)$$

هنگامی‌که تنش‌های پوسته‌ای معلوم است، تغییر شکل‌های متقارن پوسته حاصل از دوران را می‌توان با انتگرال‌گیری معادله (۸) محاسبه کرد. در معادله زیر:

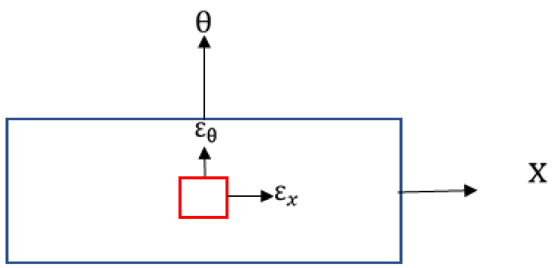
$$\frac{dv}{d\emptyset}-v\cot\emptyset=f(\emptyset) \quad (۹)$$

حل معادله (۹) بالا، عبارت است از:

$$v=[\int\frac{f(\emptyset)}{\sin\emptyset}d\emptyset + c\ ]\sin\emptyset \quad (۱۰)$$

ثابت انتگرال‌گیری c از شرط مرزی به دست آمده است.
همچنین، با پیدا کردن v ، w از معادله (۵) به آسانی قابل محاسبه است.

در شرایطی که پوسته و بارگذاری متقارن محوری باشد، معادلات به‌صورت زیر ساده می‌شوند. شکل (۲۳)، کرنش‌های وارد به استوانه تحت فشار داخلی، ε_x کرنش در راستای طولی استوانه و ε_θ کرنش در راستای محیطی استوانه است [۱۴].



شکل ۲۳. کرنش‌های وارد به استوانه تحت بارگذاری فشار داخلی

بنابراین، از شکل (۲۳)، معادله‌های (۱۱) تا (۱۳) حاصل شده است:

$$P_0=2\pi r_0 \qquad , \qquad P_1=2\pi r_1 \quad (۱۱)$$

$$\varepsilon_\theta=\frac{\Delta P}{P_0}=\frac{P_1-P_0}{P_0}=\frac{2\pi r_1-2\pi r_0}{2\pi r_0}=\frac{r_1-r_0}{r_0} \quad (۱۲)$$

$$r_0\varepsilon_\theta=\Delta r=U_r \quad (۱۳)$$

در معادله‌های بالا، P_1 محیط استوانه بعد از فشار، r_1 شعاع استوانه بعد از فشار، P_0 محیط استوانه قبل از فشار، r_0 شعاع استوانه قبل از فشار است. Δr عددی است که نرم‌افزار آباکوس گزارش داده و در اعداد آزمون تجربی نیز اندازه‌گیری شده است. U_r نیز در واقع همان Δr است که میزان جابه‌جایی شعاعی در استوانه را نشان داده است.

۳- نتایج و بحث

با توجه به آن‌که فرایند رشته‌پیچی نسبت به دیگر روش‌ها، محصولات یکنواختی از لحاظ هندسه، خواص مکانیکی و غیره تولید می‌نماید. پارامترهای قابل تنظیم در این فرایند، مانند سرعت پیچش الیاف، میزان ماندگاری الیاف در حمام رزین، دمای رزین مورد استفاده در هنگام آغشته‌سازی الیاف و غیره، تأثیر به‌سزایی در ضخامت پوسته نهایی دارد. در این تحقیق، با کنترل پارامترهای ساخت سعی شده تا ضخامت نمونه‌های ساخته‌شده ثابت باشد. اختلاف بسیار پایین ضخامت نمونه‌ها، نشان دهنده کنترل مناسب پارامترهای ساخت است. پارامترهایی که برای این تحقیق انجام شده، در جدول (۳) ارائه شده است.

جدول ۳. پارامترهای ساخت

نیروی کشش الیاف (N)	سرعت پیچش الیاف (RPM)	دمای رزین (سانتی-گراد)
۲۰	۴-۵	۴۲±۵

۳-۱- نتایج خواص مکانیکی

همان‌طور که بیان شد، به منظور صحت‌سنجی رهیافت پیشنهادی تحقیق، باید نمونه‌های ساخته شده به وسیله روش المان محدود، مدل‌سازی شده و نتایج بارگذاری با یکدیگر مقایسه شود. بر این اساس، برای تحلیل المان محدود سازه باید خواص مکانیکی ماده تشکیل دهنده تعیین و در نرم‌افزار تحلیلی تعریف شود. در ادامه، نتایج آزمون‌های استاندارد صورت گرفته بر روی مواد سازنده نمونه‌ها ارائه شده است. از این نتایج، برای مدل‌سازی نمونه‌های استوانه‌ای ساخته شده در نرم‌افزار آباکوس استفاده شد. نتایج آزمون کشش رزین، در جدول (۴) ارائه شده است.

جدول ۴. نتایج آزمون کشش رزین

خواص	نماد	واحد	مقدار
مدول الاستیک	E	GPa	۲/۵
ضریب پواسون	ν	-	۰/۲۳
مدول برشی	G	GPa	۱/۲
استحکام کششی	S_T	MPa	۴۳

در جدول (۵)، مقادیر حاصل از آزمون کشش بر روی نمونه‌های NOL ارائه شده است.

جدول ۵. نتایج آزمایش کشش بر روی نمونه‌های NOL شیشه - اپوکسی

قطعه	حداکثر نیروی شکست (KN)	سطح مقطع (mm^2)	حداکثر تنش (MPa)
NOL 1	۵۲/۷۵	۵۰/۱	۱۰۵۳
NOL 2	۵۱/۱	۵۳/۱۸	۹۶۱
NOL 3	۴۲/۷۵	۴۵/۱۷	۹۴۶
NOL 4	۴۸/۷۵	۴۶/۳	۱۰۵۲
میانگین $\bar{X}$			۱۰۰۳

جدول (۶)، جدول خواصی است که در مدل‌سازی استفاده شده است. بر این اساس، خواص در راستای الیاف E_1 و S_1، بر اساس آزمون NOL به دست آمده است. در راستای عرضی E_2، S_2، E_3 و S_3، بر اساس یک فرض محافظه‌کارانه، استحکام و مدول رزین قرار داده شد. همچنین G_{12}، ν_{12} و غیره بر اساس آزمون‌های انجام شده در کارگاه کامپوزیت به دست آمده است. خواص به دست آمده در جدول (۶)، قابل مشاهده است.

۳-۲- ضخامت نمونه‌های ساخته شده

ضخامت نمونه‌های طراحی و ساخته شده در جدول (۷) قابل مشاهده است.

۳-۳- روابط تحلیلی به منظور به دست آوردن ماتریس ABD

در این تحقیق، از نرم‌افزار دی سی ام[1]، برای محاسبه ماتریس ABD هر الگو به‌صورت جداگانه استفاده شده است.

برای مدل‌سازی نمونه‌های المان محدود، به برآورد ماتریس A، B و D نیاز است. بر این اساس، با توجه به آن‌که ماتریس‌های سفتی نمونه ساخته شده با الگوی شماره یک نامتقارن و نمونه‌های ساخته شده با الگوی شماره پنج، متقارن است. برای محاسبه این ماتریس‌ها، ترتیب لایه‌چینی برای نمونه شماره یک متقارن و برای نمونه شماره پنج نامتقارن تعریف شده است.

همان‌طور که قابل پیش‌بینی است، تنها ضرایب ماتریس B، برای دو نمونه متفاوت است. به‌گونه‌ای که ضرایب ماتریس B برای مدل متقارن صفر به دست آمده است. برای به دست آوردن ماتریس سفتی الگوی ۲ و ۳ با ثابت فرض کردن ضرایب ماتریس‌های A و D، مقادیر ماتریس B با میانیابی ضرایب از الگوهای ۱ و ۵ قابل محاسبه است. در جدول (۸)، مقادیر ماتریس B در نمونه‌ها ارائه شده است.

1 Design of Composite Materials

۳-۴- نتایج شبیه‌سازی انجام شده

در آزمون تجربی اندازه‌گیری میزان جابه‌جایی شعاعی توسط دو ساعت نشانگر در وسط استوانه انجام شده است. به همین منظور، در نمونه‌های تحلیلی نیز میزان جابه‌جایی در وسط استوانه محاسبه شده است. در شکل (۲۴)، کانتورهای جابه‌جایی شعاعی در فشار ۵۰ بار برای نمونه‌های با الگوی ۱، ۲، ۳ و ۵، از راست به چپ برحسب میلی‌متر قابل مشاهده است.

جدول ۶. خواص مواد شیشه اپوکسی

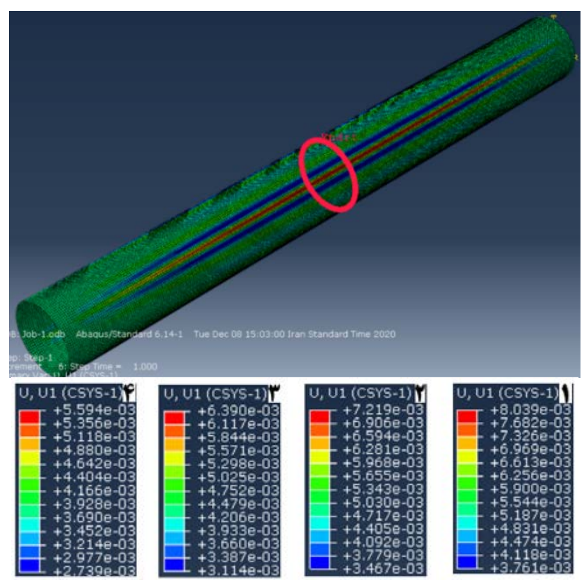
E_{11}	E_{22}	G_{12}	G_{13}	G_{23}	v_{12}
۳۶/۶ GPa	۵GPa	۴/۰۸۵ GPa	۱/۲۵ GPa	۱/۲۵ GPa	۰/۳

جدول ۷. ضخامت نمونه‌های طراحی و ساخته شده

شماره نمونه (الگو)	ضخامت تئوری (mm)	ضخامت تجربی (mm)
۱	۳/۳	۳/۴
۲	۳/۳	۳/۳
۳	۳/۳	۳/۵
۵	۳/۳	۳/۲

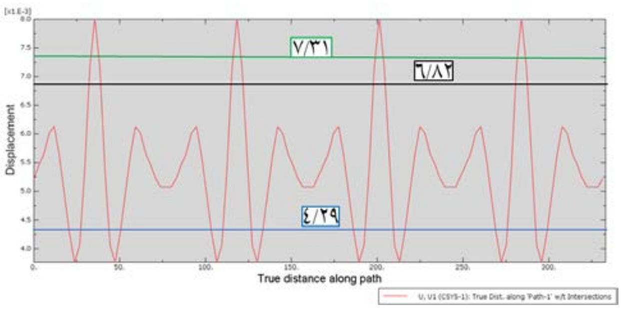
جدول ۸. ضرایب ماتریس B در نمونه‌ها

شماره الگو	۱	۲	۳	۵
B13	-۷۹۰۰	-۵۳۰۰	-۲۶۰۰	۰
B23	-۱۲۶۰۰	-۸۴۰۰	-۴۲۰۰	۰



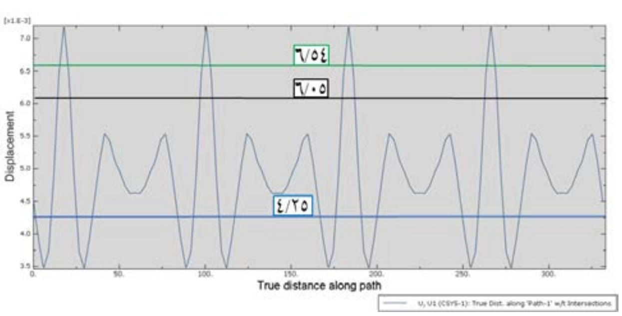
شکل ۲۴. جابه‌جایی شعاعی در فشار ۵۰ بار در نمونه‌ها برحسب میلی‌متر

در شکل (۲۵) تا شکل (۲۸)، نمودارهای جابه‌جایی شعاعی در وسط استوانه در فشار ۵۰ بار به صورت ۳۶۰ درجه برحسب میلی‌متر نشان داده شده است. واحد جابه‌جایی شعاعی به میلی‌متر است. نمودارهای سینوسی ارائه شده، از نرم‌افزار آباکوس استخراج شده است.



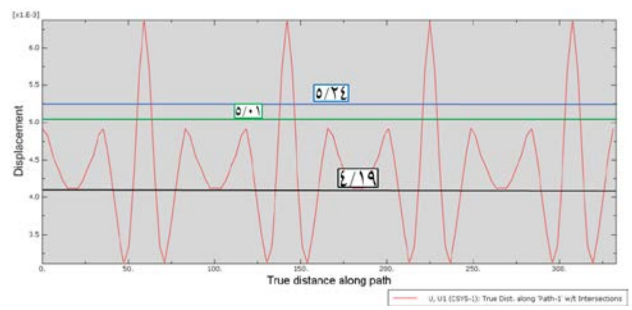
شکل ۲۵. نمودار جابه‌جایی شعاعی در وسط استوانه نمونه شماره ۱ در فشار ۵۰ بار به‌صورت ۳۶۰ درجه برحسب میلی‌متر

در الگوی پیچش شماره ۱ در فشار ۵۰ بار، در نرم‌افزار المان محدود کم‌ترین مقدار جابه‌جایی ۳/۷۶۱ میکرومتر و بیش‌ترین مقدار جابه‌جایی ۸/۰۳۹ میکرومتر است. هم‌چنین، در ساخت نمونه تجربی، جابه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده در سمت راست استوانه (صفر درجه) ۶/۸۲ میکرومتر و جابه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده در سمت چپ استوانه (۱۸۰ درجه) ۴/۲۹ میکرومتر است. از این‌رو، می‌توان نتیجه گرفت که اعداد حاصل از نتایج نمونه تجربی در بین بازه موجود در نرم‌افزار المان محدود قرار گرفته است.



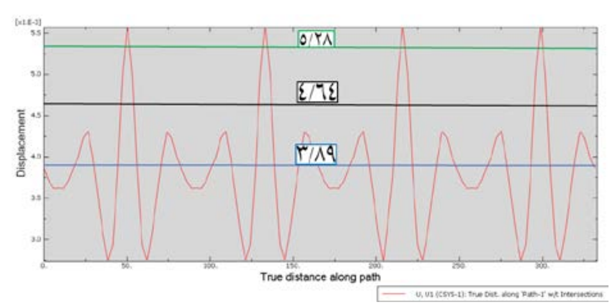
شکل ۲۶. نمودار جابه‌جایی شعاعی در وسط استوانه نمونه شماره ۲ در فشار ۵۰ بار به‌صورت ۳۶۰ درجه برحسب میلی‌متر

در الگوی پیچش شماره ۲ در فشار ۵۰ بار، در نرم‌افزار المان محدود، کم‌ترین مقدار جابه‌جایی ۳/۴۶۷ میکرومتر و بیش‌ترین مقدار جابه‌جایی ۷/۲۱۹ میکرومتر است. هم‌چنین، در ساخت نمونه تجربی، جابه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده در سمت راست استوانه (صفر درجه) ۶/۰۵ میکرومتر و جلبه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده در سمت چپ استوانه (۱۸۰ درجه) ۴/۲۵ میکرومتر است. از این‌رو، می‌توان نتیجه گرفت که اعداد حاصل از نتایج نمونه تجربی در بین بازه موجود در نرم‌افزار المان محدود قرار گرفته است.



شکل ۲۷. نمودار جابه‌جایی شعاعی در وسط استوانه نمونه شماره ۳ در فشار ۵۰ بار به‌صورت ۳۶۰ درجه برحسب میلی‌متر

در الگوی پیچش شماره ۳ در فشار ۵۰ بار، در نرم‌افزار المان محدود کم‌ترین مقدار جابه‌جایی ۳/۱۱۴ میکرومتر و بیش‌ترین مقدار جلبه‌جایی ۶/۳۹ میکرومتر است. هم‌چنین، در ساخت نمونه تجربی، جابه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده در سمت راست استوانه (صفر درجه) ۴/۱۹ میکرومتر و جلبه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده در سمت چپ استوانه (۱۸۰ درجه) ۵/۲۴ میکرومتر است. از این‌رو، می‌توان نتیجه گرفت که اعداد حاصل از نتایج نمونه تجربی در بین بازه موجود در نرم‌افزار المان محدود قرار گرفته است.



شکل ۲۸. نمودار جابه‌جایی شعاعی در وسط استوانه نمونه شماره ۵ در فشار ۵۰ بار به‌صورت ۳۶۰ درجه برحسب میلی‌متر

در الگوی پیچش شماره ۵ در فشار ۵۰ بار، در نرم‌افزار المان محدود کم‌ترین مقدار جابه‌جایی ۲/۷۳۹ میکرومتر و بیش‌ترین مقدار جابه‌جایی ۵/۵۹۴ میکرومتر است. هم‌چنین در ساخت نمونه تجربی جابه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده در سمت راست استوانه (صفر درجه) ۴/۶۴ میکرومتر و جلبه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده در سمت چپ استوانه (۱۸۰ درجه) ۳/۸۹ میکرومتر است. از این‌رو می‌توان نتیجه گرفت که اعداد حاصل از نتایج نمونه تجربی در بین بازه موجود در نرم‌افزار المان محدود قرار گرفته است. در شکل‌های بالا، خطوط آبی رنگ نشان دهنده جابه جایی شعاعی اندازه‌گیری شده به روش تجربی در سمت چپ استوانه برحسب میلی‌متر (۱۸۰ درجه) و خطوط مشکی رنگ نشان‌دهنده جابه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده به روش تجربی در سمت چپ استوانه برحسب میلی‌متر (صفر درجه) است. خطوط سبز رنگ نیز نشان دهنده جابه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده به روش تحلیلی است.

۳-۵- مقایسه نتایج (المان محدود، تجربی و تحلیلی)

جابه‌جایی شعاعی نمونه‌های مختلف تحت بارگذاری فشار هیدرواستاتیک داخلی توسط دو ساعت نشانگر اندازه‌گیری شده است. در جدول‌های (۹) تا (۱۲)، میزان جابه‌جایی‌های اندازه‌گیری شده به همراه نتایج شبیه‌سازی برای چهار نمونه مورد بررسی قابل مشاهده است.

در جدول (۹)، جلبه‌جایی شعاعی تحت بارگذاری فشار هیدرواستاتیک داخلی گزارش شده است. همان‌طور که در جدول مشهود است، مقادیر جابه‌جایی شعاعی در روش تجربی، در بین بازه روش شبیه‌سازی المان محدود قرار گرفته است. همان‌طور که قابل‌ملاحظه است، الگوی جابه‌جایی شعاعی در هر دو روش تجربی و شبیه‌سازی در یک بازه قرار گرفته است.

جدول ۹. جابه‌جایی شعاعی الگوی شماره ۱ (میلی‌متر)

فشار هیدرواستاتیک (bar)	الف	ب	ج	د	ر	درصد خطا
۵	۰/۳۸۳	۰/۷۹۱	۰/۳۶	۰/۶۸	۰/۷۱	۱۴/۰۳
۱۰	۰/۷۸۱	۱/۵۹	۱/۳۸	۰/۸۹	۱/۲۱	۱۳/۲
۱۵	۱/۱۳۸	۲/۴۱	۲/۰۵	۱/۳۱	۲/۲۷	۱۴/۹۳
۲۰	۱/۵۶۲	۳/۱۸۳	۱/۵۸	۲/۸۳	۲/۹۴	۱۱/۰۹
۲۵	۱/۹۵۱	۳/۹۶۴	۳/۲۵	۲/۰۸	۳/۴۶	۱۸/۰۱
۳۰	۲/۳۲۵	۴/۸۱	۴/۳۳	۲/۴۹	۴/۵۴	۹/۹۷
۳۵	۲/۷۳۴	۵/۶۴۲	۲/۷۳	۴/۶۸	۵/۳۲	۱۷/۰۵
۴۰	۳/۱۲۶	۶/۳۳۲	۳/۰۴	۵/۴۵	۵/۹۵	۱۳/۹۲
۴۵	۳/۵۱۶	۷/۱۹۱	۳/۴۷	۵/۹۲	۶/۰۳	۱۷/۶۷
۵۰	۳/۷۶۱	۸/۰۳۹	۶/۸۲	۴/۲۹	۷/۳۱	۱۵/۱۶

جدول ۱۰. جابه‌جایی شعاعی الگوی شماره ۲ (میلی‌متر)

فشار هیدرواستاتیک (bar)	الف	ب	ج	د	ر	درصد خطا
۵	۰/۳۴۵	۰/۷۱۲	۰/۵۹	۰/۴۰	۰/۶۲	۱۷/۱۳
۱۰	۰/۶۹۹	۱/۴۲۸	۰/۷۲	۱/۲۶	۱/۳۱	۱۱/۷۶
۱۵	۱/۰۲۴	۲/۱۷	۱/۸۳	۱/۲۴	۱/۹۷	۱۵/۶۶
۲۰	۱/۴۱۱	۲/۸۶۲	۲/۵۵	۱/۶۸	۲/۶۴	۱۰/۹
۲۵	۱/۷۲۴	۳/۵۹۱	۱/۹۲	۲/۹۴	۳/۲۵	۱۸/۱۲
۳۰	۲/۰۹۳	۴/۳۱۸	۳/۶۷	۲/۵۴	۳/۸۳	۱۵
۳۵	۲/۴۶۱	۵/۰۸۹	۲/۷۵	۴/۴۳	۴/۹۶	۱۲/۹۴
۴۰	۲/۸۱۴	۵/۶۹۹	۳/۱۵	۵/۱۳	۵/۲۷	۹/۹۸
۴۵	۳/۱۶۵	۶/۴۷۲	۳/۵۶	۵/۵۶	۵/۸۵	۱۴/۰۹
۵۰	۳/۴۶۷	۷/۲۱۹	۶/۰۵	۴/۲۵	۶/۵۴	۱۶/۱۹

جدول ۱۱. جابه‌جایی شعاعی الگوی شماره ۳ (میلی‌متر)

فشار هیدرواستاتیک (bar)	الف	ب	ج	د	ر	درصد خطا
۵	۰/۳۰۷	۰/۶۳۳	۰/۳۸	۰/۵۵	۰/۵۸	۱۳/۱۱
۱۰	۰/۶۲۵	۱/۲۷۲	۱/۰۸	۰/۶۸	۱/۱۲	۱۵/۰۹
۱۵	۰/۹۱۱	۱/۹۲۸	۱/۷۱	۱/۰۸	۱/۸۳	۱۱/۳
۲۰	۱/۲۴۹	۲/۵۵۱	۱/۶۴	۲/۰۹	۲/۴۳	۱۸/۰۷
۲۵	۱/۵۶۱	۳/۱۷۲	۲/۰۷	۲/۷۵	۲/۸۹	۱۳/۳
۳۰	۱/۸۶	۳/۸۴۸	۳/۴۳	۲/۳۱	۳/۶۷	۱۰/۸۶
۳۵	۲/۱۸۷	۴/۵۱۴	۲/۹	۳/۸۵	۳/۹۱	۱۴/۷
۴۰	۲/۴۹۹	۵/۰۶۵	۳/۳۴	۴/۲۷	۴/۳۸	۱۵/۶۹
۴۵	۲/۸۱۳	۵/۷۵۳	۴/۸۶	۳/۴۹	۴/۹۴	۱۵/۵۲
۵۰	۳/۱۱۴	۶/۳۹	۴/۱۹	۵/۲۴	۵/۰۱	۱۷/۹۹

جدول ۱۲. جابه‌جایی شعاعی الگوی شماره ۵ (میلی‌متر)

فشار هیدرواستاتیک (bar)	الف	ب	ج	د	ر	درصد خطا
۵	۰/۲۷۴	۰/۵۵۹	۰/۳۵	۰/۴۹	۰/۵۲	۱۲/۳۴
۱۰	۰/۵۴۷	۱/۱۱۹	۰/۷۸	۰/۹۶	۱/۰۷	۱۴/۲
۱۵	۰/۸۲۲	۱/۶۷۸	۱/۳۹	۱/۰۵	۱/۴۸	۱۷/۱۶
۲۰	۱/۰۹۵	۲/۲۳۷	۱/۹۵	۱/۴۶	۲/۰۹	۱۲/۸۲
۲۵	۱/۳۶۹	۲/۷۹۷	۲/۲۸	۱/۸۷	۲/۳۶	۱۸/۴۸
۳۰	۱/۶۴۳	۳/۳۵۶	۲/۴۶	۲/۸۴	۲/۹۸	۱۵/۳۷
۳۵	۱/۹۱۷	۳/۹۱۶	۲/۸۵	۳/۱۴	۳/۲۵	۱۹/۸۱
۴۰	۲/۱۹۱	۴/۴۷۵	۳/۳	۳/۹۸	۴/۲۲	۱۱/۰۶
۴۵	۲/۴۶۵	۵/۰۳۴	۴/۲	۳/۲۳	۴/۸۱	۱۶/۵۶
۵۰	۲/۷۳۹	۵/۵۹۴	۴/۶۴	۳/۸۹	۵/۲۸	۱۷/۰۵

در جدول‌های (۹) تا (۱۲)، حروف استفاده شده به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

الف: کمینه جابه‌جایی شعاعی در شبیه‌سازی المان محدود (برحسب میکرومتر)

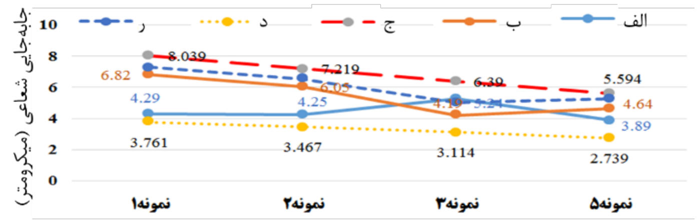
ب: بیشینه جابه‌جایی شعاعی در شبیه‌سازی المان محدود (برحسب میکرومتر)

ج: جابه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده به روش تجربی در سمت راست استوانه (برحسب میکرومتر) (صفر درجه)

د: جابه‌جایی شعاعی اندازه‌گیری شده به روش تجربی در سمت چپ استوانه (برحسب میکرومتر) (۱۸۰ درجه)

ر: جابه‌جایی شعاعی به دست آمده به روش تحلیلی (برحسب میکرومتر)

در شکل (۲۹)، تفاوت جابه‌جایی شعاعی نمونه‌های مختلف در فشار ۵۰ بار به صورت تجربی، شبیه‌سازی و تحلیلی قابل مشاهده است. تمایز نتایج نشان داده شده در این شکل، نشان‌دهنده اثر الگوی پیچش است.



شکل ۲۹. جابه‌جایی شعاعی نمونه‌های مختلف در فشار ۵۰ بار، الف: جابه‌جایی تجربی سمت چپ استوانه، ب: جابه‌جایی تجربی سمت راست استوانه، ج: بیشینه جابه‌جایی تحلیل عددی، ج: کمینه جابه‌جایی تحلیل عددی، ج: جابه‌جایی نتایج تحلیلی

در این تحقیق با مقایسه جابجایی‌های محاسبه شده می‌توان دریافت، رفتار مکانیکی پوسته‌های رشته‌پیچی شده که با جابه‌جایی شعاعی نمونه‌ها تحت فشار هیدرواستاتیک داخلی به دست آورده شده است، تابعی از الگوی پیچش است.

درواقع با افزایش شماره الگوی پیچش یا به عبارتی با هرچه ریزبافت‌تر شدن پوسته استوانه ساخته شده، جابه‌جایی شعاعی استوانه کاهش می‌یابد. این موضوع بیانگر آن است که هر چقدر پوسته به‌صورت ریزبافت‌تر تولید شود، رفتار نهایی سازه به سمت پوسته‌های با لایه متقارن نزدیک می‌شود.

۴- نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر، با در نظر داشتن اهمیت کاهش وزن در استوانه‌های کامپوزیتی، تأثیر الگوهای پیچش مختلف الیاف تحت فشار هیدرواستاتیکی داخلی بر استوانه‌های کامپوزیتی مورد بررسی قرار گرفت و نتایج زیر حاصل شد:

- الگوی پیچش بر روی نمونه‌های ساخته شده، نمونه‌های طراحی‌شده توسط نرم‌افزار آباکوس و همچنین روش تحلیلی تحت فشار هیدرواستاتیک داخلی تأثیرگذار است.
- از میان الگوهای یاد شده، الگوی شماره ۵، کم‌ترین جابه‌جایی به دلیل ریزبافت بودن و در پی آن بیش‌ترین استحکام و الگوی شماره ۱ بیش‌ترین جابه‌جایی را داشته است.
- در الگوی پیچش شماره ۱ در فشار ۵۰ بار، در نرم‌افزار المان محدود بیش‌ترین مقدار جابه‌جایی ۸/۰۳۹ میکرومتر بوده که نسبت به الگوی پیچش شماره ۵ که بیش‌ترین مقدار جابه‌جایی ۵/۵۹۴ میکرومتر است، ۳۰ درصد جابه‌جایی بیش‌تری داشته است و هم‌چنین در نمونه تجربی، حداکثر جلبه‌جایی شعاعی لندازه‌گیری شده در سمت راست استوانه شماره ۱ (صفر درجه) ۶/۸۲ میکرومتر و برای شماره ۵، ۴.۶۴ میکرومتراست که موید اختلاف ۳۲ درصدی نمونه‌ها در تست تجربی است. نتایج نمونه تجربی شماره ۱ با اختلاف ۱۵/۱۶ درصد در بین بازه موجود در نرم‌افزار المان محدود قرار گرفته است.
- نتایج نمونه تجربی شماره ۲ با اختلاف ۱۶/۱۹ درصد در بین بازه موجود در نرم‌افزار المان محدود قرار گرفته است.
- نتایج تجربی نمونه شماره ۳ با ۱۷/۹۹ درصد اختلاف در بین بازه موجود در نرم‌افزار المان محدود قرار گرفته است. نتایج تجربی نمونه شماره ۵ با اختلاف ۱۷/۰۵ درصد در بین بازه موجود در نرم‌افزار المان محدود قرار گرفته است.استفاده از ماتریس A ، B و D برای بررسی تأثیر الگوی پیچش در تحلیل المان محدود نمونه‌ها، یک رهیافت پیشنهادی در این تحقیق است. انطباق نتایج تحلیل المان محدود، آزمون‌های تجربی و روش تحلیلی دقت قابل قبولی را برای این روش نشان می‌دهد.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

[1] H. Takayanagi, M. Xia, and K. Kemmochi, "Stiffness and strength of filament-wound fiber-reinforced composite pipes under internal pressure," *Advanced Composite Materials*, vol. 11, no. 2, pp. 137-149, 2002.

[2] L. Parnas, and N. Katirci, "Design of fiber-reinforced composite pressure vessels under various loading conditions," *Composite structures*, vol. 58, no. 1, pp. 83-95, 2002.

[3] E. V. Morozov, "The effect of filament-winding mosaic patterns on the strength of thin-walled composite shells," School of Mechanical Engineering, University of KwaZulu-Natal, Howard College, Durban 4041, 2006.

[4] H. Bakaiyan, H. Hosseini, & E. Ameri, "Analysis of multi-layered filament-wound composite pipes under combined internal pressure and thermomechanical loading with thermal variations," *Composite Structures*, 88(4), 532-541, 2009.

[5] R.Ansari, F. Alisafaei, & P. Ghaedi, "Dynamic analysis of multi-layered filament-wound composite pipes subjected to cyclic internal pressure and cyclic temperature," *Composite Structures*, 92(5), 1100-1109, 2010.

[6] M. Bouhafs, Z. Sereir, & A. Chateauneuf, "Probabilistic analysis of the mechanical response of thick composite pipes under internal pressure," *International journal of pressure vessels and piping*, 95, 7-15, 2012.

[7] N. D. Sayem Uddin, V. Morozov, "The effect of filament winding mosaic pattern on the stress state of filament wound composite flywheel disk," School of Engineering and Information Technology, The University of New South Wales, Canberra ACT, 2014.

[8] I. Y. Sülü, "Mechanical behavior of internal pressurized composite pipes jointed with embedded tubular sleeves," *Materials Testing* 59.3: 272-277, 2017.

[9] L. Gemi, (). "Investigation of the effect of stacking sequence on low velocity impact response and damage formation in hybrid composite pipes under internal pressure. A comparative study," *Composites Part B*: Engineering, 153, 217-232, 2018.

[10] A. Khodabakhshi, H. Asadi Gilakejani, "Failure Analysis of Glass Fiber Reinforced Plastic Pipes and Crack Inlet Opening with J-Integral Criteria Under Internal Pressure," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol 52, Issue 5, pp. 1179-1192,2020.

[11] J. C. Hastie, I. A. Guz, & M. Kashtalyan, "Structural integrity of deepwater composite pipes under combined thermal and mechanical loading," *Procedia Structural Integrity*, 28, 850-863, 2020.

[۱۲] م. رونق، ، *مقدمه‌ای بر فرایندهای تولید*، فرمنش، ۱۳۹۲.

[13] C. Ugural, *Stresses in beams,plates and shells*, 3rd ed., CRC Press, Boca Raton London New York, 2010.

[14] A. Onder, et.al., "Burst failure load of composite pressure vessels," *Composite Structures*, vol. 89, no. 1, pp. 159-166, 2009.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 78-91
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.365155.1092

Article Info

Received: 2022-10-10
Accepted: 2022-11-7

Keywords

Internal ballistics, Vacuum stand diffuser, Numerical simulation, Unsteady flow

How to Cite this article

Nematollah Fouladi, Alireza Mohammadi, “Numerical Evaluation of a Test Bed of an Orbital Transmission Engine in an Initial Vacuum Condition”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 78-91, 2023.

Original Article

Numerical Evaluation of a Test Bed of an Orbital Transmission Engine in an Initial Vacuum Condition

Nematollah Fouladi [*,1], **Alireza Mohammadi** [2]

1,*. Assistant Professor, Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, n.fouladi@isrc.ac.ir, Corresponding author
2. PhD, Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, mohama_a@yahoo.com

Abstract

The purpose of this research is to evaluate a ground test bed of an orbital transmission engine with pre-evacuation of the engine's internal space. In the usual tests on the ground, the initial pressure of the engine is atmospheric pressure. While during the orbital mission, the internal space of the engine may be in the vacuum pressure. Therefore, to ensure the proper performance of internal ballistics, it is necessary to test the performance by pre-evacuating its internal space. In this research, first, the suitability of an exhaust diffuser for this type of test is investigated numerically. Then, the unsteady numerical simulations have been done by applying the pressure-time profiles of the engine as the boundary condition of the inlet pressure. Investigations show that the two phenomena of flow being supersonic in the diffuser at very low engine pressures and the discharge of the return flow to the vacuum chamber prevent the significant influence of environmental conditions on the flow inside the nozzle. So, from the initial moment to the stable working of the diffuser, the flow in the first half of the nozzle is in the supersonic state. Therefore, the internal ballistics of the engine is evaluated independently of the conditions of the outside environment.

مقاله پژوهشی

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علــوم، فــناوری و
کاربردهــای فضــایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۹۱-۷۸
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2022.365155.1092

ارزیابی عددی بستر آزمون یک موتور انتقال مداری در شرایط اولیه خلاء

نعمت اله فولادی [۱*]، علیرضا محمدی [۲]

۱،*. استادیار، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، n.fouladi@isrc.ac.ir
(نویسنده مسئول)

۲. دکترا، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، mohama_a@yahoo.com

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۱۸

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۸/۱۶

چکیده

هدف از این تحقیق، ارزیابی بستر آزمون یک موتور انتقال مداری در حالت اولیه فشار پایین (خلاء نسبی) فضای داخلی موتور است. در تست¬های زمینی معمول موتور در محیط شبیه¬ساز ارتفاع بالا، فضای داخلی موتور در حالت اولیه فشار اتمسفر محلی قرار دارد. در حالی‌که، در زمان ماموریت مداری ممکن است شرایط اولیه خلاء در فضای داخلی موتور برقرار باشد. بنابراین، برای اطمینان از عملکرد مناسب بالستیک داخلی، لازم است که عملکرد موتور با پیش خلاء¬سازی فضای داخلی آن تست شود. برای این منظور، ابتدا با بررسی تئوری، مناسب بودن هندسه یک دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت برای این نوع تست مطرح شده، سپس، از شبیه¬سازی عددی جریان برای بررسی طرح استفاده شده است. شبیه¬سازی عددی غیردائم با اعمال پروفیل¬های فشار- زمان موتور به عنوان شرط مرزی ورودی انجام شده است. بررسی¬ها نشان می¬دهد که دو پدیده مافوق ¬صوت شدن جریان در دیفیوزر در فشارهای موتور خیلی پایین و تخلیه جریان برگشتی به محفظه خلاء، مانع از تاثیرگذاری قابل توجه شرایط محیطی در جریان داخل نازل می¬شود، به طوری‌که از لحظه اولیه شروع به کار موتور تا راه-اندازی پایدار دیفیوزر، جریان در نیمه اولیه نازل در حالت مافوق ¬صوت قرار دارد. بنابراین، بالستیک داخلی موتور مستقل از شرایط محیط بیرون ارزیابی می¬شود.

واژه‌های کلیدی

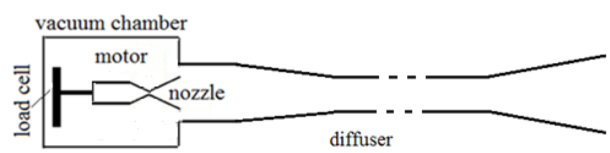
بالستیک داخلی، دیفیوزر استند خلاء، شبیه‌سازی عددی، جریان ناپایا

نحوه استناد به این مقاله

نعمت اله فولادی ، علیرضا محمدی ." ارزیابی عددی بستر آزمون یک موتور انتقال مداری در شرایط اولیه خلاء"، *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۹۱-۷۸، ۱۴۰۱.

۱- مقدمه

غالباً پیش از ساخت نمونه پروازی و مرحله پرتاب ماهواره‌بر باید از صحت عملکرد زیرسیستم پیشرانش آن اطمینان حاصل شود. بنابراین، لازم است موتورهای مرحله بالای زیرسیستم پیشرانش در سطح زمین تحت تست عملکردی قرار گیرد. چنان‌چه این موتورها که غالباً مجهز به نازل با نسبت انبساط بالا هستند در محیط اتمسفر تست شوند، جریان کامل درون نازل آنها برقرار نشده و جریان از دیواره نازل جدا شده و مقدار تراست نازل به صورت قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌یابد. راهکار ارزیابی صحیح مشخصات عملکردی موتور مرحله بالا، استفاده از شبیه‌ساز ارتفاع بالا با به‌کارگیری یک دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت است [۱ و ۲]. در شکل ۱، شماتیکی از هسته مرکزی شبیه‌ساز ارتفاع بالا نوع دیفیوزر گلوگاه ثانویه نشان داده شده است. در این تجهیز، توسط هد دینامیکی گازهای احتراقی، طی یک پروسه انبساط گازها و تشکیل قطاری از موج‌های ضربه‌ای، شرایط خلاء به طور خودکار در اطراف نازل ایجاد شده و این گازها به محیط بیرون پمپ می‌شود.



شکل۱. شماتیک هسته مرکزی بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالا [۱]

یکی از فعالیت‌های تعریف شده برای بررسی کیفی عملکرد یک موتور انتقال مداری، بررسی اثر شرایط خلاء اولیه بر بالستیک داخلی موتور و عملکرد چاشنی آن است. در این بررسی، برخلاف تست‌های معمول که نازل موتور مجهز به درپوش بوده است و فضای داخل موتور در لحظه اولیه در فشار اتمسفر محلی قرار دارد؛ خلاء اولیه توسط پمپ خلاء در داخل موتور و اطراف آن ایجاد می‌شود. تست موتور در این شرایط انجام شده و عملکرد بالستیک موتور و چاشنی‌ها در لحظه روشن شدن موتور مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در این تحقیق، معیار ارزیابی مطلوب بودن منحنی فشار-زمان موتور است. در عمل، برای انجام این تست یک محیط خیلی بزرگ در اطراف موتور باید ایزوله و پیش خلاءسازی شده باشد، که غالباً برای موتورهای بزرگ (یا دبی جرمی بالا) کار مشکلی بوده و مقرون به‌صرفه نیست. در صنایع فضایی کشورهای مطرح در حوزه فضا، در تست فاز روشن شدن موتور غالباً از اجکتور سیال ثانویه برای ایجاد مکش جریان و پایین نگه داشتن فشار در خروجی نازل استفاده می‌شود [۳]. اجکتورهای سیال ثانویه به طور عمده با دبی بخار آب چندین برابر دبی گازهای احتراقی (حدود ۸ برابر)، نیاز به راه‌اندازی تجهیزات سنگین و پرهزینه تولید و ذخیره‌سازی بخار آب هستند [۴]. متاسفانه در کشور ما هنوز این فناوری توسعه نیافته است.

در این فعالیت امکان استفاده از دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت برای انجام این نوع تست یک موتور انتقال مداری با رویکرد شبیه‌سازی عددی جریان مورد بررسی قرار می‌گیرد. به این صورت که مطابق شکل ۱، یک دیفیوزر طولی در امتداد نازل موتور قرار می‌گیرد و نواحی اطراف موتور توسط یک محفظه موسوم به محفظه تست یا محفظه خلاء احاطه می‌شود و یک دیافراگم در انتهای دیفیوزر قرار داده می‌شود. سپس، فضای داخلی سیستم (موتور، نازل، محفظه خلاء و دیفیوزر) توسط یک پمپ خلاء، پیش خلاء‌سازی می‌شود. ایده اولیه در پیشنهاد این سیستم این است که با توجه به خلاء اولیه در حین روشن شدن موتور و در فشارهای خیلی پایین احتراق، جریان مافوق صوت در نازل و بخشی از طول دیفیوزر شکل می‌گیرد. این امر باعث تاخیر زمانی قابل توجهی برای انعکاس و برگشت امواج اغتشاشی به سمت نازل می‌شود، تا اینکه فشار موتور در این فاصله زمانی افزایش یافته و قادر به مقابله با امواج برگشتی و اغتشاشات بیرونی می‌شود، به طوری‌که در فاز روشن شدن موتور، امواج برگشتی یا اغتشاشی قادر به عبور از گلوگاه نازل و تاثیرگذاری در بالستیک داخلی موتور نمی‌شود. قابل ذکر است که این فعالیت بر اساس نیاز به تست کیفی یک موتور انتقال مداری در داخل کشور تعریف شده است و تاکنون تحقیق مشابهی در مراجع ارائه نشده است.

هدف این فعالیت، بررسی مناسب بودن بستر تست (دیفیوزر خروجی مافوق صوت) برای انجام تست زمینی موتور در شرایط خلاء است. برای این منظور، اثبات عدم تاثیرگذاری اغتشاشات محیط بیرون بر بالستیک داخلی موتور ضروری است. در این تحقیق از منحنی فشار – زمان واقعی موتور که در تست با شرایط غیر خلاء به دست آمده است، استفاده می‌شود. تحلیل عددی

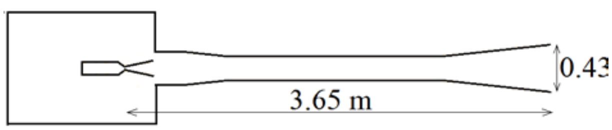
بالستیک داخلی موتور خارج از اسکوپ تحقیق حاضر است. در واقع تحلیل عددی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد با پیچیدگی زیادی همراه است و در عمل استفاده از منحنی فشار-زمان حاصل از تست واقعی دقت بیشتری در این نوع بررسی دارد.

در ادامه در بخش ۲، با انتخاب دیفیوزر مناسب، بررسی‌های تئوری لازم ارائه شده است. در بخش ۳، روش عددی و اعتبارسنجی بیان شده و در بخش ۴، نتایج و بحث ارائه شده است. ابتدا در زیر بخش ۴-۱، مناسب بودن دیفیوزر برای کارکرد پایای تست خلاء موتور مورد بررسی قرار گرفته است. سپس در زیربخش ۴-۲، با شبیه-سازی غیردائم و لحاظ کردن پروفیل فشار- زمان اصلی موتور، امکان‌سنجی ارزیابی تاثیر پیش خلاءسازی در بالستیک داخلی بررسی شده است. هم‌چنین، در بخش ۴-۳، شبیه‌سازی جریان ناپا با ضریب ۰/۷ برابر پرفیل فشار- زمان موتور برای اثبات مناسب بودن بستر تست در صورت اثرگذاری پیش‌خلاءسازی بر بالستیک داخلی موتور ارائه شده است. در پایان در بخش ۵، نتیجه‌گیری و جمع‌بندی تحقیق ارائه شده است.

۲- تعریف مسئله و بررسی اولیه

همان‌طور که در مقدمه اشاره شد، در این تحقیق، از دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت برای ارزیابی عملکرد موتور با پیش خلاءسازی فضای داخلی آن استفاده می‌شود. با توجه به پیش‌خلاء شدن فضای داخل موتور، فضای داخل دیفیوزر و محفظه خلاء، در لحظات اولیه روشن شدن موتور (در فشارهای بسیار پایین)، گلوگاه نازل در حالت خفگی قرار خواهد گرفت. بنابراین، اغتشاشات بیرونی نمی‌تواند از گلوگاه نازل به داخل موتور نفوذ کند. هم‌چنین، به دلیل گستردگی دیفیوزر در بعد طولی، جریان مافوق صوت اولیه در فشارهای بسیار پایین (در آن لحظات) در طول دیفیوزر به طور موقت شکل می‌گیرد. این موضوع می‌تواند باعث تاخیر زمانی در رسیدن اغتشاش پایین دست به سمت نازل و موتور باشد، به طوری‌که زمان کافی برای ارزیابی اثر پیش‌خلاءسازی در عملکرد چاشنی‌ها بدون دخالت اغتشاشات محیطی فراهم شود.

در این تحقیق، از یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه مطابق شکل ۲ استفاده می‌شود. این دیفیوزر از نوع گلوگاه ثانیه است که به روش موج ضربه‌ای قائم طراحی شده و در سال ۱۳۹۸، در تست زمینی نمونه کیفی موتور انتقال مداری آرش ۲۰ (با نازل طول بلند) مورد استفاده قرار گرفته است. در تست مزبور، در لحظه شروع به روشن شدن موتور مطابق معمول فضای خالی داخلی موتور در فشار اتمسفر محلی قرار داشته است. هم‌چنین، نازل مجهز به یک درپوش داخلی بوده که بعد از گلوگاه آن قرار می‌گیرد. این درپوش در فشارهای بالاتر از ۱۰ بار به محیط بیرون پرتاپ می‌شود. در مسئله حاضر نازل بدون درپوش است. ابتدا فشار خلاء در حدود ۰/۰۲ بار در داخل فضای خالی موتور، نازل، دیفیوزر و محفظه خلاء، توسط پمپ خلاء ایجاد شده، سپس موتور روشن می‌شود. در شکل ۲ شماتیکی از موتور، نازل، دیفیوزر و محفظه خلاء در تست مورد نظر نمایش داده شده است. قطر خروجی دیفیوزر برابر ۰/۴۳ متر و فاصله طولی گلوگاه نازل تا انتهای دیفیوزر برابر ۳/۶۵ متر است.



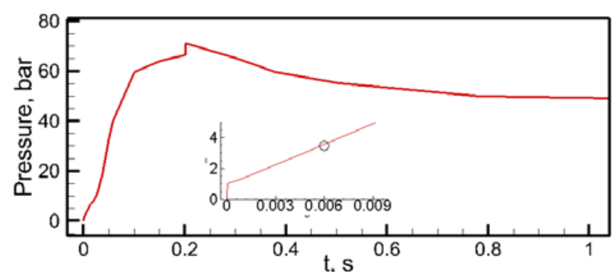
شکل۲. دیفیوزر و نازل در تست مورد نظر

در این بخش یک برآورد اولیه در خصوص کفایت هندسه پیش‌خلاء اولیه برای انجام این تست ارائه می‌شود. در بخش بعدی با شبیه-سازی عددی جریان، موضوع با دقت بیشتری مورد بررسی قرار می‌گیرد.

دمای احتراق موتور در حدود ۳۵۰۰ کلوین بوده و نسبت ظرفیت گرمایی ویژه گازهای احتراقی در حدود ۱/۲ است. البته در عمل با انبساط گازهای احتراقی در ورودی دیفیوزر، دمای استاتیک کاهش می‌یابد. سرعت صوت به عنوان معیاری از سرعت پیش‌روی اغتشاشات از رابطه زیر قابل استخراج است:

$$a = \sqrt{\gamma R T} \qquad (1)$$

که در آن γ نسبت ظرفیت گرمایی ویژه و R ثابت گازها است که برای سیال مورد نظر γ=1.2 و R=297 J/(kg.K) است. با در نظر گرفتن بدترین حالت (یعنی T= ۳۵۰۰ K) که منجر به سرعت صوت (یا سرعت انتشار اغتشاشات) بیشتر در جریان گازهای احتراقی می‌شود و با توجه به فاصله ۳/۶۵ متری گلوگاه نازل تا انتهای دیفیوزر (محل مانع یا درپوش فلزی دیفیوزر در شکل ۲)، جریان بعد از ۰/۰۰۳۲۵ ثانیه به مانع برخورد می‌کند و اثرات انعکاسی آن بعد از سپری شدن دو برابر این زمان یعنی ۰/۰۰۶۵ ثانیه به گلوگاه نازل می‌رسد. منحنی فشار- زمان موتور تا یک ثانیه اول در شکل ۲ نمایش داده شده است [۵]. مطابق شکل ۳، در لحظه ۰/۰۰۶ ثانیه فشار موتور ۳/۵ بار است و در این فشار با فرض فشار محیط نازل برابر ۱ بار، گلوگاه در حالت خفگی به سر می‌برد (نسبت فشاری که در آن جریان در گلویی نازل به حالت خفگی می‌رسد برابر ۲/۷ است). بنابراین، اغتشاشات قادر به عبور از گلوگاه نازل نخواهد بود.



شکل ۳. منحنی فشار- زمان اصلی موتور تا یک ثانیه [۵]

البته نتایج فوق وقتی قابل اتکا است که اولاً بپذیریم که منحنی فشار – زمان موتور تحت پیش خلاءسازی فضای داخلی موتور تغییری با حالت تست بدون پیش خلاء نخواهد داشت. دوم اینکه جریان در لحظه اولیه در امتداد دیفیوزر انبساط مافوق صوت داشته باشد. در غیر این صورت، دیواره‌های دیفیوزر نزدیک به نازل هم قادر به تولید امواج برگشتی به داخل نازل خواهد بود. برای مطمئن شدن از این امر، شبیه‌سازی عددی جریان غیردائم با پروفیل فشار- زمان موتور انجام می‌شود. با این حال، این احتمال وجود دارد که پیش خلاءسازی فضای داخلی موتور بر عملکرد چاشنی و در نتیجه پروفیل فشار- زمان اولیه موتور تاثیر بگذارد. برای لحاظ کردن این موضوع، در این تحقیق یک احتمال نسبتاً بد نیز در نظر گرفته شده است. به این معنی که فرض شده است که در اثر اختلال در عملکرد چاشنی در اثر فشار خلاء، در یک ثانیه اول نرخ افزایش فشار موتور به طور محسوسی در حدود ۳۰ درصد کاهش یابد. به عبارت دیگر، منحنی فشار-زمان اصلی موتور در عدد ۰/۷ ضرب شود. در این تحقیق، با این فرض نیز شبیه‌سازی غیردائم جریان به منظور ارزیابی احتمال تاثیرگذاری شرایط محیط تست بر بالستیک داخلی موتور انجام می‌شود.

قابل ذکر است که در بستر تست پیشنهاد شده هرچه نرخ افزایش فشار موتور کمتر باشد، زمان رسیدن به شرایط راه‌اندازی (مافوق صوت شدن دیفیوزر) افزایش می‌یابد و در نتیجه نفوذ اغتشاشات محیطی به بالا دست (به سمت موتور) بیشتر می‌شود. روند تحقیق برای پاسخ دادن به این سوال شروع شده است: آیا با منحنی فشار- زمان واقعی (در تست بدون خلاء)، عملکرد بستر تست (با دیفیوزر) مانع از دخالت اغتشاشات در بالستیک داخلی موتور می‌شود؟ در ادامه، با توجه به رابطه عکس زمان رسیدن به حالت راه‌اندازی دیفیوزر با نرخ افزایش فشار موتور، فرض بر این است که در بدترین حالت ۳۰ درصد نرخ افزایش فشار موتور (به خاطر پیش خلاء سازی) افت پیدا کند. آیا در بدترین شرایط فرضی هم بستر تست خلاء برای انجام تست مناسب است؟

۳- روش شبیه‌سازی عددی جریان

۳-۱- حلگر عددی و مدل توربولانسی

در این تحقیق، با توجه به جریان سرعت بالا در نازل و دیفیوزر از حلگر چگالی مبنا استفاده شده است. با توجه به تقارن هندسی مدل، تقارن موجود در فیزیک جریان و همچنین صرفه‌جویی در هزینه محاسباتی از حل در مختصات متقارن محوری استفاده شده است. بنابراین، معادلات حاکم بر جریان، معادلات ناویر-استوکس [1] به‌صورت تراکم‌پذیر، ناپایا و تقارن‌محوری است. برای شبیه‌سازی عددی از نرم‌افزار انسیس فلوئنت [2] (ورژن 2020 R2) استفاده شده است. با توجه به اینکه در این مسئله اندرکنش قوی مابین موج ضربه‌ای جریان و لایه مرزی دیواره نازل و دیفیوزر

1 Navier-Stokes

2 Ansys Fluent

وجود دارد، جدایش جریان از دیواره‌ها در برخی نواحی نازل و دیفیوزر اجتناب‌ناپذیر است. بنابراین، مدل آشفتگی مورد استفاده باید برای تخمین محل جدایش جریان مناسب باشد. در این پژوهش، از مدل آشفتگی k-ω عمومی شده (GEKO: generalized k-ω) استفاده شده است. منتر[1] و همکاران در سال ۲۰۲۰ با هدف بهبود پیش‌بینی اغتشاشات جریان، مدل GEKO را ارائه کردند [۶ و ۷]. این مدل دو معادله‌ای مبتنی بر مدل k-ω بوده، اما دارای انعطاف‌پذیری بالا برای تنظیم مدل برای طیف گسترده‌ای از جریان‌ها است. مناسب بودن این مدل برای این نوع جریان توسط فولادی و همکاران در سال ۲۰۲۲ مورد بررسی قرار گرفته است [۸]. مطابق جدول ۱، مشخصات روش عددی مورد استفاده ارائه شده است.

جدول ۱. مشخصات روش عددی

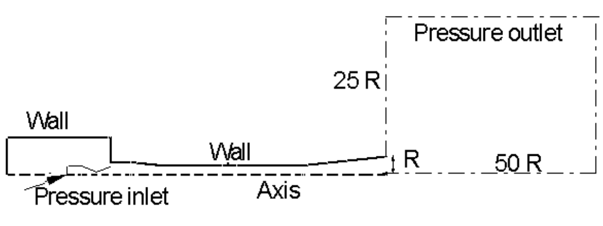
ردیف	توضیحات
هندسی و حل مدل	دو بعدی تقارن محوری
معادله حالت	گاز ایده‌آل کامل
نوع حلگر	چگالی-مبنا
حالت جریان	وابسته به زمان
مدل توربولانسی	Menter's GEKO
روش تخمین شار	Roe-FDS
روش تخمین گرادیان	حداقل مربعات سلول-مبنا
گسسته‌سازی معادلات جریان	مرتبه دوم
گسسته‌سازی انرژی جنبشی توربولانس	مرتبه دو بالادست
گسسته‌سازی نرخ اتلاف مخصوص	مرتبه دو بالادست
شبکه محاسباتی	مثلثی بی‌سازمان
فرمولاسیون زمانی	مرتبه دوم ضمنی
عدد کورانت[2]	0.5
گام زمانی	5.0e-7 - 1.0e-6 (Sec)

۲-۳- شبکه محاسباتی و شرایط مرزی

دامنه محاسباتی و شرایط مرزی در تحلیل‌های عددی در شکل ۴ نمایش داده شده است. دامنه محاسباتی از نواحی نازل، محفظه خلاء، دیفیوزر گلوگاه ثانویه و ناحیه دوردست تشکیل شده است. به‌دلیل ناپایا بودن تحلیل‌های عددی، یک ناحیه محاسباتی اضافی (ناحیه دوردست) با ابعاد بزرگ در انتهای دیفیوزر در نظر گرفته شده است. انجام تحلیل‌های جریان ناپایا برای این مسئله بدون در نظر گرفتن ناحیه دوردست، خطای فاحشی را در شبیه‌سازی عددی جریان وارد می‌کند. بنابراین، ناحیه دوردست برای این مسئله باید تا حد امکان بزرگ در نظر گرفته شود [۹].

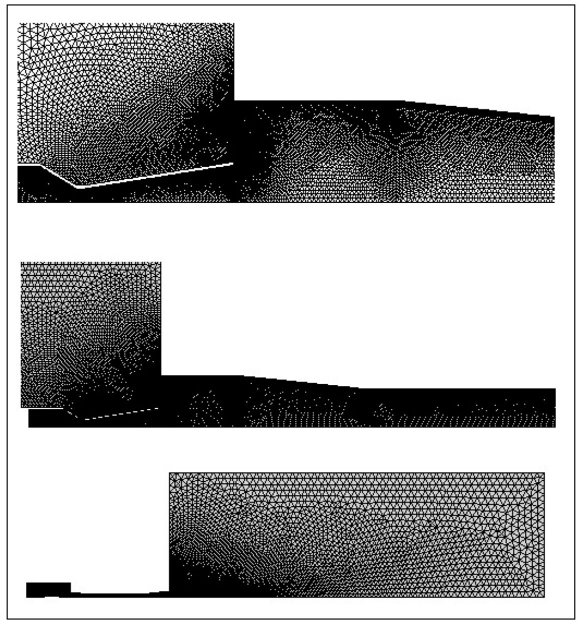
در این تحقیق، شرط مرزی ورودی فشار در سطح ورودی نازل، شرط مرزی خروجی فشار در مرزهای خروجی ناحیه دوردست در نظر گرفته شده است. شرط مرزی، عدم لغزش جریان و آدیاباتیک[3] برای تمامی سطوح دیواره اعمال شده است. دمای سکون در ورودی برابر با ۳۴۰۰ کلوین است. در حل غیردائم، جریان از پروفیل فشار- زمان موتور (شکل ۳) به عنوان فشار ورودی برحسب زمان استفاده می‌شود. هم‌چنین در مرزهای ناحیه دوردست فشار اتمسفر محلی ۰٫۸۸۶ بار و دمای ۳۰۰ کلوین اعمال می‌شود.

در شکل ۵، نمایی از شبکه محاسباتی بی‌سازمان با المان‌های مثلثی ارائه شده است. به منظور جلوگیری از ایجاد خطا در تحلیل ناپایا، محیط خارج دیفیوزر (ناحیه دور دست) به اندازه کافی بزرگ (50 R) در نظر گرفته شده که در آن R شعاع سطح خروجی دیفیوزر است. با توجه به مطالعه استقلال حل از شبکه محاسباتی انجام شده در تحقیقات گذشته [۱۰ و ۱۱]، اندازه شبکه مورد استفاده در این پژوهش در حدود ۹۰۰۰۰ سلول محاسباتی است. هم‌چنین، از مش لایه مرزی با فاصله اولین گره با دیواره برابر ۰/۰۲ میلی‌متر بر روی دیواره دیفیوزر استفاده شده است به طوری که y^+ جریان در حین حل در محدوده زیر ۵ قرار دارد که مناسب با مدل توربولانسی مورد استفاده است.



شکل ۴. شرایط مرزی برای حل جریان غیردائم

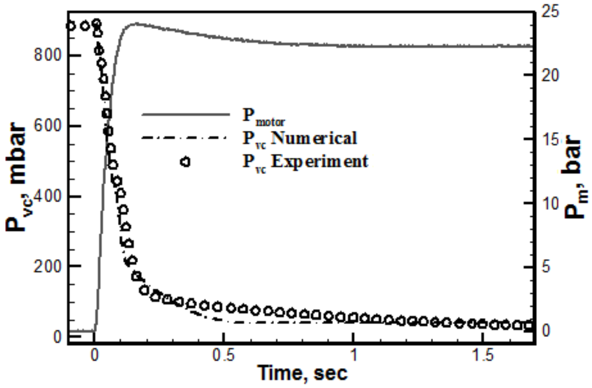
1 Menter
2 Courant
3 Adiabatic



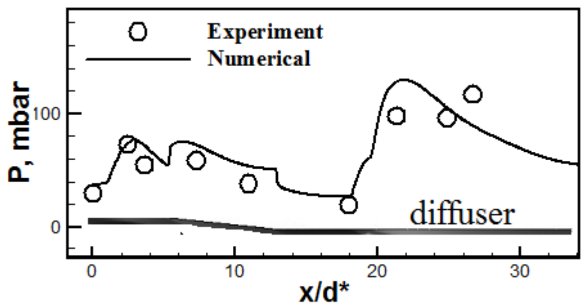
شکل ۵. شبکه محاسباتی برای حل جریان غیردائم

۳-۳- بررسی صحت شبیه‌سازی عددی

به منظور اطمینان از صحت نتایج عددی، یکی از تست‌های دیفیوزر و نازل مربوط به موتور انتقال مداری که در بستر تست گاز سرد انجام شده بود با روش عددی مورد نظر این تحقیق شبیه‌سازی شده و نتایج در این قسمت با یک‌دیگر مقایسه شده است. اطلاعات تست تجربی توسط فولادی و همکاران در مرجع [۱۲] ارائه شده است. در شکل ۶-الف، فشار محفظه خلاء (P_{vc})حاصل از شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی بر حسب زمان مقایسه شده‌اند. مشاهده می‌شود که نتایج عددی از دقت مناسبی برای پیش‌بینی روند ایجاد خلاء برخوردار است. هم‌چنین، در شکل ۶-ب توزیع فشار استاتیک (p) دیواره دیفیوزر حاصل از شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی در حالت راه‌اندازی شده (در ثانیه یکم) ارائه شده است. ملاحظه می‌شود که فشار دیواره پیش‌بینی شده توسط شبیه‌سازی عددی در ورودی، رمپ و اواسط گلوگاه ثانویه با دقت مناسبی محاسبه شده است.



الف



ب

شکل۶. مقایسه نتایج تجربی و عددی الف) نمودار فشار محفظه خلاء (P_{vc}) و فشار موتور (P_m) بر حسب زمان، ب) نمودار فشار استاتیک (p) دیواره دیفیوزر در لحظه یک ثانیه

۴- یافته‌ها

در این بخش، ابتدا مناسب بودن دیفیوزر برای کارکرد پایای تست خلاء موتور مورد بررسی قرار می‌گیرد. سپس با شبیه‌سازی غیردائم و لحاظ کردن پروفیل فشار- زمان اصلی موتور، امکان‌سنجی ارزیابی تاثیر پیش خلاءسازی در بالستیک داخلی موتور بررسی می‌شود. در پایان، شبیه‌سازی جریان ناپایا با ضریب ۰/۷ برابر پروفیل فشار- زمان موتور برای اثبات مناسب بودن بستر تست در صورت اثرگذاری پیش‌خلاءسازی بر بالستیک داخلی موتور ارائه می‌شود.

۴-۱- تحلیل جریان پایا

نتایج این بخش، صرفاً بررسی عملکرد دیفیوزر است. در واقع به این سوال پاسخ داده می‌شود که آیا با فشار احتراق موتور، دیفیوزر در شرایط راه‌اندازی پایدار قرار می‌گیرد؟ هر چند موضوع

تحقیق بررسی عدم تاثیرپذیری بالستیک موتور از شرایط محیطی است ولی در تست اصلی لازم است که دیفیوزر در حدود چندین ثانیه در حالت کارکرد مافوق صوت و پایدار قرار داشته باشد، به طوری‌که فشار پایین لازم در اطراف موتور و نازل ایجاد و حفظ شود.

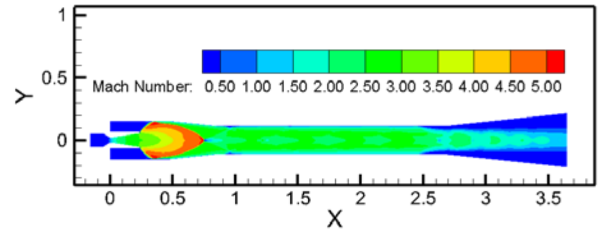
مطابق منحنی فشار- زمان موتور مورد نظر در شکل ۳، تا حدود یک ثانیه، فشار محفظه احتراق بالاتر از ۴۰ بار است. در ادامه این زیربخش نتایج تحلیل عددی و عملکرد دیفیوزر با فشار ورودی نازل برابر ۴۰ بار به صورت پایا ارائه می‌شود.

با توجه به پایا بودن حل عددی و عدم تاثیر حجم محفظه خلاء در نتایج و به منظور کاهش حجم محاسبات، حجم محفظه خلاء به طور قابل ملاحظه‌ای کاهش داده شده است. هم‌چنین، وجود ناحیه دوردست در این نوع حل ضروری نیست. بنابراین، ناحیه دوردست نیز در حل جریان پایا حذف شده است. در حل پایای جریان در دیفیوزر مافوق صوت، هر چه شرایط اولیه به جواب نهایی نزدیک‌تر باشد، تحلیل مسئله زودتر هم‌گرا می‌شود. بنابراین، به‌منظور تسریع در حل پایا، از توزیع فشار آیزنتروپیک[1] در طول نازل و توزیع فشار خطی در طول دیفیوزر و فشار ثابت با مقدار خیلی کوچک (نزدیک به شرایط خلاء) در محفظه خلاء به‌عنوان شرایط اولیه استفاده شده است. شبیه‌سازی عددی جریان مطابق با اطلاعات جدول ۱ در شرایط پایا انجام شده است.

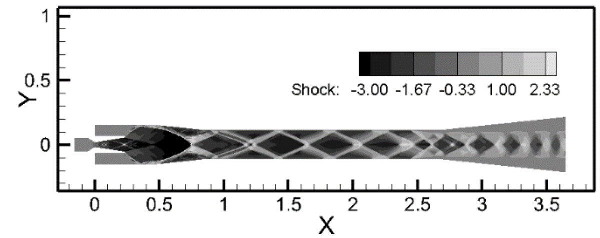
در شکل‌های ۷ و ۸، کانتورهای عدد ماخ و شوک جریان نمایش داده شده است. مطابق شکل ۷ در ورودی دیفیوزر جریان مافوق صوت برقرار شده است. این امر به معنی قرار داشتن دیفیوزر در حالت راه‌اندازی است. عدد ماخ جریان در سطح خروجی نازل در حدود ۳ بوده و سیال بعد از خروج از نازل انبساط بیش‌تری پیدا کرده و دهلنه ورودی دیفیوزر را پر کرده است. بیش‌ترین عدد ماخ در میدان جریان کمی بیشتر از ۵ است و در نواحی مرکزی دیفیوزر بعد از ورودی اتفاق افتاده است. برخورد جت سیال به دهانه ورودی دیفیوزر باعث ایجاد موج‌های ضربه‌ای مایل شده است (شکل ۸). موج‌های ضربه‌ای مایل در قسمت محوری با همدیگر تداخل می‌کنند و حاصل تداخل آنها موج‌های ضربه‌ای مایلی هستند که به سمت دیواره‌های دیفیوزر امتداد یافته و با لایه مرزی این دیواره‌ها تداخل ایجاد می‌کنند. این فرآیند چندین بار در طول دیفیوزر اتفاق می‌افتد تا اینکه سرعت جریان در انتهای دیفیوزر مادون صوت می‌شود. در بخش انتهایی دیفیوزر جریان سیال در قسمت اعظم سطح خروجی دیفیوزر مادون صوت شده است. هم‌چنین، در شکل ۹ تغییرات عدد ماخ جریان در محور مرکزی دیفیوزر نمایش داده است. مطابق شکل مزبور، جریان ابتدا منبسط شده و با موج ضربه‌ای مایل در ناحیه ورودی دیفیوزر وارد ناحیه رمپ می‌شود. در این حالت، جریان سیال در ورودی گلوگاه ثانویه مافوق صوت بوده و با شکل‌گیری پی‌درپی موج‌های ضربه‌ای جریان در طول دیفیوزر، عدد ماخ جریان با نوسانات شدیدی در طول دیفیوزر همراه است. از شکل مزبور مشخص است که عدد ماخ جریان در محور طولی دیفیوزر در چندین نقطه به صورت محلی کاهش پله‌ای را تجربه کرده است، به طوری‌که از مقدار بالای ۵ در ورودی دیفیوزر تا مقداری نزدیک به ۱ در انتهای دیفیوزر کاهش یافته است.

کانتور فشار استاتیک جریان در شکل ۱۰ نمایش داده شده است. مطابق شکل، فشار استاتیک در طول دیفیوزر از مقدار خیلی پایین (فشار خلاء) تا حدود ۰/۸۸ بار (فشار اتمسفر محلی) در خروجی دیفیوزر تغییر کرده است. این بازیافت فشار توسط قطاری از موج‌های ضربه‌ای جریان در طول لوله دیفیوزر اتفاق افتاده است. در این کانتورها انبساط جت سیال در دهانه محفظه خلاء قبل از موج ضربه‌ای مایل باعث ایجاد مکش سیال داخل محفظه تست شده و در شرایط پایای جریان، فشار داخل محفظه تست با فشار جت سیال به تعادل رسیده است. در این تست، فشار استاتیک محفظه خلاء در حدود ۰/۰۵ بار است. منحنی فشار استاتیک (P) در طول بدنه دیفیوزر در شکل ۱۱ نمایش داده شده است. این منحنی بیانگر کیفیت تراکم سیال در طول دیفیوزر است. غالباً در تست‌های تجربی این منحنی‌ها با نصب سنسورهای فشار در طول دیفیوزر به دست می‌آیند. مطابق شکل، افزایش فشار در طول دیفیوزر روند تدریجی قابل قبولی داشته و با منحنی‌های متعارف ارائه شده در مراجع برای این نوع دیفیوزرها هم‌خوانی دارد [۱۳و۱۴].

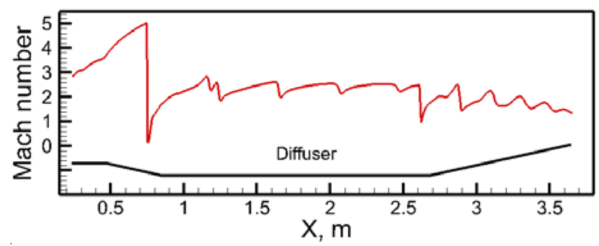
1 Isentropic



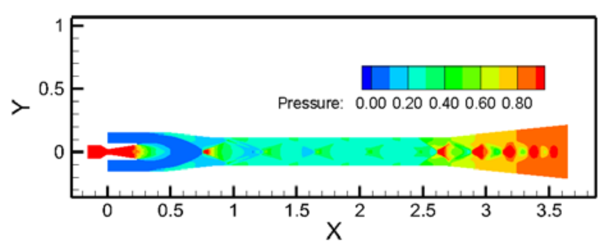
شکل ۷. کانتور عدد ماخ در نازل و دیفیوزر، جریان دائم، فشار موتور ۴۰ بار



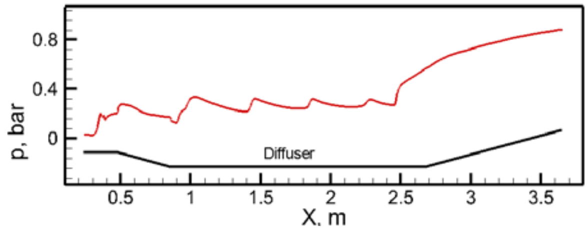
شکل۸. کانتور شوک جریان در نازل و دیفیوزر، جریان دائم، فشار موتور ۴۰ بار



شکل ۹. منحنی عدد ماخ جریان در محور مرکزی دیفیوزر، جریان دائم، فشار موتور ۴۰ بار



شکل ۱۰. کانتور فشار استاتیک جریان در نازل و دیفیوزر، جریان دائم، فشار موتور ۴۰ بار



شکل ۱۱. توزیع فشار استاتیک (p) در طول دیفیوزر، جریان دائم، فشار موتور ۴۰ بار

۲-۴- تحلیل جریان ناپایا با منحنی فشار-زمان موتور

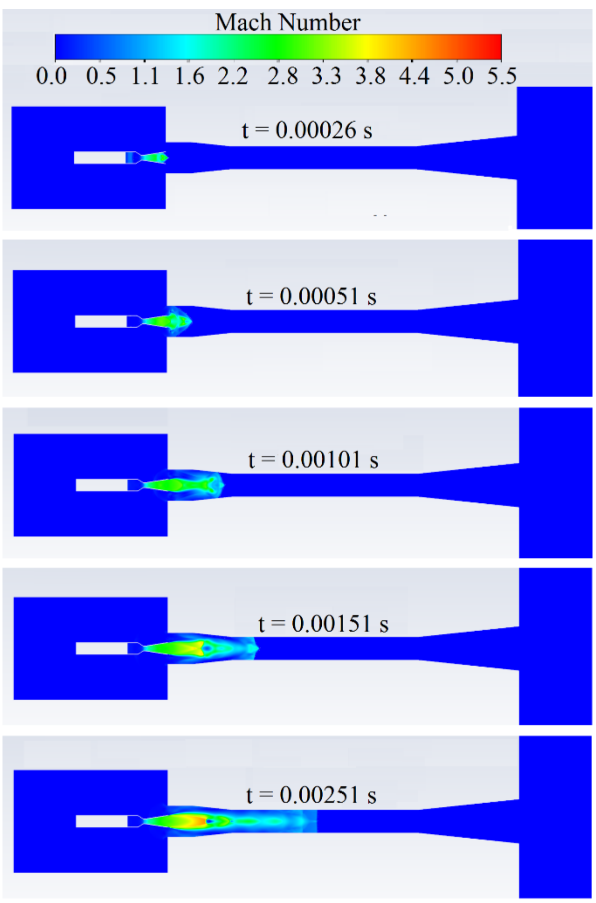
در این بخش، نتایج شبیه‌سازی فریند راه‌اندازی دیفیوزر ارائه می‌شود. هدف این بررسی، اثبات عدم اثرگذاری شرایط تست محیطی (حضور دیفیوزر) بر بالستیک داخلی موتور است. به عبارتی دیگر به این سوال پاسخ داده می‌شود که با فرض عدم اثرگذاری پیش خلاءسازی فضای داخلی موتور در منحنی فشار-زمان موتور، آیا شرایط محیطی (حضور بدنه دیفیوزر و فشار محیط) بر دینامیک جریان در نازل اثرگذار خواهد بود؟ در عمل برای اثبات عدم اثرگذاری شرایط محیطی، کافی است که از لحظه شروع احتراق تا لحظه راه‌اندازی پایدار دیفیوزر، گلوگاه نازل پیوسته در حالت خفگی (عدد ماخ جریان برابر ۱) قرار داشته باشد. در این صورت، اغتشاشات پایین دست (محیط اطراف) قادر به عبور از گلوگاه نازل و تاثیرگذاری روی بالستیک داخلی موتور نخواهد بود.

برای بررسی این موضوع، پروفیل فشار زمان محفظه موتور (شکل ۳) به عنوان فشار ورودی به میدان جریان اعمال شده است. از شبکه محاسباتی ارائه شده در شکل ۵ و روش عددی مطابق با اطلاعات جدول ۱ استفاده شده است. پیش خلاءسازی میدان جریان با مسدود کردن انتهای دیفیوزر (شرط دیواره در سطح خروجی نازل) و مقداردهی اولیه فشار استاتیک برابر با ۰/۰۲ بار (این میزان فشار خلاء با توجه به امکانات موجود در اجرای تست اصلی در نظر گرفته شده است) در نواحی داخلی نازل، محفظه خلاء و دیفیوزر انجام شده است. در ناحیه دور دست جریان (خارج از دیفیوزر) فشار اولیه میدان جریان برابر با فشار اتمسفر محلی (۰/۸۸ بار) قرار داده شده است. شرط از بین رفتن دیواره در انتهای دیفیوزر، رسیدن فشار میانگین سطحی در سطح مانع (سمت

دیفیوزر) به مقداری نزدیک به فشار اتمسفر محلی قرار داده شده است. به محض برقراری این شرط، شرط مرزی دیواره در سطح خروجی دیفیوزر به شرط مرزی سطح داخلی میدان جریان (Interior) تغییر داده می‌شود. مطابق جدول ۱، گام زمانی تحلیل عددی در این شبیه‌سازی مقدار بسیار کوچکی برابر با 5×10^{-7} s تا 10^{-6} قرار داده شده است. در مقادیر بالاتر گام زمانی، حل عددی با ناپایداری و خطای عددی مواجه می‌شود [۱۱]. با این گام زمانی، زمان واقعی محاسبات بیش از دو هفته با پردازش‌گر Intel® Xeon® CPU ES-2630 v3 @ 2.40GHz 2.40 GHz 2 processors به طول می‌انجامد. این سیستم ۱۶ هسته‌ای بوده و برای انجام محاسبات (با نرم‌افزار فلوئنت موازی ورژن R2 ۲۰۲۰) از هشت هسته آن استفاده شده است.

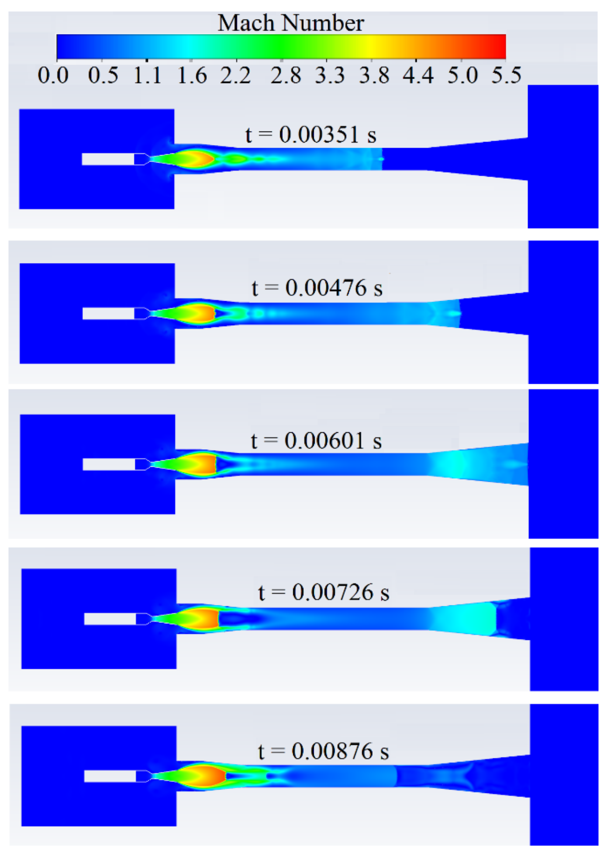
نتایج تحلیل عددی با نمایش کانتور عدد ماخ جریان در میدان حل از لحظه ۰/۰۰۰۲۶ تا ۰/۲۲۸۰۱ ثانیه در شکل‌های ۱۲ تا ۱۷ ارائه شده است. همچنین تغییرات زمانی فشار متوسط محفظه خلاء و فشار متوسط سیال در سطح داخلی مانع تعبیه شده در انتهای دیفیوزر به ترتیب در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ نمایش داده شده است.

مطابق شکل ۱۲، تا ۰/۰۰۲۵۱ ثانیه جریان گازهای داغ تا وسط دیفیوزر پیش‌روی کرده است. از لحظه ۰/۰۰۱۰۱ ثانیه به بعد، جریان در نازل در حالت کاملاً مافوق صوت گسترش یافته است و گلوگاه نازل در حالت خفگی قرار گرفته است. مطابق شکل ۱۲، کاملاً مشخص است که جریان گازهای داغ مافوق صوت در جهت طولی (در طول دیفیوزر) در حال گسترش است و مقدار خیلی کمی از گازها به محفظه خلاء وارد می‌شوند. این امر باعث می‌شود که فشار محفظه خلاء (شکل ۱۸) در این لحظات خیلی پایین‌تر از فشار گاز خروجی نازل (۰/۷۵ بار) باشد که در نتیجه آن جریان خروجی از نازل حالت انبساطی مافوق صوت داشته باشد. کانتور عدد ماخ جریان از لحظه ۰/۰۰۳۵۱ تا ۰/۰۰۸۷۶ ثانیه در شکل ۱۳ نشان داده شده است. مطابق شکل در لحظه ۰/۰۰۶۰۱ ثانیه جریان گازهای داغ به مانع تعبیه شده در انتهای دیفیوزر برخورد می‌کند. مطابق شکل ۱۹، در این لحظه فشار سیال در سطح داخلی مانع با شیب بالایی شروع به افزایش می‌کند. در اثر برخورد گازهای داغ به مانع، امواج تراکمی برگشتی جریان شکل می‌گیرد که با گذر زمان به بالادست جریان (سمت نازل) در حال پیش‌روی بوده و رفته رفته قدرت آنها افزایش می‌یابد. با این وجود، این امواج قادر به عبور از ناحیه مافوق صوت شکل گرفته در نواحی ورودی دیفیوزر نیستند. از طرفی با افزایش زمان، فشار احتراق موتور هم در حال افزایش بوده و این امر باعث گستردگی بیش‌تر جریان در قسمت‌های میانی دیفیوزر می‌شود، به طوری‌که در لحظه ۰/۰۰۸۷۶ ثانیه جریان در قسمت ورودی و هم‌گرایی به حالت مافوق صوت رسیده است. این دو عامل در تقابل با هم عمل کرده و در نهایت مطابق با شکل ۱۴، امواج تراکمی برگشتی در اثر حضور مانع غالب شده و در لحظه ۰/۰۱۵۵۱ ثانیه جریان مافوق صوت شکل گرفته در قسمت‌های ورودی گلوگاه ثانویه و هم‌گرایی دیفیوزر مادون صوت می‌شود.

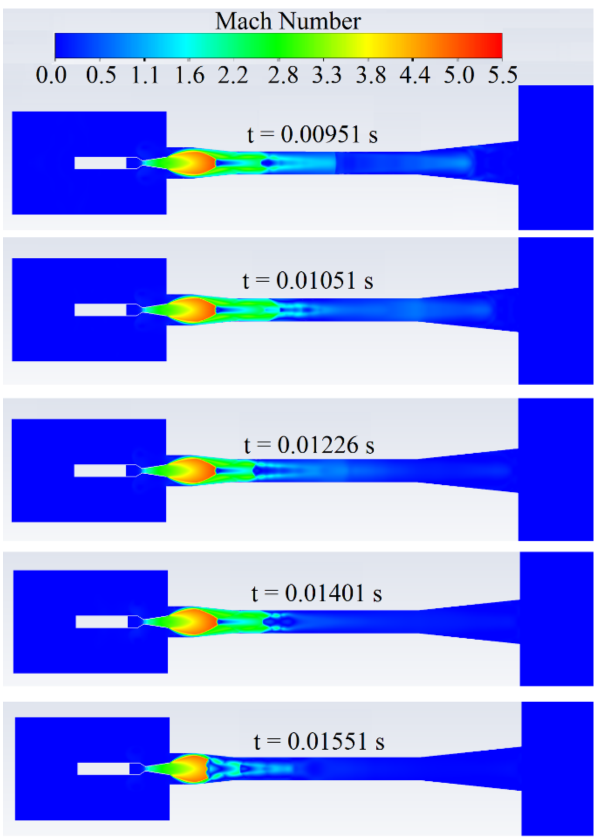


شکل ۱۲. کانتور عدد ماخ جریان از لحظه ۰/۰۰۰۲۶ تا ۰/۰۰۲۵۱ ثانیه

مطابق شکل ۱۵، در لحظه ۰/۰۱۶۵۱ ثانیه جریان در ورودی دیفیوزر از حالت مافوق صوت خارج شده و با گذر زمان جریان برگشتی به محفظه خلاء اتفاق می‌افتد. با توجه به خلاء بودن محفظه، جریان برگشتی با سرعت زیادی (عدد ماخ بالای ۲) در محفظه خلاء گسترش می‌یابد. دقت شود که تخلیه شدن جریان برگشتی به محفظه خلاء مانع از افزایش ناگهانی فشار در خروجی نازل شده و به تبع آن از ورود اغتشاشات به نازل تا حدودی جلوگیری می‌شود. مطابق شکل ۱۸، در این لحظات فشار محفظه خلاء با شیب بالایی رو به افزایش است. با گذر زمان، با افزایش فشار محفظه نازل، حجم گاز بیش‌تری وارد محفظه خلاء می‌شود، فشار متوسط سیال در سطح داخلی مانع انتهایی افزایش می‌یابد تا اینکه در لحظه ۰/۰۳۲۹۵۷ ثانیه مطابق شکل ۱۹ فشار در سطح داخلی مانع به مقدار مطلوب باز شدن مانع می‌رسد. کانتور عدد ماخ جریان در این لحظه در شکل ۱۶ نمایش داده شده است. در این لحظه، شرط مرزی دیواره در انتهای دیفیوزر به شرط مرزی سطح داخلی[1] تغییر داده می‌شود. بنابراین، جریان گازهای داغ به محیط بیرون راه پیدا می‌کند. در شکل ۱۷، کانتورهای عدد ماخ جریان بعد از باز شدن مانع در لحظات مختلف، از ۰/۰۳۶۲۶ تا ۰/۲۲۸۰۱ ثانیه نمایش داده شده است که بیانگر راه‌اندازی شدن دیفیوزر و رسیدن آن به شرایط کارکرد پایدار در لحظه ۰/۲۲۸۰۱ ثانیه است. مطابق منحنی تغییرات زمانی فشار محفظه (شکل ۱۸)، در لحظات اولیه باز شدن مانع تا ۰/۰۴۵ ثانیه فشار محفظه خلاء در حال افزایش است. سپس فشار محفظه خلاء به مقدار بیشینه ۰/۱۶ بار رسیده و سپس شروع به کاهش می‌کند. به

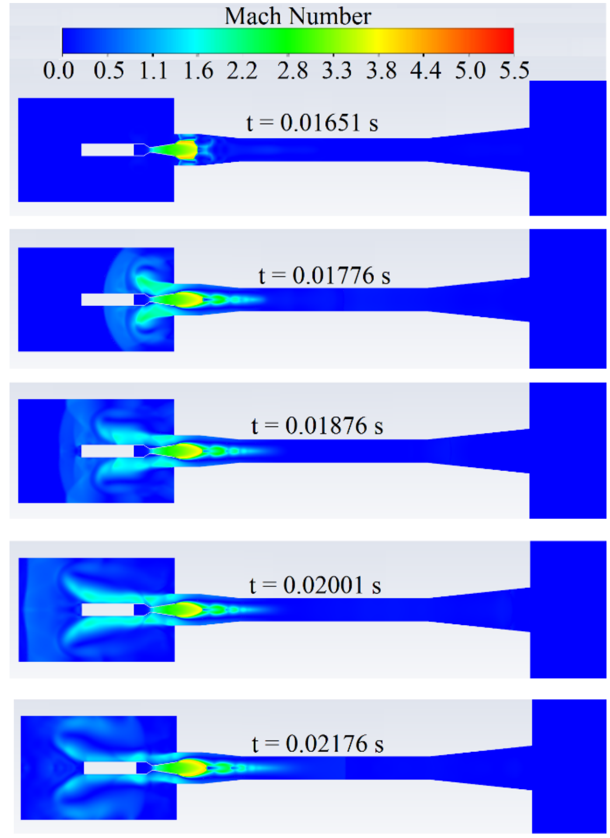


شکل ۱۳. کانتور عدد ماخ جریان از لحظه ۰/۰۰۳۵۱ تا ۰/۰۰۸۷۶ ثانیه

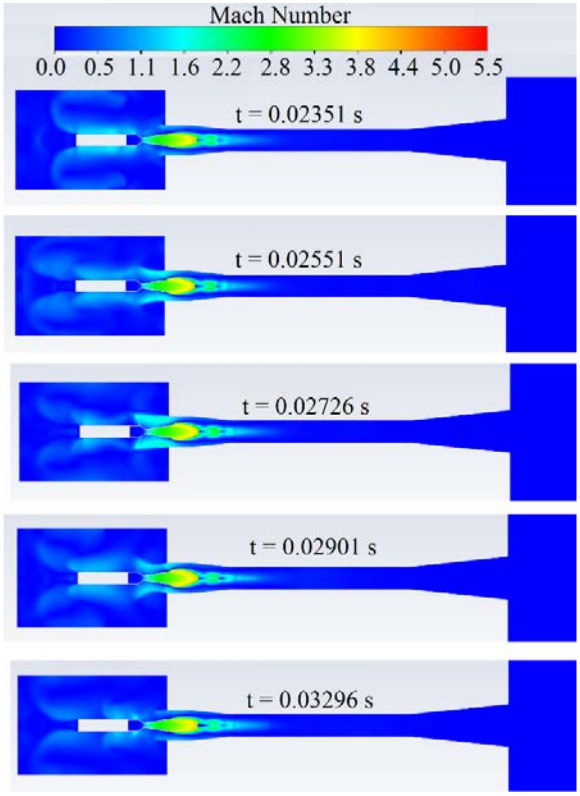


شکل ۱۴. کانتور عدد ماخ جریان از لحظه ۰/۰۰۹۵۱ تا ۰/۰۱۵۵۱ ثانیه

1 Interior



شکل ۱۵. کانتور عدد ماخ جریان از لحظه ۰/۰۱۶۵۱ تا ۰/۰۲۱۷۶ ثانیه



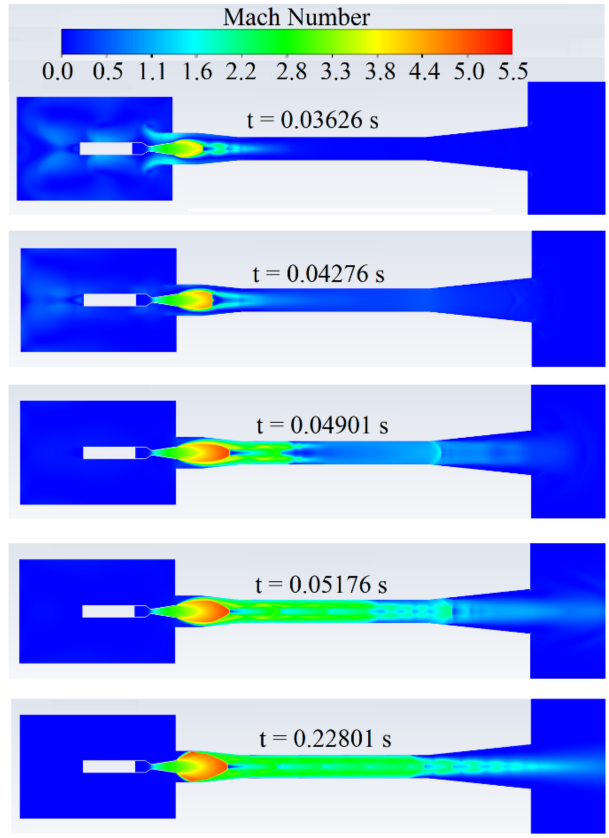
شکل ۱۶. کانتور عدد ماخ جریان از لحظه ۰/۰۲۳۵۱ تا ۰/۰۳۲۹۵۷ ثانیه (لحظه باز شدن مانع)

عبارت دیگر، با برطرف شدن مانع و افزایش فشار موتور، جریان مافوق صوت گستردگی بیش‌تری در ناحیه دیفیوزر پیدا می‌کند (شکل ۱۷) و این عوامل باعث تخلیه بیشتر محفظه خلاء می‌شود. مطابق شکل ۱۷، در لحظه ۰/۲۲۸۰۱ ثانیه، فشار متوسط محفظه خلاء در حدود ۰/۰۵ بار است.

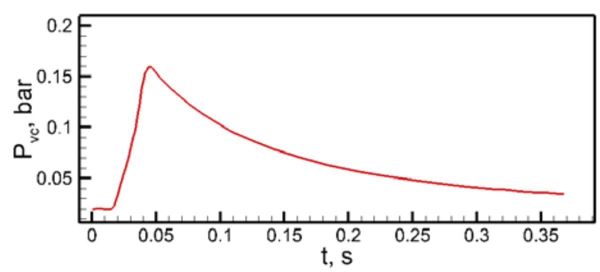
مطابق این بررسی، مشخص شد که با پروفیل فشار- زمان مورد نظر، در تمامی حالت‌ها نازل در شرایط مافوق صوت قرار دارد و بنابراین، احتمال اثرگذاری شرایط محیطی (حضور دیفیوزر) در عملکرد بالستیک داخلی موتور منتفی است.

۴-۳- تحلیل جریان ناپایا با فرض کاهش نرخ افزایش زمانی فشار موتور

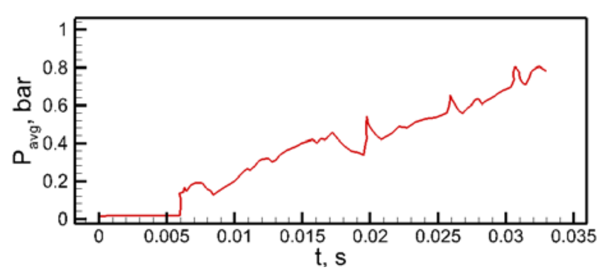
به منظور اطمینان از عملکرد صحیح بستر تست در صورت بروز تغییر در بالستیک داخلی موتور به واسطه پیش خلاءسازی، پروفیل فشار- زمان موتور با فرض ۳۰ درصد کاهش شیب منحنی فشار زمان در شبیه‌سازی عددی در نظر گرفته شده است. نتایج مربوط به فیزیک جریان در این تحلیل مشابه با نتایج شبیه‌سازی حالت اصلی بوده است. بنابراین، از ارائه جزئیات آنها به دلیل تکراری شدن مطالب پرهیز شده است. منحنی فشار-زمان مربوط به محفظه خلاء و فشار- زمان متوسط سطح داخلی مانع با فرض دو حالت مختلف بالستیک داخلی بدون تغییر و بالستیک داخلی نامطلوب در شکل‌های ۲۰ و ۲۱ نمایش داده شده است. مطابق شکل ۲۰، در شبیه‌سازی بدترین حالت، بیشینه فشار جریان برگشتی در محفظه خلاء افزایش داشته و هم‌چنین شیب تغییرات این منحنی نسبت به حالت اصلی کم‌تر است. هم‌چنین، مطابق شکل ۲۱، تغییرات فشار متوسط روی سطح داخلی مانع در حالت دوم نسبت به حالت اول به لحاظ زمانی و دامنه تغییرات از شدت ملایم‌تری برخوردار است. نتایج شبیه‌سازی این حالت هم نشان



شکل ۱۷. کانتور عدد ماخ جریان از لحظه ۰/۰۳۶۲۶ تا ۰/۲۲۸۰۱ ثانیه

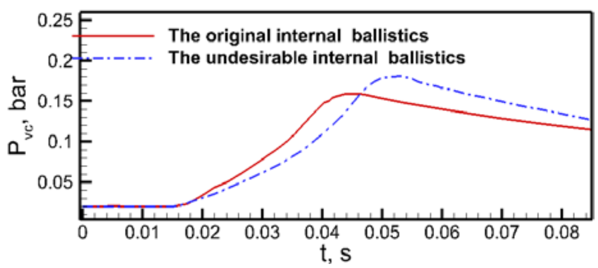


شکل ۱۸. تغییرات زمانی فشار متوسط محفظه خلاء (P_{vc})

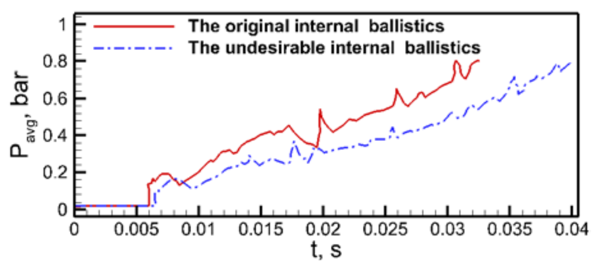


شکل ۱۹. تغییرات زمانی فشار متوسط وزنی (P_{avg}) روی سطح داخلی مانع در انتهای دیفیوزر

می‌دهد که بستر تست در نظر گرفته شده، مناسب ارزیابی بالستیک داخلی موتور با پیش خلاءسازی فضای داخلی موتور است، به طوری‌که، در لحظات اولیه، کارکرد چاشنی که مصادف با فرایند راه‌اندازی دیفیوزر است و در طول این فرایند نازل همیشه در حالت خفگی است، هیچ‌گونه اغتشاش بیرونی قادر به ورود به داخل موتور و اثرگذاری در بالستیک داخلی آن نیست.



شکل ۲۰. تغییرات زمانی فشار متوسط محفظه خلاء با فرض دو حالت مختلف بالستیک داخلی اصلی و نامطلوب



شکل ۲۱. تغییرات زمانی فشار متوسط وزنی روی سطح داخلی مانع در انتهای دیفیوزر با فرض دو حالت مختلف بالستیک داخلی اصلی و نامطلوب

۵- بحث و نتیجه‌گیری

هدف از این تحقیق، مشخص کردن بستر تست یک موتور انتقال مداری برای تست عملکرد موتور در شرایط پیش‌خلاءسازی فضای داخلی موتور است. برای این منظور، ایده استفاده از دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت مطرح شد. به منظور اطمینان از عدم اثرگذاری شرایط محیطی تست (حضور دیفیوزر و محفظه خلاء) در بالستیک داخلی موتور، از شبیه‌سازی عددی جریان استفاده شد. ابتدا شبیه‌سازی عددی جریان گازهای داغ در شرایط پایا انجام شد تا مشخص شود که دیفیوزر در شرایط فشار کاری موتور راه‌اندازی می‌شود. سپس، شبیه‌سازی عددی غیردائم با اعمال

پروفیل فشار- زمان اصلی موتور به عنوان شرایط مرزی فشار ورودی انجام شد. بررسی‌ها نشان داد که مافوق صوت شدن جریان اولیه در دیفیوزر در فشارهای موتور خیلی پایین و تخلیه جریان برگشتی به محفظه خلاء دو عامل مهم در جلوگیری از تاثیرگذاری قابل توجه شرایط محیطی در جریان داخل نازل هستند. به عبات دیگر، نشان داده شده که در دوره زمانی روشن شدن موتور تا راه‌اندازی پایدار دیفیوزر نازل موتور در حالت خفگی قرار دارد، بنابراین، اغتشاشات محیطی قادر به نفوذ به داخل موتور و اثرگذاری در بالستیک داخلی آن نیست. علاوه بر این، برای اطمینان از کفایت بستر تست در اندازه‌گیری فشار-زمان واقعی موتور (بدون اثرگذاری شرایط محیطی) در حالت‌هایی که پیش-خلاءسازی باعث کاهش قابل توجه (تا ۳۰ ٪) نرخ رشد فشار موتور در زمان روشن شدن می‌شود، شبیه‌سازی عددی غیردائم انجام شد و کفایت بستر تست مورد تایید قرار گرفت.

مراجع

[1] N. Fouladi, “Numerical investigation of back flow arrester effect on altitude test simulator starting performance”, Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, pp 185-196, 2017 (in Persian).

[2] P. Ducasse, “Rocket altitude test facilities register”, AGARD-AG-297, ISBN 92-835-0404-6, pp 1-74, 1987.

[3] G. Saunders, “A3 subscale diffuser test article design”, In 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (p. 5010), 2009.

[4] M. HatamiNasab, N. Fouladi, “The Statistical Analysis of Gas Ejectors in High Altitude Test Facilities for Space Motors”, Journal of Technology in Aerospace Engineering, Vol. 2, Issue 2, pp 25-34, 2018.

[۵] ن. فولادی و ع. محمدی، "طراحی اولیه و تحلیل عددی سکوی تست موتور سامان در ارزیابی عملکرد چاشنی در شرایط خلاء"، گزارش علمی و فنی STRI-SC9SDC11Y/01-R-04/111، پژوهشگاه فضای ایران، ۱۴۰۱.

[6] F.R. Menter, A. Matyushenko, R. Lechner, “Development of a Generalized K-w Two-Equation Turbulence Model” In New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XII; Springer: Berlin/Heidelberg, Germany, 2020.

[7] F.R., Menter, R. Lechner, A. Matyushenko, “Generalized k-w Two-Equation Turbulence Model in Ansys CFD (GEKO)”, Ansys Technical Report, 2020.

[8] N. Fouladi, S. Afkhami, and M. PasandidehFard, “Numerical simulation of flow separation in a thrust optimized parabolic nozzle”, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, Vol. 54, No. 5, pp 1-12, 2022.

[9] H. W. Yeom, S. Yoon, H. G. Sung, “Flow Dynamics at the Minimum Starting Condition of a Supersonic Diffuser to Simulate a Rocket’s High Altitude Performance on the Ground”, Mechanical Science and Technology, Vol. 23, pp 254-261, 2009.

[10] N. Fouladi, A. Mohammadi, and H. Rezaei, “Numerical Investigation of Pre-evacuation Influences of Second Throat Exhaust Diffuser,” Fluid Mechanics and Aerodynamics, vol. 2, pp 55–69, 2017.

[11] N. Fouladi, M. Farahani, “Numerical investigation of second throat exhaust diffuser performance with thrust optimized parabolic nozzles”, Aerospace Science and Technology, Vol. 105, 106020, 2020.

[12] N. Fouladi, S. Afkhami, and M. PasandidehFard, “Experimental Study of Pre-evacuation Effect on Second throat Diffuser Starting Process”, Journal of Space Science, Technology & Applications, Vol. 1, No. 2, pp 167-179, 2022.

[13] W.L. Jones, Jr. H.G. Price, C.F. Lorenzo, “Experimental study of zero-flow ejectors using gaseous nitrogen”, NASA Technical Note D-230, 1960.

[14] R.C. German, R.C. Bauer, J.H. Panesci, “Methods for determining the performance of ejector-diffuser systems”, J. Spacecraft and. Rockets, Vol. 3, No. 2, pp 193–200, 1966.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 92-102
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.328129.1073

Article Info

Received: 2022-2-4
Accepted: 2022-10-18

Keywords

Attitude determination, Alignment, Calibration, Star tracker, Gyroscope

How to Cite this article

Elham Kowsari, Hadi Makarem, "Computing the Installation Error between Star Tracker and Fiber Optic Gyroscope". *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 92-102, 2023.

Original Article

Computing the Installation Error between Star Tracker and Fiber Optic Gyroscope

Elham Kowsari [*,1], Hadi Makarem [*,2]

1. Space Sensors Group, Institute of Mechanics, Shiraz, Iran, e.kowsari@sutech.ac.ir
2,*. Remote Sensing Payloads, Institute of Mechanics Shiraz, Iran, hadi.makarem@alum.sharif.edu, Corresponding author

Abstract

Star tracker is one of the most important devices used on satellites for attitude determination. Since its output is discontinuous, it needs a complementary unit to cover its discontinuities. Using gyroscope unit is the most suitable choice for aiding the star tracker. However, using these two kinds of sensor simultaneously has some challenges. In other words, not only not only sensor biases decrease the accuracy of attitude determination, but also the installation error has a significant effect on the accuracy. In this paper, after presenting the important role of installation errors between star tracker and gyroscope in the accuracy of attitude determination, an effective method is proposed to determine the misalignment error between these two sensors which is only based on their measurements, and the mathematical formulation is presented in detail. Finally, to validate the performance of the proposed method, it is implemented to calculate the instantiation error of an experimental dataset gathered in the Mount Pooladkaf, And the results are reported in the form of graphs and tables.

مقاله پژوهشی

محاسبه ناهم‌ترازی بین ردیاب ستاره و ژایروسکوپ فیبر نوری

الهام کوثری [۱]، هادی مکارم [۲*]

۱،*. گروه پژوهشی حسگرهای فضایی - شیراز – پژوهشکده مکانیک، e.kowsari@sutech.ac.ir (نویسنده مسئول)
۲. گروه پژوهشی محموله‌های سنجشی - شیراز – پژوهشکده مکانیک، hadi.makarem@alum.sharif.edu (نویسنده مسئول)

چکیده

ردیاب ستاره یکی از مهم‌ترین ابزارها در تعیین وضعیت ماهواره‌ها محسوب می‌شود. اما به دلیل خروجی‌های ناپیوسته‌ای که تولید می‌کند، نیازمند یک واحد مکمل است که ناپیوستگی‌های آن را پوشش دهد. استفاده از واحد ژایرو در کنار ردیاب ستاره، یکی از مناسب‌ترین انتخاب‌ها است. اما استفاده همزمان از این دو نوع حسگر چالش‌هایی به همراه دارد. به بیان دیگر، نه تنها بایاس حسگرها موجب کاهش دقت تعیین وضعیت می‌شود، بلکه خطای نصب نیز تاثیر مهمی در دقت دارد.. در این مقاله، پس از بیان اهمیت مسئله هم‌ترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو و بیان کلیات مسئله مورد بررسی، روشی موثر برای محاسبه عدم همترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو که تنها مبتنی بر داده حسگرها است، ارائه می‌شود و ریاضیات مسئله به تفصیل مورد بررسی قرار می‌گیرد. در نهایت، به منظور راستی آزمایی، روش پیشنهادی بر روی یک مجموعه داده تست که در ارتفاعات پولادکف ثبت شده است، پیاده‌سازی و نتایج حاصل از آن در قسمت نتایج در قالب نمودار و جدول ارائه شده است.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـــوم، فـــناوری و
کاربردهـــای فضـــایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۱۰۲-۹۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2022.328129.1073

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۷/۲۶

واژه‌های کلیدی

تعیین وضعیت، هم‌ترازی، کالیبراسیون، ردیاب ستاره، ژیروسکوپ

نحوه استناد به این مقاله

الهام کوثری ، هادی مکارم، "محاسبه ناهم‌ترازی بین ردیاب ستاره و ژایروسکوپ فیبر نوری". *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۱۰۲-۹۲، ۱۴۰۱.

۱- مقدمه

مهم‌ترین و اســـاســـی‌ترین مرحله در کنترل وضـــعیت یک ســـامانه فضـــایی، تعیین وضـــعیت آن اســـت که در این زمینه حســـگرهای ســـماوی مختلفی از جمله حسـگر ردیاب سـتاره، حسگر افق زمین، و حسگر خورشید مورد استفاده قرار می‌گیرد [2] ,[1]. با اســتفاده از اطلاعات حســگرهای ســماوی، اطلاعات آزیموت اجرام ســماوی (مانند ســتاره ثابت، زمین، خورشــید و ســیارات دیگر) اندازه‌گیری می‌شــود و ســپس وضــعیت ســامانه فضایی تعیین می‌شود. تعیین وضعیت از طریق اندازه‌گیری زاویه محقق می‌شــود. از میان این حســگرها، حســگر ســتاره به دلیل خصــوصــیت ذاتی که دارد اخیرا بســیار مورد توجه محققان قرار گرفته اســت. ردیاب‌های ســتاره به طور عمده در دو گروه کلی مورد استفاده قرار می‌گیرد:

۱) موقعیت‌یابی کشتی هوایی، هواپیما و فضاپیما

مبنای اساسی این دسته، اندازه‌گیری جهت برداریِ یک جرم سماوی از طریق حسگر سماوی است. علاوه بر این، اطلاعات افق محلی نیز از طریق اندازه‌گیری‌های دیگر به منظور تشـکیل زاویه ارتفاع جســـم پرنده مورد نیاز اســـت. با دراختیار داشـــتن این اطلاعات، موقعیت جسم پرنده با توجه به رابطه هندسی به دست می‌آید [3].

۲) تعیین وضعیت موشک هدایت شده، هواپیما و ماهواره

هدف این دســـته، تهیه اطلاعات وضـــعیت با دقت بالا برای تعیین موقعیت و وضـــعیت موشـــک هدایت شـــونده، هواپیما و ماهواره از طریق وضعیت جسم پرنده نسبت به سیستم مختصات اینرسی است که از طریق حسگر سماوی اندازه‌گیری می‌شود.

امروزه تعیین وضـعیت دقیق ماهواره‌ها به یکی از چالش‌های اساسی در صنعت هوافضا تبدیل شده‌است. هرچند ردیاب ستاره، را می‌توان به عنوان یک حســگر مناســب برای تعیین وضــعیت مـاهواره مورد اســـتفـاده قرار داد، امـا در اغلـب مواقع بـه دلیـل ناپیوســته بودن خروجی ردیاب، تعیین وضـعیت دقیق ماهواره با مشکل مواجه خواهد شد. بنابراین، نیاز به یک واحد کمکی برای پوشـــش ناپیوســـتگی خروجی ردیاب ســـتاره اســـت. یکی از مناســـب‌ترین واحدهایی که می‌توان از آن به عنوان یک ســامانه کمکی برای ردیاب سـتاره اسـتفاده کرد، واحد ژایرو اسـت. ردیاب ســتاره و ژایرو خصــوصــیات مکملی دارند که آن‌ها را کاندیدای مناسـبی برای روش‌های تلفیقی کرده است. به عبارت دیگر، یک ردیاب ســـتاره، اندازه‌گیری‌های بلند مدت فرکانس پایین را ارائه می‌دهد، این در حالی اسـت که تعیین وضـعیت به‌دسـت آمده از ژایرو دارای نرخ بالا بوده اما در کوتاه مدت معتبر اسـت [4]. ایده تلفیق داده ردیاب ســـتاره و ژایرو، به منظور تخمین وضـــعیت طولانی مدت در فرکانس اندازگیری ژایرو اســـت، بنابراین، زمانی که داده ردیاب ستاره در اختیار نیست، یک پل بهینه برای تعیین وضعیت خواهد بود.

امروزه دو نوع اصلی ردیاب ستاره مورد استفاده قرار می‌گیرد: الف) ردیاب سـتاره با شـارژ همراه[1] (CCD) و ب) حسـگر پیکسـل فعال نیمه هادی اکســـید فلز[2] (CMOS APS). ردیاب ســـتاره CCD دارای کیفیت تصـویر بالا و دقت بالا اسـت، اما به سـادگی قابل تلفیق نیست. ردیاب ستاره CMOS APS، دارای توانایی ضد پرتوی قوی، دامنه دینامیکی بزرگ، مصـرف انرژی پایین و هزینه کم اســـت و تلفیق آن با مدارهای محیطی، پردازش ســـیگنال و مدارهای مقیاس بزرگ آسان است [6] ,[5].

امروزه با توسعه ردیاب ستاره، نحوه نصب آن بر روی سامانه از حالت پلتفرم به حالت صـفحه پایدار[3] تبدیل شـده اسـت [7], [8]. در حالت صفحه پایدار ردیاب ستاره و ژایرو به صورت صفحه پایدار نصب می‌شوند و دارای هزینه کم و قابلیت اطمینان بالایی هستند. البته این حالت نیازمند عملکرد بالا هم در ژایرو و هم در ردیاب ستاره است [10] ,[9].

عملکرد تعیین وضعیت یک جسم نه تنها به دقت حسگرهای به‌کار گرفته شـــده بســـتگی دارد، بلکه به الگوریتم‌ها و روش‌های تعیین وضعیت و کالیبراسیون حسگرها نیز وابسته است[11]. از این‌رو، کالیبراســـیون خطاهای ترازیابی ســـیســـتماتیک، یک گام اسـاسـی و حیاتی برای تضـمین صـحت وضـعیت ماهواره اسـت [13] ,[12]. به‌عنوان مثال، با انجام یک مانور وضـعیت، به گونه‌ای

1 Charge Coupled Device
2 Complementary Metal Oxide-Semiconductor Active Pixel Sensor
3 Strap down

که بردار سرعت زاویه‌ای ثابت نماند، تخمین وضعیت سیستم با مشکل مواجه می‌شود و تخمین دقیقی از وضعیت به‌دست نخواهد آمد. این مسئله به ویژه در جسم پرنده با دینامیک بالا (که به اطلاعات وضعیت با دقت بالا نیاز دارند) اهمیت ویژه‌ای پیدا خواهد کرد. از این‌رو، با توجه به کاربرد جسم پرنده و هم‌چنین محیط عملکردی آن، روش‌های متفاوتی برای ترازیابی این دو واحد در نظر گرفته شده است. یک روش متداول برای تعیین میزان عدم هم‌راستایی بین حسگرها، استفاده از ابزارهای پیشرفته و دقیقی نظیر دوربین‌های تئودولیت[1] است. اما تمرکز این مقاله بیشتر بر روی هم‌راستاسازی ردیاب ستاره و ژایرو بدون استفاده از ابزارهای جانبی و صرفا مبتنی بر داده حسگرها است.

از آنجاکه روش‌های پیشنهادی که تاکنون در این زمینه ارائه شده‌اند، به طور هم‌زمان چندین پارامتر از جمله بایاس شتاب‌سنج و ژایرو را محاسبه می‌کنند، بنابراین، حجم محاسبات بالاتری نسبت به روش پیشنهادی در این مقاله دارند. علاوه‌بر این، سناریوهای آزمایش پیچیده‌تری برای اینکه بتوانند تمامی پارامترهای موجود را شناسایی کنند خواهند داشت. این در حالی است که روش پیشنهادی این مقاله نه تنها سناریوی ساده‌ای برای محاسبه عدم هم‌ترازی دارد بلکه کاربردی تر نیز هست و حجم محاسبات کمتری نیز خواهد داشت.

در ادامه، ابتدا مقدمات ریاضی مورد نیاز مسئله بیان می‌شود. سپس، روش پیشنهادی ارائه شده و در نهایت به منظور ارزیابی، روش پیشنهادی بر روی یک دسته داده حاصل از آزمایش میدانی پیاده‌سازی و نتایج آن در قسمت شبیه‌سازی ارائه می‌شود.

۲- ریاضیات مسئله

قبل از اینکه روش پیشنهادی در این مقاله ارائه شود، ابتدا مقدمات و ملزومات ریاضی مورد نیاز مسئله در ادامه ارائه می‌شود.

هنگام ساخت یک سیستم تعیین وضعیت متشکل از ردیاب ستاره و واحد ژایرو، ترازیابی وضعیت بین دو سیستم (موقعیت نسبی) باید تخمین زده شود به گونه‌ای که اندازه‌گیری‌های هر دو حسگر را بتوان در یک قاب مرجع مشترک بیان کرد. بنابراین نیاز است که رابطه بین قاب‌های دو سنسور و چگونگی تبدیل آن‌ها به یک‌دیگر به‌دست آورده شود.

تبدیل از یک قاب به قاب دیگر را می‌توان به صورت سه دوران تسلسلی حول محورهای مختصات سه‌گانه انجام داد. برای مثال، تبدیل از دستگاه مختصات ناوبری به دستگاه جدید (بدنه) را می‌توان این‌گونه بیان کرد:

چرخش حول محور z (yaw) با نماد ψ

چرخش حول محور x (pitch) با نماد θ

چرخش حول محور y (roll) با نماد φ

که زوایای ψ، φ و θ زوایای چرخشی اویلر نامیده می‌شوند.

کواترنین‌ها[2] یا پارامترهای اویلر[3]، چهار پارامتر هستند که می‌توان برحسب آنها هر دوران سه درجه آزادی را بیان کرد. این چهار پارامتر را عموما در یک بردار گنجلنده و آن را با q نشان می‌دهند. به عبارت دیگر، اگر a, b, c, d پارامترهای اویلر باشند، آن‌گاه:

$$\boldsymbol{q} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta/2) \\ \theta_x/\theta\sin(\theta/2) \\ \theta_y/\theta\sin(\theta/2) \\ \theta_y/\theta\cos(\theta/2) \end{bmatrix} \quad (۱)$$

1 Theodolite
2 Quaternions
3 Euler Parameters

که $\theta = \sqrt{\theta_x^2+\theta_y^2+\theta_z^2}$ اندازه زاویه θ است. ایده اصلی این روش این است که انتقال از یک مختصات به مختصات دیگر می‌توان با استفاده از یک چرخش به اندازه زاویه θ حول بردار θ انجام داد.

بر روی المان‌های ماتریس کواترنیون، قید زیر برقرار است:

$$q_1^2+q_2^2+q_3^2+q_4^2=1 \tag{۲}$$

که نشان‌دهنده این است که برای توصیف چرخش جسم تنها سه پارامتر غیروابسته کافی است. پارامترهای کواترنیون تابعی از زمان هستند و معادله دیفرانسیل متناظر آن به شکل زیر است:

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\overline{\boldsymbol{\Omega}}(\boldsymbol{\omega})\mathbf{q} \tag{۳}$$

که $\overline{\boldsymbol{\Omega}}(\boldsymbol{\omega})$، ماتریس نیمه متقارن نظیر بردار سرعت زاویه $\boldsymbol{\omega}$ و به شکل زیر است:

$$\overline{\boldsymbol{\Omega}}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\Omega_{3\times3} & \vdots & \omega_{3\times1} \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ -\omega^T{}_{1\times3} & \vdots & 0 \end{bmatrix} \tag{۴}$$

از آنجا که بردار کواترنیون در هر زمان مشخص است، ماتریس چرخش را می‌توان براساس رابطه مستقیم زیر به دست آورد:

$$R = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{12} & R_{22} & R_{23} \\ R_{13} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1^2-q_2^2-q_3^2+q_4^2 & 2(q_1q_2-q_3q_4) & 2(q_1q_3+q_2q_4) \\ 2(q_1q_2+q_3q_4) & -q_1^2+q_2^2-q_3^2+q_4^2 & 2(q_2q_3-q_1q_4) \\ 2(q_1q_3-q_2q_4) & 2(q_2q_3-q_1q_4) & -q_1^2-q_2^2+q_3^2+q_4^2 \end{bmatrix} \tag{۵}$$

۳- روش پیشنهادی

ترازکردن ردیاب ستاره و واحد ژایرو قبل از حرکت وسیله نقلیه از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، به خصوص تراز کردن در آزمایشگاه بسیار مهم و اساسی است. باید توجه داشت که عملکرد تلفیق داده ردیاب ستاره و واحد ژایرو نه تنها به دقت کالیبراسیون ردیاب ستاره و واحد ژایرو وابسته است، بلکه به خطاهای واحد ژایرو و خطاهای زاویه ثابت شده نیز بستگی دارد. خطاهایی از قبیل خطای ذاتی پارامترهای ردیاب ستاره، و خطاهای زوایای ثابت شده که جزو خطاهای سیستماتیک هستند منجر به کاهش دقت تعیین وضعیت می‌شوند.

هنگام ساخت یک سیستم تعیین وضعیت متشکل از ردیاب ستاره و واحد ژایرو، ترازیابی وضعیت بین دو سیستم (موقعیت نسبی) باید تخمین زده شود به گونه‌ای که اندازه‌گیری‌های هر دو حسگر را به توان به یک قاب مرجع مشترک تبدیل کرد. اغلب، چنین سیستم‌های ناوبری از یک پردازنده برای ترکیب اندازه‌گیری‌های واحد ژایرو با ردیاب ستاره استفاده می‌کنند. کواترنیون‌های ترازیابی با سامانه تعیین وضعیت وقتی که ردیاب ستاره رو به آسمان شب نشانه رفته است و اندازه‌گیری‌ها را انجام می‌دهد می‌توان به دقت اندازه گرفت. به گونه‌ای که سیستم برای گرفتن عکس‌های متفاوت از آسمان شب در چندین جهت متفاوت قرار داده می‌شود، که هر تغییر وضعیت، سامانه تعیین وضعیت را با اندازه‌گیری‌های اضافی سرعت زمین، لغزش زاویه‌ای و کواترنیون‌های ردیاب ستاره فراهم می‌کند، که همه این‌ها به بهبود دقت تعیین وضعیت کمک می‌کند. البته باید توجه داشت که کالیبراسیون ردیاب ستاره با این فرض انجام می‌شود که قبل از اجرای فرایند، خطاهای بایاس ژایرو در نظرگرفته شده باشد یا ژایرو کالیبره شده باشد [14]. بنابراین، فرایند تست عملیاتی کالیبره کردن را می‌توان به شکل زیر خلاصه کرد:

۱- ابتدا ژایرو به صورت مجزا کالیبره شود

۲- داده‌های ردیاب ستاره با یک ساعت مطلق هم‌زمان‌سازی شود

۳- سامانه تعیین وضعیت به گونه‌ای قرار گیرد که بتواند از آسمان شب تصویر بگیرد

۴- با تاکید بر اینکه سیستم حرکتی نسبت به زمین نداشته باشد، اندازه‌گیری‌های ردیاب ستاره انجام شود

۵- تا زمانی که تعداد مطلوب از اندازه‌گیری‌ها محقق شود، اندازه‌گیری‌های ردیاب ستاره ادامه پیدا کند

۶- سیستم نسبت به زمین حرکت داده می‌شود

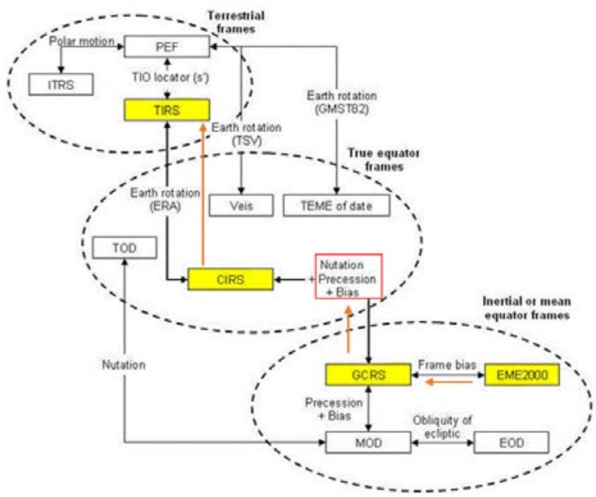
۷- سیستم در جهتی قرار گیرد که بتواند از یک قسمت دیگر از آسمان تصویر بگیرد

۸- مراحل ۴ تا ۷ تا زمانی که داده‌ها از غنای کافی برخوردار شوند تکرار شوند.

با استفاده از داده‌های ژایرو و ردیاب ستاره جمع آوری شده می‌توان میزان ناهم‌ترازی این دو سنسور را نسبت به یکدیگر محاسبه کرد.

در این مقاله، با توجه به ریاضیاتی که در ادامه ارائه خواهد شد، پیشنهاد می‌شود که برای به‌دست آوردن ناهم‌ترازی، از اختلاف کواترنیون‌های ردیاب ستاره و واحد ژایرو در طول زمان استفاده کرده و سعی بر آن شود که این اختلاف کمینه‌سازی شود.

برای این منظور، ابتدا باید داده‌های ردیاب ستاره و واحد ژایرو در یک قاب مشترک بیان شوند که قابلیت مقایسه شدن را داشته باشند [15].دستگاه بدنی ردیاب ستاره را با bs و دستگاه بدنی ژیروسکوپ را با bg نشان می‌دهیم. ردیاب ستاره وضعیت بدنه خود را نسبت به دستگاه CIRS اندازه‌گیری می‌کند که یکی از دستگاه‌های اینرسی مهم در اندازه‌گیری‌های سماوی است. شکل (۱)، جایگاه این دستگاه و نحوه تبدیل آن به دیگر دستگاه‌های مختصات سماوی و هم‌چنین رابطه بین دستگاه‌های مختصات مختلف در مرجع آسمانی را نشان می‌دهد. نمادهای اختصار استفاده در شکل در ادامه آورده شده است:



شکل۱. تبدیل قاب‌ها در اندازگیری‌های سماوی [16]

ITRS: International Terrestrial Reference System

TIRS: Terrestrial intermediate Reference System

CIRS: Celestial Intermediate Reference System

GCRS: Geocentric Celestial Reference System

ICRS: International Celestial Reference System

EME2000: Earth Mean Equator and Equinox at epoch J2000.0

TOD: (mean equinox) True (equator) of Date

MOD: (mean equinox) Mean (equator) of Date

TEME: True Equator Mean Equinox of Date

EOD: (mean equinox mean) Ecliptic of Date

Veis: Gamma50 Vies

PEF: Pseudo Earth Fixed

چگونگی تبدیل دستگاه‌هایی که در پروژه ناوبری سماوی مهم و اساسی (مسیری هایلایت) است، در ادامه به اختصار ارائه شده است.

$GCRS \rightarrow ICRS$: در این شکل این دو دستگاه معادل در نظر گرفته می‌شوند.

$GCRS \rightarrow EME\,2000$: تبدیل از $GCRS$ به $EME\,2000$، یک چرخش ثابت است که زوایه چرخش نزدیک

به ۶.۴×۱۰^{-۶} درجه که معادل حدود ۰.۷ متر در شعاع زمین است. همان‌طور که در شکل نشان داده شده است، بایاس قاب در این حالت تقریبا ۲۳ میلی آرک ثانیه است.

از سوی دیگر، آنچه ژایروسکوپ اندازه می‌گیرد، بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه bg نسبت به فریم اینرسی است و پس از قرار گرفتن در معادله (۳) و حل آن معادله، کواترنیون و زوایای لحظه‌ای ژیروسکوپ در طول زمان به دست می‌آید.

اکنون باید کواترنیون حاصل از ژیروسکوپ را در زمان‌های ورود داده ردیاب ستاره با کواترنیون حاصل از ردیاب ستاره مقایسه کنیم و خطای هم‌راستایی بین bg و bs را چنان تخمین بزنیم که اختلاف آنها به حداقل ممکن کاهش یلبد. البته با توجه به دریفت ژایروسکوپ، انتظار می‌رود این اختلاف در ابتدا بسیار کوچک بوده و به تدریج با گذشت زمان افزایش یابد.

با توجه به شکل (۱)، ابتدا نیاز است که q_{CIRS}^{TIRS} طبق رابطه زیر محاسبه شود:

$$q_{CIRS}^{TIRS} = [\cos(ERA/2) \quad 0 \quad 0 \quad -\sin(ERA/2)] \qquad (۱)$$

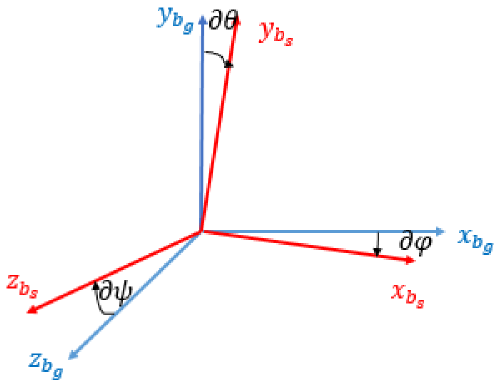
با فرض اینکه کواترنیون‌های حاصل از ردیاب ستاره با q_S^{CIRS} نشان داده شوند، خواهیم داشت:

$$q_{CIRS}^{TIRS} \times q_S^{CIRS} = q_S^{TIRS} \qquad (۲)$$

$$q_S^{TIRS} \times q_{bs}^{s} = q_{bs}^{TIRS} \qquad (۳)$$

$$q_{bs}^{TIRS} \times q_{bg}^{bs} = q_{bg}^{TIRS} \qquad (۴)$$

که q_{bs}^{s} و q_{bg}^{bs} به ترتیب کواترنیون به منظور یکسان‌سازی تعریف محورهای چرخش ردیاب ستاره و واحد ژایرو و کواترنیون زوایای ناهمترازی هستند.



شکل۲. وضعیت نسبی ردیاب ستاره و واحد ژایرو

۴- شبیه‌سازی

در این بخش، به منظور راستی‌آزمایی روش پیشنهادی برای تعیین ناهم‌ترازی ردیاب ستاره و ژایرو، این روش بر روی یک دسته داده که از تست تجربی به دست آمده‌اند پیاده‌سازی شده است. در این تست، ردیاب ستاره و ژیروسکوپ سه محوره در کنار یکدیگر و به صورت صلب نسبت به هم بر روی یک بستر نصب شده و در شرایط آسمان شب، داده آنها به صورت همزمان ثبت شده است. این آزمایش که در ارتفاعات پولادکف در استان فارس انجام شده، داده‌ای به طول یک ساعت را در اختیار قرار می‌دهد. خصوصیات و پارامترهای حسگرهای مورد استفاده در این تست، در جدول‌های ۱ و ۲ ارائه شده است.

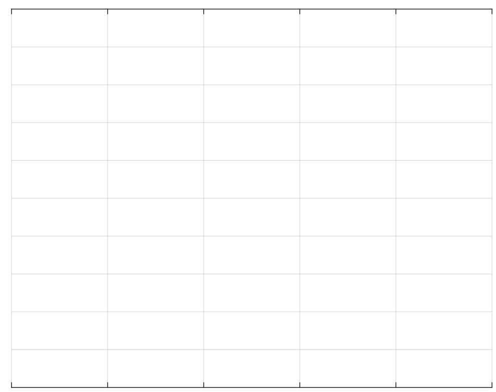
جدول ۱. پارامترهای واحد IMU

حسگر	ژایرو	شتاب‌سنج
نوع حسگر	FOG	Quarts
ناپایداری-بایاس [1]	$۰/۰۵\ °/hr$	$۱۵\ \mu g$
محدوده [2]	$\pm۴۹۰\ °/s$	$\pm۱۰\ g$
چگالی نویز [3]	$۰/۰۷\ °/hr/\sqrt{Hz}$	$۱۲۰\ \mu g/\sqrt{Hz}$
نرخ نمونه‌برداری	$۵۰۰ Hz$	$۵۰۰\ Hz$

1 Bias- Instability
2 Range
3 Noise density

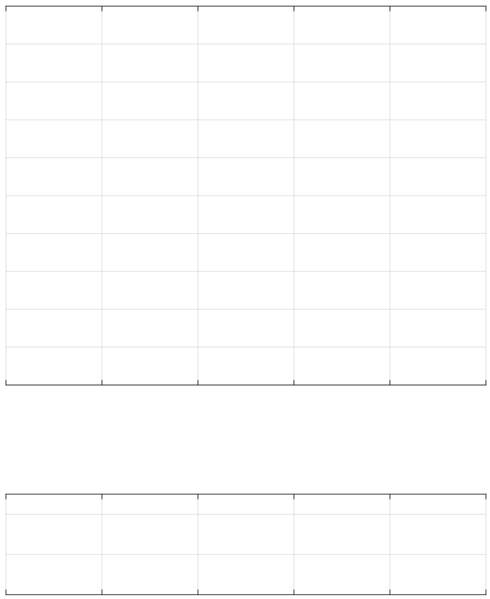
جدول ۲. پارامترهای ردیاب ستاره

ردیاب ستاره	
نرخ به‌روزرسانی	۰/۵ ~ ۱ Hz
دقت	۰/۰۲°
میدان دید[1]	۱۴° × ۱۰°



شکل۳. کواترنیون ردیاب ستاره

همان‌طور که قبلا ذکر شد، خروجی ردیاب ستاره از پیوستگی برخوردار نیست. به طور مشخص در زمان‌هایی که بستر در حال چرخش است، سرعت چرخش مانع از آن می‌شود که ردیاب ستاره بتواند تعیین وضعیت کند. همان‌گونه که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، در بازه زمانی ۲۵۰۰ تا ۳۳۰۰ ثانیه، ردیاب ستاره به خوبی داده‌برداری انجام نداده است؛ چراکه در این بازه زمانی مانورهای چرخش انجام گرفته است و به دلیل حرکات سریع، تصویری که ردیاب ستاره از آسمان ثبت می‌کند با کشیدگی و اعوجاج همراه است. این در حالی است که ژایرو خروجی‌های پیوسته‌ای ارائه داده که کواترنیون آن در شکل (۴) آورده شده است.

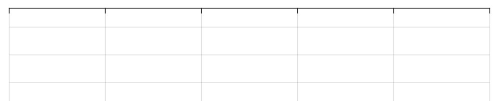


شکل۴. کواترنیون و سرعت زاویه‌ای واحد ژایرو

پس از تبدیل کواترنیون‌ها به زوایای اویلر، همان‌طور که در شکل (۵) نشان داده شده است، با فرض کالیبره بوده ژایرو، زوایای اویلری که از ردیاب ستاره به‌دست آمده است دارای خطا است و مقادیر واقعی را نشان نمی‌دهد که این مسئله ناشی از ناهم‌ترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو است.

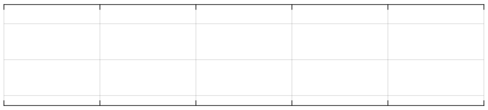
1 Field Of View

شکل ۵. مقایسه زوایای اویلر ردیاب ستاره و واحد ژایر قبل از اعمال ناهم‌ترازی



شکل ۶. تفاوت زاویه بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو قبل از در نظرگرفتن ناهم‌ترازی

اگر ناهم‌ترازی ناچیز باشد، انتظار می‌رود که تفاضل زوایای اویلر ردیاب ستاره و واحد ژایرو مقدار صفر داشته باشد به خصوص در حالت سکون که هر دو حسگر به خوبی داده‌برداری انجام داده‌اند، اما همان‌طور که در شکل (۶) نشان داده شده است، این تفاضل نه تنها صفر نشده، بلکه پراکندگی شدید داده هم رخ داده است. در واقع این رفتار که در داده تست میدانی رخ داده، علاوه بر خطای هم‌راستاسازی، ناشی از یک تاخیر زمانی ثابت بین داده دو حسگر است که پس از بررسی‌های متوالی، با درنظرگرفتن یک تاخیر زمانی حدود ۳۴۵ میلی‌ثانیه، این پراکندگیِ بیش از حد رفع شد و داده‌ها حالت منسجم‌تری به‌خود گرفتند که نتایج آن در شکل (۷) نشان داده شده است.



شکل۷. تفاوت زاویه بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو با در نظرگرفتن تاخیر

سپس با به دست آوردن ناهم‌ترازی بین دستگاه‌های بدنی ژیروسکوپ و ردیاب ستاره و اعمال آن به کواترنیون حاصل از ردیاب ستاره، خطاهای زوایای اویلر جدید محاسبه و نتایج آن در شکل (۸) و (۹) نشان داده شده است.

شکل ۸. تفاوت زاویه بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو پس از اعمال ناهم‌ترازی

شکل۹. مقایسه زوایای اویلر ردیاب ستاره و واحد ژایرو پس از اعمال ناهم‌ترازی

جدول ۳: مقایسه اختلاف زوایای اویلر در ردیاب ستاره و ژایرو

	$\delta\phi(°)$	$\delta\theta(°)$	$\delta\psi(°)$
قبل از اعمال عدم هم‌ترازی	۰/۰۱۱۷	-۰/۰۱۰۷	-۰/۰۴۱۲
پس از اعمال عدم هم‌ترازی	۰/۰۰۶۳	۰/۰۰۲۳	۰/۰۰۹

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله، مسئله به دست آوردن ناهم‌ترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو مورد مطالعه قرار گرفت و اهمیت مسئله هم‌ترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو توضیح داده شد. سپس با تاکید بر محاسبه میزان ناهم‌راستایی صرفا مبتنی بر داده حسگرها، ریاضیات مسئله مورد بررسی قرار گرفت و روش پیشنهادی برای این منظور ارائه شد. در پایان، به منظور راستی‌آزمایی روش پیشنهادی، این روش بر روی یک داده تست میدانی پیاده‌سازی و نتایج حاصل از آن ارائه شد.

مراجع

[1] R. Mu, H. Sun, Y. Li, and N. Cui, "INS/CNS Deeply Integrated Navigation Method of Near Space Vehicles," *Sensors*, vol. 20, no. 20, 2020.

[2] Y. Yang, C. Zhang, J. Lu, and H. Zhang, "Classification of Methods in the SINS/CNS Integration Navigation System," *IEEE Access*, vol. 6, pp. 3149–3158, 2017.

[3] Z. W. Memon, S. J. H. Pirzada, and F. Li, "Navigation of Student Satellite in LEO with Minimal Sensors," in *Advances in Guidance, Navigation and Control*, 2022, pp. 5409–5418.

[4] M. Ghesmati, J. Heyrani Nobari, M. Arvan, and A. Kashaninia, "Gyroscope Drift Error Analysis in the Position-Independent Navigation Algorithm of a stable platform Inertial System," *J. Control*, vol. 14, no. 2, 2020.

[5] J. Lu, C. Lei, and Y. Yang, "A Dynamic Precision Evaluation Method for the Star Sensor in the Stellar-Inertial Navigation System," *Sci. Rep.*, vol. 7, no. 1, p. 4356, 2017.

[6] F. L. Markley and J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. New York, NY: Springer New York, 2014.

[7] J. Jiang, W. Yu, and G. Zhang, "High-accuracy decoupling estimation of the systematic coordinate errors of an INS and intensified high dynamic star tracker based on the constrained least squares method," *Sensors (Switzerland)*, vol. 17, no. 10, 2017.

[8] X. Ning, J. Zhang, M. Gui, and J. Fang, "A Fast Calibration Method of the Star Sensor Installation Error Based on Observability Analysis for the Tightly Coupled SINS/CNS-Integrated Navigation System," *IEEE Sens. J.*, vol. 18, no. 16, pp. 6794–6803, 2018.

[9] Y. Yang, C. Zhang, J. Lu, and H. Zhang, "In-Flight Calibration of Gyros and Star Sensor with Observability Analysis for SInS/CnS Integration," *IEEE Sens. J.*, vol. 17, no. 21, pp. 7131–7142, 2017.

[10] Z. Yang, X. Zhu, Z. Cai, W. Chen, and J. Yu, "A real-time calibration method for the systematic errors of a star sensor and gyroscope units based on the payload multiplexed," *Optik (Stuttg).*, vol. 225, 2021.

[11] م. رضایی و ح. سبحانی پور, "کالیبراسیون حسگر ژیروسکوپ سه محوره ممز", *صنایع الکترونیک*، دوره ۷، شماره ۱، صص ۱۱-۱۸، ۱۳۹۵.

[12] Z. Zuo, B. Yang, C. Yue, and D. Meng, “Study of Simulation Platform for BDS/INS/CNS Deep Integration Navigation,” *Math. Probl. Eng.*, vol. 2020, 2020.

[13] S. Winkler, “Observability of Star Tracker / Gyro Based Attitude Estimation Considering Time-Variant Sensor Misalignment BT - Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control,” in *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*, 2011, pp. 373–384.

[14] S. Ranjbaran, A. Roudbari, and S. Ebadollahi, “A Simple and Fast Method for Field Calibration of Triaxial Gyroscope by Using Accelerometer,” *J. Electr. Comput. Eng. Innov.*, vol. 6, no. 1, pp. 1–6, 2018.

[15] M. A. Samaan, D. Mortari, and J. L. Junkins, “Compass star tracker for GPS-like applications,” *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 44, no. 4, pp. 1629–1634, 2008.

[16] G. Petit and B. Luzum, “IERS Technical Note No. 36, IERS Conventions 2010,” *International Earth Rotation and Reference Systems Service*, Frankfurt, 2010.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology & Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 103-114
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.327782.1067

Article Info

Received: 2022-2-2
Accepted: 2022-11-30

Keywords

Thermal diffusivity, Epoxy adhesive, Ceramic fillers, Boron Nitride, Alumina, Thermal conductivity

How to Cite this article

Sajede Aghasi, Seyed Hassan Jafari, Mahdi Golriz, "Thermal Conductivity Enhancement of Epoxy Adhesives Using Boron Nitride and Alumina Ceramic Fillers". *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 103-114, 2023.

Original Article

Thermal Conductivity Enhancement of Epoxy Adhesives Using Boron Nitride and Alumina Ceramic Fillers

Sajede Aghasi[1], Seyed Hassan Jafari[2], Mahdi Golriz[*3]

1. Department of Chemical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran, P.O. Box 14155-6619
2. Department of Chemical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran, P.O. Box 14155-6619
3. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, P.O. Box 33531887522, M.Golriz@isrc.ac.ir, Corresponding Author

Abstract

One of the methods for improving thermal conductivity of epoxy adhesives is the incorporation of conductive ceramic, metal or carbon fillers. As the main goal of this research is to improve the thermal conductivity of epoxy resin and keep its electrical insulating property, the effect of Alumina (Al2O3) ceramic filler individually, and in combination with Boron Nitride (BN) ceramic filler with high thermal conductivity and electrical resistivity is investigated. Scanning Electron Microscopy (SEM) observations showed a proper dispersion and an acceptable connection between fillers. The results of the thermal diffusivity measurements revealed that by incorporating conductive ceramic fillers, either individually or in combination, regardless of the type of the hardener, thermal diffusivity would increase due to the formation of thermal conductive networks. Although, in hybrid system, because of bridging effect between particles, thermal diffusivity will notably increase; therefore, using hybrid system of Alumina/BN along with long chain polyamine curing agent is a suitable choice for the preparation of thermally conductive yet electrically insulating epoxy adhesives in space industries. The results showed that the thermal conductivity of hybrid system of Alumina/BN has raised to 1.7 (W/mK), which is about 0.4 (W/mK) for epoxy system without filler. The most important achievement of this research is to achieve proper thermal conductivity while keeping mechanical properties, dielectric constant, and lap shear strength of Alumina/BN hybrid system within acceptable range of thermal conductive adhesive for space applications.

مقاله پژوهشی

بهبود رسانایی حرارتی چسب‌های اپوکسی با استفاده از فیلرهای سرامیکی بورنیترید و آلومینا

ساجده آقاسی [۱]، سید حسن جعفری [۲]، مهدی گل‌ریز [۳*]

۱. دانشکده مهندسی شیمی،دانشگاه تهران،تهران، ایران،صندوق پستی: ۶۶۱۹-۱۴۱۵۵

۲. دانشکده مهندسی شیمی،دانشگاه تهران،تهران، ایران،صندوق پستی: ۶۶۱۹-۱۴۱۵۵

۳. پژوهشکده سامانه های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران کد پستی: ۳۳۵۳۱۸۸۷۵۲۲

M.Golriz@isrc.ac.ir، (نویسنده مسئول)

چکیده

یکی از راهکارهای بهبود رسانایی حرارتی چسب¬های اپوکسی، استفاده از فیلرهای رسانای سرامیکی، فلزی یا کربنی است. از آن¬جا که هدف اصلی این پژوهش، بهبود رسانایی حرارتی رزین اپوکسی و حفظ خاصیت عایق الکتریسیته¬ آن است، تاثیر فیلر سرامیکی آلومینا به ¬تنهایی و به ¬صورت ترکیبی با فیلر سرامیکی بورنیترید بر رسانایی حرارتی چسب¬های اپوکسی مورد بررسی قرار گرفت. مشاهدات انجام-شده توسط میکروسکوپ الکترونی روبشی، نشان از پخش مناسب ذرات و اتصال آن¬ها به یکدیگر دارد. نتایج حاصل از آزمون نفوذ حرارتی نشان داد که با واردکردن فیلرهای رسانای سرامیکی به ماتریس اپوکسی چه به¬ صورت تکی و چه به ¬صورت ترکیبی، فارغ از نوع سیستم پخت مورد استفاده، نفوذ حرارتی به علت تشکیل شبکه¬های رسانای حرارتی افزایش می¬یابد. اگرچه سیستم هیبریدی، به علت پدیده¬ پل¬زنی میان ذرات، سبب افزایش چشم‌گیر نفوذ حرارتی می¬شود؛ بنابراین، استفاده از سیستم هیبریدی آلومینا/ بورنیترید، به همراه عامل پخت پلی¬ آمین بلند زنجیر، انتخابی مناسب برای ساخت چسب¬های اپوکسی رسانای حرارت و عایق الکتریسیته، در صنایع فضایی است. نتایج نشان داد، ضریب رسانایی حرارتی چسب هیبریدی آلومینا/بورنیترید به مقدار ۱/۷ وات بر متر بر کلوین رسیده است که این مقدار برای سیستم اپوکسی بدون فیلر حدود ۰/۴ وات بر متر بر کلوین است. مهم‌ترین دستاورد در این پژوهش، دستیابی به خواص رسانایی حرارتی مناسب با حفظ خواص مکانیکی، ثابت دی الکتریک و استحکام برشی سیستم چسب هیبریدی در محدوده مجاز چسب‌های هادی حرارتی با کاربردهای فضایی است.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۱۱۴-۱۰۳
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2022.327782.1067

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۱۳

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۰۹

واژه‌های کلیدی

ضریب نفوذ حرارتی، چسب اپوکسی، فیلرهای سرامیکی، بورنیترید، آلومینا، رسانایی حرارتی

نحوه استناد به این مقاله

ساجده آقاسی ،سید حسن جعفری ، مهدی گل‌ریز. "بهبود رسانایی حرارتی چسب‌های اپوکسی با استفاده از فیلرهای سرامیکی بورنیترید و آلومینا". *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۱۱۴-۱۰۳، ۱۴۰۱.

۱-مقدمه

مدیریت گرما یکی از چالش‌های مهم در فناوری‌های اخیر به شمار می‌آید، چراکه با کوچک شدن دستگاه‌های الکترونیکی و عملکرد آن‌ها در فرکانس و شرایط توانی بالا، حرارت زیادی در حین کار تولید می‌شود که در صورت عدم اتلاف حرارتی گرمای تجمع یافته، عملکرد نادرست یا خراب شدن قطعه دور از انتظار نخواهد بود [۱].

چسب‌های اپوکسی یکی از موادی هستند که به علت چسبندگی مناسب به سطوح مختلف، استحکام مکانیکی (کششی، خمشی، فشاری)، مقاومت شیمیایی، مقاومت خستگی و مقاومت خوردگی بالا، فرایندپذیری قابل کنترل و کاهش ابعادی [1] بسیار کم [۲] مورد استفاده قرار می‌گیرند. اما پایین بودن ضریب هدایت حرارتی و بالابودن چگالی اتصالات عرضی پس از پخت [۳] که به ترتیب منجر به افزایش دمای موضعی قطعه و شکنندگی آن‌ها می‌شود، کاربرد این چسب‌ها را محدود کرده است.

به منظور بهبود رسانایی حرارتی رزین اپوکسی و به طور کلی پلیمرها، دو راهکار پیشنهاد می‌شود: ۱) تغییر طراحی مولکولی یا سنتز شیمیایی پلیمری با کارکردهای مد نظر و ۲) کامپوزیت‌سازی با افزودن فیلرهای رسانا. از آن‌جا که روش اول نیازمند صرف زمان و هزینه زیاد است، عمدتا روش دوم مورد توجه صنایع مختلف قرار گرفته است [۴]. فیلرهای رسانا بسته به نوع هندسه‌شان می‌توانند یک، دو و سه بعدی و برمبنای خانواده خود [۵]، به فیلرهای سرامیکی، کربنی و فلزی تقسیم‌بندی شوند. رسانایی حرارتی فیلرها از طریق حالت [2] انتقال حرارت در آن‌ها قابل تعیین است [۶]. انتقال حرارت در فیلرهای کربنی و فلزی، از طریق حرکت حامل‌های بار (الکترون‌ها) و انتقال فونون‌ها (k_e+k_p) است. از این‌رو، دارای رسانایی حرارتی و الکتریکی هستند و در کاربردهایی که رسانایی الکتریکی، معضلی برای مدار ایجاد نکند (همانند اتصال کوتاه در مدارهای الکتریکی)، مورد استفاده قرار می‌گیرند. انتقال حرارت در فیلرهای سرامیکی تنها از طریق انتقال فونون‌ها (k_p) انجام می‌شود، بنابراین، تنها دارای رسانایی حرارتی بوده و رسانایی الکتریکی ندارند و بیش‌تر در کاربردهای بسته‌بندی میکروالکترونیک [3] و بردهای مدار چاپی [4] کاربرد دارند [۷-۱۱]. در پژوهشی، ون‌دونگ [5] و همکاران [۱۲] به بررسی رسانایی حرارتی کامپوزیت‌های اپوکسی پر شده با فیلرهای آلومینا و بورنیترید پرداختند. در این مطالعه، فیلر آلومینا شبکه اصلی انتقال حرارت را تشکیل داده و فیلر بورنیترید در بین فیلرهای آلومینا قرار می‌گیرد. از آن‌جا که بورنیترید دارای ساختار غیرایزوتروپ بوده و جهت‌گیری آن در رسانایی حرارتی نهایی کامپوزیت موثر است، این محققان تلاش کردند تا با تنظیم درصد فیلر، جهت‌گیری این ذرات را کنترل کنند. مشاهده شد که با افزودن ۳.۶۳٪ و ۵.۳۲٪ درصد وزنی فیلر بورنیترید به کامپوزیت حاوی ۷۲.۶۹٪ درصد وزنی فیلر آلومینا، رسانایی حرارتی از ۲.۷۷ W/mK به ۳.۳۵ و ۴.۴۴ W/mK می‌رسد. در این حالت، به علت جهت‌گیری تصادفی فیلرهای بورنیترید، انتقال حرارت بیش‌تر در جهت صفحات بورنیترید اتفاق می‌افتد و از آن‌جا که رسانایی حرارتی جهت صفحات این فیلر بیش‌تر از انتقال حرارت در جهت عرض صفحات آن است ۴۰۰ W/mK در مقابل ۲ W/mK، رسانایی حرارتی بهبود می‌یابد اما با افزایش مقدار فیلر بورنیترید به ۶.۳۲٪ حجمی، به علت تغییر جهت‌گیری آن‌ها از حالت تصادفی به منظم، انتقال حرارت بیش‌تر در عرض صفحات صورت گرفته، بنابراین، رسانایی حرارتی با وجود افزایش مقدار فیلر بورنیترید کاهش یافته و به مقدار ۴.۰۵ W/mK می‌رسد. این محققان هم‌چنین علت افزایش رسانایی حرارتی در نمونه‌ها نسبت به رزین اپوکسی پایه را، رسانایی حرارتی بالای ذاتی فیلر آلومینا (۳۳ W/mK) و بورنیترید (۴۰۰ W/mK) و تشکیل مسیرهای رسانایی حرارتی موثر به علت اتصال بین آن‌ها دانسته‌اند. یالسینکایا [6] [۱۳] در پژوهش خود، به بررسی رسانایی حرارتی کامپوزیت‌های اپوکسی بورنیترید در دماها و درصدهای متفاوت فیلر پرداخت. مشاهدات وی حاکی از آن بود که با افزایش دما از ۰ °C تا ۱۰۰ °C و افزایش درصد فیلر از ۰ تا ۲۰٪ وزنی، رسانایی حرارتی کامپوزیت‌ها افزایش می‌یابد. برای مثال، در کامپوزیت حاوی ۵٪ وزنی بورنیترید، با افزایش دما از ۵۰ °C تا ۱۰۰ °C، رسانایی حرارتی این کامپوزیت از ۰.۲۲۵ W/mK، به حدود ۰.۲۴ W/mK می‌رسد. هم‌چنین مشاهده شد که با افزودن مقدار زیادی از فیلر، به علت

1 Shrinkage
2 Mode
3 Microelectronic packaging
4 Printed circuit board
5 Van-Dung
6 Yalcynkaya

انرژی سطحی بالا و ترشوندگی ضعیف این ذرات توسط ماتریس، توزیع فیلرها به طور یکنواخت اتفاق نمی‌افتد و به سبب تشکیل خوشه‌های متراکم، از تشکیل شبکه‌های حرارتی موثر و افزایش رسانایی حرارتی جلوگیری می‌شود. یِتگین[1] و همکاران [۱۴] به بررسی تاثیر فیلرهای بورنیترید و آلومینا بر بهبود رسانایی حرارتی رزین اپوکسی پرداختند. مشاهده شد که با افزودن فیلر، به علت رسانایی حرارتی بالای این ذرات و ایجاد مسیرهای حرارتی رسانا، رسانایی حرارتی افزایش می‌یابد. برای مثال، با افزایش درصد بورنیترید از ۱۰٪ به ۲۰٪ وزنی، رسانایی حرارتی از ۰.۲۶ W/mK به ۰.۳۲ W/mK می‌رسد. به علاوه، با استفاده از سیستم هیبریدی، به علت تاثیر هم‌افزای فیلرها و قرارگیری نانوذرات آلومینا بین صفحات اتصال نیافته بورنیترید و کاهش فاصله بین آن‌ها، رسانایی حرارتی افزایش می‌یابد. هم‌چنین مشاهده شد که در این سیستم‌-ها، تنها افزودن بورنیترید در افزایش رسانایی حرارتی موثر نیست چراکه در ترکیب درصد ۲۲/۵٪ وزنی بورنیترید و ۷.۵٪ وزنی آلومینا، رسانایی حرارتی ۰.۳۵ W/mK است اما در ترکیب‌درصد ۲۴٪ وزنی بورنیترید و ۶٪ وزنی آلومینا، ۰.۳۴ W/mK است.

همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، یکی دیگر از موارد تهدید کاربرد رزین اپوکسی به عنوان چسب، شکنندگی آن پس از واکنش پخت است. یکی از روش‌های بهبود چقرمگی، رزین اپوکسی است [۱۵]. سو[2] و همکاران [۱۵] در مطالعه‌ای، به بررسی تاثیر استفاده از عامل پخت دوجزیی پلی‌آمید[3] و پلی‌اتر آمین[4] بر چقرمگی رزین اپوکسی پرداختند. مطالعات آن‌ها نشان داد که در هنگام واکنش رزین اپوکسی، به علت جدایی فازی ناشی از حضور این دو عامل پخت، چگالی اتصالات عرضی کاهش، کرنش در شکست افزایش (بالاتر از ۱۰۰٪) و چقرمگی بهبود می‌یابد. مطالعات بسیاری بر بهبود چقرمگی رزین اپوکسی تمرکز داشته‌اند. استفاده از نانوذرات، آلیاژ کردن رزین اپوکسی با ترموپلاستیک‌هایی چون پلی‌یورتان[5] [۱۶, ۱۷] یا رابرهای الاستومری[6] چون CTBN[۱۸،۱۹]، از روش‌های بهبود چقرمگی این رزین است. کاهش چگالی اتصالات عرضی و تنظیم ساختار شبکه‌ای رزین اپوکسی به کمک عوامل پخت نیز از دیگر روش‌های بهبود چقرمگی رزین اپوکسی پخت شده است. جمشیدی و همکاران [۱۷] نیز در پژوهش خود دریافتند که عامل پخت پلی‌اتر آمین، کرنش در شکست و چقرمگی را بهبود می‌دهد. هم‌چنین حضور دی‌سیان دی‌آمید[7] به همراه پلی‌اتر آمین تاثیر هم‌افزایی در انعطاف‌پذیری رزین اپوکسی داشته است.

با بررسی نتایج حاصل از کارهای پژوهشی بر روی چسب‌های اپوکسی تاکنون می‌توان دریافت که علت روی‌آوردن به این ماده، چسبندگی مناسب آن به انواع زیرلایه‌ها، خواص مکانیکی عالی، قیمت مناسب و پایداری ابعادی و شیمیایی خوب آن است. اما، از نقاط ضعف در کاربردهای این چسب‌ها به عنوان عامل اتصال قطعات الکترونیکی، خاصیت عایق حرارتی و شکنندگی آن‌ها پس از پخت است که سبب افزایش دمای موضعی، آسیب رساندن به قطعات مجاور و کاهش انعطاف آن‌ها می‌شود. به همین سبب، به منظور حفظ کاربرد چسب‌های اپوکسی، بهبود رسانایی حرارتی و بهبود چقرمگی آن‌ها، امری مهم تلقی می‌شود. به علاوه، با توجه به کاربرد این چسب‌ها در اتصالات قطعات الکترونیکی و سازه‌های فضایی، مطالعه و پژوهش در این زمینه ضروری به نظر می‌رسد. آن‌چه به عنوان ادامه مسیر تحقیق در این کار پژوهشی مورد نظر واقع شد، استفاده از یک سیستم هیبریدی با حداکثر میزان بارگیری فیلر جامد و حفظ قابلیت جریان‌یابی چسب است. با توجه به کاربردی بودن این پژوهش، مسئله مقرون به صرفه بودن از نظر اقتصادی نیز از دیگر عوامل موثر در طراحی نمونه‌ها است. بنابراین، با انتخاب صحیح فیلر و دانه‌بندی آنها سعی می‌شود، با حفظ خواص جریان‌یابی، خواص مکانیکی و عایق بودن از نظر الکتریکی، چسبی با هدایت حرارتی بالا و چسبندگی مناسب تولید شود.

در پژوهش حاضر، از دو فیلر سرامیکی بورنیترید و آلومینا با مورفولوژی‌های متفاوت به منظور بهبود رسانایی حرارتی چسب‌-های اپوکسی استفاده شده است. علت استفاده از فیلر بورنیترید، رسانایی حرارتی ذاتی و مقاومت الکتریکی بالا، چگالی کم ($2.27 g/cm^3$) و پایداری حرارتی [۲۰] و ابعادی [۲۱] بالای این ماده است. هم‌چنین، فیلر بورنیترید نسبت به واکنش با اکثر مواد سرامیکی خنثی عمل کرده و امکان تهیه کامپوزیت‌های ترکیبی

1 Yetgin
2 Su
3 Polyamide
4 Polyether amine
5 Polyurethane
6 Elastomeric Rubbers
7 Dicyandiamide

برای دستیابی به ویژگی‌های خاص با این فیلر وجود دارد [۲۲]. فیلر آلومینا نیز به علت قیمت مناسب، ساختار ایزوتروپ، رسانایی حرارتی و مقاومت الکتریکی بالا مورد استفاده قرار گرفته است. هم‌چنین، تاثیر استفاده از دو هاردنر متیل تتراهیدروفتالیک انیدرید[1] و پلی‌اترآمین بر چقرمگی فرمولاسیون‌های منظور، مورد بررسی قرار گرفته است. در این کار پژوهشی، انتخاب توزیع مناسب دانه‌بندی به طوری که بتواند بیش‌ترین بار جامد با حفظ خواص مکانیکی و چسبندگی از چسب حاصل شود، مد نظر قرار گرفت.

۲- بخش تجربی

۲-۱- مواد

رزین اپوکسی مورد استفاده در این پژوهش، دی‌گلایسیدیل اتر از بیس فنل F [2] است. هاردنر پلی‌اترآمین[3] و هاردنر متیل تتراهیدروفتالیک انیدرید[4] به همراه شتاب‌دهنده بنزیل دی متیل آمین[5] به‌عنوان سیستم پخت مورد استفاده قرار گرفته‌اند. فیلرهای مورد استفاده، α-آلومینا[6] (متوسط اندازه ذرات ۱/۷ میکرون و پهنای توزیع ۲ ، رسانایی حرارتی ۳۰-۱۹ W/mK ، سطح ویژه ۲ m^2/g ، چگالی 3.80 g/cm^3) و هگزاگونال‌بورنیترید[7] (متوسط اندازه ذرات ۱/۹۲ میکرون و پهنای توزیع ۲/۲۹ ، رسانایی حرارتی ۲۸۴-۲۶۶ W/mK ، سطح ویژه ۱۷ m^2/g ، چگالی ۲.۲۵ g/cm^3) هستند.

۲-۲- روش تهیه نمونه‌ها

کدگذاری نمونه‌ها به همراه ترکیب درصد مواد مورد استفاده در هر فرمولاسیون، در جدول ۱ ارائه شده است. با توجه به جدول، دو دسته نمونه ساخته شده‌اند: دسته اول، نمونه‌های پخت شده با عامل پخت MTHPA و شتاب‌دهنده BDMA (EP و A0) و نمونه‌های پخت شده با عامل پخت Jeffamine D400 (PEA تا A3).

جدول۱. ترکیب درصد وزنی مواد مورد استفاده در فرمولاسیون نمونه‌ها

	کد نمونه	رزین اپوکسی (Wt%)	عامل پخت MTHP (Wt%)	عامل پخت Jeffamine (Wt%)	کاتالیزور BDMA (Wt%)	فیلر آلومینا (Wt%)	فیلر بورنیترید (Wt%)
دسته بندی (I)	EP	۵۳,۲	۴۶,۳	۰	۰,۵	۰	۰
	A0	۱۸,۶	۱۶,۲	۰	۰,۲	۶۵	۰
دسته بندی (II)	PEA	۶۰,۶	۰	۳۹,۴	۰	۰	۰
	A1	۲۱,۲	۰	۱۳,۸	۰	۶۵	۰
	A2	۱۸,۲	۰	۱۱,۸	۰	۷۰	۰
	A3	۱۹,۷	۰	۱۲,۸	۰	۶۲,۵	۵

ابتدا به منظور کاهش ویسکوزیته و افزایش فیلرپذیری رزین اپوکسی و عوامل پخت، این مواد به مدت ۸ ساعت، در آون در دمای ۶۰ °C حرارت می‌بینند، سپس برای آماده‌سازی نمونه‌ها به طریق زیر عمل می‌شود:

نمونه‌های دسته اول، به منظور تهیه نمونه EP، ۱۰۰ گرم از مجموع رزین، هاردنر MTHPA و شتاب‌دهنده BDMA به ترتیب با نسبت (۱۰۰/۸۷/۱) در یک بشر با حجم ۲۵۰ cm^3 ریخته شده و به کمک همزن پره‌ای MINISTAR 20 (IKA، آلمان) به مدت ۱۰ دقیقه هم زده می‌شوند. دور همزن از ۱۰۰rpm آغاز شده و به منظور ایجاد تنش برشی بالاتر برای همگن‌سازی موثر و شکسته شدن اگلومره‌های احتمالی، در انتهای اختلاط با افزایش ویسکوزیته به ۵۰۰ rpm می‌رسد. مخلوط آماده شده در قالب‌های استاندارد سیلیکونی که پیش‌تر به منظور جلوگیری از ایجاد حباب در گوشه‌ها و تسهیل جدایش نمونه‌ها پس از پخت، به ترتیب در آون در دمای ۶۰ °C حرارت دیده و به روغن سیلیکون آغشته شده بودند، ریخته می‌شوند و به منظور خروج حباب، به مدت ۳۰ دقیقه در آون خلا UNIVERSAL OVEN U (Memmert، آلمان) با مقدار خلا ۰.۴ torr قرار داده می‌شوند. با قطع خلا، واکنش پخت ابتدا به مدت ۱۰ ساعت و در دمای ۹۰ °C و پخت نهایی به مدت ۲ ساعت و در دمای ۱۲۰ °C انجام می‌شود.

برای تهیه نمونه A0، ۳۵ گرم از سیستم اپوکسی/ انیدرید همانند شرایط قبل آماده و پس از اختلاط، فیلر آلومینا (مطابق جدول ۱)

1 Methyl Tetra Hydro Phthalic Anhydride (MTHPA)
2 Diglycidyl Ether of Bisphenol F (DGEBF), (EPONTM Resin862, HEXIONTM)
3 Jeff amine® D400 . (Huntsman Advanced Materials)
4 MTHPA, (Aradure® 917-1# .Huntsman Advanced Materials)
5 BDMA, (Accelerator DY 062, Huntsman Advanced Materials)
6 α -Alumina, (NO 715-10 .NABAOX®)
7 hBN, PT180 . (Momentive Performance materials Inc)

به تدریج به بشر اضافه شده و اختلاط به مدت ۲۰ دقیقه در همان دور ادامه می‌یابد.

نمونه‌های دسته دوم، به منظور تهیه نمونه PEA، ۱۰۰ گرم از مجموع رزین و هاردنر Jeff amine D400 به ترتیب با نسبت (65/100) در بشر با حجم ۲۵۰cm^3 ریخته شده و همانند شرایط مشابه نمونه EP، آماده و پخت می‌شوند. برای تهیه نمونه A1، ۳۵ گرم از سیستم پخت همانند شرایط پیشین آماده و پس از اختلاط، فیلر آلومینا (مطابق جدول ۱) به تدریج به بشر اضافه شده و اختلاط به مدت ۲۰ دقیقه در همان دور ادامه می‌یابد.

۲-۳- بررسی‌های مورفولوژیکی

مورفولوژی فیلرها، مورفولوژی سطح مقطع نمونه‌های کامپوزیتی، میزان پخش ذرات به کار رفته در ماتریس، آنالیز عنصری و صفحه‌ای (Map) توسط میکروسکوپ‌های الکترونی نشر میدانی (FESEM[1]) مورد بررسی قرار گرفت. آزمون طیف‌سنجی پراش انرژی پرتو ایکس (EDS[2] یا EDX) با ولتاژ شتابنده[3] ۱۵ keV، جریان پرتوی[4] ۱۰۰۰ nA و بزرگ‌نمایی[5] ۳۰۰ و آزمون FESEM با دستگاه مدل MIRA3 (TESCAN، چک) انجام شد و آماده‌سازی نمونه‌ها با کمک پوشش طلا به ضخامت ۲۰ µm بود.

۲-۴- اندازه‌گیری ضریب نفوذ حرارتی

آزمون نفوذ حرارتی طبق استاندارد ASTM E1461 و با تابش زنون[6] به کمک دستگاه ۵۰۰XFA (Linseis،آلمان) با نرخ حرارت-دهی ۲ °C/min، از دمای ۲۵ °C تا دمای ۷۵ °C برای نمونه‌های EP و A0 و از دمای ۲۵ °C تا ۱۰۰ °C برای نمونه‌های PEA، A1، A2 و A3 در اتمسفر خلا (2*10^{-2} bar) انجام شده است. برای هر فرمولاسیون، یک نمونه دیسکی به قطر ۲.۵۴ mm و ضخامت ۱ mm نیاز است. به منظور افزایش یکنواخت دمای سطح نمونه‌ها، از اسپری گرافیت استفاده می‌شود. نتایج به‌دست آمده، میانگین پنج داده آزمایشگاهی برای هر فرمولاسیون است.

۲-۵- بررسی‌های کالریمتری

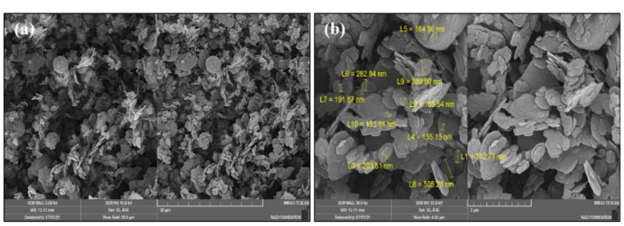
برای ارزیابی ظرفیت گرمایی ویژه (Cp) نمونه‌ها، از آزمون کالریمتری روبشی تفاضلی (DSC[7])، به کمک دستگاه DSC822e (Mettler Toledo، ایالات متحده آمریکا) ، به صورت غیر هم‌دما تحت اتمسفر نیتروژن با دبی ۵۰ ml/min، از دمای ۳۰°C تا ۹۰°C، با نرخ حرارتی ۲۰ °C/min استفاده شد.

۲-۶- بررسی‌های خواص مکانیکی و چسبندگی

این آزمون با هدف بررسی تغییرات خواص مکانیکی رزین اپوکسی خالص و پس از فرمولاسیون به صورت چسب هادی حرارت است. این آزمون در مُد کششی با دستگاه Table 50kN (UNITED Testing Systems، کالیفرنیا) طبق استاندارد ASTMD638-14 با بارگذاری ۵۰۰۰۰ نیوتن، سرعت کششی ۵ mm/min و برای دو تا سه نمونه دمبلی (طول ۱۶۵ mm، عرض ۱۹ mm) برای هر فرمولاسیون انجام شد. استحکام چسبندگی برشی نمونه‌های پخت شده نیز با سرعت کششی ۵۰ mm/min انجام شد. زیرلایه‌های فلزی آلومینیومی برای تست peel، با حلال استون شسته شده تا عاری از هرگونه آلودگی باشند.

۳- نتایج و بحث

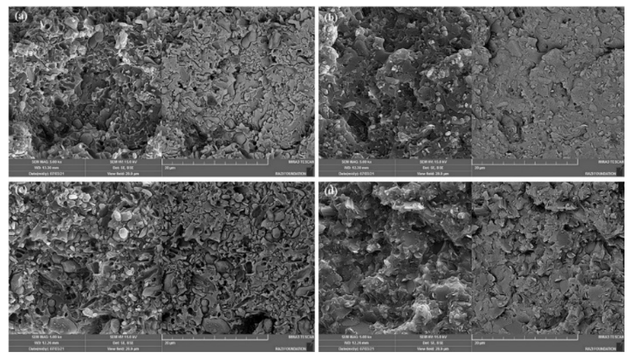
شکل ۱ تصاویر میکروسکوپ الکترونی نشر میدانی (FESEM) فیلر میکروآلومینا و بورنیترید را نشان می‌دهد. با توجه به شکل 1(a)، فیلرهای میکرو آلومینا دارای شکل بیضوی با متوسط اندازه ذرات 1.7 µm هستند.



شکل ۱. تصاویر میکروسکوپ الکترونی از فیلرهای (a) آلومینا و (b) بورنیترید.

1 Field Emission Scanning Electron Microscope
2 Energy dispersive (X-ray) spectroscopy
3 Accelerating voltage
4 Beam current
5 Magnification
6 Xenon Flash
7 Differential Scanning Calorimetry

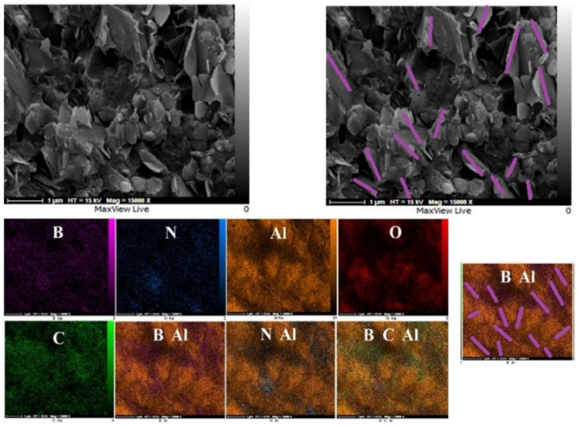
شکل ۱(b) نیز تصویر FESEM فیلر بورنیترید را نشان می‌دهد. با توجه به آن، این فیلرها به صورت صفحه‌ای و دو بعدی بوده و سبب ایجاد تماس صفحه‌ای با ماتریس می‌شوند. با توجه به نتایج FESEM، ملاحظه می‌شود که این فیلرها دارای ابعاد در حد نانومتر هستند. شکل ۲، تصاویر FESEM نمونه‌های A0، A1، A2 و A3 را مقایسه می‌کند.



شکل ۲. تصاویر FESEM نمونه‌های (a) A0، (b) A1، (c) A2 و (d) A3

در خصوص دو نمونه A0 و A1، مشاهده می‌شود که پخش ذرات آلومینا به خوبی در داخل ماتریس صورت گرفته است. این بررسی با توجه به تصاویر آنالیز عنصری و Map صورت گرفته قابل مشاهده است. فیلر آلومینا دارای تعداد زیادی گروه هیدروکسیلی بوده که می‌توانند با گروه‌های هیدروکسیلی یا آمینی در سیستم دو جزیی اپوکسی و عامل پخت، پیوند هیدروژنی و کووالانسی برقرار کنند (شکل 4(a)) [۲۳]؛ بنابراین، پخش مناسب ذرات می‌تواند به علت وجود پیوندهای هیدروژنی و بهبود برهم‌کنش فیلر و ماتریس باشد.

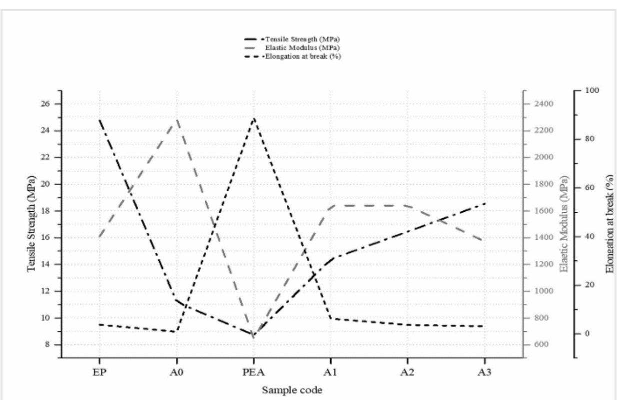
با توجه به تصویر FESEM نمونه A2 ، مشاهده می‌شود که با افزایش درصد فیلر میکروآلومینا از ۶۵٪ به ۷۰٪ وزنی، فیلرها به یکدیگر فشرده‌تر شده و با کاهش فاصله بین فیلرها، مسیر آزاد متوسط فونون‌ها به عنوان حاملان اصلی انرژی، طولانی‌تر می‌شود. شکل ۲(d) نیز تصویر FESEM نمونه A3را نشان می‌دهد. با توجه به آن، فیلرهای میکروآلومینا (ذرات درشت)، شبکه اصلی انتقال حرارت را تشکیل داده و فیلرهای بورنیترید در میان آن‌ها پخش شده‌اند (شکل ۴).



شکل ۴. تصاویر آنالیز عنصری و Map در نمونه A3. خطوط پراکنده به رنگ بنفش مطابق با آنالیز اتم‌هایB در آنالیز Map رسم شده‌اند. (تصویر B Al)

اندازه‌گیری خواص مکانیکی

استحکام کششی، کرنش در شکست و مدول الاستیک نمونه‌ها از نتایج آزمون خواص مکانیکی است که در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵. نتایج آزمون خواص مکانیکی نمونه‌ها: استحکام کششی (خط تیره نقطه)، مدول الاستیک (خط تیره کوتاه) و کرنش در شکست (خط تیره).

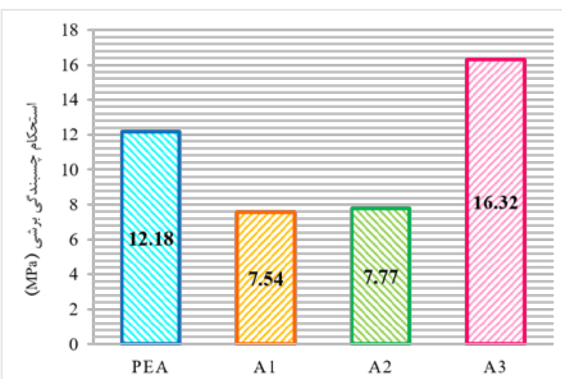
در مقایسه دو نمونه EP و A0 که هر دو دارای عامل پخت انیدریدی MTHPA هستند، با افزودن ۶۵٪ وزنی فیلر میکروآلومینا در نمونه A0، استحکام کششی رزین اپوکسی از

۲۴.۷۷ Mpa به ۱۱.۱۹ MPa کاهش و کرنش در شکست، از ۳.۷۵٪ به ۰.۸۵٪ کاهش می‌یابد. در مقایسه دو نمونه EP و PEA ملاحظه می‌شود که استحکام کششی از ۲۴.۷۷ Mpa به MPa ۸/۷۳ کاهش، کرنش در شکست از ۳.۷۵٪ به ۸۸.۸۶٪ افزایش می‌یابد. علت تفاوت چشم‌گیر در خواص مکانیکی این دو نمونه، استفاده از عوامل پخت متفاوت در تهیه آن‌ها است.

در مقایسه نمونه‌های PEA، A1، A2 و A3 با عامل پخت یکسان و درصد فیلرهای متفاوت، ملاحظه می‌شود که با افزودن فیلر و استفاده از سیستم هیبریدی، استحکام کششی افزایش، کرنش در شکست کاهش، مدول یانگ ابتدا افزایش و سپس به‌صورت تدریجی کاهش می‌یابد. علت این موضوع می‌تواند پخش بهتر ذرات فیلر در ماتریس اپوکسی پخت شده با هاردنر آمینی باشد که توسط تصاویر SEM اثبات شد. با توجه به ساختار عوامل پخت که پیش‌تر بررسی شد، عامل پخت Jeff amine D400 دارای اتم-های الکترونگاتیو بیش‌تری در مقایسه با هاردنر MTHPA است. بنابراین، انتظار می‌رود برهم‌کنش فیلرها با ماتریس (چون اتصالات هیدروژنی) بیش‌تر باشد و از این‌رو، پخش فیلرها و چسبندگی آن‌ها به ماتریس بهبود و در نتیجه استحکام سطح مشترک [۲۳] و استحکام کششی افزایش می‌یابد. حضور فیلربورنیترید در نمونه A3 منجر به تماس صفحه‌ای این فیلر با ماتریس و جلوگیری از رشد ترک توسط این فیلرها می‌شود و به بهبود استحکام کششی نمونه‌ها کمک کرده‌است اما از طرفی به علت سطح ویژه بالای خود سبب کاهش بیشتر کرنش در شکست نمونه‌ها شده است. هم-چنین، استحکام کششی نمونه‌های مذکور از نمونه EP کم‌تر است که این موضوع، به علت حضور هاردنر پلی‌اتر آمین و تاثیر آن بر خواص مکانیکی است که پیش‌تر توضیح داده شد. حضور فیلرها هم‌چنین سبب تحدید حرکت زنجیرها و جلوگیری از حرکت آن‌ها و کاهش کرنش در شکست نمونه‌ها شده‌اند. با وجود اینکه حضور فیلر موجب کاهش ازدیاد طول در شکست و در نتیجه کاهش ضربه‌پذیری شده اما در نمونه پلی اتر آمین با کاهش ازدیاد طول در شکست در اثر وجود فیلر باز محدوده کرنش به دست آمده در محدوده مجاز چسب گرید فضایی (طبق دیتا شیت چسب خارجی ازدیاد طول در نقطه شکست حدود ۲ درصد است) قرار گرفت.

مقادیر استحکام چسبندگی برشی

به منظور بررسی میزان استحکام چسب‌های متصل به زیرلایه‌های فلزی، از آزمون Lap Shear Strength با نام اختصاری LSS مطابق استاندارد ASTM D1002 استفاده می‌شود. بر طبق این استاندارد، یک تیغه فلزی به‌عنوان زیرلایه مورد استفاده قرار می‌گیرد که می‌تواند از جنس فولاد ضدزنگ، آلومینیوم، مس، برنج، پلی-کربنات، یا ABS باشد. در این تیغه، ابتدا مساحت برش[۱]، طبق شکل زیر برحسب in^2 یا cm^2 محاسبه شده و انتهای هر دو تیغه در قسمت کششی دستگاه قرار می‌گیرد. سپس نیرویی با نرخ کنترل شده (1200-1400 psi/minute) بر نمونه اعمال می‌شود تا شکست اتفاق بیفتد. در این حالت، ماکزیمم نیرو و نوع شکست مشخص می‌شود. تنش برشی ماکزیمم با تقسیم نیروی ماکزیمم بر مساحت برش به‌دست می‌آید که برحسب kg/cm^2 یا psi است. شکست نیز می‌تواند جدا شدن چسب از زیرلایه[۲] یا شکست در خود چسب[۳] یا هر دو حالت باشد.



شکل ۶. نتایج آزمون lap shear strength نمونه‌های پخت شده با Jeffamine D400

نتایج بررسی‌های نفوذ حرارتی

جدول ۲، نتیجه آزمون نفوذ حرارتی نمونه‌های EP و A0 را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که با افزودن ۶۵٪ وزنی فیلر رسانای آلومینا به رزین اپوکسی پخت شده با هاردنر MTHPA، در هر

1 Shear area
2 Adhesive
3 Cohesive

دما، نفوذ حرارتی نسبت به رزین اپوکسی پایه افزایش می‌یابد. البته این روند در همه نمونه‌ها مشاهده می‌شود و نکته مهم، میزان افزایش مقادیر در مقایسه با دیگر کارهای پژوهشی است که در ادامه آورده شده است.

جدول۲. نتایج آزمون نفوذ حرارتی نمونه‌های EP و A0

Temperature	۲۵ ° C		۷۵ ° C	
Sample code	A0	EP	A0	EP
(cm2/s)$\bar{\alpha}$	0.0102	0.0039	0.0077	0.0018

جدول۳، نتایج آزمون نفوذ حرارتی نمونه‌های PEA، A1، A2 و A3 را نشان می‌دهد. در خصوص این نمونه‌ها نیز مشاهده می‌شود که در هر دما، با افزودن ۶۵٪ و ۷۰٪ وزنی فیلر آلومینا و ۶۷/۵٪ وزنی سیستم هیبریدی، نفوذ حرارتی نسبت به رزین اپوکسی پایه افزایش می‌یابد.

جدول۳. نتایج آزمون نفوذ حرارتی نمونه‌های PEA، A1، A2 وA3

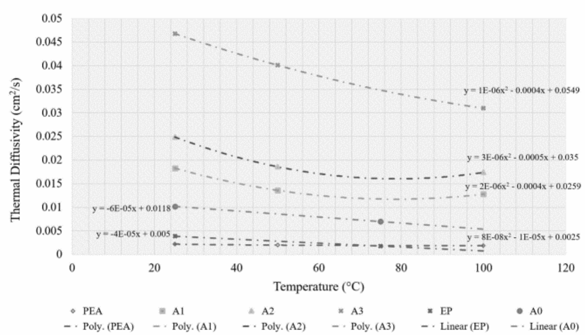
Temperature	۲۵ ° C			
Sample code	A3	A2	A1	PEA
(cm2/s)$\bar{\alpha}$	0.0468.0	0.0249	0.0183	0.0022.

جدول۳. نتایج آزمون نفوذ حرارتی نمونه‌های PEA، A1، A2 وA3 (ادامه)

Temperature	50 ° C			
Sample code	A3	A2	A1	PEA
(cm2/s)$\bar{\alpha}$	0.0401	0.0186	0.0136	0.0022

نمونه A3 دارای حداکثر مقدار نفوذ حرارتی در مقایسه با سه نمونه دیگر است. این موضوع به علت بالاتر بودن ضریب رسانای حرارتی ذاتی فیلر بورنیترید نسبت به فیلر آلومینا، شکل صفحه‌ای و سایز کوچک‌تر فیلرهای بورنیترید و ایجاد پدیده پل‌زنی [۲۳] است که سبب قرارگیری آن‌ها در میان فیلرهای اتصال نیافته آلومینا، بهبود انتقال فونون‌ها و افزایش چشم‌گیر نفوذ حرارتی می‌شود.

شکل ۷، وابستگی نفوذ حرارتی نمونه‌ها نسبت به دما (طیف XFA) را نشان می‌دهد. با توجه به شکل، مشاهده می‌شود که با افزایش دما، نفوذ حرارتی کاهش می‌یابد. علت این موضوع، پدیده پخش فونون است که تابع دماست. هنگامی که دما افزایش می‌یابد، طول موج فونون‌ها طبق قانون جابه‌جایی وین[1] کاهش و فرکانس و انرژی جنبشی آن‌ها افزایش می‌یابد. با افزایش انرژی جنبشی فونون‌ها و افزایش پدیده پخش فونون، مسافت آزاد متوسط فونون‌ها و در نتیجه نفوذ حرارتی کاهش می‌یابد [۶].



شکل ۷. طیف XFA نمونه‌ها (مقادیر نفوذ حرارتی نمونه‌های EP و A۰ در دمای ۱۰۰ ° C برون‌یابی شده‌اند)

نتایج رسانایی حرارتی

با توجه به نتایج حاصل از نفوذ حرارتی، ظرفیت گرمایی ویژه و چگالی نمونه‌ها، می‌توان رسانایی حرارتی نمونه‌ها را به کمک معادله ($K=\alpha\rho C_p$) محاسبه کرد. جدول ۴، نتایج این محاسبات را نشان می‌دهد.

[1] Wien's displacement law

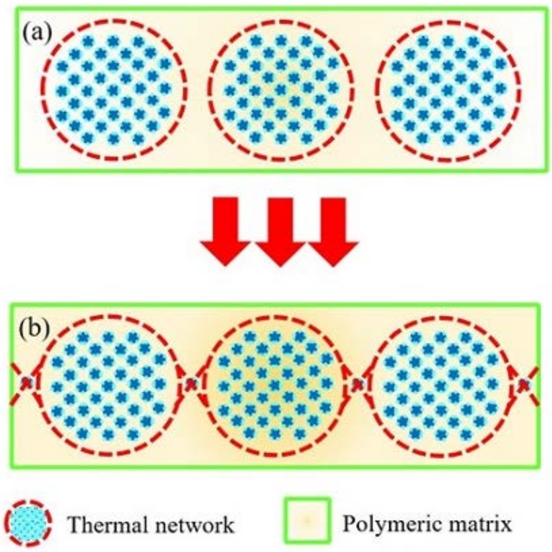
جدول۴. مقادیر رسانایی حرارتی

Sample code	Volume fraction of filler(s)	Thermal diffusivity (cm^2/s)	C_P (j/g°C)	Density (g/cm^3)	Thermal Conductivity (W/mK)
EP	۰,۰۰۰	۰,۰۰۴	۰,۹۹۰	۱,۲۱۲	۰,۴۵۶
A۰	۰,۳۶۸	۰,۰۱۰	۰,۶۶۰	۱,۹۰۰	۱,۲۵۴
PEA	۰,۰۰۰	۰,۰۰۲	۱,۲۶۰	۱,۱۳۳	۰,۳۲۴
A۱	۰,۳۴۶	۰,۰۱۶	۰,۶۶	۱,۸۹۷	۱,۹۶۶
A۲	۰,۳۹۹	۰,۰۲۳	۱,۰۵	۱,۹۸۹	۴,۷۴۱
A۳	۰,۳۸۴	۰,۰۴۴	۰,۲۰۰	۱,۹۴۹	۱,۷۰۷

با توجه به نتایج حاصل، می‌توان گفت در مقایسه رسانایی حرارتی نمونه‌های اپوکسی خالص با کامپوزیت‌های پُر شده با فیلرهای رسانا، نمونه‌های پُرشده طبیعتا رسانایی حرارتی بالاتری خواهند داشت که به علت استفاده از فیلرهای رسانا با رسانایی حرارتی بالاتر از ماتریس اپوکسی، تشکیل شبکه‌های رسانا توسط فیلرها و افزایش مسافت آزاد فونون‌ها است.

در مقایسه رسانایی حرارتی دو نمونه A1 و A2، نمونه A2 دارای رسانایی حرارتی بالاتری نسبت به A1 است. این موضوع به علت افزایش درصد فیلر آلومینا، تشکیل شبکه‌های موثرتر، پیوستگی شبکه‌های حرارتی ایجاد شده و بالاتر بودن ظرفیت گرمایی ویژه در این نمونه است. با توجه به افزایش ۱۴۱ درصدی رسانایی حرارتی نمونه A2 نسبت به نمونه A1، در حالی که تنها ۵٪ وزنی فیلر آلومینا اضافه شده است، می‌توان احتمال رسیدن شبکه‌های حرارتی به پرکولیشن حرارتی[1] [۵] و تشکیل شبکه‌های سراسری انتقال حرارت در ماتریس پلیمری را تایید نمود.

در خصوص رسانایی حرارتی نمونه A3، مشاهده می‌شود که رسانایی حرارتی آن، از رسانایی حرارتی نمونه A0 بالاتر است. این موضوع، به علت استفاده از سیستم هیبریدی (آلومینا/ بورنیترید) در نمونه A3 است. رسانایی حرارتی این نمونه اما از رسانایی حرارتی نمونه‌های A2 و A1 کم‌تر است. این موضوع، برخلاف مشاهدات مربوط به نفوذ حرارتی نمونه‌هاست. بنابراین، نفوذ حرارتی بالاتر به معنای رسانایی حرارتی بالاتر نخواهد بود؛ چراکه نفوذ حرارتی، فرایند تعادل حرارتی را کمی می‌کند اما رسانایی حرارتی، توانایی ماده در انتقال حرارت را بیان می‌نماید [۲۴].



شکل ۸. شماتیک تاثیر میزان پرشدگی بر آستانه پرکولیشن حرارتی

علت کاهش رسانایی حرارتی نمونه A3 با استفاده از سیستم هیبریدی نسبت به نمونه A2 و A1، می‌تواند به موارد زیر مربوط باشد: ۱) مقدار فیلر آلومینای مورد استفاده در نمونه A2 و A1، برابر ۷۰٪ و ۶۵٪ وزنی است اما در نمونه A3، این مقدار کاهش یافته و به مقدار ۶۲.۵٪ وزنی می‌رسد. همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، حد رسیدن به پرکولیشن حرارتی در سیستم‌های مورد مطالعه، بین ۶۵ تا ۷۰٪ وزنی است و از آن‌جا که مقدار فیلر آلومینای مورد استفاده در نمونه A3، کم‌تر از آستانه پرکولیشن است، بنابراین، حتی استفاده از ۵٪ وزنی فیلر بورنیترید با رسانایی حرارتی بالاتر، کاهش درصد فیلر آلومینا در این نمونه را جبران نکرده و رسانایی حرارتی آن، از نمونه‌های مذکور کم‌تر است (شکل ۸). ۲) از دیدگاه چگالی، از آن‌جا که چگالی فیلر آلومینا بیش‌تر از بورنیترید است، کاهش درصد فیلر آلومینا سبب کاهش چگالی-نمونه A3 نسبت به نمونه A1 شده و از آن‌جا که رسانایی حرارتی با چگالی رابطه مستقیم دارد، کاهش چگالی نمونه A3، منجر به کاهش رسانایی حرارتی آن نسبت به نمونه A1 شده است. ۳) همان‌طور که در نتایج حاصل از ظرفیت گرمایی مشاهده شد، ظرفیت گرمایی نمونه A3 کم‌تر و به دنبال آن، رسانایی حرارتی آن کم‌تر از نمونه‌های A2 و A1 خواهد بود. به‌طور کلی، درخصوص پلیمرهای نیمه کریستالی، ظرفیت گرمایی ویژه دارای اهمیت

1 Thermal percolation

است و نقش منفردی را در تعیین ضریب رسانایی حرارتی در محدوده‌ی دمایی ذوب پلیمر (دمای اتاق تا دمای ذوب) دارد [۵].

اندازه‌گیری مقاومت الکتریکی و ولتاژ شکست دی‌الکتریک

برای جلوگیری از خرابی یا مداخله در مدار الکتریکی، مواد مورد استفاده باید خاصیت عایق الکتریسیته داشته باشند و به همین علت، ویژگی‌هایی چون مقاومت الکتریکی و ولتاژ شکست دی-الکتریک در خصوص چسب‌های تهیه شده باید در این زمینه مورد بررسی قرار گیرد.

استحکام شکست دی‌الکتریک و مقاومت الکتریکی نمونه‌های EP، A2 و A3، به‌ترتیب مطابق استانداردهای ASTM D149 و ASTM D257 در دمای محیط و رطوبت ۴۱٪ و به کمک دستگاه سنجشگر عایق[1] (Megger، ایالات متحده آمریکا) اندازه‌گیری شده‌اند. نتایج آزمون، در جدول ۵ نشان داده شده‌اند.

جدول ۵. نتایج آزمون مقاومت الکتریکی و ولتاژ شکست نمونه‌های EP، A2 و A3

نام نمونه	مقاومت الکتریکی (Ω.cm)	ولتاژ شکست (kV/mm)
EP	۱.۹۲×۱۰^{۹}	> ۱۰
A2	۱.۳۱×۱۰^{۹}	> ۱۰
A3	۱.۱۵×۱۰^{۹}	> ۱۰

با توجه به نتایج حاصل، مقاومت الکتریکی رزین اپوکسی خالص (EP)، برابر با ۱.۹۲×۱۰^{۹} Ω.cm است، بنابراین، می‌تواند به عنوان یک ماده عایق الکتریسیته شناخته شود چراکه حداقل مقدار مقاومت الکتریکی مورد نیاز برای آن‌که یک ماده به عنوان عایق الکتریسته شناخته شود، $۱۰^{۹}$ Ω.cm است [۲۵].

کامپوزیت‌های A2 و A3، مقاومت الکتریکی کم‌تری نسبت به رزین اپوکسی خالص نشان داده‌اند. مقادیر این مشخصه برای کامپوزیت‌های مذکور به ترتیب برابر ۱.۳۱×۱۰^{۹} Ω.cm و ۱.۱۵×۱۰^{۹} Ω.cm است. علت کاهش مقاومت الکتریکی، می‌تواند استفاده از درصد بالای فیلر، تشکیل کلوخه و پدیده قطبش در فصل مشترک فیلر و ماتریس و در خود رزین اپوکسی باشد. هنگامی که میدان خارجی بر یک ماده عایق اعمال می‌شود، در اثر حرکت حاملان بار، قطبش اتفاق می‌افتد. این پدیده شامل سه نوع قطبش الکترونیک، قطبش دو قطبی و قطبش بین سطحی است. رزین اپوکسی یک ماده قطبی بوده که در آن، قطبش دوقطبی و الکترونیک مشاهده می‌شوند اما قطبش دو قطبی در آن بیش‌تر است. با افزودن فیلرها به ماتریس، قطبش بین سطحی در فصل مشترک فیلر و ماتریس ایجاد می‌شود. هم‌چنین، فیلرهای افزوده شده دارای اتم‌های الکترونگاتیو بوده که به قطبش دو قطبی کمک می‌کنند [۲۶] . بنابراین، هر سه نوع قطبش در کامپوزیت‌های ساخته شده مشاهده می‌شود. با ایجاد پدیده قطبش، ثابت دی-الکتریک افزایش [۲۷] و مقاومت الکتریکی کاهش خواهد یافت. بنابراین، کاهش مقاومت الکتریکی نمونه‌های کامپوزیتی A2 و A3 با افزودن ۷۰٪ وزنی فیلر آلومینا و ۶۷.۵٪ وزنی سیستم هیبریدی فیلر (۶۲.۵٪ وزنی فیلر آلومینا+ ۵٪ وزنی فیلر بورنیترید) در مقایسه با کامپوزیت رزین اپوکسی خالص به علت پدیده مذکور دور از انتظار نخواهد بود.

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، استفاده از سیستم هیبریدی (آلومینا/ بورنیترید) بر رسانایی حرارتی و استفاده از دو عامل پخت Jeffamine D400 و MTHPA بر چقرمگی چسب‌های اپوکسی موضوع مطالعه بود. مشاهده شد که "سیستم هیبریدی فیلرهای رسانا" با ایجاد خاصیت پل‌زنی و تشکیل شبکه‌های موثر رسانای حرارت و "عامل پخت Jeffamine D400" با تنظیم ساختار رزین پخت‌شده، کاهش پخش فونون‌ها و افزایش مسافت آزاد متوسط فونون‌ها، بر بهبود نفوذ حرارتی، رسانایی حرارتی، خواص مکانیکی و استحکام چسبندگی برشی چسب‌های اپوکسی تاثیر مثبتی نشان داده‌اند. برای مثال، رسانایی و نفوذ حرارتی رزین اپوکسی، به ترتیب از ۰.۳۲۴ W/mK و ۰.۰۰۲ cm^2/s به ۱.۷۰۷W/mK و ۰.۰۴۴cm^2/s برای نمونه حاوی ۶۷.۵٪ وزنی سیستم هیبریدی (۶۲.۵٪ وزنی فیلر آلومینا و ۵٪ وزنی فیلر بورنیترید) رسیده است. استفاده از سیستم هیبریدی هم‌چنین در بهبود استحکام کششی

1 Insulator tester

چسب‌های اپوکسی تاثیر به‌سزایی داشته و مقدار این مشخصه از ۸.۷۳ مگاپاسکال برای رزین اپوکسی خالص، به ۱۸.۵۵ مگاپاسکال برای نمونه حاوی سیستم هیبریدی می‌رسد. هم‌چنین، استفاده از مقدار زیادی از فیلر رسانا سبب رسیدن سیستم به پرکولیشن حرارتی و افزایش چشم‌گیر رسانایی حرارتی می‌شود. برای مثال، رسانایی حرارتی نمونه حاوی ۷۰٪ وزنی فیلر آلومینا، با افزایش ۱۴.۶ برابری نسبت به رزین اپوکسی خالص، به W/mK ۴.۷۴ می‌رسد. به علاوه، استفاده از فیلرهای سرامیکی، خاصیت عایق الکتریسیته رزین اپوکسی را حفظ کرده و تاثیر منفی بر آن نداشته است. بنابراین، فیلرهای سرامیکی، انتخاب مناسبی برای ساخت چسب‌های رسانای حرارت و عایق الکتریسیته هستند.

مراجع

[1] LAI, SHU T.; "*Fundamentals of Spacecraft Charging: Spacecraft Interactions with Space Plasmas*," Princeton; Oxford: Princeton University Press, 2012, chapter1.

[2] Mikaelian, T., *Spacecraft Charging and Hazards to Electronics in Space*, *arXiv: Space Physics*, 2009.

[3] ECSS, Space Environment, ECSS-E-ST-10-04C, 2020.

[4] Green, J.C., Likar, J., and Shprits, Y., "*Impact of Space Weather on the Satellite Industry*", Space Weather, vol. 15, no. 6, pp. 804–818, 2017.

[5] J.C. Matéo-Vélez, C. Pignal, N. Balcon, D. Payan, P. Sarrailh, et al. "*GEO Spacecraft Worst-Case Charging Estimation by Numerical Simulation*," Spacecraft Charging Technology Conference 2014 (13th SCTC), Jun 2014.

[6] J. -C. Matéo-Vélez *et al*., "*Simulation and Analysis of Spacecraft Charging Using SPIS and NASCAP/GEO*," in IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 43, no. 9, pp. 2808-2816, Sept. 2015.

[7] L. S. Novikov *et al*., "*Charging of Geostationary Satellite Electro-L2 in the Earth Shadow*"; in IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 47, no. 8, pp. 3931-3936, Aug. 2019.

[8] صمدی، آرمان؛ ابراهیمی کچویی، مسعود؛ جهانبخش، حسین؛ " *بهبود توزیع پتانسیل الکتریکی روی سطوح ماهواره زمین آهنگ با استفاده از پوشش*"؛ فصلنامهٔ علمی -پژوهشی علوم و فناوری فضایی، جلد۱۰، شمارهٔ ۳، ص. ص. ۳۵-۲۹، ۱۳۹۶.

[9] Davis, V.A., Mandell, M.J., Cooke, D.C. Wheelock, Mateo, Payan, A. J.C.D. and Koga, K., "*Comparsion of Low Earth Orbit Wake Current Collection Simulation Using Nascap-2k,SPIS,and MUSCAT Computer Codes*," IEEE Transactionson Plasma Science, Vol.41, No.12, 2013.

[10] G. Galgani, M. Antonelli, M. Bandinelli, E. Scione and E.Scorzafava, "*Charging Analysis Approach on COSMO Skymed Second Generation Spacecraft*," 2016 ESA Workshop on Aerospace EMC (Aerospace EMC), Valencia, 2016, pp. 1-3.

[11] Imhof, C. "Simulation of the Electrostatic Charging of the MetOp-SG Satellites in the Polar Auroral Zone," CEAS Space Journal, 2019.

[12] Imhof, C., Mank, H., Lange, J., "*Charging Simulations for a Low Earth Orbit Satellite with SPIS Using Different Environmental Input* ", *14th Spacecraft Charging Technology Conference*, ESA/ESTEC, Noordwijk, NL, 04-08 APRIL 2016.

[13] Vania Jordanova Raluca Ilie Margaret Chen; "*Ring Current Investigations: The Quest for Space Weather Prediction.*" 1st edition, Elsevier, 2020.

[14] B. Thiébault, J. M. Velez, J. Forest, P.Sarrailh, "*SPIS 6, User Manual*", Version: 3, 2019.

[15] M. M. Finckenor, Multilayer Insulation Material Guidelines, NASA, 1999

[16] D. G. Gilmore, "*Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I: Fundamental Technologies*", 2002.

[17] Waets, F. Cipriani and S. Ranvier, "*LEO Charging of the PICASSO Cubesat and Simulation of the Langmuir Probes Operation*," IEEE Transactions on Plasma Science, Vol. 47, Issue 8, 3689-3698, 2019.

[18] ECSS, Spacecraft Charging, ECSS-E-ST-20-06C, 2019.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 115-134
2022

DOI:
10.22034/jssta.2023.355411.1091

Article Info

Received: 2022-8-21
Accepted: 2023-1-16

Keywords

Hybrid dynamical systems,
Benchmark examples,
Hybrid control,
Discrete-event systems

How to Cite this article

Ali Safi, Ali Taghavian Esmaeel Khanmirza
"A Review on Benchmark Examples for Dynamical Hybrid Systems Controller Synthesis to Facilitate Its Selection Process". *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 115-134, 2023. "

Original Article

A Review on Benchmark Examples for Dynamical Hybrid Systems Controller Synthesis to Facilitate Its Selection Process

Ali Safi[1], Ali Taghavian[2], Esmaeel Khanmirza[3*]

1. School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran, ali_safi@alumni.iust.ac.ir
2. School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran, ali_taghavian@alumni.iust.ac.ir
3*. School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran, khanmirza@iust.ac.ir

Abstract

Due to various and complex phenomena in hybrid dynamical systems, the control of these types of systems has faced a challenge. Space systems also have hybrid dynamics due to different missions and operational modes. Therefore, to deal with these systems, we must first familiarize ourselves with the standard examples that have been studied before. Consequently, in the field of hybrid control science, various examples have been reviewed and researched. In order to improve the performance comparison of control methods or to check their comprehensiveness, some of these examples are used as benchmark examples. Therefore, this article has been tried to collect benchmark examples with different characteristics in the hybrid control field and compare them with each other. It should be noted that benchmark examples were selected based on the number of repetitions and recognition. Therefore, the performance of the developing controllers can be examined on these examples and compared with the results of other controllers. As a result, the researchers can choose their desired benchmark more accurate and efficient with the investigation and design of the controller.

مقاله مروری

مروری بر مثال‌های معیار در زمینه کنترل‌کننده سیستم‌های هیبرید دینامیکی به منظور تسهیل فرایند انتخاب آن‌ها

علی صافی[۱]، علی تقویان[۲]، اسماعیل خان‌میرزا*[۳]

۱. دانشگاه علم و صنعت ایران – ali_safi@alumni.iust.ac.ir

۲. دانشگاه علم و صنعت ایران – ali_taghavian@alumni.iust.ac.ir

۳،*. دانشگاه علم و صنعت ایران – khanmirza@iust.ac.ir (نویسنده مسئول)

چکیده

به دلیل وجود پدیده‌های مختلف و پیچیده در سیستم‌های دینامیکی هیبرید، امر کنترل این نوع از سیستم‌ها با چالش مواجه شده است. سیستم‌های فضایی نیز به دلیل ماموریت‌ها و حالت‌های عملیاتی مختلف، دارای دینامیک هیبرید هستند. بنابراین، به منظور کارکردن با این سیستم‌ها ابتدا باید با نمونه‌های استانداردی که قبلا مورد مطالعه قرار گرفته‌اند آشنا شویم. در زمینه علم کنترل هیبرید، تاکنون مثال‌های گوناگونی مورد بررسی و تحقیق قرار گرفته است. به منظور بهبود امر مقایسه عملکرد روش‌های کنترلی یا بررسی جامعیت آن‌ها، برخی از این مثال‌ها به عنوان نمونه معیار استفاده می‌شوند. به همین منظور، در این مقاله سعی شده است که نمونه معیارهایی با خصوصیات متفاوت در زمینه کنترل هیبرید گردآوری و با یکدیگر مقایسه شود. لازم به ذکر است که نمونه معیارهای انتخابی، بر اساس تعداد دفعات تکرار و به رسمیت شناخته شدن برگزیده شده‌اند. پس می‌توان عملکرد کنترل‌کننده‌های در حال توسعه را بر روی این مثال‌ها بررسی نمود و با نتایج سایر کنترل‌کننده‌ها مقایسه کرد. در نتیجه، این امر سبب می‌شود که محققان بتوانند با انتخاب دقیق‌تر و آسان‌تر نمونه معیار مورد نظر خود، امر بررسی و طراحی کنترل‌کننده را پیش بگیرند.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و کاربردهـای فضـایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۱۳۴-۱۱۵
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2023.355411.1091

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۵/۳۰

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۰/۲۶

واژه‌های کلیدی

سیستم‌های دینامیکی هیبرید، مثال‌های معیار، کنترل هیبرید، سیستم های رویداد گسسته

نحوه استناد به این مقاله

علی صافی، علی تقویان، اسماعیل خان‌میرزا. "مروری بر مثال‌های معیار در زمینه کنترل‌کننده سیستم‌های هیبرید دینامیکی به منظور تسهیل فرایند انتخاب آن‌ها". *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۱۳۴-۱۱۵، ۱۴۰۱.

۱- مقدمه

سیستم‌های دینامیکی هیبرید[1] حاوی دینامیکی ناهمگونی[2] هستند که با یکدیگر تعامل دارند و رفتار آن‌ها در طول زمان تعیین می‌شود. ناهمگونی، به این معناست که این سیستم‌ها شامل دو نوع دینامیک هستند: دینامیک پیوسته و متغیر با زمان (زمان-پایه) و دینامیک گسسته متغیر با رویداد (رخداد- محور). دینامیک پیوسته به طور معمول توسط معادلات دیفرانسیل یا اختلافی توصیف می‌شود و تحولات در دینامیک گسسته به کمک قوانین و دستورات شرطی اعمال می‌شود. با ارتباط برقرار کردن این دو نوع دینامیک با یکدیگر، رفتارهای دینامیکی پیچیده ایجاد می‌شود، همانند کلید زدن[3] یا هنگامی که مقدار یک متغیر پیوسته از یک آستانه عبور می‌کند یا پرش متغیرهای حالت هنگامی که رویداد گسسته[4] مشخصی اتفاق می‌افتد. برای مثال، در مدارهای الکتریکی قطع و وصل شونده، ولتاژ و جریان بنابر قوانین مدارهای الکترونیکی، سیگنال‌های پیوسته هستند که رفتارهای ناپیوسته‌ای بر اساس باز و بسته کردن قسمتی از مدار از خود نشان می‌دهند. هم‌چنین، سرعت یک جسم که بنابر قانون دوم نیوتون[5] پیوسته است؛ بر اساس اصل مومنتوم در لحظه برخورد، رفتار ناپیوسته‌ای از خود نشان می‌دهد. در کاربردهای فضایی همانند ماهواره‌ها و فضاپیماها نیز پدیده‌هایی هم‌چون تغییر در مودهای عملیاتی و ماموریت‌های مختلف دیده می‌شود که سبب می‌شود این سیستم‌ها ترکیبی از رفتارهای زمان-پایه و رخداد-محور یا به عبارت دیگر هیبرید را از خود نشان دهند. هم‌چنین لازم به ذکر است که عملیات فضایی با توجه به الگوریتم‌های کنترلی امروزی و به دلیل وجود قطعات الکترونیکی و تصمیم‌گیری‌های منطقی، معمولاً شامل هر دو رفتار می‌شوند. سیستم‌های دینامیکی هیبرید علاوه‌بر کاربردهای فضایی، پهنه وسیعی از دینامیک‌های موجود در جهان در زمینه‌های مختلف اعم از الکترونیک، شیمی، کامپیوتر و غیره را تشکیل می‌دهد. این مثال‌ها نمونه‌هایی از سیستم‌های دینامیکی هیبرید یا به بیان ساده‌تر سیستم‌های هیبرید هستند.

به دلیل پیچیدگی این سیستم‌ها، چالش‌های جدیدی در راستای تئوری‌های پایداری یا طراحی کنترل‌کننده برای سیستم‌های هیبرید به وجود آمده است. از این چالش‌ها می‌توان به پرش[6] در سیگنال‌ها و متغیرهای حالت، عوض شدن دینامیک سیستم، قیود[7]، حاشیه امنیت[8]، پایداری، رؤیت پذیری[9]، کنترل‌پذیری[10]، شناسایی[11]، مقاوم‌سازی[12] و قابلیت دستیابی[13] اشاره کرد. هم‌چنین اضافه شدن قیدهای ایمنی و ساختاری بر پیچیدگی این سیستم‌ها افزوده است. به وجود آمدن مفاهیم جدیدی همانند پرش در متغیر حالت، تعویض مود، تغییر دینامیک سیستم، تغییر تعداد متغیرها و پدیده‌هایی هم‌چون زنو[14]، سبب شده تا ابزارهای جدیدی برای مدل‌سازی، تحلیل و کنترل این سیستم‌ها طراحی و توسعه یابد. در سال‌های اخیر، به دلیل تنوع در رفتار این سیستم‌ها، مدل‌های مختلفی برای توصیف آن‌ها ارائه شده است. در بخش مدل‌سازی این سیستم‌ها، از روش‌هایی هم‌چون هیبرید اتوماتا[15]، تکه‌ای آفین[16]، دینامیک منطق مخلوط[17]، شبکه‌های پتری[18]، حداکثر-جمع-خطی[19] و غیره استفاده شده که قوی‌ترین آن‌ها هیبرید اتوماتا است چراکه قادر به مدل‌سازی انواع پدیده‌های موجود در سیستم‌های هیبرید است. برخی از این مدل‌ها قابلیت هم‌ارزی دارند، به گونه‌ای که می‌توان آن‌ها را به یکدیگر تبدیل کرد، زیرا ممکن است استفاده از یک روش مدل‌سازی در عملیاتی به خصوص، آسان‌تر باشد.

در نتیجه، به دلیل وجود پدیده‌های مختلف و پیچیده در این سیستم‌ها، امر کنترل آن‌ها با چالش مواجه شده است. با توجه به رفتار خاص این سیستم‌ها و عدم پاسخ‌گویی کنترل‌کننده‌های سنتی همانند پی‌آی‌دی[20]، فیدبک حالت بهینه

1 Hybrid dynamical systems
2 Heterogeneous
3 Switch
4 Discrete Event
5 Newton's second law
6 Jump
7 Constraints
8 Safety
9 Observability
10 Controllability
11 Identification
12 Robustness
13 Reachability
14 Zeno
15 Hybrid Automata
16 PieceWise Affine
17 Mixed Logical Dynamical
18 Petri Nets
19 Max-Plus-Scaling
20 PID

حالت[1]، پیش‌فاز[2]، پس‌فاز[3] و غیره، نسل جدیدی از کنترل‌کننده‌ها همانند کنترل نظارتی[4]، کنترل بر پایه توابع لیاپانوف[5]، کنترل بر پایه نابرابری ماتریس‌های خطی[6]، کنترل افق پیش‌بین[7]، کنترل پیش‌بین مدل هیبرید[8]، شبکه‌های پتری[9] و کنترل‌کننده ترکیبی محاسباتی[10] ارائه شده و توسعه یافته‌اند. در برخی از این کنترل‌کننده‌ها، از مفاهیم پایه‌ای متعلق به کنترل‌کننده‌های سنتی و در برخی دیگر از ادبیات کاملاً جدیدی استفاده شده است. با این حال، هم‌چنان در بحث کنترل این سیستم‌ها خلل‌هایی وجود دارد. طراحی کنترل‌کننده جامعی که قابلیت کنترل انواع مسائل هیبرید را داشته باشد امری دور از واقعیت است. به همین دلیل این موضوع به عنوان یک موضوع لبه علم مورد توجه محققان قرار گرفته است.

به طور معمول، مساله‌ها و مشکلاتی در مورد یک سیستم به وجود می‌آید که سبب می‌شود آن سیستم مورد بررسی قرار گیرد. در این موارد هدف اصلی، حل مساله مربوط به آن سیستم به‌خصوص است ولی هنگامی که هدف، حل مساله‌ای برای کلاسی از سیستم‌ها است، باید سیستم‌های معینی وجود داشته باشد که جنبه‌های مختلفی از آن کلاس را پوشش دهند. در زمینه کنترل سیستم‌های هیبرید تاکنون مثال‌های گوناگونی مورد بررسی و تحقیق قرار گرفته‌اند، اما وجود مثال‌های معین برای بررسی عملکرد کنترل‌کننده‌های جدید ارائه شده و ایجاد امکان مقایسه آن‌ها امری حائز اهمیت است. این مثال‌های معین را نمونه معیار می‌نامند. هر نمونه معیار از پیچیدگی و خصوصیات خاصی برخوردار است. در نتیجه، محققان می‌توانند با استفاده از این نمونه‌های معین، از صحت روش خود اطمینان حاصل کنند. هم‌چنین امکان مقایسه روش‌ها نیز امری ساده‌تر و مطمئن‌تر می‌شود.

بسیاری از این نمونه معیارها در کارگاه آموزشی صحه‌گذاری کاربردی برای سیستم‌های پیوسته و هیبرید[11] معرفی و مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در این کارگاه از ابزارهای مختلفی هم‌چون کورا[12]، اسپیس ای‌اکس[13]، هیلا[14]، جولیا ریچ[15]، آریادنی[16]، داین‌آی‌بکس[17]، ایزابل/هول[18] و هایدرا[19] برای بررسی قابلیت دسترسی، پایداری، حاشیه امنیت و دیگر موارد، برای این نمونه معیارها استفاده شده است. در بررسی‌های انجام شده در مقالات مختلف، اتفاق‌ها یا رخداد-محور یا زمان-پایه هستند. در این کار به جای استفاده از واژه رخداد-محور و زمان-پایه، از واژه رخداد به صورت کلی استفاده شده است که جنس آن می‌تواند از جنس ورودی، متغیر حالت یا زمان باشد. برخی از نمونه معیارهای بررسی شده در این کار، به طور ذاتی یک سیستم هیبرید نیست ولی پس از مدل‌سازی، به صورت هیبرید بررسی می‌شود. به طور مثال، در نمونه معیار آونگ معکوس، هیچ‌گونه رخدادی وجود ندارد، اما برای طراحی کنترل‌کننده چرخش رو به بالا، در برخی از روش‌های ارائه شده نیاز است که سیستم را هیبریدسازی کرد. البته نحوه مدل‌سازی نقش مهمی را در جنس رخداد ایفا می‌کند. به عنوان مثال در نمونه معیار مخزن سه‌گلنه، اگر باز و بسته شدن شیرها به صورت منفعل کنترل شود (با توجه به ارتفاع مخازن) و سیستم حلقه بسته مدنظر باشد، رخداد از جنس متغیر حالت می‌شود. ولی با در نظر گرفتن سیستم به صورت حلقه باز، رخدادهای مربوط به باز و بسته شدن شیرها از جنس ورودی است. در اینجا سعی شده که سیستم‌ها به صورت حلقه باز در نظر گرفته شوند. هم‌چنین قابل ذکر است که برخی از این نمونه معیارها را می‌توان ساده‌سازی کرد که این کار به روش‌های مختلفی صورت می‌گیرد. به عنوان مثال می‌توان سیستم‌های غیرخطی را با حول نقاط کاری خطی‌سازی کرد، یا یک مثال پیچیده را به چند مثال کوچک تقسیم کرد و بخش‌هایی از آن را به صورت جداگانه بررسی کرد.

در این کار سعی شده، مثال‌هایی که به عنوان نمونه معیار در چندین مقاله ذکر شده و به عنوان مثالی برای طراحی کنترل

1 LQR
2 Lead
3 Lag
4 Supervisory Control
5 CLF-Based Control
6 LMI-Based Control
7 Receding Horizon Control
8 Hybrid Model Predictive Control
9 Petri Nets
10 Computational Hybrid Controller

11 Workshop on Applied Verification for Continuous and Hybrid systems
12 CORA
13 SpaceEx
14 Hylaa
15 JuliaReach
16 Ariadne
17 DynIbex
18 Isabelle/HOL
19 HyDRA

کننده مورد بررسی قرار گرفته‌اند، انتخاب شوند. هم‌چنین، توضیحات کلی نمونه معیارها به همراه برخی از خصوصیات جزیی ذکر شده است. در انتها برای مقایسه بهتر، اطلاعات مربوط به همه نمونه معیارها در جدول ۴ ارائه شده و پیشنهاد شده که چه کسانی از چه نمونه معیاری استفاده کنند. معادلات و نحوه مدل‌سازی این نمونه معیارها به دلیل حجم زیاد، به صورت صریح ذکر نشده، بلکه ارجاع داده شده است. با جستجو در مقالات مرجع می‌توان فایل‌های شبیه‌سازی این سیستم‌ها را یافت و از آن‌ها استفاده کرد.

۲- نمونه معیارها

۲-۱- نمونه معیار بمپوراد- موراری [1]

مثالی که توسط بمپراد و موراری در سال ۱۹۹۹ ارائه شده است [۱] به عنوان یک نمونه معیار در بسیاری از مقالات به منظور طراحی کنترل‌کننده یا بررسی سیستم‌های هیبرید به کار رفته است [۲، ۳]. معادلات حاکم بر این نمونه معیار در رابطه (۱) قابل مشاهده است.

$$x(k+1)=0.8\begin{bmatrix}\cos(\alpha(k)) & -\sin(\alpha(k))\\ \sin(\alpha(k)) & \cos(\alpha(k))\end{bmatrix}x(k)+\begin{bmatrix}0\\1\end{bmatrix}u(k)$$

$$\alpha(x(k))=\begin{cases}\frac{\pi}{3}, & if\,[1\quad 0]x(k)\geq 0\\ -\frac{\pi}{3}, & if\,[1\quad 0]x(k)<0\end{cases}$$

$$x(k)\in[-10,10]\times[-10,10],$$

$$u(k)\in[-1,1]. \qquad (۱)$$

این مثال دارای دو متغیر حالت، یک ورودی و ۲ مود کاری است. به عبارت دیگر، هنگامی که $x_1\geq 0$ باشد، سیستم در مود اول از مودهای کاری قرار دارد. در این حالت دینامیک حاکم بر سیستم به صورت

$$x(k+1)=0.8\begin{bmatrix}\frac{1}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2}\\ \frac{\sqrt{3}}{2} & \frac{1}{2}\end{bmatrix}x(k)+\begin{bmatrix}0\\1\end{bmatrix}u(k)$$

است و در صورتی که $x_1<0$ باشد، معادله حاکم بر سیستم به صورت

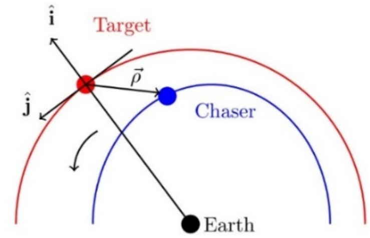
$$x(k+1)=0.8\begin{bmatrix}\frac{1}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2}\\ -\frac{\sqrt{3}}{2} & \frac{1}{2}\end{bmatrix}x(k)+\begin{bmatrix}0\\1\end{bmatrix}u(k)$$

است. هم‌چنین، باید توجه داشت که در این سیستم هیبرید، زیر سیستم‌ها دارای دینامیک خطی و زمان گسسته هستند. بر روی ورودی و خروجی این سیستم، قیود تعریف می‌شود. معمولاً هدف در استفاده از این نمونه معیار، طراحی کنترل‌کننده‌های هیبرید است. در این نمونه معیار، رخداد از جنس متغیر حالت است. هم‌چنین سیستم به صورت تکه‌ای خطی [2] قابل مدل‌سازی است و پرش در متغیرهای حالت وجود ندارد. به عبارت دیگر، ریست مپ [3] به صورت همانی است.

۲-۲- قرار ملاقات فضاپیما [4]

یکی از حرکات بنیادی در عملیات فضایی، قرار ملاقات است. به گونه‌ای که یک فضاپیما به سمت فضاپیمای دیگری با هدف رسیدن به آن حرکت می‌کند (شکل ۱). فضاپیما باید با رعایت قیود مشخص شده، خود را به هدفی که به صورت منفعلانه در حال دوران است نزدیک کند و در صورت عدم موفقیت عملیات، از برخود با هدف اجتناب کند. به طور کلی، دینامیک این سیستم کاملا پیوسته است و از معادلات دیفرانسیل غیرخطی پیروی می‌کند، اما دینامیک خطی‌سازی شده نیز برای این نمونه معیار ارائه شده است. سیستم دارای ۳ مود کاری نزدیک شدن، ملاقات و لغو عملیات است که مودهای نزدیک شدن و ملاقات، به فاصله فضاپیما با هدف بستگی دارند ولی مود لغو عملیات به زمان بستگی دارد.

1 Bemporad-Morari
2 Piecewise affine
3 Reset map
4 Spacecraft rendezvous

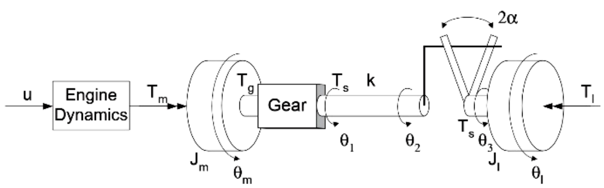


شکل ۱ : قرار ملاقات فضاپیما [۴]

وارد شدن به مودهای نزدیک شدن و ملاقات، بلافاصله پس از رخداد اتفاق می‌افتد. اما وارد شدن به مود لغو عملیات، در بازه زمانی محدودی رخ می‌دهد که زمان دقیق آن مشخص نیست. پس از ورود به مود لغو عملیات، امکان ورود به مودهای دیگر وجود ندارد. در مود نزدیک شدن و ملاقات، نیروهای پیش‌رانش به عنوان ورودی سیستم هستند ولی در مود لغو عملیات، ورودی وجود ندارد. این فضاپیما دارای ۴ متغیر حالت $[x, \dot{x}, y, \dot{y}]$ و دو ورودی F_x, F_y است که قید حداکثر و حداقل برای آن‌ها تعریف شده است. در مود ملاقات، بر روی سرعت فضاپیما قید تعریف شده است. مدل دقیق سیستم به همراه توضیح کامل قیود و مودها توسط چَن و میترا[1] ارائه شده است [۴]. همچنین، یک کنترل‌کننده هیبرید فیدبک حالت بهینه برای کنترل فضاپیما طراحی شده و نواحی امن سیستم مشخص شده است. برای توضیحات تکمیلی نیز می‌توان به کار آلثوف[2] و همکاران مراجعه کرد [۵]. در این مدل، علاوه بر مودهای کاری اصلی، یک مود خطا وجود دارد که باید از ورود به آن اجتناب شود.

۲-۳- نمونه معیار انتقال قدرت خودرو به همراه لقی

وجود لقی در سیستم انتقال قدرت باعث ایجاد ناحیه مرده[3] می‌شود که این ناحیه یک عامل غیرخطی است که باعث هیبرید شدن سیستم می‌شود. در نظر گرفتن این لقی بسیار حائز اهمیت است چراکه در رفتار سیستم، نحوه انتقال قدرت و عمر قطعات مکانیکی در هنگام برخورد اجزا به یکدیگر تاثیر دارد. روش‌های کنترلی متعددی برای جلوگیری از آسیب‌رسانی این لقی به عملکرد سیستم ارائه شده که برخی از آن‌ها حلقه باز بوده و برخی دیگر حلقه بسته‌اند. روش‌های حلقه‌باز در کنترل این مثال نیاز به درک قوی و درستی در رابطه با نحوه کارکرد سیستم دارد و در بهترین حالت، عملکرد به نسبت خوبی در حوالی نقاط کاری سیستم از خود نشان می‌دهد. ولی به منظور دستیابی به عملکرد بهینه در همه حالات سیستم، نیاز به کنترل حلقه بسته است که هیبرید بودن مساله، این کار را با مشکلاتی مواجه ساخته است. همان‌گونه که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، ورودی سیستم ابتدا وارد دینامیک موتور می‌شود که این دینامیک با یک سیستم مرتبه اول با ثابت زمانی τ_{eng} تقریب زده می‌شود. گشتاور، ممان اینرسی و زاویه خروجی موتور به ترتیب با T_m، J_m و θ_m نمایش داده می‌شود.



شکل ۲: انتقال قدرت خودرو به همراه لقی [۶]

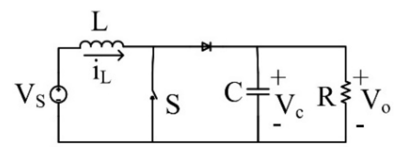
گشتاور ورودی به جعبه دنده و خروجی از آن به ترتیب T_g و T_s است. θ_1، θ_2 و θ_l نیز زوایای مشخص شده در شکل ۲ هستند. 2α مقدار لقی و T_l، J_l و θ_l به ترتیب گشتاور، ممان اینرسی و زاویه بار هستند. ضریب سفتی محور انتقال قدرت k است. این سیستم دارای ۳ مود کاری است. هر مود سیستم توسط معادلات دیفرانسیل خطی معمولی شبیه‌سازی می‌شود. در نتیجه می‌توان آن را به شکل تکه‌ای خطی مدل‌سازی کرد. توضیحات کامل مربوط به این نمونه معیار در کار لاگربرگ[4] یافت می‌شود [۶]. هم‌چنین، در این مقاله، ۴ نوع قید برای مساله در نظر گرفته شده است. قید برخورد صریح، قید برخورد تقریبی، روش دو فازی و کاهش نوسانات که تنها یکی از سه قید اول باید در نظر گرفته شود، اما قید چهارم را می‌توان همراه با قید انتخابی در نظر گرفت. آلثوف و کرو[5] مدل توسعه یافته این نمونه معیار که در آن تعداد زاویه‌ها و بارهای خروجی افزایش یافته و سفتی محورهای اضافه شده است را در کار خود در نظر گرفته‌اند [۷]. در این مرجع، هدف بررسی قابلیت دستیابی سیستم است. بسلمان و همکاران نمونه معیار مشابهی مطرح کرده‌اند که علاوه‌بر مدل‌سازی لغزش

1 Chan and Mitra
2 Althoff
3 Dead-Zone
4 Lagerberg
5 Althoff and Krogh

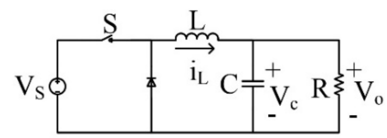
یاتاقان‌ها، نمونه آزمایشگاهی نیز برای آن ساخته شده است [۸]. هم‌چنین به مباحثی چون شناسایی پارامترها، طراحی رویت‌گر و کنترل‌کننده نیز پرداخته شده است.

۲-۴- مبدل جریان مستقیم به مستقیم

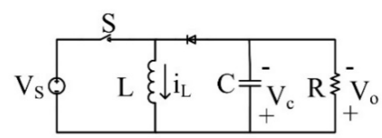
نمونه معیار مبدل جریان مستقیم به مستقیم یک مثال در حوزه الکترونیک قدرت است که به وسیله هیبرید اتوماتا با دینامیک پیوسته با معادلات دیفرانسیل معمولی خطی مدل‌سازی می‌شود. وظیفه یک مبدل دی‌سی-دی‌سی[1]، تبدیل ولتاژ از یک سطح به سطح دیگر است که این کار با باز و بسته شدن پیاپی یک کلید در مدار اتفاق می‌افتد (معمولا با سرعت کیلوهرتز). به طور معمول، ۳ نوع نمونه معیار از یک مبدل دی‌سی-دی‌سی وجود دارد: مبدل افزایشی، مبدل کاهشی و مبدل افزایشی-کاهشی، که در شکل ۳ ترتیب مشاهده می‌شوند.



(آ) : مبدل افزایشی



(ب) : مبدل کاهشی



(ج) : مبدل افزایشی-کاهشی

شکل ۳. انواع مبدل‌های جریان مستقیم به مستقیم [۹]

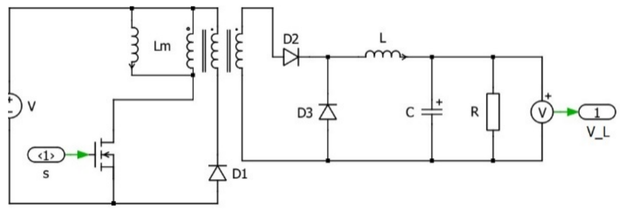
متغیرهای پیوسته هر سه نمونه معیار، ولتاژ دو سر مقاومت R و جریان سلف L هستند که به ترتیب با V_o و i_L نمایش داده می‌شوند. مدل هیبرید اتوماتای این نمونه معیار داری دو مود کاری است. به طور معمول در این مبدل‌ها برای رسیدن به ولتاژ خروجی مورد نظر، معمولا از کنترل حلقه‌باز برای باز و بسته کردن کلید S با چرخه کار مشخص استفاده می‌شود که نیازی به مقایسه ولتاژ خروجی V_o با ولتاژ مورد نظر V_{ref} ندارد. اما برای دستیابی به خروجی دلخواه با در نظر گرفتن ولتاژ ورودی V_s متغیر یا عوامل تاثیرگذار دیگر در رفتار مبدل همانند اغتشاش، به کنترل‌کننده حلقه بسته نیاز است. بزرگ‌ترین چالش کنترل‌کننده حلقه بسته سرعت کنترل کننده است. هم‌چنین در هنگام کنترل ولتاژ، ضروری است که حاشیه امنیت سیستم در دو مرحله راه‌اندازی و حالت ماندگار بررسی شود. برای دستیابی به مدل دقیق و توضیحات بیشتر درباره این مبدل‌ها به کار نگوین و جانسون[2] مراجعه شود [۹]. در اکثر مواقع مدل‌سازی این سیستم به صورت تکه‌ای خطی است. روش‌های کنترلی متعددی برای کنترل این مبدل‌ها ارائه شده که می‌توان به روش‌هایی هم‌چون کنترل بهینه مقید،کنترل پیش‌بین مدل و لیاپانوف به ترتیب در [۱۲-۱۰] اشاره کرد.

۲-۵- نمونه معیار مبدل جریان مستقیم به مستقیم با ترانسفورماتور جداشده

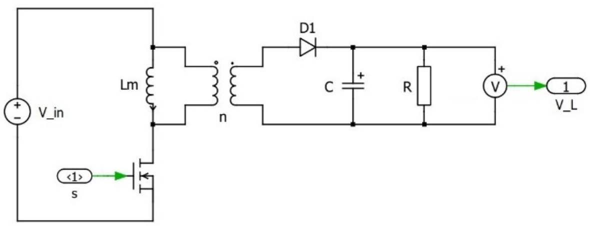
این مدل از مبدل‌های دی‌سی-دی‌سی، به دو نوع اصلیِ مبدل‌های برگشتی و رو به جلو تقسیم می‌شوند. هر دو سیستم به وسیله هیبرید اتوماتا با دینامیک پیوسته با معادلات دیفرانسیل معمولی خطی مدل‌سازی می‌شود. در هر دو مدل نمایش داده شده در شکل ۴، یک ورودی ولتاژ مستقیم V_{in} و یک کلید s وجود دارد [۱۳]. مدل برگشتی دارای ۲ مود کاری است که در اثر باز و بسته شدن کلید s ایجاد می‌شود. متغیرهای حالت این مدل، جریان i_{L_m} و ولتاژ v_L است. مدل رو به جلو دارای ۵ مود کاری اصلی است که در اثر باز و بسته شدن کلید و رفتار دیودها در مدل است. متغیرهای حالت این مدل، جریان i_{L_m}، جریان i_L، و ولتاژ v_L است. در این مدل، علاوه بر مودهای کاری اصلی، یک مود خطا وجود دارد که باید از ورود به آن اجتناب شود. در هر دو مثال، ولتاژ ورودی می‌تواند متغیر یا ثابت با زمان باشد یا با اغتشاش همراه باشد. مدل‌سازی این سیستم به صورت تکه‌ای خطی است.

1 Dc-Dc

2 Nguyen and Johnson



(آ) : مبدل رو به جلو



(ب) : مبدل بازگشتی

شکل ۴: مبدل جریان مستقیم به مستقیم با ترانسفورماتور جدا شده [۱۳]

۲-۶- نمونه معیار دمای اتاق

یکی از مثال‌های ساده برای سیستم هیبرید نمونه معیار، دمای اتاق است. در کتاب‌ها و مقالات بسیاری می‌توان انواع مختلف این نمونه معیارها را یافت که در اینجا به یکی از جامع‌ترین آن‌ها اشاره خواهد شد. به طور کلی این نمونه معیار از چند اتاق تشکیل شده که هدف، کنترل دمای هر اتاق به دمای دلخواه است. این اتاق‌ها با یک‌دیگر تبادل حرارت دارند. هم‌چنین تبادل حرارت از این اتاق‌ها به فضای بیرون نیز ممکن است. در برخی از این اتاق‌ها، یک منبع حرارتی همانند یک هیتر وجود دارد. نرخ حرارت تولید شده تمامی هیترها یکسان است و قابل تنظیم نیست. هیترها را می‌توان صرفا خاموش یا روشن کرد یا از اتاقی به اتاق دیگر برد. در هر اتاق می‌توان حداکثر یک هیتر قرار داد. هم‌چنین، باید توجه داشت که ضرایب انتقال حرارت بین اتاق‌ها و محیط بیرون می‌تواند متفاوت باشد [۱۴]. از دیدگاه طراحی کنترل کننده، ورودی‌های سیستم دستورات خاموش یا روشن کردن یا جابه‌جا کردن این هیترها از اتاقی به اتاق دیگر (متغیرهای گسسته) هستند، و هدف کنترلی رساندن دمای اتاق‌ها (متغیر های پیوسته) به مقادیر مطلوب است. در این دیدگاه، رخداد از جنس ورودی است و در هر مود، سیستم دارای دینامیک خطی و پیوسته است.

با تعریف آستانه‌های دما به منظور خاموش یا روشن شدن هر هیتر و هم‌چنین در نظر گرفتن امکان جابه‌جایی آن‌ها در اتاق‌ها، یک سیستم هیبرید ایجاد می‌شود. در معادله (۲)، دینامیک این نمونه معیار مشاهده می‌شود که در آن x_i دمای اتاق iام، u دمای هوای بیرون، h_i یک متغیر بولین که مقدار آن ۱ (برای روشن بودن) و ۰ (برای خاموش بودن) است. ضرایب انتقال حرارت بین هر دو اتاق $a_{i,j}$ است. هم‌چنین مقدار گرمای ورودی توسط هر هیتر c_i است. تعداد متغیرهای حالت برابر با تعداد اتاق‌ها است. در این مثال، $\binom{r}{h}$ حالت برای جابه‌جایی هیترها در اتاق‌ها وجود دارد که r تعداد اتاق‌ها و h تعداد هیترها است. هر هیتر می‌تواند خاموش یا روشن باشد، که 2^h حالت ایجاد می‌کند. در نتیجه $\binom{r}{h}.2^h$ مود کاری در سیستم وجود دارد. ساده‌ترین نوع این نمونه معیار، با فرض وجود یک اتاق و یک هیتر است که در این صورت سیستم دارای یک متغیر حالت و یک ورودی و دو مود کاری وابسته به روشن یا خاموش بودن هیتر است.

$$\dot{x}_i = c_i h_i + b_i(u - x_i) + \sum_{i \neq j} a_{i,j}(x_j - x_i) \qquad (۲)$$

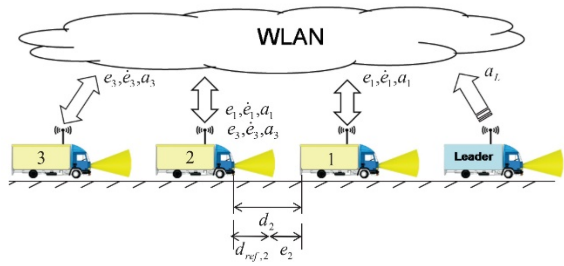
۲-۷- همکاری تحت شبکه ردیفی از خودروها

در این نمونه معیار همان‌گونه که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، چند خودرو که به صورت ردیفی پشت سر یکدیگر حرکت می‌کنند و خودرو پیشرویی را دنبال می‌کنند. هدف رعایت قیود ایمنی، حفظ فاصله مورد نظر و هم‌چنین پیروی از خودروی پیشرو است. فرض بر این است که این خودروها موقعیت و سرعت نسبی، (نسبت به فاصله مشخص بین دو خودرو) و شتاب خود را در اختیار کنترل کننده قرار می‌دهند. اما با از دست رفتن ارتباط بین یک یا چند خودرو، توپولوژی ارتباطی تغییر می‌کند. این تغییر در توپولوژی ارتباطی را می‌توان به شکل یک سیستم هیبرید مدل‌سازی کرد. در این مثال، رخداد از جنس زمان معلوم یا نامعلوم است. معادلات حاکم بر این سیستم را می‌توان در مقاله ماشو[1] و همکاران و مخلوف[2] و همکاران یافت [۱۵, ۱۶]. با اضافه شدن هر خودرو سه متغیر حالت و یک ورودی به سیستم اضافه خواهد شد. شتاب رفرنس خودرو پیشرو نیز به عنوان یک ورودی

1 Maschuw

2 Makhlouf

وارد معادلات می‌شود. مخلوف و همکاران با استفاده از طراحی ماتریس پس‌خورد حالت برای توپولوژی‌های ارتباط کامل خودروها با یکدیگر و قطع ارتباط آن‌ها، سیستم را به شکل هیبرید مدل‌سازی کردند [۱۷]. ابزارهای تحقیق و تست این مدل در دیگر مقاله مخلوف و همکاران مورد بررسی قرار گرفته است [۱۸]. برای مدل‌سازی اطلاعات از دست رفته، از جایگزین کردن صفر در ماتریس پس‌خورد استفاده شده است. برای طراحی کنترل کننده پس‌خورد حالت از پایدارسازی سیستم حلقه بسته به روش نابرابری ماتریس‌های خطی و نرم بی‌نهایت استفاده شده است. تعداد متغیرهای حالت برابر با $3n$ است که n تعداد خودروها است. معمولا ۲ توپولوژی ارتباطی برای این نمونه معیار در نظر گرفته می‌شود که دو مود را تشکیل می‌دهد، در صورتی که می‌توان توپولوژی‌های احتمالی مختلف را بررسی کرد. شتاب هر خودرو به عنوان ورودی در نظر گرفته می‌شود و سیستم را می‌توان به صورت تکه‌ای خطی مدل‌سازی کرد.



شکل ۵: همکاری تحت شبکه ردیفی از خودروها [۱۸]

۲-۸- کنترل‌کننده کروز تطبیقی

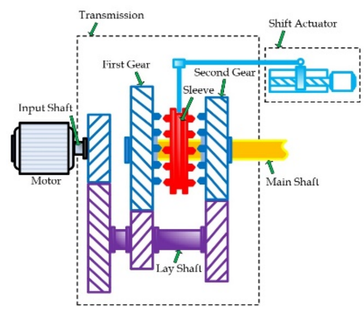
هدف کروز کنترل تطبیقی، حفظ ایمنی و راحتی مسافرین در طول مسیر است. در این نمونه معیار، چند خودرو به صورت ردیفی در پشت سر هم حرکت می‌کنند. (برای سادگی نمونه معیار، تنها از دو خودرو استفاده شده است) که خودروی جلویی پیشرو و بقیه پیرو هستند. فقط معادلات دینامیکی خودروهای پیرو مورد بررسی قرار گرفته است. طراحی کنترل‌کننده برای این نمونه معیار به دلیل وجود دینامیک‌های غیرخطی اصطکاک و نیروی پیشرانش و هم‌چنین رفتار هیبرید چرخ‌دنده‌ها چالش برانگیز است. متغیرهای این سیستم موقعیت و سرعت خودرو، پیرو هستند. رعایت قیود بر روی فاصله بین دو خودرو، سرعت و شتاب خودرو به علاوه ورودی سیستم که مقدار پیوسته دارد و هم‌چنین ترتیب تعویض دنده الزامی است. چند نمونه مدل‌سازی برای این سیستم در مقاله کرونا و دی شوتر[1] معرفی شده است [۱۹]. این مدل‌سازی‌ها با تقریب زدن خطی و تکیه‌ای خطی نیروی اصطکاک یا در نظر گرفتن مقادیر غیرخطی آن صورت گرفته است. در این نمونه معیار، خودرویی شش دنده در نظر گرفته شده که با این فرض دارای شش مود کاری با دینامیک غیرخطی است. هم‌چنین با فرض تقریب تکه‌ای خطی اصطکاک می‌توان دینامیک غیرخطی را به خطی و تعداد مودهای کاری را افزایش داد. مدل‌سازی انجام شده با فرض در نظر گرفتن دینامیک غیرخطی، سیستم دارای دو متغیر حالت پیوسته، یک ورودی پیوسته و سه متغیر گسسته است که شش مود مختلف را تشکیل می‌دهد. اما با تقریب خطی دنده و تقریب تکه‌ای خطی اصطکاک، این سیستم دارای دو متغیر حالت پیوسته و یک ورودی پیوسته با دو مود کاری است که این حالت را می‌توان به عنوان نمونه معیار ساده در نظر گرفت [۲۰].

۲-۹- نمونه معیار تعویض دنده موتور

این نمونه معیار، جایگزین مناسبی برای سیستم انتقال قدرت موتور در موتورهای الکترونیکی است. وجود چرخ دنده و تعویض دنده در این نمونه معیار بدون استفاده از عمل کلاچ‌گیری انجام می‌شود. استفاده نکردن از کلاچ برای درگیر کردن دنده‌های مختلف، باعث افزایش راندمان سیستم می‌شود. اما از طرف دیگر برخورد چرخ دنده‌ها با یکدیگر عملیاتی حساس است چراکه کلاچ در این سیستم وجود ندارد و اگر چرخ دنده‌ها در موقعیت نامناسبی به یکدیگر برسند، باعث وقفه در عملیات انتقال قدرت و حتی ایجاد شرایط بدتری می‌شود [۲۱, ۲۲]. به همین دلیل، وجود کنترل کننده مناسب در زمان تعویض دنده الزامی است. هدف معادلات نوشته شده در این نمونه معیار، بررسی نحوه برخورد و همگام‌سازی چرخ دنده راننده با رانده شده است. متغیرهای این سیستم، سرعت نسبی طولی و عرضی و موقعیت طولی و عرضی در راستای محور مختصات تعریف شده هستند. دو مود اصلی کاری به نام درگیر و آزاد وجود دارد که در مود درگیر، سرعت‌های نسبی برابر با صفر و موقعیت‌های نسبی ثابت است. لحظه تعویض دنده می‌تواند نامشخص باشد. ورودی کنترلی، گشتاور خروجی مطلوب

1 Corona and De Schutter

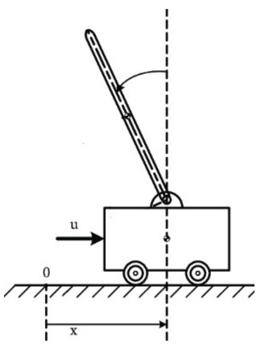
موتور الکتریکی است به طوری که چرخ دنده‌ها به خوبی با یکدیگر درگیر شده و اثرات مخرب برخورد در کم‌ترین حالت خود قرار بگیرند. در هنگام طراحی کنترل کننده، رعایت قیود مساله و حاشیه امنیت‌ها الزامی است. هم‌چنین، رخداد از جنس متغیر حالت است. معادلات دینامیکی برخورد به صورت تقریبی، خطی در نظر گرفته شده است. امکان مدل‌سازی به صورت تکه‌ای خطی وجود دارد. در نتیجه این نمونه معیار دارای دینامیک خطی است. هم‌چنین، در متغیرهای حالت پرش وجود دارد. در کار چن و میترا[1] می‌توان معادلات سیستم به همراه یک نمونه از طراحی کنترل کننده برای این نمونه معیار را مشاهده کرد [۲۲]. شکل ۶، شماتیک این دستگاه را نشان می‌دهد.



شکل ۶: نمونه معیار تعویض دنده موتور [۲۲]

۲-۱۰- آونگ معکوس با پایه متحرک و روبات خودمتعادل‌ساز دو چرخ

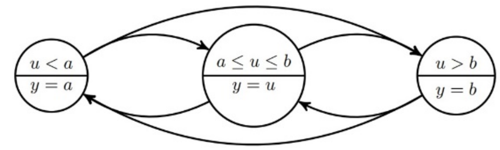
نمونه معیار آونگ معکوس دارای دینامیک غیرخطی و کوپل شده‌ای است. این بدین معنی است که متغیرهای اصلی حالت سیستم با یکدیگر تعامل دارند و بر روی هم اثر می‌گذارند. در اینجا ایجاد نوسانات بر روی یکی از اجزای سیستم باعث ایجاد حرکت و یا نوسان بر روی دیگری می‌شود. به همین علت در زمینه کنترل بسیار مورد بررسی قرار می‌گیرد. تعاریف متعددی از دینامیک این سیستم وجود دارد که در مقالات متعددی می‌توان به آن‌ها دسترسی داشت [۲۵-۲۳]. اما اصول دستیابی به دینامیک در همه این مقالات یکی هست. در زمینه هیبرید، هدف کنترل زاویه آونگ، تحت هر شرایط اولیه با قیود تعریف شده بر روی متغیرها و ورودی است که این کار توسط کنترل‌کننده‌های معمولی، امکان‌پذیر نیست. متغیرهای سیستم، زاویه و سرعت زاویه‌ای آونگ، مکان و سرعت خطی پایه آونگ هستند. ورودی کنترلی معمولا نیروی وارد شده به پایه یا ولتاژ اعمالی به عملگر است. شکل ۷، شماتیک دستگاه را نشان می‌دهد. در نمونه ساده‌تری از سیستم آونگ معکوس، ورودی کنترلی شتاب پایه آونگ و متغیرهای حالت تنها زاویه و سرعت زاویه‌ای آونگ خواهند بود [۲۶, ۲۷]. در کنترل حلقه بسته در صورت وجود رخداد، رخداد از جنس ورودی است.



شکل ۷: آونگ معکوس

روبات خودمتعادل‌ساز دو چرخ نیز مدل پیچیده‌تر از یک پاندول معکوس است. هدف کنترلی در این نمونه معیار، متعادل نگه داشتن ربات و هم‌چنین طی کردن مسیر مطلوب است. سیستم دارای شش متغیر حالت به صورت:
$x = [\theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad \phi \quad \dot{\phi}]^T$ است که θ میانگین چرخش چرخ راست و چپ است. ψ و ϕ بیانگر حرکت پیچ[2] و یاو[3] هستند [۲۸]. این سیستم دو ورودی کنترلی از نوع گشتاور با دینامیک حاکم بر موتورهای دی‌سی در داخل چرخ‌ها دارد. این سیستم بسیار شبیه به پاندول معکوس است، از این‌رو، دینامیک آن به طور مشابه غیرخطی است. هم‌چنین در این نمونه معیار، هیچ پرش یا ریست شدن متغیرها مشاهده نمی‌شود. به دلیل وجود اشباع برای عملگرها این سیستم را می‌توان مطابق شکل ۸ به صورت یک سیستم هیبرید مدل‌سازی نمود [۲۸]، بنابراین، مودها بر حسب ورودی هستند.

1 Chen and Mitra
2 pitch
3 yaw



شکل ۸. قید اشباع برای عملگر ربات خودمتعادل‌ساز دارای دو چرخ [۲۸]

۲-۱۱- نمونه معیار کوادروتور

نمونه معیار کوادروتور دارای دینامیک غیرخطی و کوپل شده‌ای است به گونه‌ای که ایجاد نوسان بر روی یکی از زاویه‌های آن، سبب ایجاد حرکت یا نوسان بر روی موقعیت کوادروتور می‌شود.

معمولا برای کنترل این سیستم، می‌توان آن را حول نقاط کاری خطی‌سازی کرد. این سیستم دارای ۱۲ متغیر حالت و ۴ ورودی است که در بعضی از مقالات ورودی‌ها نیروی پیشرانش موتورها و در برخی دیگر سرعت دورانی پروانه‌ها است. تعاریف متعددی برای معادلات دینامیکی این نمونه معیار وجود دارد که اصول به دست آوردن همه آن‌ها مشابه است. این نمونه معیار در حالت عادی هیبرید نیست اما به دلیل وجود مناطق امن و غیر امن در مسیر حرکت کوادروتور (اجتناب از قرارگیری در نواحی هوایی ممنوع) و هم‌چنین مانورهای گسترده‌ای که برای یک کوادروتور وجود دارد، این سیستم را به عنوان یک نمونه معیار برای سیستم‌های هیبرید در نظر می‌گیرند. چراکه کنترل این سیستم با روش‌های متداول کنترلی در مانورهای خاص، دشوار و در مواردی غیرممکن است. معادلات این دستگاه را می‌توان در کار ایملر[1] و همکاران مشاهده کرد [۲۹]. هم‌چنین مانور برداشتن جسمی از روی زمین با کابل را می‌توان در کارهای کروز[2] و همکاران مشاهده کرد [۳۰, ۳۱].

۲-۱۲- نمونه معیار ترمز هوایی قطار

در این نمونه معیار، دینامیک قطار از معادله غیرخطی (۳) پیروی می‌کند که در آن هر کدام از نیروهای پیشرانش f و ترمزی b دارای دینامیک هیبرید هستند. نیروی پیشرانش وابسته به توان خروجی از موتور p و سرعت قطار v است. توان خروجی از موتور وابسته به ورودی کنترلی u_d است. نیروی مقاومت حرکت $\mu(|v|)$ و زاویه شیب مسیر θ است که به مسیر ξ وابسته است. M نیز جرم قطار است. نیروی ترمزی نیز دارای دینامیک هیبرید است که از سه مود درجا، ترمز و رهاسازی تشکیل شده است. ورودی کنترلی u_b است که مقدار آن، شدت ترمزگیری و علامت آن انتقال از مود درجا به مود ترمز یا از مود ترمز به مود رهاسازی را شکل می‌دهد.

$$\dot{\xi} = v$$

$$\dot{v} = \frac{1}{M}(f(p,v) - \mathrm{sgn}(v)(\mu(|v|) + b) - g\sin(\theta(\xi))) \qquad (۳)$$

در نهایت با تلفیق دینامیک‌های پیوسته و گسسته، یک دینامیک ضربه‌ای برای این سیستم طراحی شده که دارای ۵ متغیر پیوسته و یک متغیر گسسته است. متغیرهای پیوسته نمونه معیار، مکان و سرعت قطار، توان موتور، نیروی ترمزی و حداکثر نیروی ترمزی هستند و متغیر گسسته بیانگر مود ترمزی است. در مساله کنترل قطار هدف، بهینه‌سازی توان مصرفی برای رسیدن به مقصد است که در مسیر باید قطار همواره بر روی پروفیل سرعت مورد نظر حرکت کند و قیود ایمنی را رعایت کند. این قیود ایمنی می‌تواند حداکثر یا حداقل سرعت قطار، تنش بین واگن ها و دیگر موارد باشد. برای مشاهده دقیق معادلات و قیود مساله می‌توان به مقاله پارولینی[3] و همکاران مراجعه کرد [۳۲]. با مدل‌سازی ذکر شده، در متغیرهای این سیستم پرش وجود دارد.

۲-۱۳- نمونه معیار مخزن سه‌گانه

هدف کنترلی در این مساله، کنترل سطح آب موجود در مخازن است به گونه‌ای که جریان خروجی از مخزن ۳ برای مشتری تقریبا ثابت باشد. در این سیستم، مطابق شکل ۹ سه مخزن حاوی سیال موجود است که هر مخزن توسط شیرهای $(V_1, V_{13}, V_2, V_{32})$ دوحالته، به صورت باز یا بسته در ارتفاع‌هایی ثابت نسبت به یکدیگر متصل شده‌اند. هم‌چنین شیر (V_{1L}) برای مدل‌سازی نشت سیال و دو پمپ سیال به عنوان ورودی‌های سیستم (P_1, P_2) که قابلیت برنامه‌ریزی و کنترل دارند بر روی مخزن ابتدا و انتهایی قرار گرفته‌اند. متغیرهای حالت سیستم

1 Immler
2 Cruz

3 Parolini

ارتفاع سیال در هر مخزن به صورت $x = [h_1 \quad h_2 \quad h_3]$ است. هم‌چنین معادله عبور سیال از میان شیر با قانون توریسلی مدل‌سازی می‌شود:

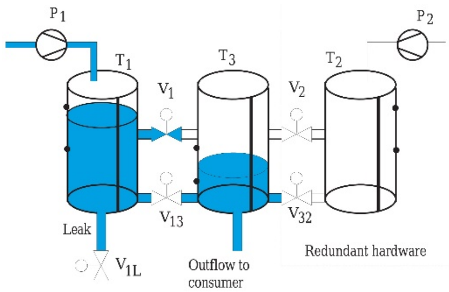
$$Q = kA\, sign(h_i - h_j)\sqrt{2g|h_i - h_j|}\, Pos(V) \qquad (۴)$$

در معادله بالا k ضریب اصلاح کننده، A سطح مقطع شیر، $Pos(V)$ بیانگر حالت باز یا بسته بودن شیر است. به دلیل رابطه (۴)، سیستم غیرخطی است. با توجه به ارتفاع سیال موجود در هر مخزن ۲، $۲^۳$ حالت ممکن برای معادلات سیستم روی می‌دهد. با حذف تابع علامت از رابطه (۴)، تعداد مودهای سیستم به ۱۷ افزایش می‌یابد [۳۳] (این مقدار در صورت نصب شیرهای متصل کننده مخزن وسط به دو مخزن دیگری در ارتفاع‌های متفاوت افزایش می‌یابد).

با نوشتن قانون بقای جرم:

$$A_i \dot{h}_i = \sum_{j=1}^{n} Q_{input} + \sum_{k=1}^{m} Q_{output} \qquad (۵)$$

و جای‌گذاری میزان دبی از رابطه توریسلی، معادلات نهایی حاصل می‌شود. این نمونه معیار به دلیل وابسته بودن عمل کردن شیرها به ارتفاع سطح آب در مخزن (وابستگی معادله حاکم به متغیرهای حالت) باید به صورت هیبرید بررسی شوند. معادلات حاکم بر مساله و هم‌چنین مودهای آن‌ها در کار هیمینگ و لونزه[1] قابل مشاهده است [۳۴]. هاریپراساد و بهارتیا[2] در مقاله خود یک کنترل کننده پیش‌بین مدل برای این نمونه معیار طراحی کرده‌اند [۳۳]. هم‌چنین از مدل چهار مخزنی این نمونه معیار نیز استفاده می‌شود [۳۵, ۳۶]. لازم به ذکر است که پرش در متغیرهای حالت این سیستم وجود ندارد.



شکل۹: مخزن سه‌گانه [۳۴]

۲-۱۴- یخچال فروشگاه

این نمونه معیار به بررسی یخچال‌های ایستاده بدونه درب که اغلب به صورت چندین یخچال در کنار هم و در فروشگاه‌های بزرگ قابل رویت هستند، می‌پردازد. هدف کنترلی از این نمونه معیار، تنظیم دمای داخل هر یک از یخچال‌ها بر روی دمای دلخواه و هم‌چنین کمینه کردن تعداد خاموش و روشن شدن کمپرسور و در نتیجه کاهش هزینه است. در ابتدا مروری بر عملکرد یک یخچال می‌کنیم. یک یخچال از چهار بخش عمده کمپرسور، کندانسور، شیر انبساط و اواپراتور تشکیل شده است [۳۷]. عملکرد هر بخش به صورت جدول ۱ است.

جدول ۱: وظیفه هر یک از المان‌های نمونه معیار یخچال فروشگاه

المان	وظیفه
کمپسور	با انجام کار بر روی ماده مبرد فشار و دما را بالا می‌برد.
کندانسور	با تبادل حرارت دمای مبرد اندکی کاهش می‌یابد.
شیر انبساط	فرایند شکسته شدن فشار در این بخش روی می‌دهد. به دلیل مثبت بودن ضریب ژول-تامسون برای سیالات مبرد با کاهش فشار دما نیز به صورت چشم‌گیری کاهش می‌یابد. در این بخش، دمای مبرد تا دمایی پایین‌تر از محیط سرد پایین می‌آید.
اواپراتور	با تبادل حرارتی میان مبرد و محیط سرد، دمای مبرد بالاتر رفته و دمای محیط سرد کاهش می‌یابد.

به وسیله تبادل حرارت میان اواپراتور و هوای یخچال، یک پرده از هوای سرد میان مواد داخل یخچال و هوای بیرون از یخچال شکل می‌گیرد که باعث سرمایش مواد داخل یخچال می‌شود. هم‌چنین تبادل حرارت میان پرده هوای سرد و محیط خارج به صورت یک بار حرارتی و به عنوان اغتشاش مدل‌سازی

1 Heiming and Lunze

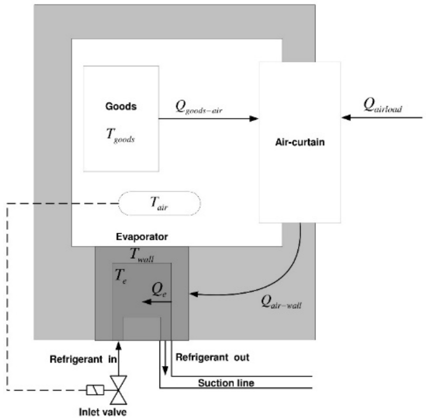
2 Hariprasad and Bhartiya

می‌شود. با نصب یک سنسور دما در محیط داخلی یخچال می‌توان یک معیار غیرمستقیم از دمای محصولات داخل یخچال داشت.

در یخچال‌ها، قلب سیستم کمپرسور است که اغلب از چند کمپرسور به صورت موازی استفاده می‌شود و با توجه به فشار مورد نیاز برای مکش تعدادی از کمپرسورها روشن و تعدادی خاموش هستند. به صورت متداول، کنترل در این سیستم به صورت غیرمرکزی و برای هر یخچال، متشکل از دو کنترل کننده است. کنترل کننده اول به صورت هیسترزیس و به منظور کنترل دمای داخل یخچال و با کلیدزنی روی دریچه ورودی ماده مبرد به داخل اواپراتور هر یخچال صورت می‌گیرد و کنترل کننده PI با ناحیه مرده به منظور تنظیم فشار مکش کمپرسور، به وسیله تنظیم روشن بودن تعدادی از کمپرسورها صورت می‌گیرد. مزایا و معایب این روش کنترلی توسط لارسن [1] و همکاران مورد بحث قرار گرفته است [۳۸]. هم‌چنین در کارهای دیگری همانند لارنس ریکر [2] و همکاران یا سونتاگ [3] و همکاران از کنترل پیش‌بین مدل برای کنترل این سیستم نیز استفاده شده است [۳۹, ۴۰].

این سیستم غیرخطی است و مطابق انتظار برای مدل‌سازی این فرایند باید هر یک از زیرسیستم‌ها مدل‌سازی شوند [۳۸]. به دلیل کلیدزنی روی ورودی‌ها (باز و بسته بودن شیر یا خاموش و روشن شدن کمپرسورها)، باید این سیستم، به عنوان یک سیستم هیبرید مدل‌سازی شود. هم‌چنین در این سیستم، مودها بر حسب متغیرهای حالت (دمای مطلوب و فشار مکش) عوض می‌شوند.

همان‌گونه که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، در مدل کلی و برای مدل‌سازی مانیفولد مکش، یک متغیر حالت به صورت فشار مکش P_{suc}، دو ورودی به صورت دبی حجمی خارج شده به وسیله مانیفولد مکش توسط کمپرسورها $\dot{V}_{comp}$ و مجموع جرم ماده مبرد خارج شده از یخچال‌ها به سمت مانیفولد مکش m_i درنظر گرفته می‌شود. هم‌چنین هر یخچال دارای چهار متغیر حالت به صورت دمای کالاهای یخچال T_{goods}، دمای دیواره اواپراتور T_{wall}، دمای هوای سرد T_{air} و جرم مبرد مایع شده در اواپوراتور M_{ref} و دو ورودی به صورت فشار مکش P_{suc} و هم‌چنین موقعیت شیر (باز یا بسته) است. ضمنا دو اغتشاش به صورت تبادل حرارت با فضای اطراف $Q_{airload}$ و دبی جرمی مدل نشده به سمت مانیفولد مکش $\dot{m}_{ref,cons}$ نیز برای این مدل قابل تصور است.



شکل ۱۰: دیاگرام برش خورده یخچال فروشگاه [۳۸]

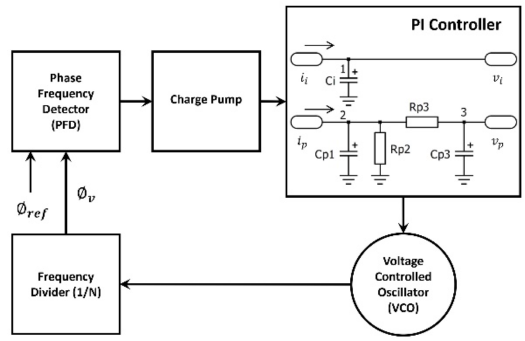
۲-۱۵- حلقه قفل کننده فاز

از این مدار به طور گسترده در پروژه‌های مخابراتی، الکترونیکی، کلاک [4] کامپیوترها و برای اتصال تولید کننده‌های انرژی همانند انرژی‌های تجدیدپذیر به خط انتقال برق استفاده می‌شود. شکل ۱۱ نمای یک قفل کننده فاز نوع دوم دو مسیره را نشان می‌دهد. قفل کننده فاز، یک مدار کاملا کنترلی است. هدف از این مدار، یکسان‌سازی فاز و فرکانس سیگنال خروجی با سیگنال ورودی است. اما در شکل ۱۱، به دلیل وجود بلوک تقسیم کننده فرکانس، فرکانس خروجی N برابر می‌شود. در این حالت، فرکانس سیگنال ورودی از حدود MHz و فرکانس سیگنال خروجی از حدود GHz است. به اختصار می‌توان وظیفه هر یک از المان‌ها را به صورت جدول ۲ بیان نمود.

جدول ۲. وظیفه هر یک از المان‌های نمونه معیار حلقه قفل کننده فاز

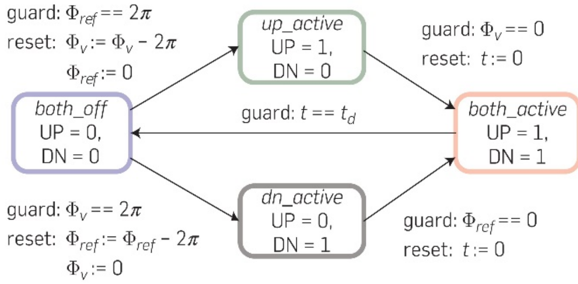
المان	وظیفه
آشکارساز فاز	وظیفه تشخیص میزان اختلاف فاز سیگنال مرجع با سیگنال تولیدی را دارد و متناسب با آن ولتاژ ایجاد می‌کند.
پمپ شارژ	تامین جریان i_i و i_p را برعهده دارد.
نوسان کننده کنترل شده با ولتاژ	به وسیله یک نگاشت، فرکانس سیگنال خروجی را با توجه به میزان ولتاژ سیگنال ورودی به آن تغییر می‌دهد.
تقسیم کننده فرکانس	فرکانس سیگنال ورودی را تقسیم بر N می‌کند.

1 Larsen
2 Lawrence Ricker
3 Sonntag
4 Clock



شکل ۱۱. مدار یک قفل کننده فاز [۴۱]

در حالت کلی، کنترل این مدار به صورت آنالوگ بوده و مقادیر مقاومت و خازن‌ها مشخص‌کننده ضرایب کنترل کننده PI در این مدار هستند. این سیستم مطابق شکل ۱۲ دارای چهار مود کاری است. این مودها شامل *فقط بالا فعال*، *فقط پایین فعال*، *هر دو فعال* و *هر دو غیرفعال* است. وابسته به مود کاری فعال، پمپ شارژ مقدار ثابتی جریان الکتریکی مخصوص هر مود کاری را در مدار تزریق می‌کند. مود بالا فعال در حالت عقب بودن فاز سیگنال خروجی از سیگنال مرجع فعال می‌شود. به این ترتیب که با تزریق جریان توسط پمپ جریان با مقداری خصوص [۴۲] و افزایش ولتاژ ورودی به VCO فرکانس سیگنال خروجی افزایش می‌یابد. و اختلاف فاز جبران می‌شود. به همین صورت حالت پایین فعال در صورت جلوتر بودن فاز سیگنال خروجی از سیگنال مرجع فعال می‌شود. مود هر دو فعال به دلیل در نظر گرفتن تاخیر مورد نیاز برای گذار به مود هر دو غیرفعال در نظر گرفته می‌شود. همچنین در مود هر دو غیرفعال، هیچ ورودی به سیستم از پمپ شارژ وارد نمی‌شود. وابسته به این‌که آیا سیگنال خروجی و مرجع هم فاز شده باشند، روند کلیدزنی ادامه می‌یابد تا اختلاف فاز به مقداری بسیار کم در حدود $\Delta\Phi = [-۰/۱^\circ, ۰/۱^\circ]$ برسد. روند استخراج معادلات در مقاله بگ[1] و همکاران نشان داده شده است [۴۱]. همچنین معادلات فضای حالت سیستم در کار آلثوف[2] و همکاران به دست آمده است [۴۲]. این سیستم دارای پنج متغیر حالت به صورت $x = [V_1 \quad V_2 \quad V_3 \quad \Phi_{output} \quad \Phi_{ref}]$ و همچنین دو ورودی از نوع جریان از پمپ شارژ است. در این مدار پرش در متغیرها نیز دیده می‌شود. همچنین نمودار سیستم هیبرید اوتوماتا را می‌توان به صورت شکل ۱۲ در نظر گرفت.



شکل ۱۲. نمودار هیبرید اتوماتای مدار قفل کننده فاز [۴۲]

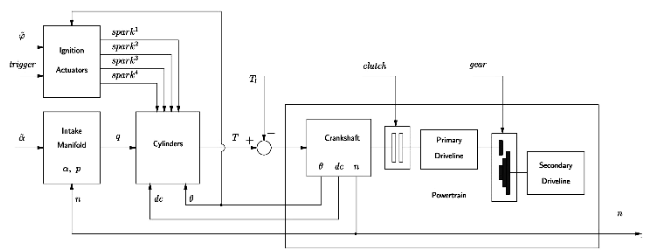
۲-۱۶- نمونه‌معیار کنترل سرعت درجا

این نمونه معیار در واقع کنترل سرعت سیستم انتقال قدرتی است که در حالت درجا قرار دارد. کنترل سرعت درجا موتور یک نمونه معیار پیچیده اما بسیار نزدیک به واقعیت است [۴۳]. هدف از این نمونه معیار، طراحی کنترل کننده‌های کارآمد برای سیستم‌های هیبرید، با قابلیت پیاده‌سازی در واقعیت است. این سیستم دارای چهار زیرسیستم اعم از منیفولد، سیلندرها، جرقه‌زنی و سیستم انتقال قدرت است که هر کدام از این زیر سیستم‌ها دارای دینامیک هیبرید، پیوسته یا گسسته هستند. در نتیجه، این زیرسیستم‌ها در کنار یکدیگر، یک سیستم پیچیده را ایجاد می‌کنند. هر سیلندر در زیرسیستم سیلندرها نیز دارای یک دینامیک هیبرید است. هدف از کنترل سرعت درجا، نزدیک نگه داشتن سرعت موتور n به پایین‌ترین سرعت ممکنی است که در آن چرخ دنده خلاص است و از خاموش شدن موتور اجتناب می‌شود. یکی از اغتشاش‌های وارد شده بر این سیستم، گشتاوری است که بر روی میل‌لنگ اعمال می‌شود T_l و دیگری تغییر دینامیک میل‌لنگ در اثر حرکت کلاچ است. به صورت دقیق‌تر، هدف نگه داشتن سرعت میل‌لنگ در بازه مشخص $n_0 + \Delta_n$ است. ورودی‌های کنترلی، زاویه پیشبرد جرقه مطلوب $\tilde{\varphi}$ و موقعیت شیر دریچه هوا مطلوب $\tilde{\alpha}$ هستند. قیود و دینامیک حاکم بر سیستم نیز باید در نظر گرفته شوند. خروجی سیستم نیز موقعیت شیر دریچه هوا α، فشار منیفولد p و سرعت موتور n است. مدل‌سازی‌های جدید انجام شده در این نمونه معیار، این امکان را فراهم می‌سازد که تاثیر هر جرقه و گشتاورهای ناپیوسته ایجاد

1 Beg

2 Althoff

شده توسط موتور به همراه دینامیک پیوسته سیستم انتقال قدرت، دینامیک پیوسته هوا و هم‌چنین تغییرات ناپیوسته سیستم انتقال قدرت به خوبی مشاهده شود. برای بررسی حرکات مختلف می‌توان گشتاور اغتشاشی را در بازه محدود تغییر داد و عملکرد کنترل کننده را مورد بررسی قرار داد. شکل ۱۳، نحوه ارتباط زیرسیستم‌ها و متغیرهای ورودی و خروجی سیستم را نشان می‌دهد. در سیستم حلقه بسته، رخدادها از هر سه جنس زمان، متغیر حالت و ورودی هستند. هر زیرسیستم دارای مودهای کاری مربوط به خود است. زیرسیستم سیلندرها دارای ۳ مود کاری و هر سیلندر دارای ۶ مود کاری است. زیرسیستم انتقال قدرت نیز دارای ۲ مود کاری است. زیرسیستم منیفولد دارای دینامیک پیوسته و زیرسیستم جرقه‌زنی دارای ۵ مود کاری است. وجود پرش در متغیرهای حالت این سیستم نیز حائز اهمیت است.



شکل .۳: کنترل سرعت درجا [۴۳]

۳- مقایسه

در این بخش، نمونه معیارهای ارائه شده در جدول ۴ آورده شده‌اند و برخی از خصوصیات آن‌ها با یکدیگر مقایسه شده است. لازم به ذکر است که داده‌های موجود در جدول زیر وابستگی شدیدی به نحوه مدل‌سازی و فرضیات دارد که سعی شده کلی‌ترین حالت آن‌ها در نظر گرفته شود. در ستون *(نمونه معیارها)* نام نمونه معیار، در ستون *(مودها)* تعداد مودهای مختلف سیستم، در ستون *(متغیرها)* تعداد متغیرها و جنس آن‌ها، در ستون *(ورودی‌ها)* تعداد ورودی‌ها و جنس آن‌ها، در ستون *(نوع رخداد)* جنس رخدادها، در ستون *(پرش)* بررسی وجود پرش در متغیرهای حالت، در نهایت در ستون *(دینامیک)*، نوع دینامیک آورده شده است. علائم اختصاری موجود در جدول ۴، در جدول ۳ شرح داده شده‌اند.

به طور مثال از روی جدول شماره ۴ می‌توان دریافت که نمونه معیار شماره ۴ که مبدل جریان مستقیم به مستقیم است، دارای ۲ مود کاری، ۲ متغیر حالت، ۱ ورودی باینری و یک ورودی به عنوان اغتشاش است. هم‌چنین هر دو نوع رخداد اعم از زمان مشخص و نامشخص در آن وجود دارد. به علاوه، پرش نیز در متغیرهای حالت وجود ندارد (ریست مپ همانی است). در آخر نیز می‌توان دریافت که این سیستم دارای زیرسیستم‌های خطی است.

جدول ۳. تعریف مخفف‌های استفاده شده در جدول ۴

بخش	علائم	توضیحات
متغیرها و ورودی‌ها	c	سیگنال‌های زمان- پیوسته یا زمان- گسسته
	b	متغیر باینری
	i	متغیر عدد صحیح
	w	اغتشاش
	o	خروجی
نوع رخداد	I	وابسته به ورودی
	S	وابسته به متغیر حالت
	T	زمان-پایه
	dd	مشخص[1]
	nd	نامشخص[2]
دینامیک	L	خطی
	N	غیرخطی
علامت‌ها	||	یا
	&	و
	*	برای توضیحات بیشتر به متن مراجعه شود

1 Deterministic

2 Non-deterministic

جدول ۴. نمونه معیارها

شماره	نمونه‌معیار	پرش	نوع رخداد	ورودی‌ها	متغیرها	مودها	دینامیک
۱	بمپوراد - موراری	خیر	S	c/1	۲c/	۲	L
۲	قرار ملاقات فضاپیما	خیر	S & T (dd || nd)	c/2	c/4	۳	N/L*
۳	انتقال قدرت خودرو به همراه لقی	خیر	S	c/1	c/4	۳	L
۴	مبدل جریان مستقیم به مستقیم	خیر	I || T	b/1،w/1	c/2	۲	L
۵-الف	مبدل جریان مستقیم به مستقیم با ترانسفورماتور جداشده (بازگشتی)	خیر	I || T	۱b/،w/1	c/2	۲	L
۵-ب	مبدل جریان مستقیم به مستقیم با ترانسفورماتور جداشده (رو به جلو)	خیر	S & (I || T)	b/1،w/1	c/2	۵	L
۶	دمای اتاق*	خیر	I	b/	c/n		L
۷	همکاری تحت شبکه ردیفی از خودروها*	خیر	T(dd || nd)	c/n،۱r/	c/n3	۲	L
۸-الف	کنترل‌کننده کروز تطبیقی	خیر	S	c/1	c/2	۲	L
۸-ب	کنترل‌کننده کروز تطبیقی (حالت ۲)*	بله	S	c/1	c/2،b/3	۵	N
۹	نمونه‌معیار تعویض دنده موتور	بله	S	c/1	c/4	۲	L
۱۰-الف	آونگ معکوس با پایه‌ی متحرک	خیر	-	c/1	c/4	۱	N
۱۰-ب	روبات خود متعادل ساز دو چرخ	خیر	I	c/2	c/6	۳	N
۱۱	کوادروتور	خیر	-	c/4	c/12	۱	N
۱۲	ترمز هوایی قطار	بله	S & I	c/2	c/5،i/1	۳	N
۱۳	مخزن سه‌گانه	خیر	S & I	b/4،c/2	c/3	*۱۷	N/L*
۱۴	حلقه قفل‌کننده فاز	بله	S	c/2	c/5	۴	L
۱۵	یخچال فروشگاه*	خیر	S & I	b/n،i/1	c/(1+n4)	n+1	N
۱۶	کنترل سرعت درجا*	بله	S & I & T	b/1، w/1،c/3	o/1	*	N

انتخاب یک نمونه معیار مناسب بسیار وابسته به هدف طراح از نحوه به چالش کشیدن یک الگوریتم کنترلی و آشکارسازی نقاط قوت و ضعف آن دارد. از این‌رو، انتخاب نمونه معیار مناسب به صورت کلی بر عهده طراح کنترل کننده است. این امر با مطالعه دقیق ویژگی‌های نمونه معیار صورت می‌گیرد. بر این اساس، در ادامه مروری کلی بر نمونه معیارهای ارائه شده و چالش‌های طراحی کنترل کننده برای نمونه معیارهای ذکر شده در جدول ۴، ارائه می‌شود.

در جدول ۴، می‌توان نمونه معیارها را از حیث تعداد متغیرهای حالت و تعداد ورودی‌ها و سایر موارد مورد توجه قرار داد و بر این اساس یک مثال مناسب را انتخاب نمود و کنترل‌کننده مورد نظر را بر روی آن پیاده‌سازی کرد. از این‌رو، با توجه به جدول ۴ می‌توان به صورت کلی مثال‌های ۱ تا ۸-الف را جزو مثال‌های ساده طبقه‌بندی کرده و مثال‌های ۸-ب تا ۱۶ را جزو مثال‌های پیچیده ارزیابی نمود.

ساده‌ترین نمونه معیار در سیستم‌های هیبرید نمونه معیار بمپوراد-موراری است. از این نمونه معیار می‌توان برای کنترل کننده‌های زمان گسسته استفاده کرد. این نمونه معیار بیش‌تر جنبه آشنایی با بحث کنترل سیستم‌های هیبرید را دارد و صرفاً یک مثال ریاضی است و جنبه عملی ندارد. نمونه معیار قرار ملاقات فضاپیما یکی از نمونه معیارهای مهم در سیستم‌های هیبرید است چرا که نوع رخداد آن هم به زمان و هم به متغیرهای حالت بستگی دارد و هم‌چنین با توجه به حساسیت سیستم‌های فضایی و دینامیک غیرخطی نیاز به کنترل کننده‌ای است که شرایط ذکر شده را برآورده کند. یکی از نمونه معیارهایی که جنبه عملی دارد، نمونه معیار انتقال قدرت خودرو به همراه لقی است. این نمونه معیار دارای دینامیکی سریع است و نیاز به کنترل کننده‌ای دارد

که سرعت تصمیم گیری بالایی داشته باشد. اما از لحاظ تعداد متغیرها و دینامیک زیرسیستم‌ها نمونه معیار نسبتاً ساده‌ای است. از دیگر نمونه معیارهایی که جنبه عملی دارند و نیاز به سرعت بالا در تصمیم‌گیری دارند می‌توان به نمونه معیارهای ۴ و ۵-الف اشاره کرد که علاوه‌بر ورودی کنترلی، یک ورودی اغتشاشی نیز دارند و همین امر سبب پیچیده‌تر کردن مساله کنترلی می‌شود. دینامیک زیرسیستم‌های این نمونه معیارها خطی است و جنس رخدادها هم از نوع ورودی و هم وابسته به زمان است. به عبارت دیگر ورودی باینری یا یک اتفاق در زمان، سبب تغییر مود می‌شوند. اما در نمونه معیار ۵-ب، نوع رخداد می‌تواند از جنس متغیر حالت نیز باشد. بدین معنی که اگر متغیرهای حالت از یک محدوده مشخص خارج شوند، مد سیستم نیز تغییر پیدا می‌کند در نتیجه نیاز به کنترل کننده پیچیده‌تری نسبت به نمونه معیارهای ۴ و ۵-الف است. نمونه معیار دمای اتاق از لحاظ دینامیک زیرسیستم‌ها و نوع رخداد که فقط از جنس ورودی است، نمونه معیار نسبتاً ساده‌ای است. اما به دلیل امکان طرح مساله پیچیده با افزایش تعداد متغیرهای حالت و تعداد ورودی‌ها (تعداد اتاق‌ها و تعداد هیترها) می‌توان این مساله را به یک مساله پیچیده تبدیل کرد. در نتیجه کنترل کننده باید قابلیت تعریف تعداد زیادی مودکاری، متغیرهای حالت و ورودی‌های باینری را داشته باشند. مثال همکاری تحت شبکه ردیفی از خودروها همانند نمونه معیار دمای اتاق می‌تواند دارای تعداد دلخواهی از متغیرهای حالت باشد که یکی از چالش‌های اصلی این سیستم است. نمونه معیار کنترل کننده کروز تطبیقی در حالت ۸ الف مساله ساده‌ای است اما با در نظر گرفتن این نمونه معیار به صورت حالت ۸-ب می‌توان این مساله را پیچیده‌تر کرد چراکه علاوه‌بر دو متغیر حالت پیوسته سه متغیر حالت گسسته نیز به مساله اضافه می‌شود و همچنین دینامیک غیرخطی سیستم سبب پیچیده‌تر شدن آن می‌شود. باید توجه شود که در این مساله، پرش در متغیرهای حالت وجود دارد. در نتیجه باید کنترل کننده‌ای طراحی شود که علاوه‌بر امکان تعریف متغیرهای حالت باینری و در نظر گرفتن دینامیک غیرخطی، تغییر ناگهانی متغیرهای حالت را نیز در نظر بگیرد. نمونه معیار تعویض دنده موتور یکی از نمونه معیارهایی است نیاز به سرعت بالا در تصمیم‌گیری و هم‌چنین لحاظ قیود مختلف بر روی لحظه دقیق تعویض دنده است چراکه در غیر این‌صورت اثرات مخرب بر روی عمر چرخ دنده‌ها برجا می‌گذارد. نمونه معیار آونگ معکوس با پایه متحرک، ربات خود متعادل‌ساز و کوادروتور از جمله سیستم‌های تحریک ناقص[1] و غیرخطی هستند که به خودی خود یک سیستم هیبرید نیستند اما با در نظر گرفتن قیودی هم‌چون اشباع یا قیود ایمنی می‌توان آنها را به یک مساله هیبرید تبدیل کرد. در نتیجه باید برای آن‌ها کنترل کننده‌ای که قابلیت پیاده‌سازی بر روی سیستم‌های غیرخطی با قیود متفاوت را دارد، طراحی شود. نمونه معیار ترمز هوایی قطار به دلیل وابستگی نوع رخداد به ورودی و متغیرهای حالت هم‌چنین دینامیک غیرخطی و وجود پرش و تغییر ناگهانی متغیرهای حالت یک نمونه معیار نسبتاً پیچیده است. وجود متغیرهای حالت عدد صحیح نیز به دشواری کنترل این سیستم افزوده است. در نتیجه باید کنترل کننده‌ای برای این سیستم طراحی شود که قابلیت در نظر گرفتن نکات ذکر شده در آن وجود داشته باشد. نمونه معیار مخزن سه گانه به دلیل وجود تعداد مودهای زیاد و هم‌چنین وابستگی نوع رخداد به ورودی و متغیرهای حالت نمونه معیار پیچیده‌ای است چراکه ورودی‌های باینری در حالت‌های مختلف سبب وارد شدن به مودهای متفاوت می شوند. زیرسیستم‌های این نمونه معیار را می‌توان به صورت غیرخطی یا ساده شده آن (به صورت خطی) در نظر گرفت. نمونه معیار حلقه قفل کننده فاز به دلیل وجود پرش و تغییر ناگهانی متغیرهای حالت دارای پیچیدگی‌های خاص خود است در نتیجه، کنترل کننده طراحی شده برای این نمونه معیار باید قابلیت در نظر گرفتن تغییر ناگهانی متغیرهای حالت را داشته باشد. یکی از سخت‌ترین نمونه معیارها مثال یخچال فروشگاه است چراکه هم ورودی باینری و هم ورودی عدد صحیح دارد. هم‌چنین می‌توان تعداد متغیرهای حالت سیستم را به دلخواه افزایش داد که این امر سبب افزایش در تعداد مدها و ورودی‌های سیستم می‌شود. هم‌چنین این سیستم دارای دینامیکی غیرخطی است در نتیجه کنترل کننده مورد استفاده برای این مساله باید قابلیت در نظر گرفتن همه موارد را داشته باشد. نمونه معیار کنترل سرعت درجا یک مساله نزدیک به واقعیت است که علاوه‌بر آن یکی از سخت‌ترین مساله‌ها در زمینه کنترل سیستم‌های هیبرید است. چراکه علاوه‌بر ورودی باینری و پیوسته، دارای یک ورودی

1 Under Actuated

اغتشاشی نیز است. هم‌چنین پرش و تغییر ناگهانی در متغیرهای حالت وجود دارد و دینامیک زیرسیستم‌ها غیرخطی و پیچیده است. نوع رخدادها نیز هم از جنس ورودی هم متغیر حالت و هم وابسته به زمان است. در نتیجه کنترل کننده طراحی شده باید همه موارد ذکر شده را در نظر گیرد. رسیدن به درک درستی از این مساله نیز دشواری‌های خاص خود را دارد.

۴- نتیجه‌گیری

در این کار سعی شد تا نمونه معیارهای مختلف موجود در زمینه هیبرید مورد بررسی قرار گیرند. انتخاب نمونه معیارها بر اساس تعداد دفعات تکرار، به رسمیت شناخته شده بودن و امکان استفاده از آن‌ها در مسائل طراحی کنترل کننده است. همان‌طور که در جداول به دست آمده مشاهده می‌شود، مشخصات هر یک از نمونه معیارهای ارائه شده، اعم از تعداد مودهای کاری، تعداد و نوع متغیرها، تعداد و نوع ورودی‌ها، جنس رخدادها، وجود پرش در متغیرهای حالت، نوع دینامیک آن‌ها ذکر شده است. در نتیجه، به صورت کلی پیشنهاد می‌شود کسانی که به دنبال ابداع روش کنترلی جدید هستند یا قصد یادگیری و آشنایی با چالش‌های کنترل هیبرید را دارند از نمونه معیارهای ساده‌تر مانند شماره‌های ۱ تا ۸-الف که در جدول ۳ آورده شده است، استفاده کنند و کسانی که قصد توسعه روش‌های کنترلی موجود را دارند یا درصدد از بین بردن خلل‌های موجود در علم کنترل سیستم هیبرید هستند، از نمونه معیارهای پیچیده‌تر همانند شماره‌های ۸-ب تا ۱۶ استفاده کنند. البته لازم به ذکر است محققان می‌توانند با رعایت اصول و با در نظر گرفتن فرضیه‌های درست، این نمونه معیارها را ساده‌سازی کنند و از آن‌ها استفاده کنند.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

[1] A. Bemporad and M. Morari, "Control of systems integrating logic, dynamics, and constraints," Automatica, vol. 35, no. 3, pp. 407-427, 1999.

[2] F. A. Cuzzola and M. Morari, "An LMI approach for H∞ analysis and control of discrete-time piecewise affine systems," International Journal of Control, Article vol. 75, no. 16, pp. 1293-1301, 2002.

[3] M. Baotić, F. J. Christophersen, and M. Morari, "Constrained optimal control of hybrid systems with a linear performance index," IEEE Transactions on Automatic Control, Article vol. 51, no. 12, pp. 1903-1919, 2006.

[4] N. Chan and S. J. a. p. a. Mitra, "Verifying safety of an autonomous spacecraft rendezvous mission," in 4th International Workshop on Applied Verification of Continuous and Hybrid Systems (ARCH), 2017.

[5] M. Althoff et al., "Arch-comp19 category report: Continuous and hybrid systems with linear continuous dynamics," in 6th International Workshop on Applied Verification for Continuous and Hybrid systems (ARCH), 2019, vol. 61, pp. 14-40.

[6] A. Lagerberg, "A Benchmark on Hybrid Control of an Automotive Powertrain with Backlash," Department of Signals and Systems, Chalmers University of Technology, Göteborg1403266X (ISSN), 2007, Available: http://urn.kb.se/resolve?urn=urn:nbn:se:hj:diva-6031.

[7] M. Althoff and B. H. Krogh, "Avoiding geometric intersection operations in reachability analysis of hybrid systems," in 15th ACM international conference on Hybrid Systems: Computation and Control, 2012, pp. 45-54.

[8] T. Besselmann, P. Rostalski, M. Baric, A. Lagerberg, and M. Morari, "A Benchmark on Hybrid Control of a Mechanical System with Backlash," Automatic Control Laboratory, ETH, Zürich, 2007, Available: http://urn.kb.se/resolve?urn=urn:nbn:se:hj:diva-6037.

[9] L. V. Nguyen and T. T. Johnson, "Benchmark: DC-to-DC Switched-Mode Power Converters (Buck Converters, Boost Converters, and Buck-Boost Converters)," in 6th International Workshop on Applied Verification for Continuous and Hybrid systems (ARCH), 2014, pp. 19-24.

[10] T. Geyer, G. Papafotiou, R. Frasca, and M. Morari, "Constrained optimal control of the step-down dc-dc converter," IEEE Transactions on Power Electronics, Article vol. 23, no. 5, pp. 2454-2464, 2008.

[11] T. Geyer, G. Papafotiou, and M. Morari, "Hybrid model predictive control of the step-down DC-DC converter," IEEE Transactions on Control Systems Technology, Article vol. 16, no. 6, pp. 1112-1124, 2008.

[12] T. A. F. Theunisse, J. Chai, R. G. Sanfelice, and W. P. M. H. Heemels, "Robust Global Stabilization of the DC-DC

Continuous and Hybrid systems (ARCH), 2019, vol. 61, pp. 103-119.

[24] L. Rodrigues and J. P. How, "Observer-based control of piecewise-affine systems," International Journal of Control, Article vol. 76, no. 5, pp. 459-477, 2003.

[25] A. Safi and E. Khanmirza, "A Criticism of Position Control of the Inverted Pendulum with Biased Angle Measurements Using Double-Loop PID," in 2020 Advances in Science and Engineering Technology International Conferences (ASET), 2020, pp. 1-5.

[26] A. Girard and S. Martin, "Synthesis for constrained nonlinear systems using hybridization and robust controllers on simplices," IEEE Transactions on Automatic Control, Article vol. 57, no. 4, pp. 1046-1051, 2012, Art. no. 6024442.

[27] T. Takahashi, K. Furuta, S. Hatakeyama, S. Suzuki, and A. Sugiki, "SWING-UP CONTROL OF INVERTED PENDULUM BY PERIODIC INPUT," IFAC Proceedings Volumes, vol. 35, no. 1, pp. 283-286, 2002.

[28] T. Heinz, J. Oehlerking, and M. Woehrle, "Benchmark: Reachability on a model with holes," in 1st and 2nd International Workshop on Applied veRification for Continuous and Hybrid Systems (ARCH), 2015, pp. 31-36.

[29] F. Immler et al., "Arch-comp19 category report: Continuous and hybrid systems with nonlinear dynamics," in 6th International Workshop on Applied Verification for Continuous and Hybrid systems (ARCH), 2019, vol. 61, pp. 41-61.

[30] P. J. Cruz, M. Oishi, and R. Fierro, "Lift of a cable-suspended load by a quadrotor: A hybrid system approach," in American Control Conference (ACC), 2015, pp. 1887-1892.

[31] P. J. Cruz and R. Fierro, "Cable-suspended load lifting by a quadrotor UAV: hybrid model, trajectory generation, and control," (in English), Autonomous Robots, Article vol. 41, no. 8, pp. 1629-1643, 2017.

[32] L. Parolini, S. Schuler, and A. Anta, "Benchmark problem: an air brake model for trains," in 1st and 2nd International Workshop on Applied veRification for Continuous and Hybrid Systems (ARCH), 2015, pp. 43-48.

[33] K. Hariprasad and S. Bhartiya, "A computationally efficient robust tube based MPC for linear switched systems," Nonlinear Analysis: Hybrid Systems, vol. 19, pp. 60-76, 2016.

[34] B. Heiming and J. Lunze, "Definition of the three-tank benchmark problem for controller reconfiguration," in European Control Conference (ECC), 1999, pp. 4030-4034, 1999.

[35] K. H. Johansson and J. L. R. Nunes, "A multivariable laboratory process with an adjustable zero," in Proceedings of the 1998 American Control Conference. ACC (IEEE Cat. No.98CH36207), 1998, vol. 4, pp. 2045-2049 vol.4.

Boost Converter via Hybrid Control," IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers, vol. 62, no. 4, pp. 1052-1061, 2015.

[13] O. A. Beg, A. Davoudi, and T. T. Johnson, "Reachability Analysis of Transformer-Isolated DC-DC Converters (Benchmark Proposal)," in 4th International Workshop on Applied Verification for Continuous and Hybrid Systems Workshop (ARCH), 2017.

[14] A. Fehnker and F. Ivančić, "Benchmarks for hybrid systems verification," in Lecture Notes in Computer Science (including subseries Lecture Notes in Artificial Intelligence and Lecture Notes in Bioinformatics) vol. 2993, R. Alur and G. J. Pappas, Eds., ed: Springer Verlag, 2004, pp. 326-341.

[15] J. P. Maschuw, G. C. Keßler, and D. Abel, "LMI-based control of vehicle platoons for robust longitudinal guidance," IFAC Proceedings Volumes, vol. 41, no. 2, pp. 12111-12116, 2008.

[16] I. B. Makhlouf, J. P. Maschuw, P. Hänsch, H. Diab, S. Kowalewski, and D. Abel, "Safety Verification of a Cooperative Vehicle Platoon with Uncertain Inputs Using Zonotopes*," IFAC Proceedings Volumes, vol. 44, no. 1, pp. 9769-9774, 2011.

[17] I. B. Makhlouf, H. Diab, and S. Kowalewski, "Safety Verification of a Controlled Cooperative Platoon Under Loss of Communication Using Zonotopes," IFAC Proceedings Volumes, vol. 45, no. 9, pp. 333-338, 2012.

[18] I. B. Makhlouf and S. Kowalewski, "Networked Cooperative Platoon of Vehicles for Testing Methods and Verification Tools," in 1st and 2nd International Workshop on Applied veRification for Continuous and Hybrid Systems (ARCH), 2014, pp. 37-42.

[19] D. Corona and B. De Schutter, "Adaptive cruise control for a SMART car: A comparison benchmark for MPC-PWA control methods," IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 16, no. 2, pp. 365-372, 2008.

[20] D. Corona and B. De Schutter, "ADAPTIVE CRUISE CONTROLLER DESIGN: A COMPARATIVE ASSESSMENT FOR PWA SYSTEMS," IFAC Proceedings Volumes, vol. 39, no. 5, pp. 253-258, 2006.

[21] H. Chen, S. Mitra, and G. Tian, "Motor-Transmission Drive System: a Benchmark Example for Safety Verification," in 1st and 2nd International Workshop on Applied Verification for Continuous and Hybrid Systems (ARCH), 2014, pp. 9-18.

[22] H. Chen and S. Mitra, "Synthesis and verification of motor-transmission shift controller for electric vehicles," in International Conference on Cyber-Physical Systems (ICCPS), 2014, pp. 25-35.

[23] D. M. Lopez et al., "Arch-comp19 category report: Artificial intelligence / neural network control systems (ainncs) for continuous and hybrid systems plants," in 6th International Workshop on Applied Verification for

[36] B. Schürmann, R. Vignali, M. Prandini, and M. Althoff, "Set-based control for disturbed piecewise affine systems with state and actuation constraints," Nonlinear Analysis: Hybrid Systems, vol. 36, p. 100826, 2020.

[37] Y. A. Cengel and M. A. Boles, Thermodynamics: An Engineering Approach 6th Editon (SI Units). The McGraw-Hill Companies, Inc., New York, 2007.

[38] L. F. S. Larsen, R. Izadi-Zamanabadi, and R. Wisniewski, "Supermarket refrigeration system - Benchmark for hybrid system control," in 9th European Control Conference (ECC), 2007, pp. 113-120: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.

[39] N. Lawrence Ricker, "Predictive hybrid control of the supermarket refrigeration benchmark process," (in English), Control Engineering Practice, Article vol. 18, no. 6, pp. 608-617, 2010.

[40] S C. Sonntag, A. Devanathan, S. Engell, and O. Stursberg, "Hybrid nonlinear model-predictive control of a supermarket refrigeration system," in 2007 IEEE International Conference on Control Applications, 2007, pp. 1432-1437: IEEE.

[41] O. Beg, A. Davoudi, and T. T. J. E. S. i. C. Johnson, "Charge Pump Phase-Locked Loops and Full Wave Rectifiers for Reachability Analysis," in 3rd International Workshop on Applied Verification for Continuous and Hybrid Systems (ARCH), 2017, vol. 43, pp. 27-35.

[42] M. Althoff, S. Yaldiz, A. Rajhans, X. Li, B. H. Krogh, and L. Pileggi, "Formal verification of phase-locked loops using reachability analysis and continuization," in IEEE/ACM International Conference on Computer-Aided Design (ICCAD), 2011, pp. 659-666.

[43] A. Balluchi, L. Benvenuti, M. D. Di Benedetto, T. Villa, and A. L. Sangiovanni-Vincentelli, "Idle speed control - a benchmark for hybrid system research," in Analysis and Design of Hybrid Systems 2006: Elsevier Ltd, 2006, pp. 259-264.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 135-148
2022

DOI:
10.22034/jssta.2023.332415.1083

Article Info

Received: 2022-3-4
Accepted: 2023-2-5

Keywords

Global navigation satellite system, Augmentation, Regional, Orbit, Navigation accuracy

How to Cite this article

Yaser saffar, Sajjad Ghazanfarinia , Masoud khoshsima. Shiva Emami. “Design and Analysis of a Domestic Navigation Satellite Constellation for a Regional Coverage”. *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 135-148, 2023.

Original Article

Design and Analysis of a Domestic Navigation Satellite Constellation for a Regional Coverage

Yaser saffar[1], Sajjad Ghazanfarinia[2] Masoud khoshsima[3],Shiva Emami[2]

1. Faculty Member, Satellite Research Institute.Iranian Space Research Center
2 . Research Engineer, Satellite Research Institute, Iranian Space Researc center
3. Iranian Space Researc center

Abstract

In This paper, a domestic regional and independent satellite navigation system, known as "IRANSS" has been designed and analyzed to cover user needs in the Middle East Region. The Space Segment of this constellation is composed of nine satellites in four orbits, in such a way three satellites have been considered in one GEO orbit [1] and two satellites are considered in each of three IGSO orbits [2]. Two main Tracking and Control Ground Stations and twenty wide area reference stations, assigned only for augmentation, form the Ground Segment. The focus of this research is on space segment and specially design a navigation constellation and satellites' system design, and evaluation of the performance of the navigation system in combination with other satellite-based navigation systems, since Augmentation Systems prepare correction signals for a specific Navigation System by ground segment. STK is the main software used to design and analyze the performance of the system by DOP as a reference for Ranging Errors based on Constellation Geometry. All of design parameters are computed in a way to minimize GDOP with four satellites. The parameters of navigation accuracy have been compared with other active GNSS [3] constellations to evaluate error in the designed system. Analysis results express that the geometric accuracy of the designed system is solely 16 meters in 95% of a day in all points of the desired area and would be improved to 14 and 12.5 meters in the case of combination with BeiDou and GPS, respectively.

مقاله پژوهشی

طراحی و تحلیل سامانه ناوبری بومی با هدف پوشش منطقه‌ای

یاسر صفار [۱]، سجاد غضنفری‌نیا [۲]، مسعود خوش سیما [۳]، شیوا امامی [۲]،

۱. هیئت علمی پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران

۲ . پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران

۳. پژوهشگاه فضایی ایران

چکیده

در این مقاله، یک سامانه ناوبری ماهواره¬ای بومی و مستقل منطقه¬ای، موسوم به "IRANSS" برای پوشش نیازهای کاربر در منطقه خاورمیانه طراحی و تحلیل شده است. بخش فضایی سامانه مذکور شامل یک منظومه با نه ماهواره است که در چهار مدار طراحی و جانمایی شده به صورتی که، سه ماهواره بر روی یک مدار زمین آهنگ (GEO) و دو ماهواره در هر یک از سه مدار IGSO در نظرگرفته شده است. دو ایستگاه اصلی کنترل و ردیابی و بیست ایستگاه مرجع در منطقه، به¬منظور تقویت با ایستگاه‌های اصلی و فرعی اختصاص داده شده¬اند. از آنجایی‌که سیستم¬های تقویتی ماهواره¬ای، سیگنال‌های ناوبری تصحیح شده را برای یک منظومه مشخص ناوبری که توسط بخش زمینی محاسبه می¬شود را ارسال می¬نماید، در این پژوهش، تمرکز بر بخش فضایی و به طور خاص شبیه¬سازی پارامترهای سیستمی و طراحی منظومه¬ ناوبری است. در طراحی این سامانه و محاسبه پارامتر تعدیل دقت (DOP) برای ملاحظات خطاهای رنجینگ و تعیین هندسه منظومه، از شبیه¬سازی¬های محیط STK استفاده شده است. تمام پارامترهای طراحی با چهار ماهواره شاخص و برای رسیدن به حداقلGDOP محاسبه شده‌اند. به منظور ارزیابی عملکرد و تحلیل خطا در این سامانه، پارامترهای مربوط به دقت ناوبری با سایر منظومه¬های فعالGNSS ، مقایسه شده¬اند. نتایج تحلیل‌ها بیانگر این است که دقت هندسی سیستم طراحی شده ۱۶ متر در ۹۵ درصد از روز در تمامی نقاط منطقه مورد نظر و در صورت ترکیب با BeiDou و GPS، به ترتیب به ۱۴ و ۱۲.۵ متر بهبود می‌یابد.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۱۴۸-۱۳۵
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2023.332415.1083

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۱۳

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۱/۱۶

واژه‌های کلیدی

سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی، سیستم‌های تقویتی، منطقه‌ای، مدار، دقت ناوبری

نحوه استناد به این مقاله

یاسر صفار، سجاد غضنفری‌نیا ، مسعود خوش سیما ، شیوا امامی ." طراحی و تحلیل سامانه ناوبری بومی با هدف پوشش منطقه‌ای". *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۱۴۸-۱۳۵، ۱۴۰۱.

۱-مقدمه

هر موقعیت‌یابی و زمان‌بندی یا به اصطلاح ناوبری، نقش مهمی را در زندگی روزانه انسان‌ها مانند حمل و نقل، صنعت دفاعی و صلح‌آمیز، مدیریت، برنامه‌ریزی و اقتصاد ایفا می‌نماید، به طوری که در حوزه‌های ارتباطات از راه دور، نقشه‌برداری از زمین، اجرای قوانین مربوط به نقشه‌برداری و مالکیت اراضی، واکنش سریع، کشاورزی دقیق، اکتشافات معدن، تحقیقات مالی و علمی، مدیریت سیستم‌های رایانه‌ای، ترافیک هوایی، شبکه‌های انرژی و موارد دیگر استفاده می‌شوند [۱-۲]. سامانه‌های ماهواره‌ای ناوبری می‌توانند در هر زمان، فرایند تعیین آب‌وهوا و موقعیت‌های دقیق، خدمات ناوبری و زمان‌بندی را برای کاربران روی زمین یا فضای نزدیک آن ارائه کرده و به عنوان یک زیرساخت دانش بنیان، علاوه بر گسترش دامنه فعالیت‌های مردم، توسعه اجتماعی، سیاست جهانی، اقتصاد، عرصه نظامی و دفاعی، فناوری و فرهنگ ملل مختلف را تحت تاثیر قرار دهند. هر یک از سامانه‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی (GNSS)[1]، از یک منظومه ماهواره‌ای در ترکیب با شبکه ایستگاه‌های زمینی استفاده می‌کنند [۳].

سامانه ماهواره‌ای ناوبری جهانی که زمان و موقعیت مکانی اهداف را از فضا مشخص می‌کند، شامل منظومه‌ای از ماهواره‌ها به همراه ایستگاه‌های کنترل زمینی و گیرنده‌ها (کاربران) است. این سامانه از سیستم‌هایی با پوشش جهانی مانند GPS[2] ایالات متحده، GLONASS [۳] فدراسیون روسیه، GALILEO[4] اتحادیه اروپا و BeiDou[5] چین و همچنین سیستم‌هایی با پوشش منطقه‌ای مانند NavIC/IRNSS[6] هند و QZSS[7] ژاپن تشکیل شده است [۴].

سیستم‌های ناوبری مبتنی بر ماهواره برای کشف موقعیت گیرنده کاربر، نوعی مثلث‌بندی را توسط محاسبات مربوط به داده‌های چندین ماهواره اعمال می‌کنند. هر ماهواره سیگنال‌های رمزگذاری شده را در دوره‌های زمانی دقیق پخش می‌کند. گیرنده، اطلاعات سیگنال را به موقعیت، سرعت و زمان تقریبی، تبدیل می‌کند. با استفاده از این داده‌ها، هر گیرنده‌ای که در داخل زمین یا نزدیک به آن قرار دارد، می‌تواند به راحتی موقعیت خاص ماهواره فرستنده را تعیین کرده و فاصله بین ماهواره و گیرنده را (که می‌توان آن را با تأخیر زمان انتقال محاسبه کرد) تعیین کند. هماهنگی بین سیگنال‌های دریافتی (اطلاعات) از چهار یا حتی تعداد بیش‌تری ماهواره اجازه می‌دهد تا گیرنده موقعیت خود را بیابد [۵].

قابلیت‌های ناوبری ماهواره‌ای با چهار عامل ارزیابی می‌شود:

- دقت مربوط به تفاوت ارزیابی شده در موقعیت، سرعت و زمان مناسب گیرنده
- یکپارچگی سیستم به منظور اعلام هشدار در ناهنجاری‌های مربوط به موقعیت‌یابی
- پیوستگی مربوط به ظرفیت یک سیستم ناوبری برای کار بدون وقفه
- دسترسی مربوط به درصد زمانی سیگنال دقیق، صحت‌سنجی و همچنین الزامات پیوستگی [۷-۶]

در حالت ایده آل، کاربر می‌تواند با بیش از صد ماهواره به سیگنال‌های موقعیت‌یابی، ناوبری و زمان‌بندی دسترسی داشته باشد [۸]. علاوه بر این موارد، سیستم‌های تقویت ماهواره‌ای مانند سیستم تقویتی منطقه گسترده ایالات متحده (WAAS[8]) سرویس پوششی ناوبری زمین ثابت اروپا (EGNOS[9])، سیستم اصلاح و نظارت دیفرانسیل روسیه [۱۰] (SDCM)، سامانه‌های تقویتی ماهواره‌ای مبتنی بر GPS در مدار زمین ثابت هند (GAGAN[11]) و ماهواره حمل و نقل چند منظوره ژاپنی مانند (MTSAS[12]) وجود دارد. وقتی همه آنها با فناوری‌های زمینی تأیید شده ترکیب شوند، گرایش به سوی برنامه‌های مدرن را ایجاد می‌کنند. به عنوان مثال، این فناوری‌ها شامل، ناوبری اینرسی برای افزایش دقت، قابلیت اطمینان و یکپارچگی هستند.

1 Global Navigation Satellite System
2 Global Positioning Systems
3 Global Navigation Satellite System
4 Galileo Satellite Navigation System
5 Beidou Navigation Satellite System (Chinese Satellite Navigation System)
6 Indian Regional Navigation Satellite System
7 Quasi-Zenith Satellite System
8 Wide Area Augmentation System
9 European Geostationary Navigation Overlay Service
10 System of Differential Correction and Monitoring (SDCM)
11 GPS-aided GEO augmented navigation
12 Multi-Functional Transport Satellite Augmentation System

کاربردهای این سیستم‌ها، سفرهای حیاتی و ایمن از جمله فرود هواپیماهای غیرنظامی، دارای دقت و هم‌چنین درخواست‌های بدون نقص هستند [۹-۱۲]. سیستم‌های تقویتی ماهواره‌ای، به سامانه‌هایی اطلاق می‌شود که سیگنال‌های ناوبری تصحیح شده را برای یک منظومه مشخص ناوبری ارسال می‌نماید. برای کشورهای در حال رشد در سراسر جهان، برنامه‌هایGNSS یک روش کارآمد برای دستیابی به توسعه پایدار با صرفه اقتصادی و با تاکید بر حفاظت از محیط زیست را ارائه می‌دهند. اطلاعات ناوبری ماهواره‌ای و موقعیت‌یابی کنونی در مناطق مختلفی به منظور نقشه‌برداری و ژئودزی، نظارت بر محیط اطراف، کشاورزی و مدیریت منابع طبیعی، آمادگی در برابر سوانح، هوانوردی، دریایی و مسافرت‌های زمینی و مواردی مانند تغییرات آب و هوا و مطالعات علمی یونوسفر استفاده می‌شود. کاربرGNSS می‌تواند تا یک ابزار را برای دریافت سیگنال از چندین سیستم ماهواره‌ای انتخاب کند[۱۳]. این داده‌ها، به‌ویژه در مکان‌های شهری و کوهستانی، دقت بیش‌تری در اندازه‌گیری زمان یا موقعیت را فراهم می‌کنند. برای استفاده از این نوع دستاوردها، کاربران GNSS باید از آخرین پیشرفت‌ها در مناطق مرتبط با این سامانه بهره‌مند شوند و ظرفیت استفاده از سیگنال آن را ایجاد نمایند [۱۴].

چهارچوب اصلی در این مقاله، طراحی بخش فضایی منظومه ماهواره‌ای ناوبری است که بیش‌تر بر روی طراحی، تجزیه و تحلیل عملکرد این منظومه ناوبری تمرکز خواهد داشت. برای طراحی بخش فضایی، از ظرفیت نقاط مداری کشور ایران استفاده و با تخمین پارامترهای مداری، شبیه‌سازی با نرم‌افزار STK انجام خواهد شد. برای دستیابی به طراحی این شبکه، تعداد ماهواره‌ها، پارمترهای مداری، ایستگاه‌های زمینی اصلی و کنترلی، تقویت و هم‌چنین تحلیل ملاحظات تعدیل دقت (DOP[1]) و دقت[2]، از گلوگاه‌های فنی و چالش‌های اساسی سیستمی این پژوهش است. در طراحی این سامانه برای ملاحظات خطاهای رنجینگ و تعیین هندسه طراحی ماهواره‌ها، پس از انجام شبیه‌سازی‌ها در محیط STK، تمام مقادیر در شرایط بهترین چهار ماهواره شاخص از نظر حداقل GDOP[3] محاسبه می‌شوند. به منظور ارزیابی عملکرد و تحلیل خطا در این سامانه، پارامترهای مربوط به دقت ناوبری با سایر منظومه‌های فعال GNSS، تحلیل و مقایسه شده و در پایان، افزایش دقت هندسی ناوبری با ترکیب با سایر سیستم‌های GNSS منطقه پوشش، تحلیل می‌شود.

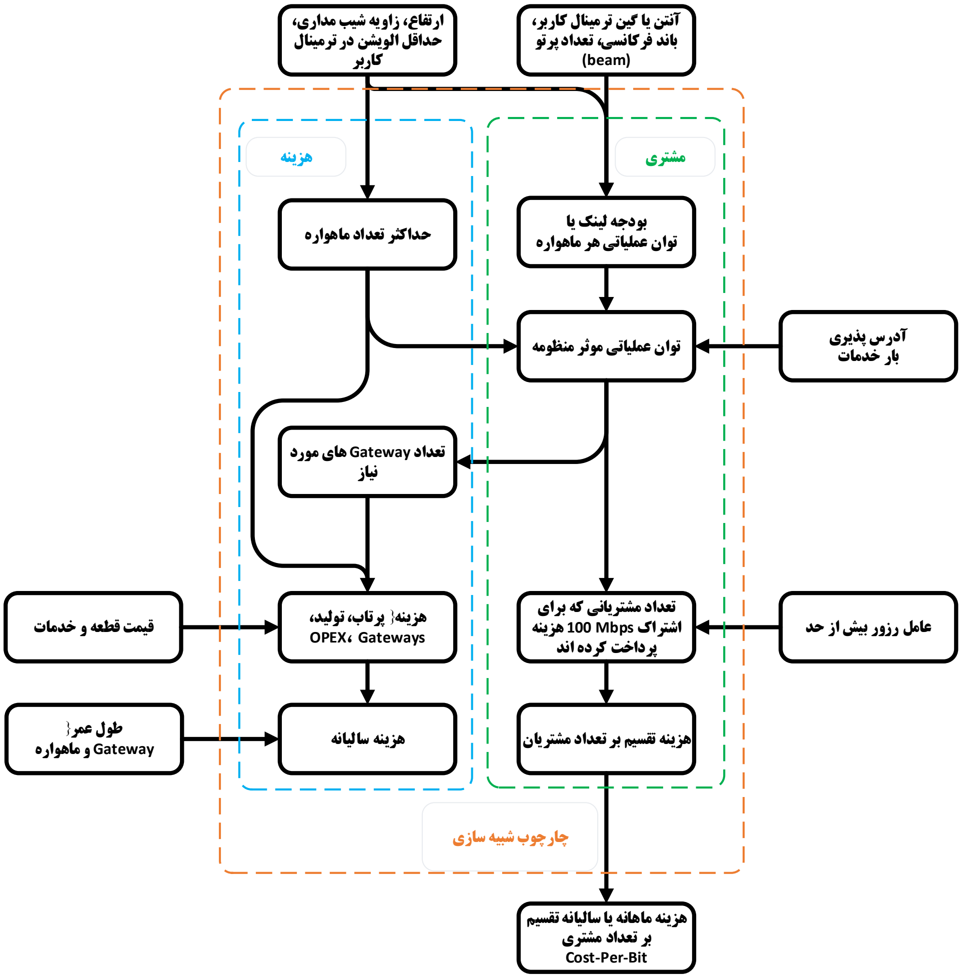
۲- طراحی بخش فضایی سیستم IRANSS

در این پژوهش، به‌منظور دستیابی به سیگنال‌های ناوبری منطقه‌ای و تقویت کننده برای پوشش خاورمیانه، یک منظومه ناوبری ماهواره‌ای طراحی شده است. این طرح که IRANSS[4] (سامانه ماهواره‌ای ناوبری منطقه‌ای و تقویتی ایران) نام دارد، سیگنال ناوبری منطقه‌ای مستقل را برای کاربران کشورهای خاورمیانه و بخشی از آفریقا فراهم می‌سازد. هم‌چنین این سامانه، باعث تقویت سیگنال‌های ناوبری جهانی دیگر مانند GLONASS، GPS و BeiDou برای منطقه ایران خواهد شد. از این‌رو، IRANSS می‌تواند یک سیستم چند منظومه‌ای باشد که فرایند ناوبری آن کاملا مستقل است، اما در عین حال این توانایی را دارد که با سایر سیگنال‌های GNSS تقویت شود.

برای دستیابی به طراحی این شبکه، تعداد ماهواره‌ها، پارامترهای مداری، ایستگاه‌های زمینی اصلی و کنترلی، تقویت و هم‌چنین تحلیل خطا و ملاحظات دقت، از گلوگاه‌های فنی و چالش‌های اساسی سیستمی این پژوهش است. هم‌چنین، شبیه‌سازی‌ها و پارامترهای مرتبط با دقت ناوبری و مقایسه بین منظومه‌های GNSS مانند GPS و BeiDou، با استفاده از نرم‌افزار STKمورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است [15].

الگوریتم مربوط به طراحی منظومه ماهواره‌ای مورد نظر، به صورت زیر قابل ارائه است:

1 Dilution Of Precision
2 Accuracy
3 Geometric Dilution Of Precision
4 Iran’s Regional & Augmentation Navigation Satellite System



شکل ۱. الگوریتم طراحی منظومه ماهواره‌ای

زیرسامانه فضایی شامل یک منظومه با نه ماهواره است که بر اساس طراحی انجام شده در چهار مدار جانمایی شده است. بر این اساس، سه ماهواره در مدار زمین آهنگ و دو ماهواره در هر سه مدار IGSO عملیاتی خواهند شد. برخی از ایستگاه‌های زمینی در محدوده کشور و برخی در خارج از ایران در نظر گرفته شده‌اند. یازده ایستگاه پایش زمینی، دو ایستگاه اصلی و ایستگاه کنترل ردیابی در منطقه تحت پوشش قرار دارند و بیست ایستگاه مرجع در محدوده وسیع، فقط برای تقویت با ایستگاه‌های اصلی و برقراری لینک در نظر گرفته شده‌اند. هدف اصلی این پژوهش، طراحی بخش فضایی و به ویژه منظومه ماهواره‌ای ناوبری است که بیش‌تر بر روی طراحی و تجزیه و تحلیل عملکرد این منظومه ناوبری تمرکز شده است.

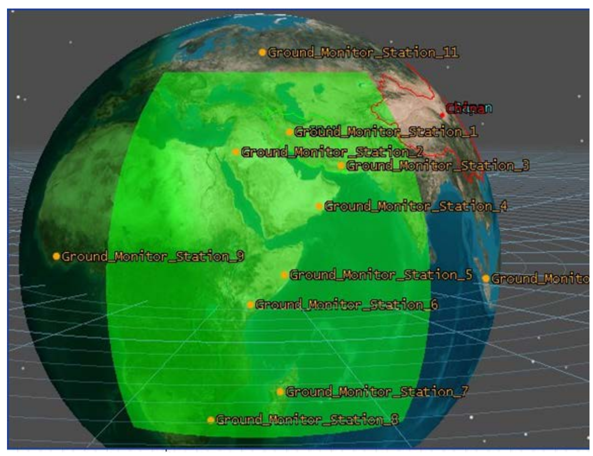
اولین گام برای شروه طراحی، استفاده از ظرفیت نقاط مداری کشور ایران و با بهره‌گیری از تخمین پارامترهای مداری، شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار STK انجام شده است. همه ماهواره‌ها در مدارهایی با رد زمینی مشترک قرار دارند. به جز ماهواره IRANSS-G-34 که برای تقویت و ناوبری منطقه‌ای اختصاص داده شده، هشت ماهواره دیگر به ناوبری منطقه‌ای می‌پردازند. IRANSS به‌گونه‌ای برنامه‌ریزی شده که حداقل یک ماهواره از نه ماهواره نزدیک به سمت الرأس [1] در سراسر ایران در

1 Zenith

دسترس باشد (این ماهواره در زاویه فراز [1] بیش از ۷۰ درجه قرار خواهد گرفت).

با طراحی منظومه ناوبری ماهواره‌ای ایرانی(منطقه‌ای و تقویتی)، کاربران منطقه خاورمیانه و بخشی از آفریقا، به سیگنال‌های ناوبری دسترسی خواهند داشت. هم‌چنین باعث تقویت سایر سیگنال‌های ناوبری جهانی مانند GPS GLONASS و BeiDou برای منطقه ایران می‌شود. از این‌رو، IRANSS هم یک سیستم مستقل و هم یک سیستم تقویتی است.

IRANSS، خاورمیانه را به طور کامل و بخشی از آفریقا را پوشش می‌دهد. سطح پوشش از ۳۰- تا ۵۰ درجه در عرض جغرافیایی و از ۱۰ تا ۸۰ درجه در طول جغرافیایی محدود شده است (شکل ۱). ماهواره‌های IRANSS دارای ردهای زمینی است که در شکل (۳) با منطقه پوشش منظومه ماهواره‌ای آن نشان داده شده است. ایستگاه‌های زمینی بیش‌ترین زمان دسترسی به ماهواره‌ها را دارند. ماهواره‌ها دارای مدت زمان مداری ۲۳ ساعت ۵۶ دقیقه هستند. برخی از این مدارها زاویه میل بزرگی دارند، به طوری که هرگز در صفحات استوایی باقی نمی‌مانند اما هم‌چنان با سرعت زمین در حال گردش هستند که این نوع مدار IGSO نامیده می‌شود.



شکل ۲. منطقه تحت پوشش سامانه IRANSS

سه مدار IGSO و یک مدار GEO برای منظومه IRANSS وجود دارد. ماهواره IRANSS IGSO دقیقاً در همان دوره مداری زمین، در نیم‌کره شمالی و هم‌چنین در نیم‌کره جنوبی، در گردش خواهد بود. پارامترهای مداری برای تمام ماهواره‌های IRANSSدر جدول (۱) نشان داده شده است.

دقت موقعیت یابی IRANSS تابعی از هندسه ماهواره‌های مورد استفاده در محاسبات تعدیل دقت (DOP) است. در طراحی یک منظومه ماهواره‌ای، هرچه هندسه مطلوب‌تر باشد، مقادیر DOP کم‌تر و در نتیجه دقت تخمین موقعیت بالاتر خواهد بود. به منظور ارزیابی DOPها، حداقل چهار ماهواره در دید مورد نیاز است. با این حال، اگر ماهواره‌های بیش‌تری در دسترس باشند، از تمام اندازه‌گیری‌های شبه برد [2] برای محاسبه مکان کاربر استفاده می‌شود. DOPها دقیقاً با خطاهای واقعی در موقعیت تخمینی کاربر مطابقت ندارند، به عنوان مثال، از یک ماهواره به ماهواره دیگر بودجه خطا اغلب به عنوان تابعی از اغتشاشات جوی متفاوت است. اما، لندازه‌گیری عملکرد یک منظومه ماهواره‌ای برای اهداف موقعیت‌یابی بسیار مفید خواهد بود. هر DOP در همه موقعیت‌ها در ایران به مدت ۱ روز محاسبه می‌شود. هر ماهواره IRANSS قلبل مشاهده بالاتر از زاویه قطع فراز [3] پنج درجه در نظر گرفته می شود. با استفاده از نرم‌افزار STK، تمام مقادیر در شرایط حداکثر چهار ماهواره برتر از نظر حداقل GDOP محاسبه می‌شوند. با وجود اینکه، تنها چهار ماهواره برای رویکرد ناوبری لازم است، اما حضور ماهواره‌های بیش‌تر برای افزایش دقت مفید هستند.

۳- طراحی بخش زمینی IRANSS

سیگنال‌های IRANSS از ماهواره‌ها منتقل شده و توسط ایستگاه‌های مانیتور زمینی [4] (GMS) مشاهده می‌شوند. این ایستگاه‌ها در زمین گسترش می‌یابند و IRANSS و سایر سیگنال‌های GNSS را رصد می‌کنند. ایستگاه کنترل اصلی [5] (MCS)، خروجی مشاهدات GMS را جمع آوری کرده و مدار و زمان IRANSS را تخمین می‌زنند.

1 Elevation Angle
2 Pseudo Range
3 Elevation Cutoff Angle

4 Ground Monitor Stations
5 Master Control Station

MCS همچنین اطلاعات اضافی را جمع آوری کرده، پیام‌های ناوبری را تولید می‌کند و این داده‌ها را با استفاده از ایستگاه کنترل ردیابی در IRANSS بارگذاری می‌کند. ایستگاه کنترل ردیابی[1] (TCS)، به طور مداوم ماهواره‌ها را رصد کرده و با نظارت MCS برای ارائه خدمات مناسب، همکاری می‌کند.

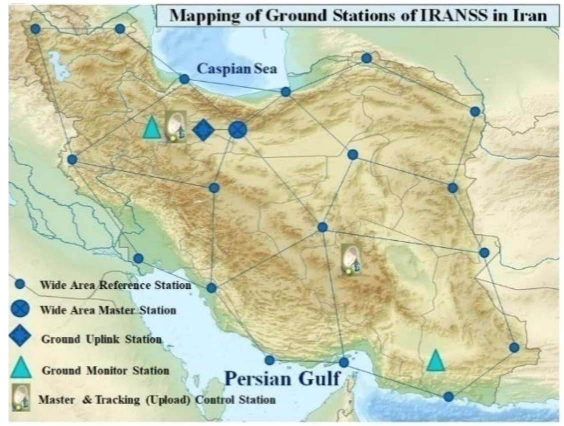
علاوه بر این، تقریباً یک بار در سال، مدارها توسط TCS برای اطمینان از کنترل ماهواره‌ها که در وضعیت مداری مناسب قرار دارند یا خیر، مورد ارزیابی قرار می‌گیرند. در مجموع یازده ایستگاه مانیتور زمینی (GMS) وجود دارد. دو ایستگاه در ایران و ۹ ایستگاه دیگر در خارج از کشور هستند. ایستگاه کنترل اصلی (MCS)وظیفه تولید پیام ناوبری را دارد که با استفاده از ایستگاه TT&Cبه ماهواره‌ها به صورت Uplink ارسال می‌شود. از دو ایستگاهی که در ایران قرار دارند، اولی MCS اصلی است و دومی به صورت اضافی در مسافت مناسب از فاصله اولی قرار داده شده است. چیدمان ایستگاه‌های داخل کشور ایران، مطابق شکل (۳) است. برای تقویت سایر سیگنال‌های GNSS مانند GPS، GLONASS و BeiDou، هجده ایستگاه مرجع گسترده در محدوده ایران مشخص شده‌اند. این سیستم تقویتی شامل یک ایستگاه اصلی و یک ایستگاه Uplink زمینی است. در این پژوهش، بازه زمانی کل دوره تحلیل حدود دو هفته در نظر گرفته شده است. توسعه‌گر HPOP[2] شامل مقادیر گرانش خورشید، ماه و سایر سیارات و همچنین نوع مختصات[3] و دستگاه مختصاتی ITRF[4] است. ماموریت اصلی IRANSS پوشش کل منطقه ایران برای به دست آوردن سیگنال‌های ناوبری است.

به عنوان پژوهش مشابه در سطح کشور، می‌توان به پژوهش‌های زردشتی و امامی؛ نوابی و همکاران در این خصوص اشاره کرد [16][17]. در شبیه‌سازی دینامیکی منظومه ماهوارهای ارتفاع پایین برای پوشش‌دهی منطقه‌ای با در نظرگرفتن کیفیت سرویس‌دهی مطلوب، سناریوهایی توسط نوابی و همکاران پیشنهاد شده است. نتایج آنها ضمن لحاظ پوشش کامل برای منطقه ایران مبتنی بر تعداد صفحات آن، ناظر بر رعایت ملاحظات هزینه پرتاب به صفحات بیش‌تر یا تغییر صفحات مداری است. شایان ذکر است که منظومه پیشنهادی علاوه بر پوشش منطقه ایران، دارای پوششی برای تمامی مناطق در عرض‌های جغرافیایی ۲۵ ± تا ۴۰ ± درجه، است [17].

جدول ۱. پارامترهای مداری IRANSS

مشخصات مدار / ماهواره	IRANSS G-345	IRANSS I-26-1	IRANSS I-26-2	IRANSS I-26-3	IRANSS G-34	IRANSS I-47-1	IRANSS I-47-2	IRANSS I-47-3	IRANSS G-110
نوع مدار	GEO 15 W	IGEO 26 E	IGEO 26 E	IGEO 26 E	GEO 34 E	IGEO 47 E	IGEO 47 E	IGEO 47 E	GEO 110 E
نیم محور اصلی - (a) کیلومتر	۴۲۱۶۴.۲	۴۲۱۶۴.۲	۴۲۱۶۴.۲	۴۲۱۶۴.۲	۴۲۱۶۴.۲	۴۲۱۶۴.۲	۴۲۱۶۴.۲	۴۲۱۶۴.۲	۴۲۱۶۴.۲
خروج از مرکز (e)	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰
زاویه میل - (i) درجه	۰	۶۰	۶۰	۶۰	۰	۶۰	۶۰	۶۰	۰
طول گره صعودی (Ω) -درجه	۳۴۵	۲۶	۲۶	۲۶	۳۴	۴۷	۴۷	۴۷	۱۱۰
آرگومان حضیض - (ω) درجه	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰
آنومالی میانگین (M) -درجه	۲۱۰	۹۰	۲۰۰	۳۱۶	۰	۱۱۱	۲۲۱	۳۳۷	۰

1 Tracking Control Station
2 Propagator
3 Coordination Type
4 Coordination System



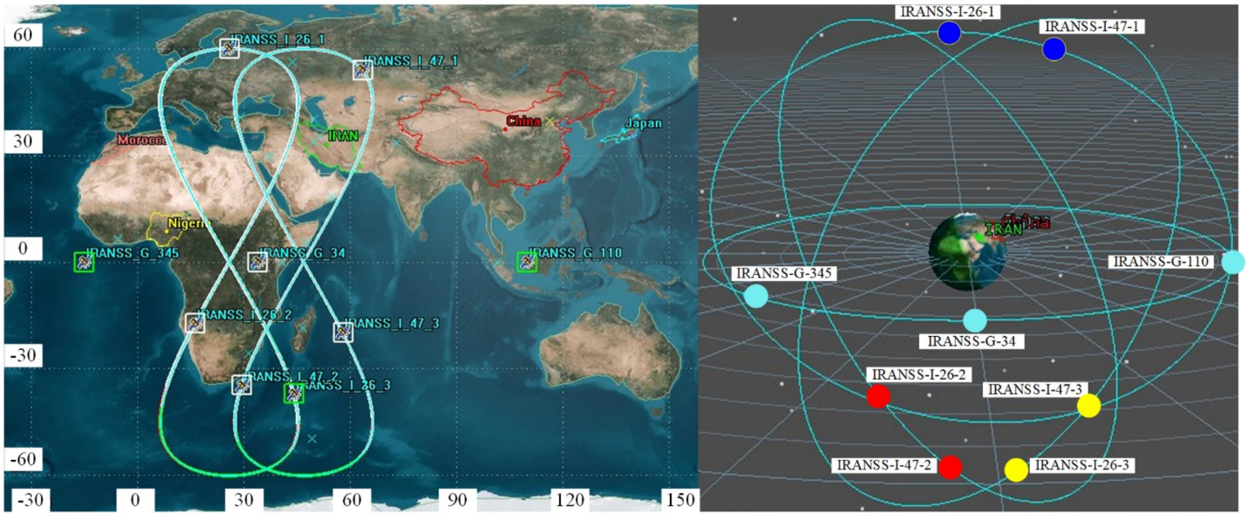
شکل ۳. توزیع ایستگاه‌های IRANSS در ایران

بنابراین، مدارها و موقعیت ماهواره‌ای به گونه‌ای طراحی شده‌اند که کل منطقه از پیش تعریف شده با دقت ناوبری قابل قبول به ماهواره‌ها دسترسی داشته باشد.

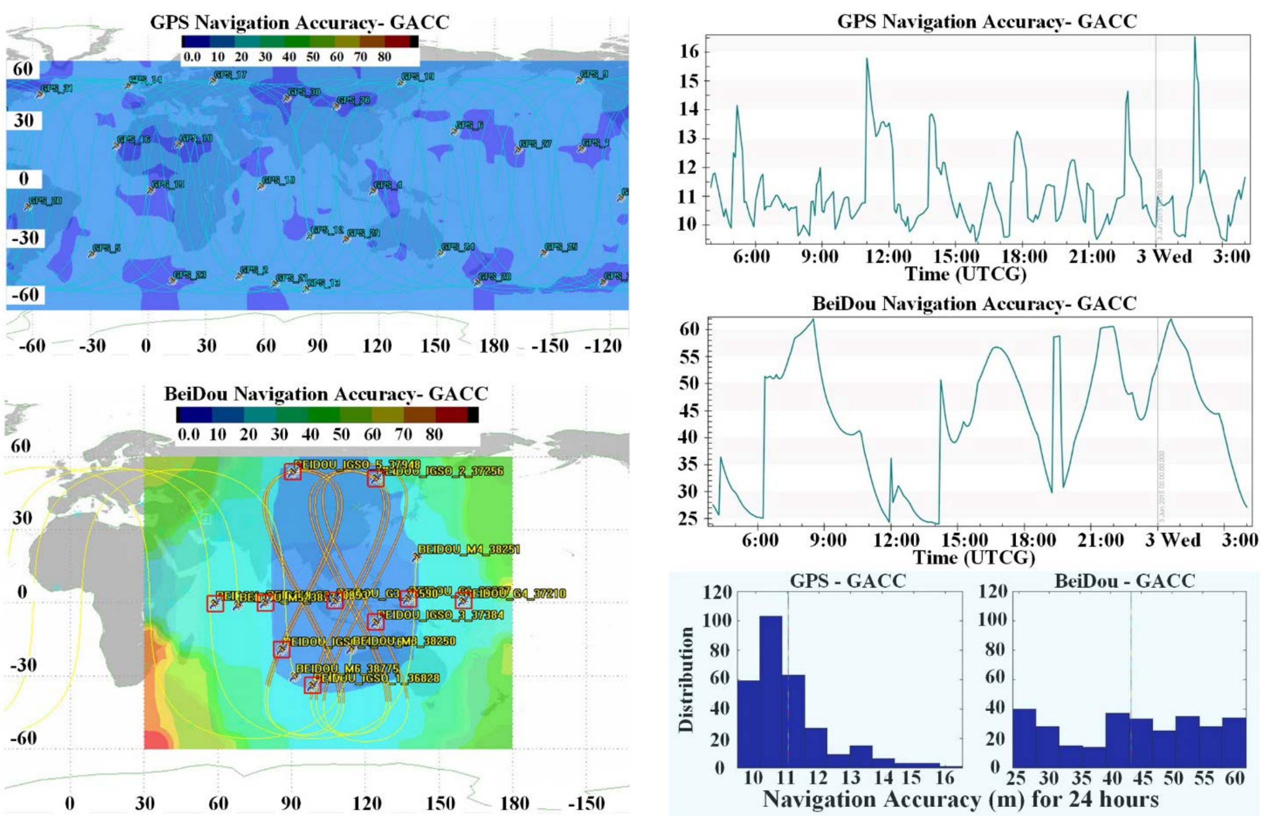
۴- خروجی شبیه‌سازی

در این پژوهش، دقت ناوبری IRANSS مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. در حقیقت، طراحی مدار IRANSS با رویکرد دقت ناوبری انجام می‌شود.

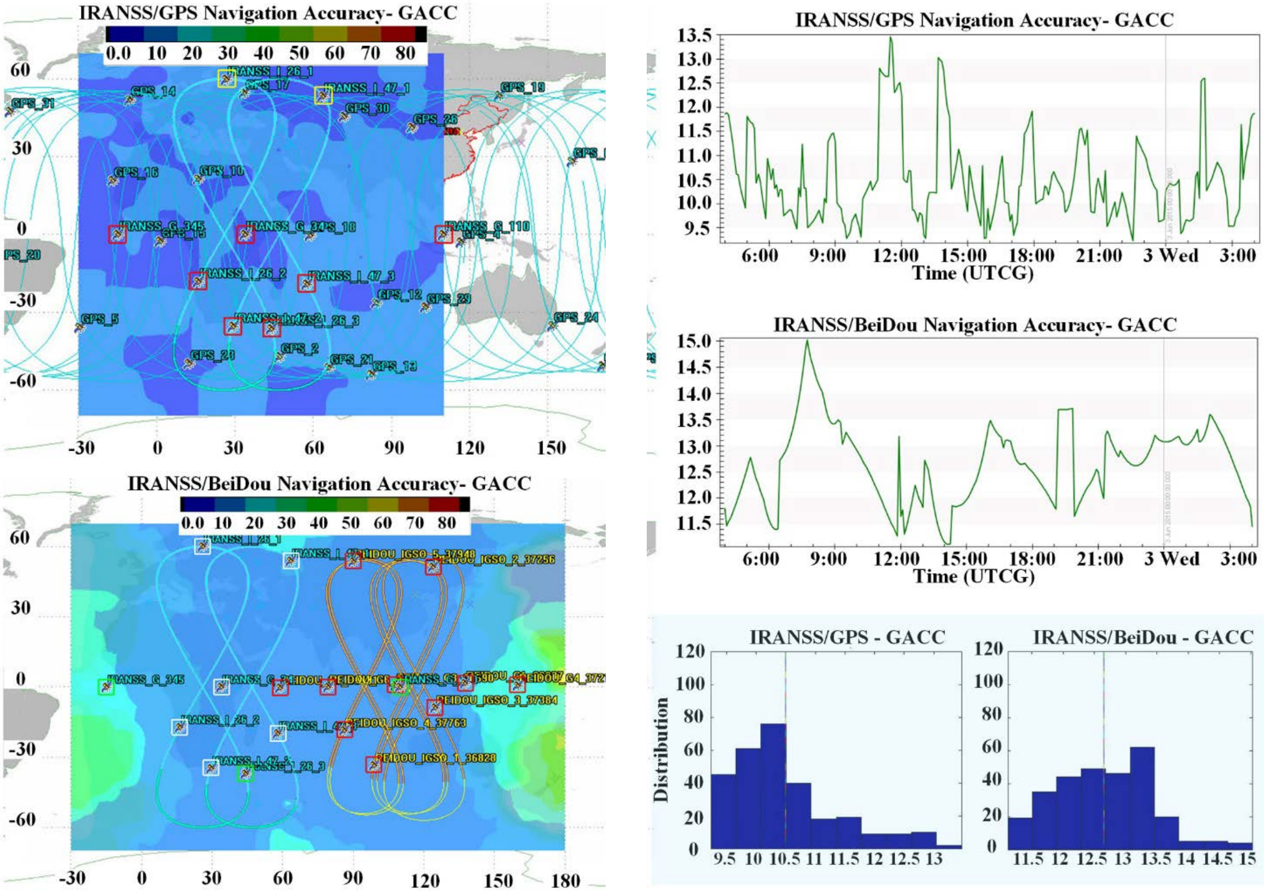
دقت هندسی ناوبری (GACC) شبکه‌های GPS و BeiDou برای نقطه‌ای با عرض جغرافیایی ۳۲.۰۸ و طول جغرافیایی ۵۳.۳۳ درجه در ایران محاسبه و در شکل (۴) نشان داده شده است. هم‌چنین در بخش دیگر مقایسه‌ای بین سیستم IRANSS و BeiDou و GPS انجام شده است، شکل (۵). ترکیب IRANSS با BeiDou به عنوان یک شبکه منطقه‌ای وGPS به عنوان یک سیستم جهانی در شکل (۶) نشان داده شده است. دقت ناوبری برای نقطه‌ای با عرض جغرافیایی ۳۲.۰۸ و طول جغرافیایی ۵۳.۳۳ درجه، واقع در محدوده ایران (تقریبا تمام نقاط ایران)، در تمامی روش‌های موقعیت‌یابی در جدول (۲) ارائه شده است. محاسبات بر اساس بهترین نتایج در GACC (دقت هندسی)، PACC (دقت موقعیت)، HACC (دقت افقی)، VACC (دقت عمودی)، EACC (دقت شرقی) و NACC (دقت شمالی) در بهترین GDOP برای چهار ماهواره در یک دوره یک روزه است. نتایج شبیه‌سازی‌ها در شکل (۷) نشان داده شده است. دقت بر حسب متر بیان می‌شود و فرض بر این است که عدم قطعیت برد گیرنده ۰ و عدم قطعیت برد ماهواره ۵ متر به طور مداوم است. مقایسه دقت هندسی ناوبری بین IRANSS، BeiDou، GPS، ترکیبی از IRANSS و BeiDou و ترکیب IRANSS و GPS برای نقطه‌ای با عرض جغرافیایی ۳۲.۰۸ و طول جغرافیایی ۵۳.۳۳ درجه واقع در ایران در جدول (۳) نشان داده شده است.



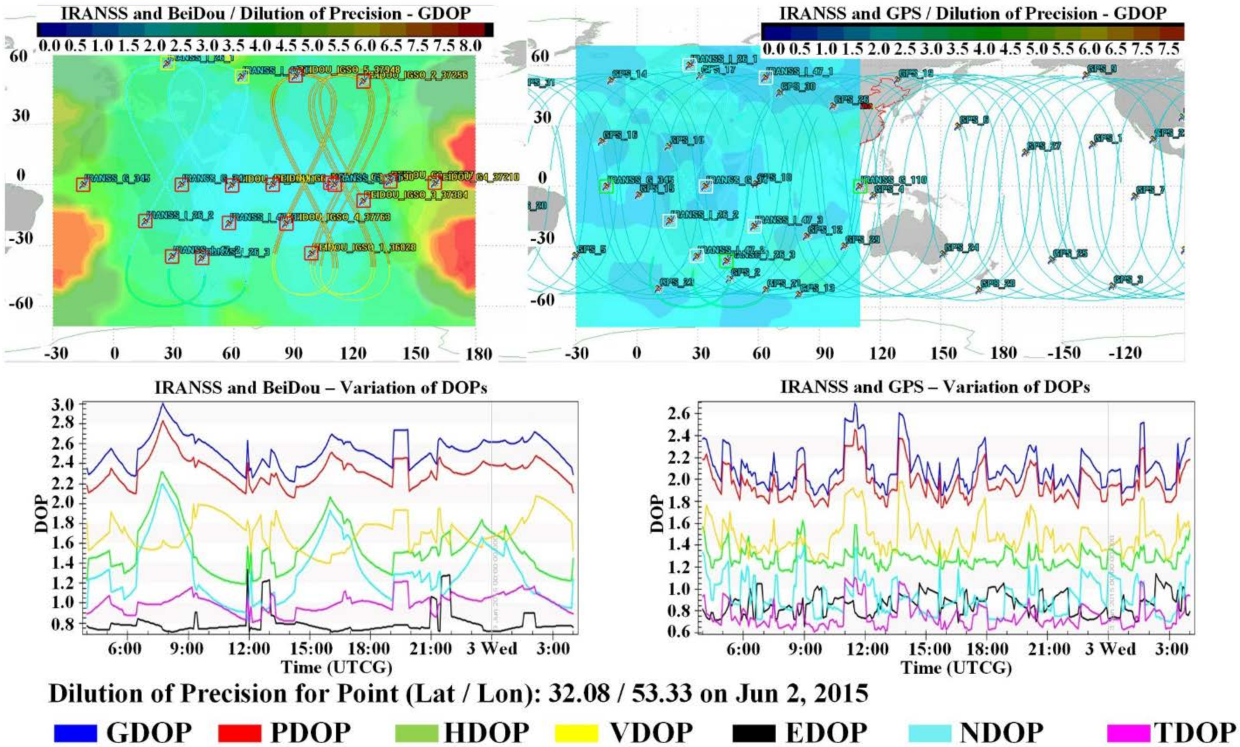
شکل ۴. سیستم ماهواره‌ای ناوبری منطقه‌ای و تقویتی ایران (IRANSS)، بخش فضایی شامل ۹ ماهواره است



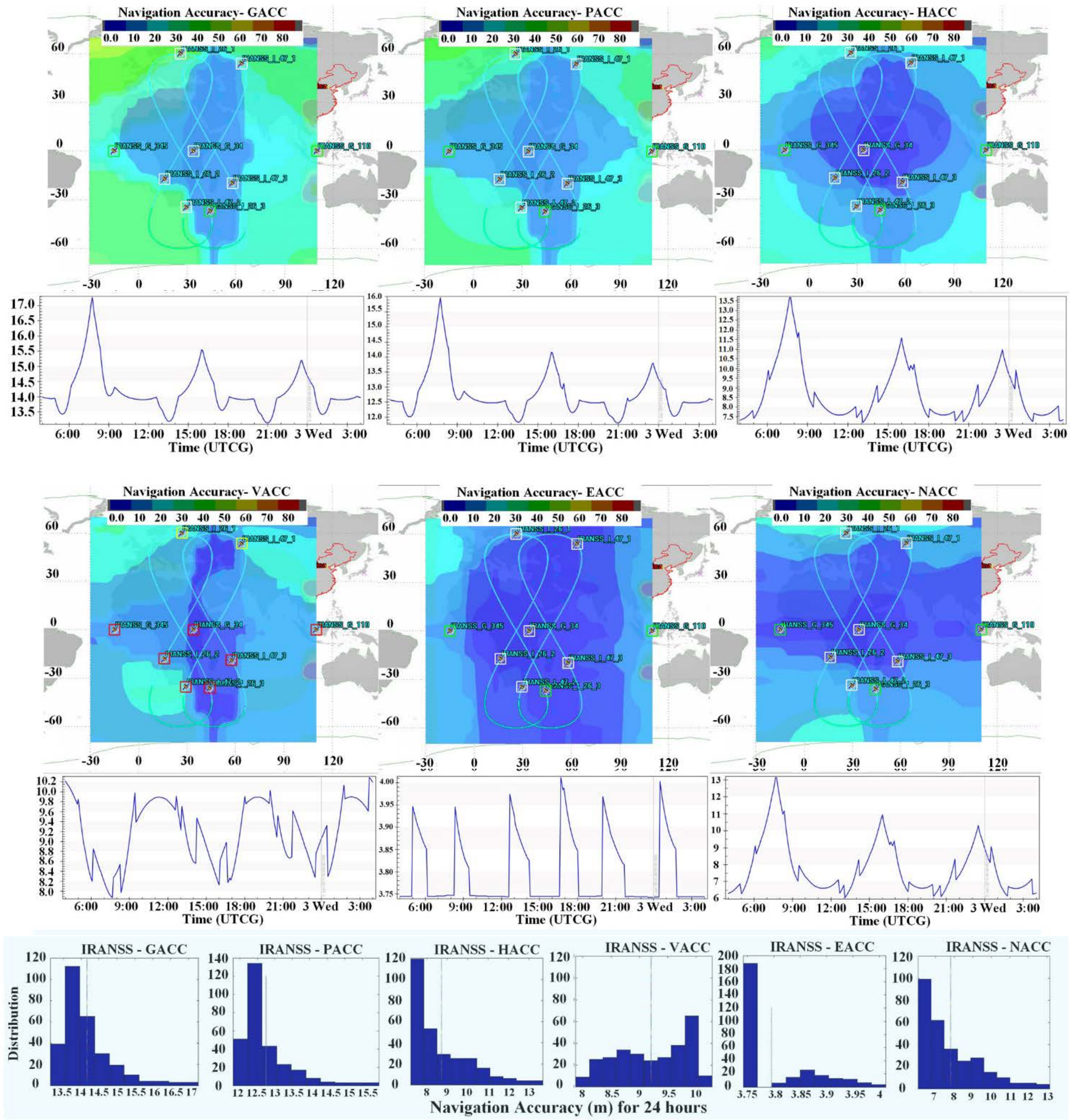
شکل ۵. کانتور پوشش دقت هندسی ناوبری GPS و BeiDou



شکل ۶. کانتور پوشش دقت هندسی ناوبری GPS / IRANSS و BeiDou / IRANSS



شکل ۷. ترکیب IRANSS با BeiDou و IRANSS با GPS. کانتور تغییرات GDOP و نمودار تغییرات DOPها (تمام روش‌های موقعیت یابی)



FOM Value (m) – Navigation Accuracy for Point (Lat / Lon): 32.08 / 53.33 on Jun 2, 2015 (almost same with all points in Iran)

شکل ۸. کانتور پوشش دقت ناوبری IRANSS **(تمام روش‌های موقعیت‌یابی)**

جدول ۲. توزیع دقت ناوبری برای یک نقطه در ایران

روش موقعیت‌یابی	دقت موقعیت یابی		
	65%	85%	95 %
IRANSS- GACC	14.00 m	15.00 m	16.00 m
IRANSS- PACC	12.75 m	13.50 m	14.50 m
IRANSS- HACC	9.00 m	10.50 m	11.50 m
IRANSS- VACC	9.75 m	9.85 m	10.00 m
IRANSS- EACC	3.80 m	3.90 m	3.95 m
IRANSS- NACC	8.00 m	9.50 m	11.00 m
IRANSS- TACC	6.20 m	6.40 m	6.50 m

جدول ۳. مقایسه دقت هندسی ناوبری برای یک نقطه در ایران

منظومه	دقت موقعیت‌یابی (GACC)		
	65%	85%	95%
IRANSS	14.0 m	15.0 m	16.0 m
BeiDou	50.0 m	57.0 m	60.5 m
GPS	11.0 m	12.0 m	14.0 m
IRANSS/BeiDou	13.0 m	13.5 m	14.0 m
IRANSS/GPS	10.5 m	11.5 m	m ۱۲٫۵

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله یک سامانه بومی ناوبری ماهواره‌ای برای پوشش کشورهای خاورمیانه موسوم به IRANSS طراحی شده است. سامانه مذکور شامل بخش فضایی (یک منظومه با نه ماهواره) و بخش زمینی شامل ایستگاه‌های کنترل و مرجع است. این طرح می‌تواند یک سامانه ماهواره‌ای چند منظوره باشد که قادر به ارائه خدمات ارتباطی، پخش و موقعیت‌یابی گیرنده‌های پویا در منطقه باشد. منطقه‌ای بودن سامانه و تقویت سیگنال‌های GNSS، از ویژگی‌های حائز اهمیت آن محسوب می‌شود. منظومه ماهواره‌ای از چهار مدار تشکیل شده است. سه ماهواره در مدار GEO (گره‌های صعودی ۳۴۵، ۳۴ و ۱۱۰ درجه) و دو ماهواره در هر سه مدار IGSO (گره های صعودی ۲۶ و ۴۷ درجه) با زاویه میل ۶۰ درجه، قرار دارند. ماهواره‌ها توسط ایستگاه‌های مانیتور زمینی، ایستگاه‌های کنترل اصلی و ردیابی (بارگیری)، ایستگاه بالارو[1] و ایستگاه‌های گسترده مرجع و اصلی[2]، که بیش‌ترین زمان دسترسی به ماهواره‌ها را دارند، کنترل می‌شوند. سامانه IRANSS با BeiDou و GPS مقایسه شده و مقادیر تعدیل دقت آنها اندازه‌گیری شده است. نتایج نشان می‌دهد هنگامی که IRANSS با GPS و BeiDou ترکیب می‌شود، DOP ها بهبود می‌یابند. صحت ناوبری IRANNSS نیز با ترکیب GPS و BeiDou مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. تقریباً برای همه نقاط واقع در ایران به میزان ۹۵٪ در روز، دقت هندسی، موقعیت افقی، عمودی، شرقی، شمالی و زمان دقیق؛ به ترتیب دارای مقادیر ۱۶ متر، ۱۴.۵ متر، ۱۱.۵ متر، ۱۰ متر، ۳.۹۵ متر، ۱۱ متر و ۶.۵ متر هستند. بنابراین، به عنوان یک شاخص، دقت هندسی ناوبری IRANSS در هر نقطه از ایران با حجم خدمات در طی هر بازه ۲۴ ساعته، کمتر از ۱۶ متر (احتمال ۹۵٪) است و وقتی IRANSS با BeiDou به عنوان یک شبکه منطقه‌ای و GPS به عنوان یک سیستم جهانی ترکیب شود، دقت هندسی ناوبری به ترتیب به ۱۴ و ۱۲.۵ متر افزایش می‌یابد. بدیهی است که با ترکیب با سایر سیستم‌های GNSS، منطقه پوشش دقیق افزایش می‌یابد.

مراجع

[1] European Global Navigation Satellite Systems Agency, “GSA GNSS Market Report”, vol. 1, Issue 6, 2019.

[2] European Global Navigation Satellite Systems Agency, “GSA GNSS Market Report”, vol. 1, Issue 2, 2018.

[3] A. Delépaut, P. Giordano, J. Ventura-Traveset, D. Blonski, M. Schönfeldt, P. Schoonejans, S. Aziz, R. Walker, “Use of GNSS for lunar missions and plans for lunar in-orbit development”, Advances in Space Research, Vol.66, Issue 12, 2020.

[4] J. Bu, X. Zuo, X. Li, J. Chang, Xionghao Zhang, “Evaluation and analysis on positioning performance of BDS/QZSS satellite navigation systems in Asian-Pacific region”, Advances in Space Research, Vol.63, Issue 7,2019.

[5] G. Giorgi, T.D. Schmidt, C. Trainotti, R. Mata-Calvo, C. Fuchs, M.M. Hoque, J. Berdermann, J. Furthner, C. Günther, T. Schuldt, J. Sanjuan, M. Gohlke, M. Oswald, C. Braxmaier, K. Balidakis, G.

1 ground uplink station

2 wide area references and master stations

Dick, F. Flechtner, M. Ge, S. Glaser, R. König, G. Michalak, M. Murböck, M. Semmling, and H. Schuh, "Advanced technologies for satellite navigation and geodesy," Advances in Space Research, vol.64, Issue 6, 2019.

[6] Novatel, What are Global Navigation Satellite Systems?,HEXAGON, https://novatel.com/tech-talk/an-introduction-to-gnss/what-are-global-navigation-satellite-systems-gnss, 2019.

[7] A. Delépaut, P. Giordano, J. Ventura-Traveset, D. Blonski, M. Schönfeldt, P. Schoonejans, S. Aziz, R. Walker, "Use of GNSS for lunar missions and plans for lunar in-orbit development", Advances in Space Research, vol.66, Issue 12, 2020.

[8] S. Choy, J. Kuckartz, A.G. Dempster, et al., "GNSS satellite-based augmentation systems for Australia" GPS Solutions 21, 835–848, 2017.

[9] GPS.gov, Augmentation Systems GPS.gov ,https://www.gps.gov/systems/augmentations/, 2021

[10] Camacho, Sergio. (2016). "Current and Future GNSS and Their Augmentation Systems", 1-39. 10.1007/978-1-4614-6423-5_25-3.

[11] L. Lawal, & C. Chatwin, (2019). "A Review of GNSS and Augmentation Systems". Journal of Electrical and Electronics Engineering. 5. 1-21.

[12] J. Chen, Y. Zhang, J. Wang, , S. Yang, D. Dong, Ji. Wang, W. Qu, & B. Wu. "A simplified and unified model of multi-GNSS precise point positioning", Advances in Space Research, vol.55, 125-134, 2015.

[13] P. Zhang, & R. Tu, & R. Zhang, & Y. Gao, & H. Cai,. (2018). "Combining GPS, BeiDou, and Galileo Satellite Systems for Time and Frequency Transfer Based on Carrier Phase Observations". Remote Sensing, Vol.10, 324. 10.3390/rs10020324.

[14] M. S. El-Sagir, , "Mathematical modelling and design of optimal satellite constellations with multi-fold continuous coverage for position location and navigation", http://hdl.handle.net/11375/7619

[15] R. Zardashti, & Sh. Emami. (2021). "Spatial Geometry Design of a Low Earth Orbit Constellation for Iranian Regional Navigation Satellite System", Journal of Aerospace Technology and Management. 13. 10.1590/jatm.v13.1215.

[۱٦]م. نوابی، ر. الهی‌نیا، س. ی. کریمی مسلم، ۱۳۸۸، شبیه‌سازی دینامیکی منظومه ماهواره‌ای ارتفاع پایین به منظور پوشش‌دهی منطقه‌ای، اولین کنفرانس تخصصی شبیه‌سازی پرواز، تهران، https://civilica.com/doc/78910

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology & Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 149-157
2022

DOI:
10.22034/jssta.2023.374476.1102

Article Info

Received: 2022-12-3
Accepted: 2023-2-7

Keywords

Satellite, Onboard software, Test results, Lesson learned

How to Cite this article

Fateme Salarkaleji, Parvin shavandi, Alireza Omranian, Oveys Kazemi, Farzad Emami, Shahrokh jalilian, Alireza khani, Abolfazl Dayyani, Mohammad Sayanjali. “Lessons Learned and Achievements in Pars1 Satellite Onboard Software Development and Test”. *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 149-157, 2023.

Original Article

Lessons Learned and Achievements in Pars1 Satellite Onboard Software Development and Test

Fateme Salarkaleji[1], Parvin shavandi[1], Alireza Omranian[1], Oveys Kazemi[1], Farzad Emami[1] Shahrokh jalilian[1], Alireza khani[1], Abolfazl Dayyani[1], Mohammad Sayanjali[1]

1. Satellite Research Institute.Iranian Space Research Center,Tehran, Iran

Abstract

PARS1 Satellite is a Remote Sensing satellite with a 3-years mission. The main mission of this satellite is imaging the earth by three cameras named MS, SWIR and TIR. PARS1 OnBoard Software (OBSW) is developed as a performance platform, satellite components control, manage their data, algorithm management included normal status control and event handling. OBSW is more important than other satellite subsystems due to its complexity and different features. So, the design, development and test of the PARS1 satellite OBSW is a useful platform to gain valuable experiences in the field of satellite onboard software which is very wide and complicated in its field. Therefore, in this paper decided to present experiences which gained in this field, in the form of summary of achievements and lessons learned. These experiences is gained from development and test phase of the satellite and using of these experiences will be very useful and effective in smoothing of test and development path in future projects of the Satellite Research Institute

مقاله پژوهشی

درس آموخته‌ها و دستاوردهای کسب شده در توسعه و تست نرم‌افزار روی‌برد ماهواره پارس ۱

فاطمه سالارکالجی*[۱]، پروین شوندی[۲]، علیرضا عمرانیان[۳] ، اویس کاظمی[۴] ، فرزاد امامی[۵]، شاهرخ جلیلیان[۶]، علیرضا خانی[۷]، ابوالفضل دیانی[۸]، محمد سینجلی[۹]

۱،*. پژوهشگاه سازمان فضایی ایران، پژوهشکده سامانه های ماهواره، fatemeh.salar@gmail.com (نویسنده مسئول)

۲. پژوهشگاه سازمان فضایی ایران، پژوهشکده سامانه های ماهواره، p.shavandy@gmail.com

۳. پژوهشگاه سازمان فضایی ایران، پژوهشکده سامانه های ماهواره،omranian.alireza@gmail.com

۴. پژوهشگاه سازمان فضایی ایران، پژوهشکده سامانه های ماهواره، o.kazemi@isrc.ac.ir

۵. پژوهشگاه سازمان فضایی ایران، پژوهشکده سامانه های ماهواره، f.emami@isrc.ac.ir

۶. پژوهشگاه سازمان فضایی ایران، پژوهشکده سامانه های ماهواره، sh.jalilian@isrc.ac.ir

۷. پژوهشگاه سازمان فضایی ایران، پژوهشکده سامانه های ماهواره، a.khani@isrc.ac.ir

۸. پژوهشگاه سازمان فضایی ایران، پژوهشکده سامانه های ماهواره، dayyani@ymail.com

۹. پژوهشگاه سازمان فضایی ایران، پژوهشکده سامانه های ماهواره، msayanjali@gmail.com

چکیده

ماهواره پارس یک، یک ماهواره سنجشی با مأموریت سه ساله است. مأموریت اصلی این ماهواره، تصویربرداری از زمین توسط سه دوربین MS، SWIR و TIR است. نرم‌افزار ماهواره پارس یک به عنوان بستر اجرای سناریو ماهواره، بررسی سلامت اجزای مختلف ماهواره، مدیریت داده‌های آن‌ها و اجرای الگوریتم‌های زیرسیستمی شامل کنترل حالت‌های عادی و رخدادهای نامناسب، طراحی و پیاده‌سازی شده است. نرم‌افزار روی‌برد به دلیل پیچیدگی و ویژگی‌های متفاوتش نسبت به دیگر زیرسیستم‌های ماهواره، از اهمیت بالاتری برخوردار است. طراحی، توسعه و تست نرم‌افزار روی‌برد ماهواره پارس یک، بستر مفیدی برای کسب تجارب ارزشمندی برای بخش نرم‌افزار روی‌برد ماهواره بوده که دارای گستردگی زیادی است. از این‌رو، در این مقاله تصمیم گرفته شد، تجربه‌های کسب شده در این زمینه، در قالب خلاصه‌ای از دستاوردها و درس آموخته‌ها ارائه شود. تجارب کسب شده حاصل از فاز توسعه و تست ماهواره است و استفاده از این تجربیات و دستاوردها در هموار کردن مسیر توسعه و تست پروژه‌های آینده پژوهشکده ماهواره بسیار مفید و مؤثر خواهد بود.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و کاربردهـای فضـایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۱۵۷-۱۴۹
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2023.374476.1102

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۱۲

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۱/۱۸

واژه‌های کلیدی

ماهواره، پارس ۱، نرم نرم‌افزار روی برد، تست، دستاوردها، درس آموخته.

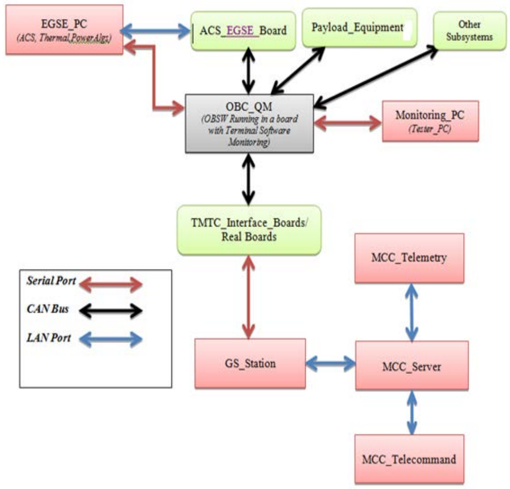
نحوه استناد به این مقاله

فاطمه سالارکالجی، پروین شوندی، علیرضا عمرانیان ، اویس کاظمی ، فرزاد امامی، شاهرخ جلیلیان، علیرضا خانی، ابوالفضل دیانی، محمد سینجلی. "درس آموخته‌ها و دستاوردهای کسب شده در توسعه و تست نرم‌افزار روی‌برد ماهواره پارس ۱." *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۱۵۷-۱۴۹، ۱۴۰۱.

Abbreviations	
MS	MultiSpectral
SWIR	Short Wave Infrared
TIR	Thermal Infrared
MOP	Mission Operation Plan
FDIR	Fault Detection Isolation and Recovery
ECSS-PUS	European Cooperation for Space Standardization Packet Utilization Standard- Packet Utilization Standard
CAN	Controller Area Network
OBC	On Board Computer
FD	Fault Detection
HK Data	Housekeeping Data
PIL	Process- In-the -Loop
SID	Structure Identification
MRAM	Magneto resistive Random Access Memory

۱-مقدمه

ماهواره پارس یک، یک ماهواره سنجشی با مأموریت سه ساله است. مأموریت اصلی این ماهواره، تصویربرداری از زمین توسط سه دوربین MS[1] ، SWIR[2] و TIR[3] است. نرم‌افزار ماهواره پارس یک به عنوان بستر اجرای سناریو ماهواره، بررسی سلامت اجزای مختلف ماهواره، داده‌پراکنی و داده‌برداری از آن‌ها و اجرای الگوریتم‌های زیرسیستمی شامل کنترل حالت‌های عادی و رخدادهای نامناسب، طراحی و پیاده‌سازی شده است. با توجه به این توانمندی‌ها و مأموریت‌های ویژه‌ای که برعهده این ماهواره قرار دارد و با توجه به پیچیدگی‌ها، تعدد و اهمیت وظایف آن، ضریب اطمینان از کارکرد صحیح زیرسیستم‌ها از جمله زیرسیستم فرمان و مدیریت داده و سخت‌افزار و نرم‌افزار آن از اهمیت بالایی برخوردار است. به همین دلیل، تلاش برای طراحی و مدیریت عملکرد نرم‌افزار روی‌برد زیرسیستم مدیریت فرمان و داده به منظور جلوگیری از رخدادهای ناخوشایند و مدیریت صحیح مأموریت ماهواره، بسیار حائز اهمیت است. شکل ۱، نمایی از بستر تست مدل کیفی ماهواره پارس یک را نشان می‌دهد که به صورت شماتیک و سطح بالا به تصویر کشیده شده است.



شکل۱. شمای شماتیک بستر تست مدل کیفی ماهواره پارس یک

در طول فرایند پیاده‌سازی و تست نرم‌افزار روی‌برد ماهواره پارس یک، تجربه‌های مفید و قابل توجهی کسب شد که مستند کردن این تجربیات از ضروریات هر پروژه و همین‌طور پروژه پارس یک است. در این مقاله، به صورت مختصر، مجموعه‌ای از این تجربیات در قالب درس آموخته‌ها و دستاوردها جمع‌بندی شده است.

استفاده از این درس آموخته‌ها و تجربیات در هموار کردن مسیر توسعه و تست پروژه‌های آینده پژوهشکده سامانه‌های ماهواره تأثیرگذار خواهد بود.

به طور کلی در سطح بالا، دو نگاه به تست نرم‌افزار وجود دارد:

در نگاه اول، توسعه دهنده[4] برنامه‌نویس یا توسعه دهنده به توسعه پایه‌ای‌ترین سطح یک برنامه (فانکشن/کلاس) تا توسعه مربوط به تجمیع دو یا چند فانکشن با یکدیگر پرداخته و تست مربوط به هر بخش را بعد از اتمام برنامه‌نویسی یا توسعه در محیط تست توسعه دهنده انجام می‌دهد.

در نگاه دوم یا نگاه کاربری[5]، تحویل گیرنده نهایی محصول نرم‌افزار یا تست کننده نهایی، در محیط عملیاتی و نهایی تست را انجام می‌دهد.

1 MultiSpectral
2 Short Wave Infrared
3 Thermal Infrared
4 Developer
5 End User/ Tester

از آنجاکه پروژه ماهواره پارس یک، یک پروژه محصول‌محور بوده و باید به سازمان فضایی ایران تحویل داده می‌شد، هدف نهایی در این پروژه، تست با نگاه کاربری یا همان تحویل گیرنده نهایی بوده به طوری که، تیم تحویل گیرنده نهایی پروژه از تست‌های مربوط به درستی و صحت عملکرد ماهواره پارس یک، به صورت تجمیع شده اطمینان حاصل کند.

مهم‌ترین دستاورد این پروژه این بود که تست تجمیع شده ماهواره با اطمینان به اینکه تمامی الزامات مشخص شده در سیستم را پوشش می‌دهد، به کاربر نهایی یا تیم تحویل گیرنده محصول نهایی (ماهواره پارس یک) ارائه شد و این نتیجه تلاش و کار تیمی و نیز تعامل خوب بین این بخش و بخش سخت‌افزار کامپیوتر روی‌برد بود.

در این مقاله، ابتدا ویژگی‌های نرم‌افزار روی‌برد ماهواره پارس یک به صورت موردی بیان شده و سپس در بخش‌های بعدی، مجموعه مختصر و مفیدی از درس آموخته‌ها و دستاوردها در حین توسعه و تست نرم‌افزار روی‌برد ماهواره ارائه می‌شود.

۲- ویژگی‌های نرم‌افزار روی‌برد ماهواره پارس یک

با توجه به اهمیت موارد مطرح شده می‌توان از قابلیت‌های مهم و کلیدی نرم‌افزار روی‌برد ماهواره پارس یک به موارد زیر اشاره کرد:

- مدیریت[1] یا همان عملیات مأموریت ماهواره شامل اجرای کامل سناریوهای هر فاز و مود ماهواره
- مدیریت تشخیص خرابی[2] زیرسیستم‌های ماهواره شامل زیرسیستم توان، حرارت، کنترل وضعیت و مخابرات
- مدیریت پردازش تله‌کامند ارسالی از زمین به ماهواره مطابق با استاندارد ECSS-PUS
- مدیریت تله‌متری تولیدی از ماهواره به ایستگاه زمینی به منظور مانیتورینگ مطابق با استاندارد ECSS-PUS
- مدیریت ذخیره‌سازی و بازیابی داده‌های روی حافظه‌های ماندگار مطابق با استاندارد ECSS-PUS
- مدیریت رخدادها مطابق با استاندارد ECSS-PUS
- مدیریت اجرای الگوریتم‌ها و داده‌برداری از حسگرها و عملگرهای کنترل وضعیت
- مدیریت محموله تصویربرداری شامل تصویربرداری در مودهای زمان واقعی و شبه زمان واقعی، مود ذخیره و ارسال تصویر ذخیره شده و نیز دریافت متادیتاهای پیوست شده تصویر
- مدیریت سناریوهای از قبل زمان‌بندی شده و اجرای هر یک در برچسب زمانی مرتبط مطابق با استاندارد ECSS-PUS
- قابلیت بارگذاری نرم‌افزار به‌روز شده و دستور به‌روزرسانی آن از ایستگاه زمینی (پیاده‌سازی راه‌انداز[3]) مطابق با استاندارد ECSS-PUS
- رمزنگاری و احراز هویت تله‌کامندهای ارسال شده از ایستگاه زمینی به ماهواره در نرم‌افزار روی‌برد ماهواره
- قابلیت ماژولاریتی نرم‌افزار روی‌برد ماهواره
- قابلیت استفاده مجدد این نرم‌افزار در پروژه‌های دیگر و نیز توسعه بیش‌تر آن مطابق با نیاز خاص آن پروژه
- پیاده‌سازی نرم‌افزار لایه پایین (راه‌اندازهای سخت‌افزار) بر اساس الزامات سیستم‌های بلادرنگ و با قابلیت اطمینان بالا با توجه به امکانات سیستم عامل بلادرنگ

1 MOP(Mission Operation Plan)
2 FDIR
3 BootLoader

۳- درس آموخته‌ها

چالش ۱

یکی از چالش‌هایی که در حین کار در پروژه ماهواره پارس با آن مواجه شدیم، نداشتن اطلاعات کافی از سلامت باتری بخش توان الکتریکی ماهواره بود که به صورت ناگهانی باعث ایجاد مشکلی در بخش توان ماهواره (به صورت مشخص باتری) شده بود. این اتفاق تجربه‌ای به تیم پروژه داد تا در طول فرایند تست ماهواره، همواره باید از سلامت باتری اطمینان کافی داشت زیرا فازهای مختلف فرایند توسعه و تست ماهواره، دارای تست‌های خاص زمان‌بر و طولانی است.

راهکار ارائه شده چالش ۱

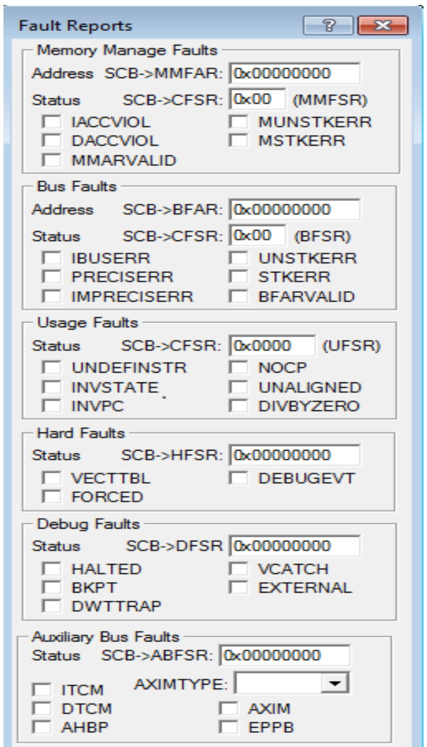
لازم است که حتماً یک روال پایش سلامت ماهواره حین تست‌های نرم‌افزار تهیه شود تا تست‌ها مطابق با آن انجام شود.

درس آموخته ۱

از آنجاکه نرم‌افزار روی‌برد ماهواره در طول فرایند توسعه و تست، در فازهای مختلفی از فعالیت‌های تست، دارای تست‌های خاص زمان‌بر و طولانی است، از این‌رو، نیاز به یک رویه پایش سلامت ماهواره است تا بتوان طبق آن از سلامت المان‌ها و ادوات ماهواره اطمینان حاصل کرد. به طور مثال، باید پایش متوالی روی پارامترهای ولتاژ و جریان باتری داشته باشیم تا از سلامت باتری اطمینان کافی حاصل شود. به ویژه زمانی که به طول عمر خود نزدیک شده باشد.

چالش ۲

در فازهای نهایی توسعه ماهواره پارس یک در تست‌های طولانی مدت نرم‌افزار، پیغام استثناء نامشخص[1] مشاهده شد که در زمان‌های طولانی و غیرثابتی اتفاق می‌افتاد (به‌صورت تصادفی). با قرار دادن نقطه شکست[2] در تابع مدیریت استثناء و فعال کردن گزینه "گزارش خطاها" در نرم‌افزار کیل[3] با اعلام خطای غیرصریح[4]) مواجه بودیم. اکثر بخش‌های کد از نظر رفع هشدارهای[5] کامپایلر، دسترسی به حافظه‌ها مانند دستورهای کپی و تنظیم حافظه و استک وظیفه‌های نرم‌افزاری مورد بررسی قرار گرفت اما به علت، غیرصریح بودن نوع خطا، حجم بالای نرم‌افزار، استفاده از حد بالای بهینه‌سازی کامپایلر و پیشامد تصادفی و در زمان‌های طولانی خطا، بررسی مشکل نتیجه‌ای دربر نداشت.



شکل ۲. نمایی از پنجره گزارش خطا در محیط برنامه‌نویسی Keil

راهکار ارائه شده چالش ۲

راه‌حلی که به عنوان روش غیرمستقیم برای رفع حل مشکل ارائه شد، به‌روزرسانی نسخه کامپایلر بود. با انجام این کار با هشدارها و خطاهای جدید در زمان کامپایل کد مواجه شدیم، از جمله خطاهایی در مورد دستورهای تنظیم[6] ساختارهای داده‌ها! رفع خطاها و هشدارهای جدید مشکل استثناء را حل کرد.

1 Exception
2 Breakpoint
3 Keil
4 IMPRECIS ERR
5 Warning
6 Alignment

درس آموخته ۲

به نظر می‌رسد فناوری‌های ارائه شده (سخت‌افزار و نرم‌افزار) خالی از ایراد نیستند. به خصوص در پروژه‌های بزرگی مانند توسعه کامپیوتر روی‌برد که از اکثر منابع سخت‌افزار و نرم‌افزار به‌صورت هم‌زمان استفاده می‌شود، احتمال دیده شدن چنین خطاهای بی‌دلیلی وجود دارد. البته معمولاً ضعف طراحی سخت‌افزار و نرم‌افزار توسط مجری دلیل اصلی چنین مواردی است ولی با توجه به تجربیات قبلی موضوع اشکال[1] های کامپایلر و سخت‌افزار منتفی نیست، به ویژه هنگام استفاده از قابلیت‌های بهینه‌سازی کامپایلر. بنابراین، بهتر است حین توسعه از نسخه به‌روز کامپایلر استفاده شود. هم‌چنین سند "سیلیکون ایراتا[2]" مربوط به نسخه سخت‌افزار مورد توجه قرار گیرد.

چالش ۳

در تست‌های متوالی ماهواره پارس یک، این موضوع دیده شد که برخی المان‌ها یا ادوات ماهواره روی یکدیگر تأثیرگذار هستند یا باعث ایجاد تداخل در سیستم می‌شوند. به طور مثال، زمانی که قرار بود تست سناریوی تصویربرداری هم زمان دوربین‌های ماهواره انجام شود، تأثیر نادرست دوربین‌ها روی همدیگر دیده شد. بدین صورت که با خاموش شدن اولین دوربین و اتمام تصویربرداری، باند ایکس نیز خاموش می‌شد و این درست نبود! مثال دیگری از تأثیرگذاری نادرست دوربین‌ها روی همدیگر این بود که دوربین اصلی و رزرو نباید با هم روشن شوند و کار کنند!

راهکار ارائه شده چالش ۳

راهکار ارائه شده برای مشکلات مربوط به تأثیرگذاری دوربین‌ها به این ترتیب بود که در کد نرم‌افزار، شرطی برای مدیریت چهار مود تصویربرداری که شامل مودهای بلادرنگ/ شبه بلادرنگ/ ارسال که نیاز به فعال بودن باند ایکس دارند و مود ذخیره که نیاز به باند ایکس ندارد و فقط خود دوربین درگیر است؛ پیاده‌سازی شد.

درس آموخته ۳

در طول فرایند تست‌های ماهواره پارس یک، برخی المان‌ها یا ادوات ماهواره روی یکدیگر تأثیرگذار هستند یا اینکه روی هم تداخل ایجاد خواهند کرد که باعث ایجاد اشکال در سیستم می‌شوند. به طور مثال، تأثیر متقابل مگنتو تورکرها و مگنتو میترها روی همدیگر یا تأثیر دوربین‌ها روی همدیگر (که در تست سناریو تصویربرداری هم‌زمان دوربین‌ها مشاهده شد) نمونه‌هایی از این دسته هستند که باعث ایجاد چالش‌هایی در کار شد.

چالش ۴

در طول فرایند تست، یکی از چالش‌های دیگری که با آن مواجه شدیم این بود که گاهی اوقات اینترفیس‌های سخت‌افزاری کامپیوتر روی‌برد عملکرد درستی را انجام نمی‌دادند و به همین دلیل آن المان سخت‌افزاری در وضعیت نامشخص نرم‌افزاری قرار می‌گرفت و با عیب‌یابی[3] کردن نرم‌افزار متوجه این وضعیت نامشخص می‌شدیم و بعد مجبور به ریست کردن نرم‌افزار روی‌برد و انجام مجدد تست می‌شدیم.

راهکار ارائه شده چالش ۴

برای حل چالش به وجود آمده، تصمیم گرفته شد تا برای اینترفیس‌های سخت‌افزاری از جمله CAN، الگوریتم‌های تشخیص خطا[4] پیاده‌سازی شود. این الگوریتم‌های تشخیص خطا به راحتی خطای ایجاد شده را شناسایی کرده و با رفع مشکل و دریافت پاسخ مورد انتظار از اینترفیس سخت‌افزاری CAN، روال تست ادامه می‌یابد. الگوریتم تشخیص خطا برای اینترفیس‌های سخت‌افزاری CAN بدین ترتیب است که پرچمی[5] به نام ‘عدم وجود داده’ تعریف می‌شود، در صورت فعال شدن این پرچم یا ۱ شدن آن، (یعنی آن المان داده‌ای از سخت‌افزار دریافت نکرده تا پاسخی بدهد!) و عملیات ریست شدن آن المان انجام می‌شود،

1 Bug
2 silicon errata
3 Debug
4 Fault Detection
5 Flag

یعنی المان پاسخ مناسبی از سخت‌افزار دریافت نکرده بنابراین، ریست می‌شود و مجدداً دستور به سخت‌افزار مورد نظر ارسال می‌شود تا روال تست به درستی و کامل انجام شود.

درس آموخته ۴

یکی از مهم‌ترین مواردی که باید در طول تست‌ها مورد توجه قرار داد، در نظر گرفتن مشکلات غیرقابل پیش‌بینی در الگوریتم‌های تحمل‌پذیری خطا[1] است. به طور معمول در الگوریتم‌های تشخیص خرابی[2] زیرسیستمی، داده‌های سلامت زیرسیستم مانند ولتاژ، جریان، دما و ... بررسی می‌شوند و الگوریتم تشخیص خرابی یا خطا و عیب‌یابی آن توسط زیرسیستم مربوطه ارائه می‌شود.

اما یکی از تجربیات مهمی که در حین تست برای تیم نرم‌افزار و سخت‌افزار کسب شد این بود که علاوه بر بررسی داده‌های سلامت و حیاتی هر زیرسیستم در الگوریتم‌های تحمل‌پذیری خطای آن، مشاهده عدم دریافت پاسخ مورد انتظار از المان‌های سخت‌افزاری برای اجرای الگوریتم‌های تشخیص خرابی باعث شد که یک بخش چک کردن عدم وجود داده[3] در ابتدای هر الگوریتم تشخیص خرابی اضافه کنیم به این صورت که با عدم گرفتن پاسخ در طول یک بازه زمانی مشخصی مثلا یک دقیقه (در این بازه متناسب با نرخ نمونه‌برداری[4] هر المان سخت‌افزاری متوجه تعداد دفعات عدم پاسخ‌گیری می‌شدیم که برای هر زیرسیستم متفاوت بود!). توضیح اینکه نرخ نمونه همان نرخ نمونه‌برداری داده از سخت‌افزار است و نرخ HK[5]، نرخ نمونه‌برداری داده گزارش شده در قالب تله‌متری به ایستگاه زمینی است (منظور تله‌متری‌های مشاهده شده در زمین است که با درخواست تله‌کامند از زمین با نرخ مشخص و ثابت HK Rate به زمین ارسال می‌شوند). اگر داده‌ای از سخت‌افزار خوانده نمی‌شد، آن المان را ریست می‌کردیم (به طور مثال با سه بار ریست شدن المان، پرچم 'عدم وجود داده' چک می‌شد) و به محض گرفتن پاسخ از سخت‌افزار، روال تست ادامه می‌یابد.

چالش ۵

در حین انجام تست‌های روی میز[6] ماهواره، لازم بود طبق برنامه گانت، تست‌های مربوط به پردازش/ نرم‌افزار در حلقه[7] نیز انجام شود. از آنجاکه تست‌های روی میز ماهواره در بازه زمانی حساسی بود و باید به ناظرین تحویل داده می‌شد و امکان متوقف کردن کار وجود نداشت، تصمیم گرفته شد یک بستر جداگانه برای تست‌های پردازش/ نرم‌افزار در حلقه در نظر گرفته شود. این کار با اعمال تغییرات جزیی روی برد ارزیابی[8] صورت گرفت و یک بستر جداگانه برای این تست در نظر گرفته شد.

راهکار ارائه شده چالش ۵

با اعمال تغییرات جزیی روی برد ارزیابی، یک بستر کامپیوتر روی‌برد، نرم‌افزار روی‌برد و ایستگاه زمینی ایجاد شد تا بتوان تست‌های پردازش/ نرم‌افزار در حلقه را جداگانه انجام داد.

درس آموخته ۵

به دلیل سرعت بخشیدن به تست‌های ماهواره پارس یک، تصمیم گرفته شد، یک بستر جداگانه برای تست پردازش/ نرم‌افزار در حلقه و یک بستر دیگر برای تست‌های روی میز ماهواره ایجاد شود تا به صورت موازی هر یک از این تست‌ها به طور جداگانه انجام شود. در واقع، هدف "ایجاد یک بستر موازی برای تست‌های هم‌زمان و موازی بستر پردازش/ نرم‌افزار در حلقه و بستر روی میز ماهواره" است. با ایجاد تغییرات جزیی در نرم‌افزار روی برد ماهواره و بارگذاری آن روی برد ارزیابی، بستر جداگانه‌ای برای تست‌های پردازش/ نرم‌افزار در حلقه ایجاد شد. این کار در مدیریت بهینه زمان بسیار تأثیرگذار بود.

1 FDIR
2 FD
3 No Data
4 Sample Rate
5 HK Rate
6 Flat
7 Processor In-the- Loop(PIL)
8 Evaluation Board

۵- دستاوردها

دستاورد ۱

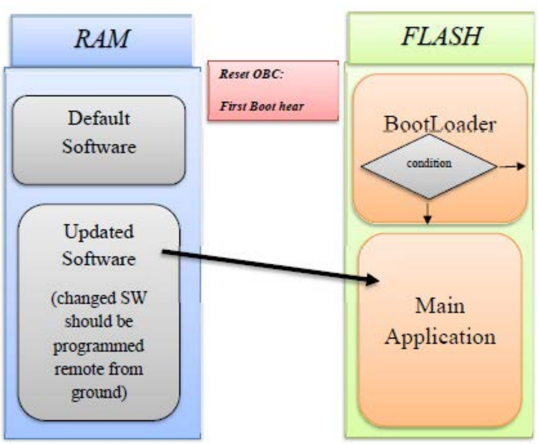
با توسعه نهایی نرم‌افزار روی‌برد ماهواره پارس یک مطابق با الزاماتی که از طرف تیم ناظر ارائه شد، این امکان و قابلیت در ماهواره پارس یک وجود دارد که بتوان برای یک ساختار داده[۱] مشخص در یک زمان مشخص (تاریخ و ساعت مشخص) به مدت سه روز متوالی، داده‌های HK آن ساختار داده در فایلی ذخیره شود. به عبارتی امکان ذخیره‌سازی تا سه روز برای داده‌های HK ماهواره پارس یک وجود دارد. از آنجاکه چنین قابلیت و امکانی در ماهواره‌های توسعه یافته در پژوهشکده تا به اینجا دیده نشده است، می‌توان به این قابلیت به عنوان یک دستاورد مهم و کلیدی در ماهواره پارس یک اشاره کرد.

دستاورد ۲

یکی دیگر از قابلیت‌های توسعه داده شده در نرم‌افزار روی برد ماهواره پارس یک، آپلود نسخه بهبود یافته و بهینه شده همراه با افزودن قابلیت‌های جدید با عنوان به‌روزرسانی شده از طرف کاربر زمینی از سمت زمین، به صورت ریموت در ماهواره قرار گرفته در مدار است. بدین ترتیب می‌توان یک فایل باینری که شامل نسخه جدیدی[۲] از نرم‌افزار روی برد ماهواره است را از ایستگاه زمینی به ماهواره ارسال کرد (آپلود نرم افزار).

نکته مهم‌تر اینکه این امکان بر مبنای سرویس شماره ۱۳ (Large Data Service) پروتکل PUS[3] در استاندارد ECSS پیاده‌سازی و تست شده است (البته ناگفته نماند که به طور کلی نرم‌افزار ماهواره پارس یک بر مبنای سرویس‌های همین پروتکل PUS در استاندارد ECSS توسعه یافته و این موضوع هم یکی از مشخصات بارز و کلیدی این ماهواره است).

در واقع هدف از این پیاده‌سازی این سرویس، به نحوی مدیریت حافظه است، بدین ترتیب که نسخه جدید نرم‌افزار که قرار است در حافظه فلش ماهواره بنشیند، ابتدا در حافظه MRAM (در آدرس مخصوص) نوشته شده و سپس به حافظه فلش منتقل می‌شود (در فلش کپی می‌شود). بعد از اتمام انتقال نرم‌افزار در فلش، بعد از یک بار ریست شدن نرم‌افزار فلش، از راه‌انداز نرم‌افزار یا بوت لودر بالا می‌آید و نرم‌افزار بخش اصلی[۴] فلش اجرا می‌شود که شامل همان نرم‌افزار به‌روز شده است. این پروسه از سمت ایستگاه زمینی با روال زیر توسط کاربر زمینی انجام می‌شود: ذخیره نرم‌افزار به روز شده در فضای آدرس مشخصی از حافظه MRAM با قابلیت اطمینان بالا، انتخاب نرم‌افزار اصلی اولیه[۵] یا به‌روز شده توسط کاربر زمینی به منظور اجرای آن در فلش، اجرای نرم‌افزار راه‌انداز یا بوت لودر بعد از ریست کامپیوتر روی برد (OBC)[۶]، انتقال نسخه نرم‌افزار به‌روز شده از حافظه MRAM به حافظه فلش[۷]. از آنجاکه چنین قابلیت و امکانی در ماهواره‌های توسعه یافته در پژوهشکده تا به اینجا دیده نشده است، می‌توان به این قابلیت نیز به عنوان یک دستاورد مهم و کلیدی در ماهواره پارس یک اشاره کرد.



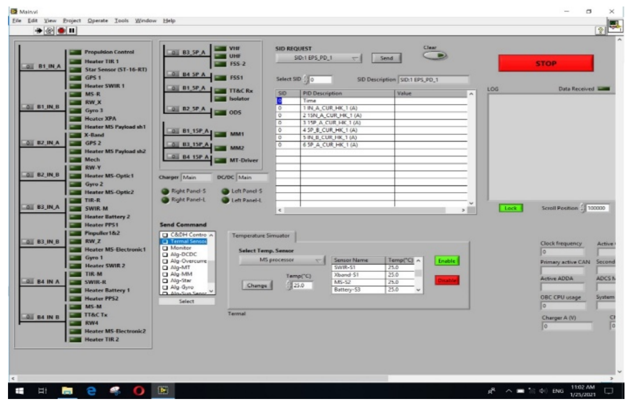
شکل ۳. نحوه ذخیره‌سازی و اجرای نرم‌افزار روی حافظه فلش و RAM کامپیوتر روی‌برد ماهواره پارس

دستاورد ۳

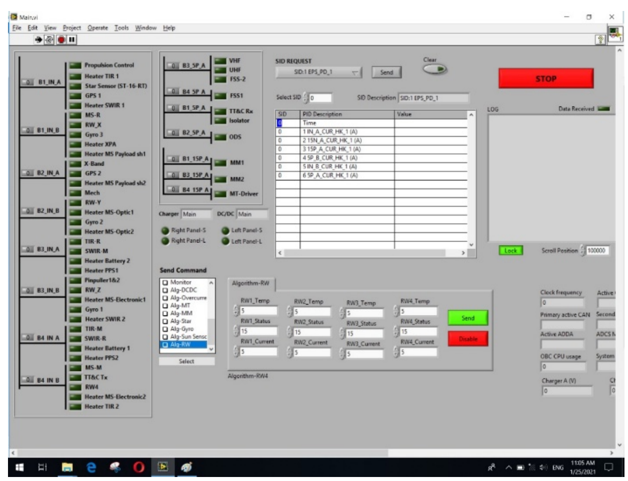
یکی دیگر از قابلیت‌های توسعه یافته در نرم‌افزار روی برد ماهواره پارس یک، تهیه یک بستر تست به منظور تزریق خرابی یا

1 Structure Identification
2 Updated Version
3 Packet Utilization Standard
4 Main
5 Default
6On Board Computer
7 FLASH

خطا برای تست الگوریتم‌های تشخیص خرابی زیرسیستم‌ها است که با تعامل بین توسعه دهنده نرم‌افزار روی برد و توسعه دهنده نرم‌افزار تستر ماهواره انجام شد (به طور مثال برای چک کردن الگوریتم تشخیص خرابی حرارت، پنل تزریق خرابی را در نرم‌افزار تستر ایجاد کردیم و از طریق آن الگوریتم تشخیص خرابی حرارت را صحه‌گذاری کردیم). توسعه این قابلیت کمک بسیار زیادی به تیم نرم‌افزار و سیستم، در طول پروسه کامل تست نرم‌افزار روی برد ماهواره پارس یک کرد. نقش کلیدی این توسعه باعث شد که به عنوان یک دستاورد در پروژه دیده شود.



شکل ۴. نمایی از نرم‌افزار تستر ماهواره پارس یک



شکل ۵. نمایی دیگر از نرم‌افزار تستر ماهواره پارس یک

۵- نتیجه‌گیری

نرم‌افزار روی‌برد ماهواره به تنهایی گستردگی و پیچیدگی‌های خاص خود را دارد که مستلزم تلاش و پشتکار و دقت زیاد افراد تیم است. در طول فرایند طراحی، پیاده‌سازی و تست نرم‌افزار روی‌برد ماهواره پارس یک، مباحث و نکات زیادی استخراج شد که لازم است سند مفصلی در این مورد تهیه شود. با این وجود، مقاله حاضر سعی بر آن داشت تا به ارائه خلاصه‌ای از درس آموخته‌ها و دستاوردهای حین تست که نسبت به بقیه موارد مهم‌تر و چالشی‌تر بوده‌اند، بپردازد. به یقین، استفاده از این تجربیات و درس آموخته‌ها کمک بسیار زیادی در هموار کردن مسیر برای پروژه‌های آینده خواهد کرد.

مراجع

[1] J. Eickoff, OnBoard Computers, OnBoard Software and Satellite Operations, ‘Springer Aerospace Technology’ 2012.

[2] J. Eickhoff, The FLP Microsatellite Platform, Flight Operations Manual, ‘Springer Aerospace Technology 2016’

[3] A Comparative survey on flight software frameworks for ‘new space nanosatellite missions’, J. Aerosp. Technol.Manag.,Sao Jose campos, v11,e4619,2019.

[4] essr.esa.int/project/osra-onboard-software-reference-architecture,updated on 2021.

[5] New Concepts for onboard software development, 2022.

[6] Pars1 OBSW Source Code- Final Version

2019.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 158-170
2022

DOI:
10.22034/jssta.2023.374805.1101

Article Info

Received: 2023-2-5
Accepted: 2022-1-11

Keywords

Space capsule shell, Sensitivity analysis, Response surface method, Two-objective optimization, Genetic algorithm.

How to Cite this article

Hassan Naseh, Hadiseh , Karimaei, Mohammad Lesani, “Two-Objective Structural Optimization of Space Capsule with Thin-Walled Cylindrical Approximation” *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 158-170, 2023.

Original Article

Two-Objective Structural Optimization of Space Capsule with Thin-Walled Cylindrical Approximation

Hassan Naseh[1], Hadiseh Karimaei[2*], Mohammad Lesani[3]

1. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran
2, *. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran, karimaei@ari.ac.ir, Corresponding author
3. Ph. D student, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

Abstract

In this paper, the structural optimization of a space capsule has been discussed by approximating a thin-walled cylindrical shell with a certain length under the axial compression force and constant lateral pressure. Design variables include the outer diameter and cylinder thickness. The purpose of optimization is to minimize the mass and maximize the frequency of the first vibration shape mode of the cylinder. The design constraints include the buckling load multiplier (buckling safety factor) above 1.5 and Von Mises stress below 100 MPa. In this article, first, according to the permissible limits of the design variables, a design of experiment (DOE) and then a sensitivity analysis was carried out to check the sensitivity of the objective functions and constraints to the design variables. After numerically solving the output values with the help of Ansys software and preparing the response surface, the optimal design point has been identified with the help of the two objectives optimization Genetic algorithm. Then, with the numerical simulation of the optimal point, the accuracy of the values obtained from the response surface method was checked and their accuracy was confirmed. The results show that at the selected design point, Von Mises stress becomes less than its allowed value, i.e. 100 MPa, and also the buckling load factor is more than twice its minimum allowed value. However, this point has the smallest distance from the origin and the optimum point has been chosen as the knee point.

مقاله پژوهشی

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علــوم، فــناوری و
کاربردهــای فضــایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۱۷۰-۱۵۸
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/jssta.2023.374805.1101

بهینه‌سازی دوهدفه سازه‌ای کپسول فضایی با تقریب استوانه جدار نازک

حسن ناصح[۱]، حدیثه کریمایی[۲*]، محمد لسانی[۳]

۱. استادیار پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری
۲،*. استادیار پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، karimaei@ari.ac.ir (نویسنده مسئول)
۳. دانشجوی دکتری پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری

چکیده

در این مقاله به بهینه‌سازی سازه‌ای کپسول فضایی با تقریب یک پوسته استوانه‌ای جدار نازک با طول مشخص و تحت نیروی محوری فشاری و فشار جانبی ثابت پرداخته شده است. متغیرهای طراحی شامل قطر بیرونی و ضخامت استوانه است. اهداف بهینه‌سازی، کمینه‌سازی جرم و بیشینه‌سازی فرکانس مود اول ارتعاشاتی استوانه است. قیود طراحی شامل ضریب بار کمانش (ضریب اطمینان کمانش) بالای ۱.۵ و تنش فون‌میسز زیر ۱۰۰ مگاپاسکال است. در این مقاله، ابتدا با توجه به حدود مجاز متغیرهای طراحی، یک طراحی آزمایش و سپس تحلیل حساسیت صورت پذیرفته تا میزان حساسیت توابع هدف و قیود نسبت به متغیرهای طراحی بررسی شود. بعد از حل عددی مقادیر خروجی به کمک نرم‌افزار انسیس و تهیه سطح پاسخ، نقطه بهینه طراحی به کمک الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک دو هدفه شناسایی شده است. در ادامه، با شبیه‌سازی عددی نقطه بهینه، صحت مقادیر به دست آمده از روش سطح پاسخ بررسی شده و دقت آن‌ها تایید شده است. نتایج نشان می‌دهد که در نقطه طراحی انتخاب شده، تنش فون‌میسز کم‌تر از مقدار مجاز خود یعنی ۱۰۰ مگاپاسکال می‌شود. هم‌چنین ضریب بار کمانشی بیش از دو برابر مقدار حداقلی مجاز خود به دست می‌آید. با این وجود، این نقطه کم‌ترین فاصله از مبدا را داشته و نقطه زانویی به عنوان نقطه بهینه انتخاب شده است.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۰۸

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۱/۱۶

واژه‌های کلیدی

پوسته کپسول فضایی، تحلیل حساسیت، روش سطح پاسخ، بهینه‌سازی دوهدفه، الگوریتم ژنتیک

نحوه استناد به این مقاله

حسن ناصح، حدیثه کریمایی، محمد لسانی ، "بهینه‌سازی دوهدفه سازه‌ای کپسول فضایی با تقریب استوانه جدار نازک". *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۱۷۰-۱۵۸، ۱۴۰۱.

۱-مقدمه

پوسته استوانه‌ای جدار نازک یکی از سازه‌های پرکاربرد در علوم مهندسی به خصوص در مهندسی هوافضا است. برای مثال، بدنه حامل‌های ماهواره‌بر و حامل‌های فضایی از این نوع سازه‌ها هستند. کپسول‌های فضایی سرنشین‌دار نیز از سازه‌های جدار نازک تقویت شده ساخته می‌شوند. در طراحی سازه‌ها، اغلب مهندسان به‌دنبال کم کردن وزن سازه هستند چراکه کاهش وزن هزینه‌های عملکردی محصولات را کاهش خواهد داد. برای مثال، هر چه وزن سازه بدنه یک حامل فضایی سبک‌تر باشد، هزینه ارسال به فضا کم‌تر خواهد شد. از طرفی، طراحان سازه علاقه‌مند هستند که فرکانس‌های سازه و به ویژه فرکانس مود اول ارتعاشاتی بیشینه باشد تا سازه در محیط‌های کاری ارتعاشاتی دچار تشدید نشود. از طرفی، سازه طراحی شده باید توانایی تحمل بارهای وارده را نیز داشته باشد. به عبارتی هیچ نقطه از سازه نباید به نقطه تسلیم برسد. در سازه‌های تحت نیروی فشاری، یکی از پدیده‌های مهم، پدیده کمانش است که باعث ناپایداری سازه شده و عملکرد سازه را مختل می‌کند. پس معیار کمانش نیز باید به عنوان یک معیار طراحی برای این سازه‌ها بررسی شود. در ادامه، به مروری از تحقیقات گذشته در این حوزه پرداخته می‌شود.

نعیم[۱] و شارما[۲] [۱] به پیش‌بینی فرکانس‌های طبیعی برای پوسته‌های استوانه‌ای دایره‌ای جدار نازک پرداختند. در مقاله آنها یک روش تحلیلی برای مطالعه ویژگی‌های ارتعاشات آزاد پوسته‌های استوانه‌ای دایره‌ای نازک ارائه شده است. برای مدل‌سازی وابستگی مودال محوری، توابع چندجمله‌ای ریتز[۳] در نظر گرفته شده و از رویکرد تغییری ریلی- ریتز[۴] برای فرمول‌بندی مسئله استفاده شده است. تأثیر برخی از شرایط مرزی رایج، نظیر تکیه‌گاه گیردار و غیرگیردار و هم‌چنین اثرات تغییرات پارامترهای پوسته بر فرکانس‌های ارتعاشات مورد بررسی قرار گرفته و توافق بسیار خوبی بین نتایج تحلیل و نتایج تجربی موجود به دست آمده است. الذهبی[۵] [۲] فرکانس‌های طبیعی بدنه زیردریایی را به وسیله ضخامت محلی کنترل کرد. در این مقاله، طول بدنه به قسمت‌های مساوی تقسیم و سپس ضخامت هر بخش برای رسیدن به فرکانس طبیعی مورد نظر بهینه‌سازی شده است. تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول و روش اجزای محدود برای تخمین فرکانس‌های طبیعی و از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی کسر حجمی مواد استفاده شده است. برای نشان دادن روش پیشنهادی، دو مسئله بهینه‌سازی ارائه شده است. هدف اولی، به حداکثر رساندن فرکانس اساسی یک پوسته استوانه‌ای با بهینه‌سازی کسر حجمی مواد است. در مسئله دوم، سعی شده توزیع مواد بهینه را پیدا کند که فاصله بین دو فرکانس طبیعی مجاور را به حداکثر برساند. مثال‌های بهینه‌سازی نشان می‌دهند که ساخت پوسته‌های استوانه‌ای یک تکنیک مفید برای بهینه‌سازی فرکانس‌های طبیعی آن‌ها است. ناصرخانی[۶] و همکاران [۳] به تاثیر تغییر ضخامت پیوسته در طول یک پوسته استوانه‌ای، بر روی اولین فرکانس طبیعی متقارن محوری پرداختند. معادله حرکت برای پوسته با ضخامت ثابت بر اساس تئوری پوسته کلاسیک با استفاده از اصل همیلتون[۷] استخراج شده است. فرکانس طبیعی برای پوسته‌های استوانه‌ای با ضخامت متغیر با استفاده از روش اجزای محدود با استفاده از نرم‌افزار انسیس تعیین می‌شود. نتایج مقایسه شده و تأثیر پارامترهای هندسی مختلف مانند طول، ضخامت و شعاع بر فرکانس طبیعی مورد بحث قرار گرفته است. محدوده خاصی برای پارامترهای هندسی تعیین شده که در آنها تفاوت معناداری بین پوسته‌های با ضخامت ثابت یا متغیر وجود ندارد. پوسته‌های استوانه‌ای با ضخامت متغیر، توزیع تنش و کرنش و وزن بهینه‌تری در مقایسه با پوسته‌های با ضخامت ثابت دارند.

باقری[۸] [۴] و همکاران یک مساله چندهدفی به منظور بیشینه‌سازی فرکانس اصلی و کمینه‌سازی وزن پوسته استوانه‌ای با استفاده از رینگ‌های تقویت‌کننده را بررسی کردند. در مقاله وی، از روش الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی چند هدفه پوسته‌های استوانه‌ای تقویت شده استفاده شده است. توابع هدف حداکثر فرکانس اساسی و حداقل وزن ساختاری پوسته را تحت چهار محدودیت شامل فرکانس اساسی، وزن سازه، بار کمانش

1 Naeem
2 Sharma
3 Ritz polynomial functions
4 Rayleigh Ritz
5 Alzahabi
6 Nasrekani
7 Hamilton’s principle
8 Bagheri

محوری و بار کمانش شعاعی جستجو می‌کنند. فرایند بهینه‌سازی شامل شش متغیر طراحی شامل ضخامت پوسته، تعداد تقویت‌کننده‌ها، عرض و ارتفاع تقویت‌کننده‌ها، ترتیب توزیع خارج از مرکز تقویت‌کننده‌ها و ترتیب توزیع فاصله آنها است. نتایج نشان می‌دهد که کاهش شدید و افزایش در وزن سازه و فرکانس اساسی را می‌توان با انتخاب پارامترها و توزیع‌های هندسی مناسب تقویت‌کننده ها به طور هم‌زمان به دست آورد. علاوه بر این، مقادیر مرزی متغیرهای طراحی تأثیر زیادی بر نتایج بهینه دارند. مهربانی[۱] و همکاران [۵] به بیشینه‌سازی نسبت فرکانس اصلی به وزن پوسته استوانه‌ای با استفاده از رینگ‌ها و تقویت‌کننده‌های طولی پرداختند. توافق خوبی در انواع مختلف نتایج از جمله پوسته‌های همسان‌گرد، پوسته‌های چندلایه دورانی، پوسته‌های همسان‌گرد تقویت‌شده و پوسته‌های چندلایه تقویت‌شده مشاهده شده است. سپس، بهینه‌سازی پارامترهای ناشی از پوسته و تقویت‌کننده‌ها با روش الگوریتم ژنتیک تحت محدودیت وزن و فرکانس انجام شده است. صادقی‌فر[۲] و همکاران [۶] به مطالعه بیشینه‌سازی بار کمانش بحرانی و کمینه‌سازی وزن پوسته‌های استوانه‌ای تقویت شده متعامد پرداختند. بلرادی[۳] و همکاران [۷] از سازه‌های شبکه کامپوزیتی ناهمگن در ساخت پوسته‌های استوانه‌ای مدور به منظور بهینه‌سازی بار کمانش بحرانی با قیود استحکام و سختی استفاده کردند. هو[۴] و تسای[۵] [۸] به بیشینه‌سازی فرکانس اصلی برای پوسته‌های استوانه‌ای با و بدون برش پرداختند که مساله بهینه‌سازی با استفاده از روش مقطع طلایی حل شد. اثرات قابل توجه ضخامت پوسته، طول پوسته، برش و شرایط انتهایی بر روی حداکثر فرکانس‌های اساسی و جهت‌گیری‌های فیبر بهینه مرتبط نشان داده شد.

کوید[۶] و لوئرسون[۷] [۹] از الگوریتم بهینه‌سازی کلونی مورچه‌ها[۸] برای بیشینه‌کردن فرکانس اصلی استفاده کردند. این مقاله به دنباله توالی بهینه انباشتگی پوسته‌های کامپوزیت استوانه‌ای چندلایه با هدف به حداکثر رساندن فرکانس اساسی آنها با استفاده از این رویکرد می‌پردازد. الگوریتم کلونی مورچه‌ها در پلتفرم متلب پیاده‌سازی شد و برای محاسبه پاسخ ساختاری به نسخه آکادمیک آباکوس متصل شد. تریاس[۹] و همکاران [۱۰] به بررسی بیشینه‌سازی فرکانس اصلی با استفاده از فرمول‌بندی کران پرداختند. میلر[۱۰] و زیمیانسکی[۱۱][۱۱-۱۲] به بیشینه‌سازی فرکانس اصلی و فاصله بین دو فرکانس طبیعی متوالی با استفاده از الگوریتم ژنتیک[۱۲] در ترکیب با شبکه‌های عصبی پرداختند. آن‌ها هم‌چنین به بهینه‌سازی رفتار دینامیکی پوسته‌های استوانه‌ای جدار نازک با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک و شبکه‌های عصبی عمیق با پشتیبانی شناسایی شکل مودها پرداختند. جینگ[۱۳] [۱۳] از الگوریتم جستجوی جایگشت متوالی برای بیشینه‌سازی فرکانس اصلی استفاده کرد. با استفاده از چندجمله‌ای متعامد در توابع مجاز، روش ریتز برای انجام تحلیل ارتعاشات برای پوسته‌های استوانه‌ای کامپوزیت چندلایه توسعه داده شده است. هم‌چنین همگرایی و دقت روش ریتز با نتایج قبلی قابل مقایسه و تأیید است. رویکردهای متفاوت بهینه‌سازی نظیر الگوریتم ژنتیک و غیره را نیز با هم مقایسه نمود.

با توجه به بررسی پژوهش‌های قبلی، در طراحی سازه، به منظور پیش‌بینی تحمل سازه در برابر بارهای کمانشی و هم‌چنین تخمین اولین فرکانس‌های سازه، بهره‌گیری از تقریب استوانه جدار نازک و مدل‌سازی و تحلیل آن در فرایند طراحی، امری رایج است. در مقاله حاضر، یک استوانه جدار نازک آلومینیومی به عنوان تقریبی از سازه یک کپسول فضایی بررسی شده است. کپسول‌های فضایی طی حرکت خود در مسیر ماموریت تحت بارگذاری‌های مختلف سازه‌ای قرار می‌گیرند. این بارگذاری‌ها شامل فشار آیرودینامیک، شتاب‌های اینرسی و غیره است. در این مقاله سعی شده تا نیروهای مذکور در قالب دو نیروی محوری و فشار عرضی به سازه وارد شود. طول استوانه ۲ متر در نظر گرفته شده تا تقریب مناسبی از کپسول‌های فضایی باشد. قطر و ضخامت پوسته استوانه‌ای نیز به‌عنوان متغیر طراحی لحاظ شده است. صورت

1 Mehrabani
2 Sadeghifar
3 Belradi
4 Hu
5 Tsi
6 Koide
7 Luersen
8 Ant colony optimization algorithm (ACO)
9 Trias
10 Miller
11 Ziemianski
12 Genetic Algorithm
13 Jing

مسئله بهینه‌سازی عبارت است از، پیدا کردن قطر و ضخامت پوسته به‌نحوی که تابع جرم کل سازه، کمینه و تابع فرکانس اول ارتعاشاتی آن بیشینه شود. از طرفی، قیود مسئله شامل بیشینه تنش معادل فون‌میسز سازه کم‌تر از ۱۰۰ مگاپاسکال (با فرض لحاظ ضریب اطمینان حداقل ۲.۵ برای جنس مذکور) و ضریب بار کمانشی سازه حداقل ۱.۵ است. در این پژوهش، توابع هدف و قیود مسئله با استفاده از روش سطح پاسخ[1] تعیین شده‌اند. هم‌چنین سطح پاسخ با استفاده از روش طراحی آزمایش[2] و حل مسئله در تعداد محدودی از نقاط با روش اجزای محدود صورت پذیرفته است. استفاده از این روش و توابع هدف و قیود هم‌زمان در نظر گرفته شده در این مقاله، وجه تمایز پژوهش حاضر با پژوهش‌های پیشین است.

۲- فرمول‌ها و روابط

مسئله بهینه‌سازی مورد نظر عبارت است از پیدا کردن قطر بیرونی D[3] و ضخامت پوسته استوانه‌ای t[4] به نحوی که تابع جرم $M(X)$[5] کمینه و تابع فرکانس $f(X)$[6] بیشینه شود. ضمناً بیشینه مقدار تابع تنش معادل فون‌میسز $S(X)$[7] کم‌تر از ۱۰۰ مگاپاسکال باشد. ضریب بار کمانشی LM[8] سازه نیز بیش‌تر از ۱.۵ باشد. فرم ریاضی مسئله بهینه‌سازی مذکور در رابطه (۱) نشان داده شده است. رابطه تنش فون‌میسز[9] با مولفه‌های تانسور تنش نیز در رابطه (۲) آمده است. با توجه به چالش قابلیت ساخت استوانه مذکور که از طریق فرایند نورد ورقه آلومینیومی ۵۰۸۳ انجام می‌شود، ضخامت ورق فقط می‌تواند اعداد صحیح مثبت را به خود بگیرد. از این‌رو، متغیر ضخامت یک متغیر گسسته در مسئله بهینه‌سازی مذکور است. لازم به‌ذکر است که با ضرب یک منفی در تابع فرکانس، مسئله از بیشینه‌سازی به کمینه‌سازی تبدیل شده است.

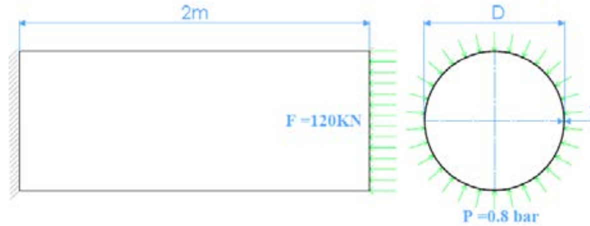
$$\begin{aligned}
&Find\ \ X=\begin{Bmatrix} D \\ t \end{Bmatrix} \text{ which minimize } M(X), -f(x) \\
&\text{s.t } \ S(X)\le 100MPa \text{ , LM} \ge 1.5 \qquad (۱)\\
&400\le D\le 1200 \text{ mm , } t=\{3,4,5,6,7,8,9\} \text{ mm}
\end{aligned}$$

$$\sigma_v=\sqrt{\begin{aligned}&\frac{1}{2}[(\sigma_{11}-\sigma_{22})^2+(\sigma_{22}-\sigma_{33})^2+(\sigma_{33}-\sigma_{11})^2\\ &+6({\sigma_{12}}^2+{\sigma_{23}}^2+{\sigma_{31}}^2)]\end{aligned}} \qquad (۲)$$

۳- مدل هندسی

در شکل (۱)، هندسه استوانه جدار نازک تحت نیروی محوری فشاری ۱۲۰ کیلو نیوتنی و فشار جانبی ۰.۸ باری با تکیه‌گاه یک-سرگیردار نشان داده شده است. این بارگذاری نوعی است و بیانگر فشار آیرودینامیکی و نیروهای محوری کپسول سرنشین‌دار فضایی ساده‌سازی شده در فاز برگشت است. طول استوانه ۲ متر در نظر گرفته شده است. مشخصات جنس استوانه در جدول (۱) نشان داده شده است. لازم به‌ذکر است که چون فرایند تولید استوانه‌های جدار نازک فلزی به‌دلیل کاهش هزینه ساخت، عموماً نورد است، جنس انتخاب شده برای ورق بایستی قابلیت انجام این فرایند را داشته باشد. از این‌رو، جنس انتخاب شده، آلومینیوم ۵۰۸۳ است. اطلاعات ورودی برای حل مسئله بهینه‌سازی مذکور به‌کمک روش اجزای محدود استخراج شده است. المان در نظر گرفته شده برای مش‌بندی هندسه، المان پوسته[10] است که به صورت چهارضلعی[11] استفاده شده است. تعداد کل المان‌ها ۱۰۰۶۵۱ عدد و تعداد گره-ها[12] ۵۰۴۵۱ در نظر گرفته شده است. هم‌چنین، نوع حل‌گر تحلیل تنش، کمانش و مودال از نوع مستقیم[13] و نوع تحلیل سه-بعدی است.

1 Response Surface
2 Design of Experiment
3 Diameter
4 Thickness
5 Mass
6 Frequency
7 Von Mises Stress
8 Load Multiplier
9 Von Mises stress
10 Shell
11 Quadrilaterals
12 Nodes
13 Direct



شکل۱. هندسه استوانه مورد بررسی شامل شرایط مرزی و بارگذاری

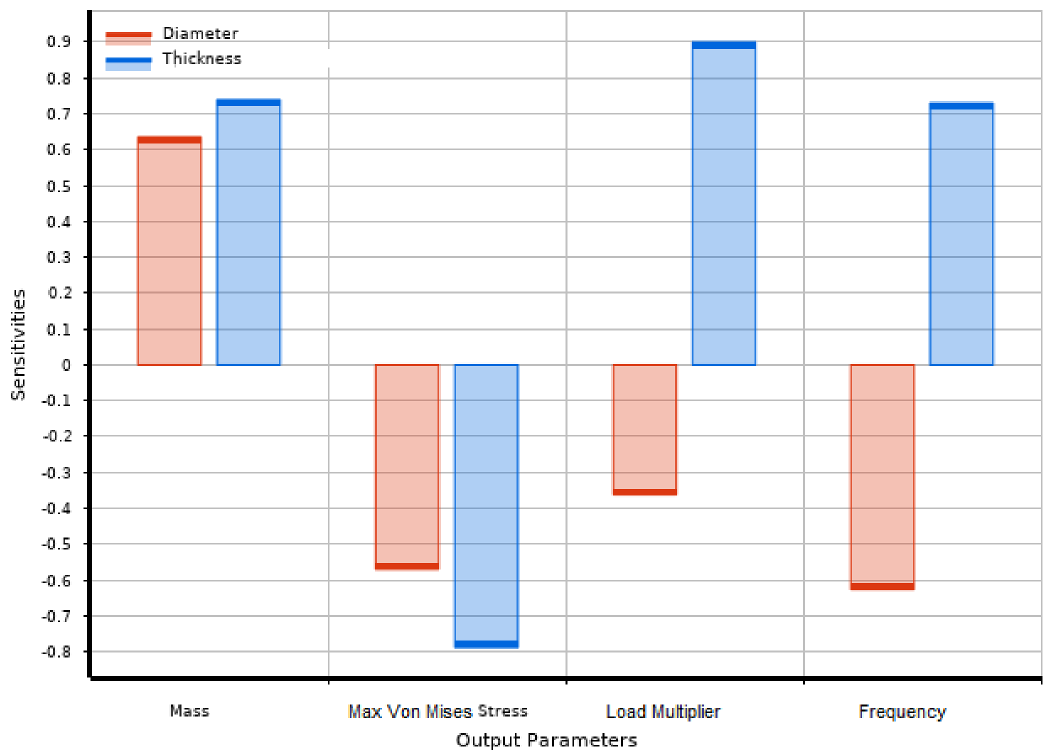
جدول ۱. مشخصات مکانیکی جنس استوانه

جنس	چگالی kg/m^3	ضریب پواسون	مدول الاستیسیته GPa	تنش تسلیم MPa
Al 5083	۲۶۵۰	۰/۳۳	۷۲	۲۵۹

۴- طراحی آزمایش، تحلیل حساسیت[۱] و ماتریس همبستگی[۲]

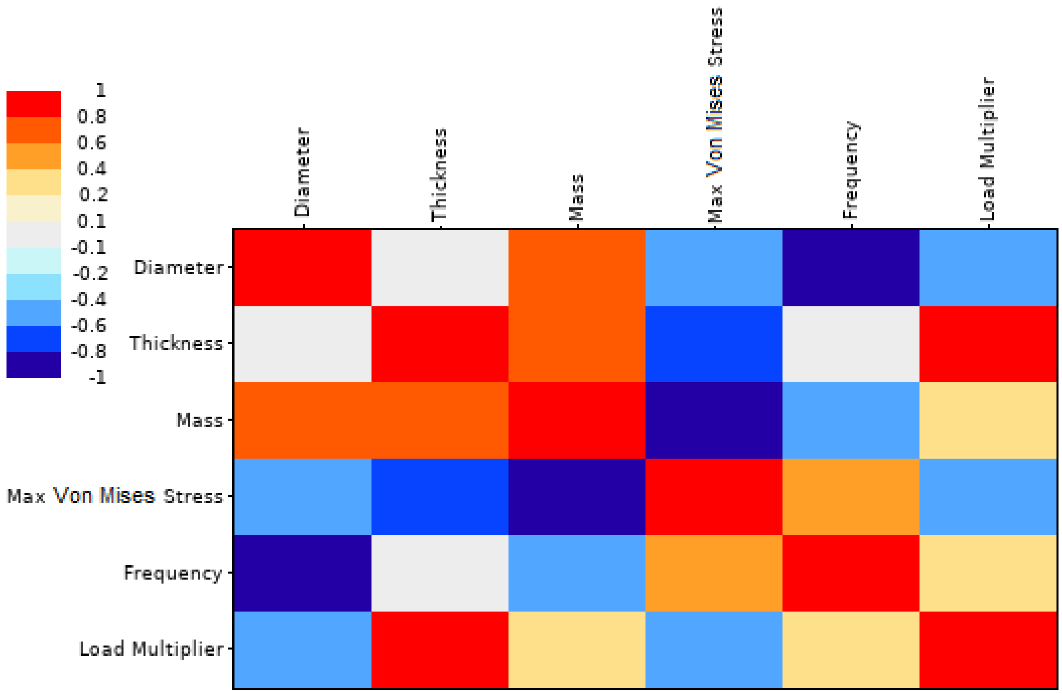
طراحی آزمایش یک رویکرد علمی است که به محققان اجازه کسب دانش برای فهم بهتر یک فرایند و هم‌چنین تعیین چگونگی تاثیر ورودی‌ها بر روی خروجی‌ها را می‌دهد و تعیین می‌کند که کدام ورودی‌ها بیش‌ترین تاثیر را بر روی خروجی‌ها دارند و چه مقدار از هر ورودی بهترین خروجی را حاصل می‌کند. یکی از روش‌های طراحی آزمایش، روش طراحی مرکب مرکزی[3] CCD است که در این مقاله از این روش برای طراحی آزمایشات استفاده شده است.

در تحلیل حساسیت، میزان حساسیت یک تابع نسبت به متغیرهای ورودی (طراحی) بررسی می‌شود. مقدار حساسیت می‌تولند عددی بین ۱- تا ۱+ را اتخاذ کند. مقدار مثبت، نشان دهنده رابطه مستقیم متغیر با تابع و مقدار منفی، نشان دهنده رابطه عکس است.



شکل۲. تحلیل حساسیت توابع هدف و قیود بر حسب متغیرهای طراحی

1 Sensitivity Analysis
2 Correlation Matrix
3 Central Composite Design



شکل ۳. ماتریس همبستگی ورودی‌ها و خروجی‌ها

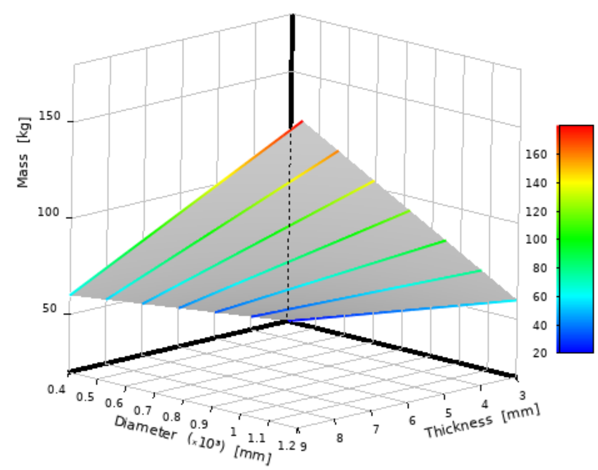
شکل (۲)، تحلیل حساسیت توابع هدف و قید نسبت به متغیرهای طراحی یعنی قطر و ضخامت پوسته استوانه‌ای را نشان می‌دهد. تحلیل حساسیت برای دو تابع هدف جرم و فرکانس، و دو تابع قید تنش فون‌میسز و ضریب بار کمانش نسبت به دو متغیر طراحی قطر و ضخامت استوانه بررسی شده است. با توجه به شکل (۲) مشخص است که دو متغیر ضخامت و قطر استوانه تاثیر تقریباً یکسانی بر روی تابع هدف جرم دارند. تابع هدف فرکانس با ضخامت پوسته رابطه مستقیم و با قطر استوانه رابطه عکس دارد. هم‌چنین مشهود است که تابع قید تنش فون‌میسز با هر دو متغیر نسبت معکوس دارد. از طرفی، تابع قید ضریب بار کمانش نیز با ضخامت پوسته رابطه مستقیم و با قطر استوانه رابطه عکس دارد و مقدار ضریب بار بسیار متاثر از ضخامت پوسته است. شکل (۳)، ماتریس همبستگی ورودی و خروجی‌های تحلیل را نشان می‌دهد. ماتریس همبستگی یک ماتریس متقارن است که در این مسئله شامل ۶ سطر و ۶ ستون است. مشاهده می‌شود که تعدادِ سطر و ستون‌ها برابر مجموع تعداد متغیرها و توابع است. هر کدام از خانه‌ها با عددی مشخص شده‌اند که در بازه منفی ۱ تا مثبت ۱ قرار دارند. اعداد منفی (کانتور آبی رنگ)، نشان‌دهنده رابطه معکوس و اعداد مثبت (کانتور قرمز رنگ)، نشان‌دهنده رابطه مستقیم هستند. هر چه این عدد کم‌تر باشد به این معنی است که دو متغیر به همدیگر وابستگی کم‌تری دارند و هر چه قدر این عدد بزرگ‌تر باشد، یعنی دو متغیر به همدیگر وابستگیِ بیش‌تری دارند. قطر این ماتریس برابر ۱ است زیرا هر متغیر با خودش طبیعتاً همبستگی حداکثری دارد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، متغیر ضخامت بیش‌ترین تاثیر را بر روی فرکانس و جرم استوانه دارد.

۵- استخراج سطح پاسخ

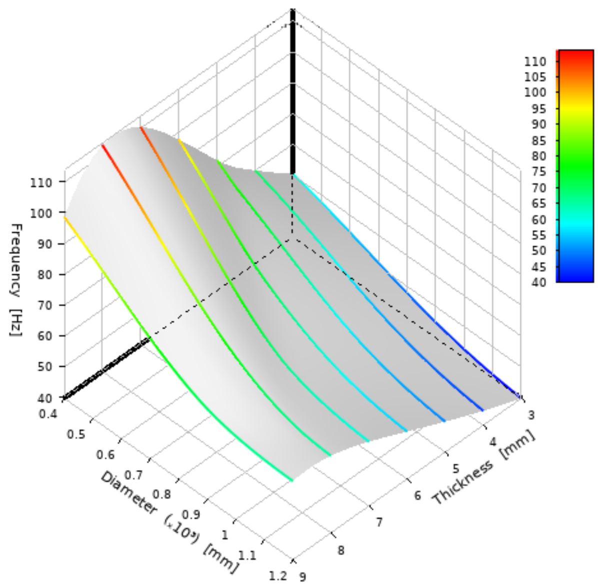
روش سطح پاسخ مجموعه‌ای از روش‌های ریاضی است که رابطه بین یک یا چند متغیر پاسخ را با چندین متغیر مستقل (ورودی) تعیین می‌کند. هدف از ایجاد سطح پاسخ، بهینه‌سازی پاسخ است. در این مقاله، برای حل مسئله بهینه‌سازی ابتدا با توجه به حدود متغیرهای طراحی یعنی قطر و ضخامت استوانه، به انجام طراحی آزمایشات و هم‌چنین تحلیل حساسیت پرداخته شده است. سپس، سطح پاسخ هر یک از توابع و قیود نسبت به

متغیرهای طراحی به‌دست آمده است. در ادامه، شکل (۴) سطح پاسخ جرم بر حسب قطر و ضخامت، شکل (۵) سطح پاسخ فرکانس اول ارتعاشاتی بر حسب قطر و ضخامت، شکل (۶) نمودار سطح پاسخ تنش معادل فون‌میسز بر حسب قطر و ضخامت و شکل (۷) نمودار سطح پاسخ ضریب بار کمانش بر حسب قطر و ضخامت استوانه را نشان می‌دهد. همان‌طور که از شکل (۴) مشهود است، تغییرات تابع جرم نسبت به دو متغیر طراحی خطی است که این امری بدیهی است، زیرا رابطه جرم استوانه نسبت به متغیرهای طراحی به شکل رابطه (۳) است. که در این رابطه L طول استوانه و ρ چگالی استوانه است. طول و چگالی استوانه ثابت هستند، پس رابطه مذکور خطی است و با افزایش هر کدام از متغیرهای طراحی، جرم استوانه افزایش پیدا می‌کند. با توجه به نمودار مشاهده می‌شود که جرم می‌تواند از حدود ۲۵ تا حدود ۱۶۰ کیلوگرم افزایش پیدا کند.

$$M = \rho \pi D t L \qquad (۳)$$



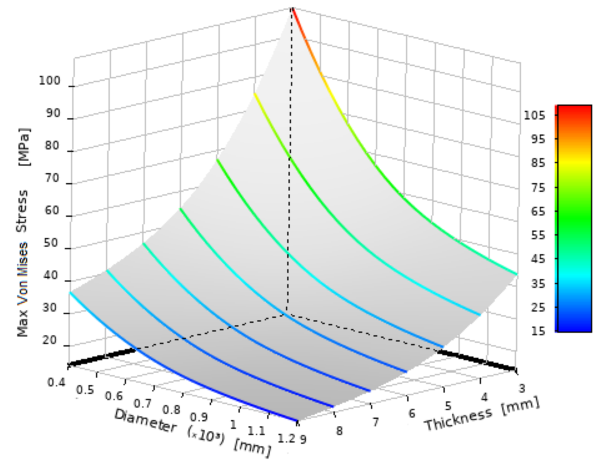
شکل۴. سطح پاسخ جرم بر حسب قطر و ضخامت



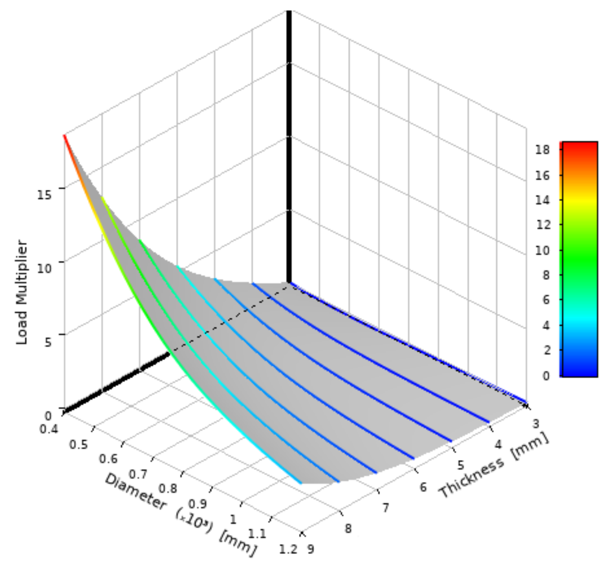
شکل۵. سطح پاسخ مود اول ارتعاشاتی بر حسب قطر و ضخامت

همان‌طور که از شکل (۵) مشهود است، نمودار سطح پاسخ فرکانس مود اول ارتعاشاتی استوانه با قطر استوانه رابطه معکوس دارد، یعنی با افزایش قطر، فرکانس کاهش می‌یابد. از طرفی، فرکانس با افزایش ضخامت از حدود ۳ تا ۷ میلی‌متر افزایش و بعد از آن ثابت یا کاهشی است. با توجه به سطح پاسخ نشان داده شده، فرکانس مذکور می‌تواند از حدود ۴۰ تا حدود ۱۱۰ هرتز افزایش پیدا کند.

با توجه به نمودار سطح پاسخ شکل (۶)، مشاهده می‌شود که با افزایش ضخامت و قطر استوانه، مقدار تنش معادل فون‌میسز کاهش می‌یابد. همچنین مشاهده می‌شود که سطح پاسخ تنش فون‌میسز در کم‌ترین مقدار ضخامت و کم‌ترین قطر استوانه به بیشینه خود یعنی حدود ۱۰۵ مگاپاسکال می‌رسد که این نیز یک پدیده بدیهی برای تنش است.



شکل۶. سطح پاسخ تنش فون‌میسز بر حسب قطر و ضخامت



شکل۷. سطح پاسخ ضریب بار کمانش بر حسب قطر و ضخامت

شکل (۷)، سطح پاسخ تغییرات مقدار ضریب بار کمانشی با دو متغیر طراحی یعنی قطر و ضخامت استوانه را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که ضخامت با ضریب بار کمانشی رابطه مستقیم دارد، یعنی با افزایش ضخامت، مقدار ضریب بار کمانشی افزایش پیدا می‌کند. هم‌چنین قطر استوانه با ضریب بار کمانشی آن رابطه معکوس دارد، به‌طوری که با افزایش قطر استوانه، ضریب بار کمانشی کاهش پیدا می‌کند.

۶- بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک دوهدفه

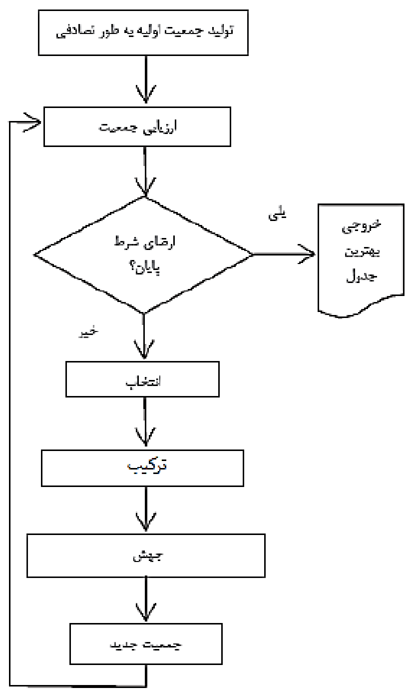
الگوریتم ژنتیک، خانواده‌ای از مدل‌های محاسباتی است که از مفهوم تکامل الهام گرفته شده است. الگوریتم‌های ژنتیک، الگوریتم‌های جستجو هستند که بر پایه مفاهیم انتخاب طبیعی و ژنتیک موجودات زنده بنا نهاده شده و پدید آمده‌اند تا برخی از فرآیندهای مشاهده شده در تکامل طبیعی را از طریق الگوریتم‌های کامپیوتری شبیه‌سازی کنند. مهم‌ترین گام‌های لازم برای پیاده‌سازی الگوریتم ژنتیک و انواع مختلف آن عبارتند از تولید جمعیت (اولیه) از جواب‌های یک مسأله، مشخص کردن تابع هدف، تابع برازندگی[1] و به کار گرفتن عملگرهای ژنتیک[2] برای ایجاد تغییرات در جمعیت جواب‌های مسأله. ارتباط تابع برازندگی با تابع هدف در رابطه (۴) بیان شده است. F(x) تابع برازندگی و f(x) تابع هدف در مسائل کمینه‌سازی است. عملگرهای ژنتیک شامل عملگرهای انتخاب[3]، ترکیب[4] و جهش[5] هستند. فلوچارت الگوریتم ژنتیک در شکل (۸) ارائه شده است.

$$F(x)=\frac{1}{1+f(x)} \qquad (۴)$$

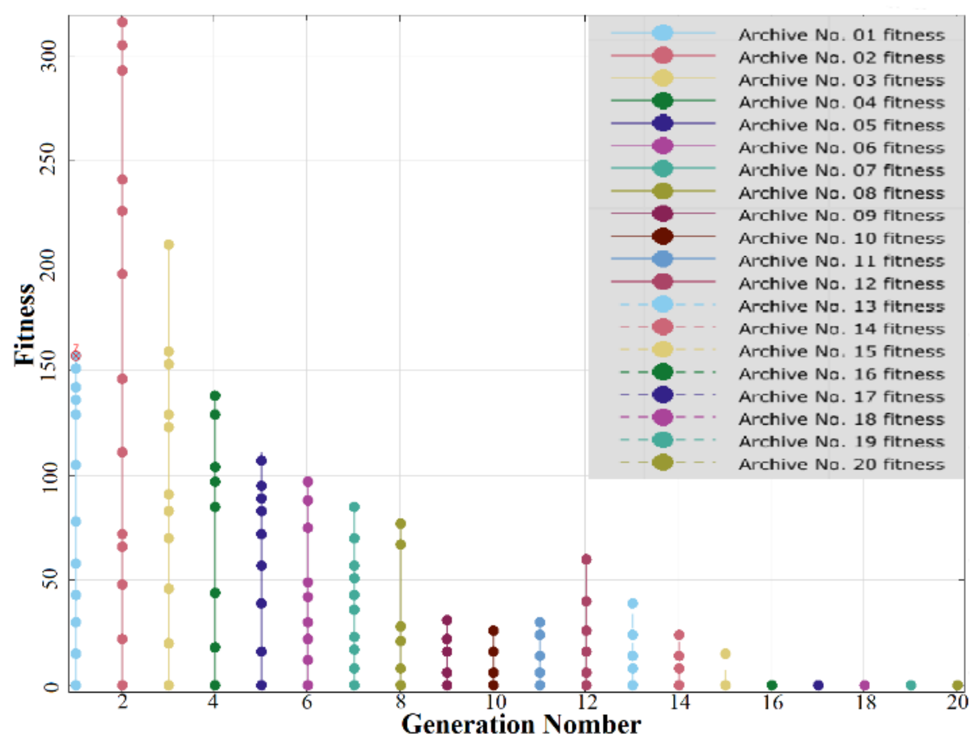
برای بهینه‌سازی استوانه مذکور و پیداکردن نقاط بهینه طراحی از الگوریتم ژنتیک دوهدفه استفاده شده است. در الگوریتم ژنتیک مذکور تعداد جمعیت اولیه ۲۰ عدد و تعداد نسل‌ها نیز ۲۰ عدد فرض شده است. هم‌چنین تعداد والدین ۱۰ عدد در نظر گرفته شده است. پارامتر احتمال ترکیب[6] ۵۰ درصد و نرخ جهش ۶۸ درصد در نظر گرفته شده است. تعداد کل نقاط بررسی شده در الگوریتم ۲۱۰ نقطه بوده است که ۱۷۷ عدد آن عملی بوده و در نهایت ۱۴ نقطه آن به‌صورت جبهه پارتو انتخاب شده است. هم‌چنین نمودار هم‌گرایی الگوریتم ژنتیک در شکل (۹) نشان داده شده است. در این نمودار، محور عمودی بهترین مقدار برازندگی در جمعیت را نشان می‌دهد و محور افقی شماره نسل را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، بهترین مقدار برازندگی در جمعیت در طی گذشت نسل‌ها به صفر رسیده و در نتیجه الگوریتم پس از گذشت ۲۰ نسل کاملا هم‌گرا شده است. هم‌چنین جبهه پارتو حاصل شده که شامل ۱۴ نقطه طراحی بهینه است،

1 Fitness
2 Genetic Operators
3 Selection
4 Crossover
5 Mutation
6 Crossover Probability

در نمودار شکل (۱۰) نشان داده شده است. مشخصات نقاط واقع بر این جبهه در جدول (۲) ارائه شده است. چنان‌چه بیان شد، در این مسئله بهینه‌سازی، هدف کمینه‌سازی جرم و بیشینه‌سازی فرکانس مود اول ارتعاشی سازه استوانه است. همان‌طور که از شکل (۱۰) مشخص است، جبهه پارتوی تشکیل شده شامل تمامی نقاطی است که به وسیله خطوط قرمز رنگ به‌هم متصل شده‌اند. تمامی این نقاط بهینه هستند و هیچ‌کدام بر دیگری برتری ندارند و هر کدام با توجه به صلاحدید طراح می‌توانند به عنوان نقطه طراحی انتخاب شوند. در نمودار مذکور، نقطه طراحی با کم‌ترین فاصله از مبدا می‌تواند به‌عنوان نقطه زانویی[1] و هم‌چنین به‌عنوان نقطه بهینه طراحی در نظر گرفته شود. مشخصات این نقطه در جدول (۳) ارائه شده است.

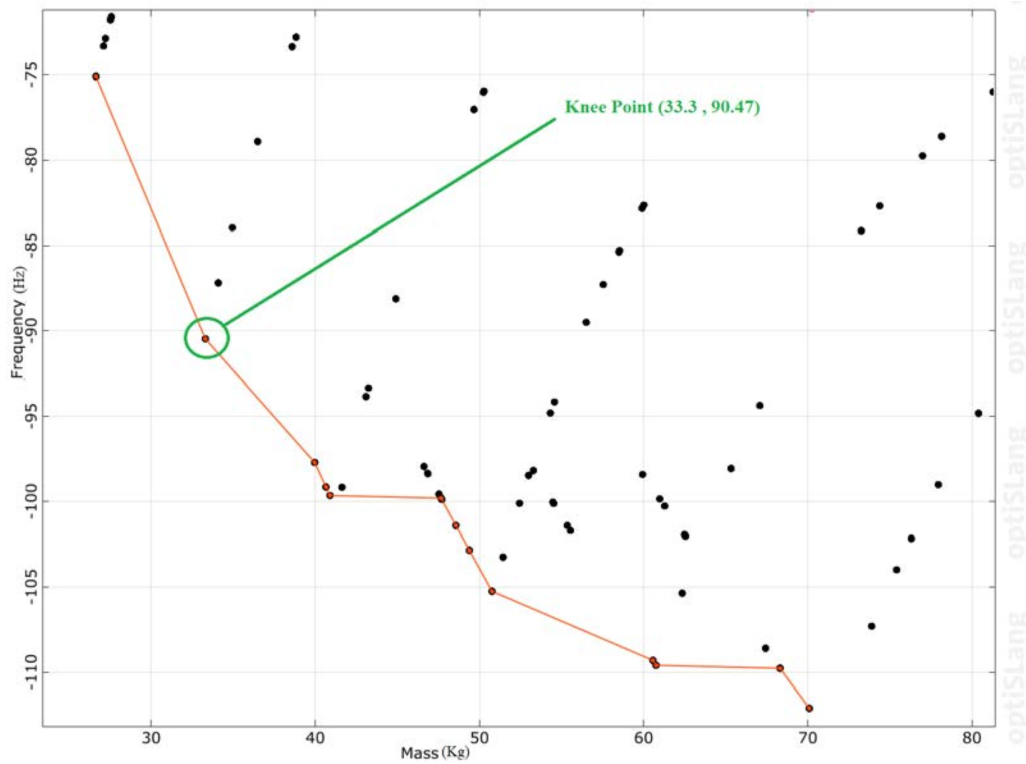


شکل۸. فلوچارت الگوریتم ژنتیک



شکل۹. نمودار هم‌گرایی الگوریتم ژنتیک طی گذشت ۲۰ نسل

1 Knee Point



شکل۱۰. جبهه بهینه پارتو طراحی

جدول۲. نقاط واقع بر جبهه پارتو

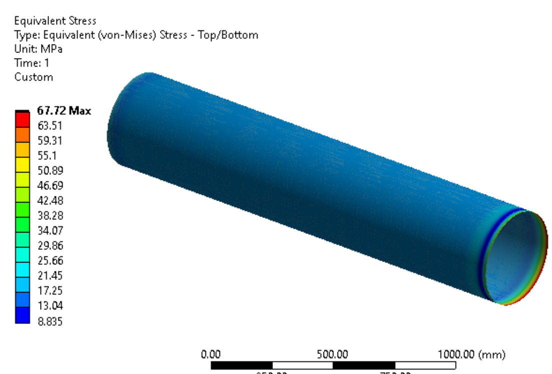
ضریب بار کمانش	تنش فون میسز (MPa)	ضخامت استوانه (mm)	قطر استوانه (mm)	فرکانس)(Hz	جرم)Kg(	شماره نقطه (از ۲۱۰ نقطه کل)	ردیف
۲.۱۸	۸۰.۱۷	۴	۴۰۰	۷۵.۱۱	۲۶.۶۴	۲۰۴	۱
۳.۹۴	۶۴.۷۸	۵	۴۰۰	۹۰.۴۷	۳۳.۳	۱۷۰	۲
۶.۴۶	۵۴.۳۶	۶	۴۰۰	۹۷.۷۱	۳۹.۹۶	۱۷۹	۳
۶.۲۲	۵۳.۴۹	۶	۴۰۶.۹	۹۹.۱۵	۴۰.۶۵	۴۴	۴
۶.۱۴	۵۳.۱۹	۶	۴۰۹.۳	۹۹.۶۵	۴۰.۸۹	۱۹۸	۵
۹.۳۸	۴۵.۸۶	۷	۴۰۸.۹	۹۹.۸۱	۴۷.۶۶	۹۷	۶
۹.۳۶	۴۵.۸۲	۷	۴۰۹.۳۲	۹۹.۸۸	۴۷.۷۱	۹۵	۷
۸.۹۸	۴۵.۰۶	۷	۴۱۶.۶۶	۱۰۱.۴۱	۴۸.۵۶	۱۴۳	۸
۸.۶۵	۴۴.۳۵	۷	۴۲۳.۶۸	۱۰۲.۸۴	۴۹.۳۸	۱۳۴	۹
۸.۱۴	۴۳.۲۱	۷	۴۳۵.۵	۱۰۵.۲۵	۵۰.۷۶	۱۵	۱۰
۱۰.۶۳	۳۶.۴۴	۸	۴۵۴.۶۵	۱۰۹.۳۱	۶۰.۵۶	۸۱	۱۱
۱۰.۵۶	۳۶.۳۳	۸	۴۵۶.۱۳	۱۰۹.۶	۶۰.۷۶	۱۱۴	۱۲
۱۴.۵۶	۳۲.۴	۹	۴۵۵.۸۲	۱۰۹.۷۷	۶۸.۳۱	۱۸۸	۱۳
۱۳.۷۵	۳۱.۶۲	۹	۴۶۷.۶۹	۱۱۲.۱	۷۰.۰۹	۱۸۵	۱۴

تحلیل عددی نقطه زانویی در نرم‌افزار انسیس برای تنش فون-میسز در شکل (۱۱)، فرکانس مود اول ارتعاشاتی در شکل (۱۲) و ضریب بار کمانش در شکل (۱۳) نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل (۱۱) مشهود است، در نقطه طراحی انتخاب شده، بیشینه تنش فون‌میسز معادل با ۶۷.۷۲ مگاپاسکال است که در محل دهانه جلویی پوسته استوانه‌ای رخ داده است. این مقدار با مقدار تنش به دست آمده از روش سطح پاسخ یعنی ۶۴.۷۸ مگاپاسکال با دقت مطلوبی سازگار است. در نتیجه، این بررسی صحت مقدار به دست آمده از روش سطح پاسخ را تصدیق می‌کند.

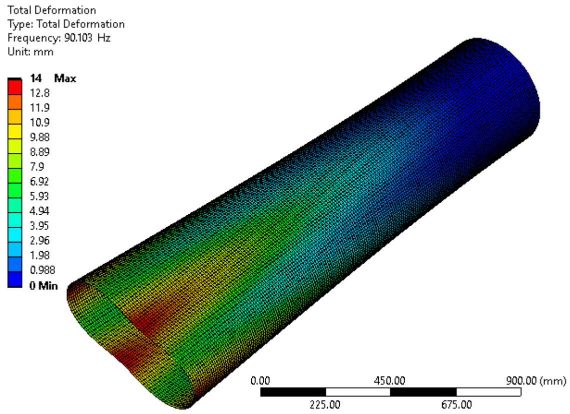
جدول ۳. مشخصات نقطه بهینه زانویی

نقطه طراحی	پارامتر
۴۰۰	D(mm)
۵	t(mm)
۳۳.۳	M(kg)
۹۰.۴۷	F(Hz)
۶۴.۷۸	S(Mpa)
۳.۹۴	Load Multiplier

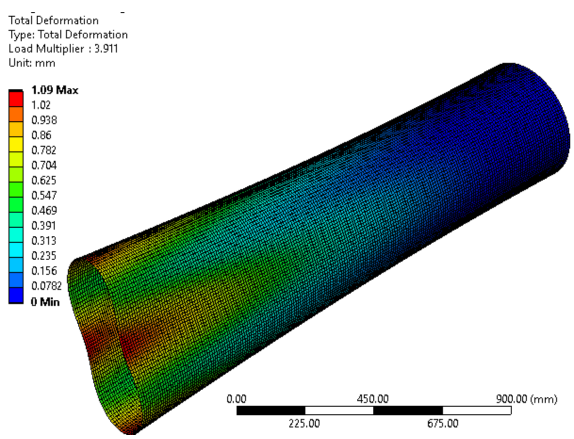
با توجه به شکل (۱۲)، مشاهده می‌شود که فرکانس مود اول ارتعاشاتی پوسته استوانه‌ای معادل ۹۰.۱۰ هرتز است که این بررسی صحت مقدار به دست آمده از روش سطح پاسخ یعنی ۹۰.۴۷ هرتزی را تصدیق می‌کند. با توجه به شکل (۱۳)، مشاهده می‌شود که ضریب بار مود اول کمانشی در استوانه طراحی شده معادل ۳.۹۱ است که مقدار آن با مقدار پیش‌بینی شده با روش سطح پاسخ یعنی ۳.۹۴ هم‌خوانی دارد و دقت سطح پاسخ را تصدیق می‌کند.



شکل۱۱. تنش فون‌میسز در استوانه طراحی شده



شکل۱۲. فرکانس و مود اول ارتعاشاتی در استوانه طراحی شده



شکل۱۳. ضریب بار مود اول کمانشی در استوانه طراحی شده

۷- نتیجه‌گیری

یک استوانه جدار نازک آلومینیومی به‌عنوان تقریبی از سازه یک کپسول فضایی بررسی شده است. با توجه به تحلیل حساسیت و نمودارهای سطح پاسخ، وابستگی دو تابع هدف و قیود مسئله بهینه‌سازی به متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده که همان قطر و ضخامت پوسته استوانه‌ای است، مشهود است. مشخص شد که دو متغیر ضخامت و قطر استوانه تاثیر تقریباً یکسانی بر روی جرم دارند. مشخص شد که فرکانس اول با ضخامت پوسته رابطه مستقیم و با قطر استوانه رابطه عکس دارد. هم‌چنین، مشخص شد که تنش فون‌میسز با هر دو متغیر نسبت عکس دارد. هم‌چنین نشان داده شد که ضریب بار کمانش با ضخامت پوسته رابطه

مستقیم و با قطر استوانه رابطه عکس دارد. این نتایج نشان می-دهند که روش استفاده شده برای مدل‌سازی مسئله که همان روش سطح پاسخ است به‌درستی رفتار سازه را پیش‌بینی کرده و در نتیجه صحت و دقت سطح پاسخ‌های به‌دست آمده برای ادامه فرایند بهینه‌سازی را نشان می‌دهند. پس از استخراج سطح پاسخ-ها و بهینه‌سازی، مشاهده شد که نقطه بهینه طراحی (نقطه ۱۷۰ جدول ۲) دارای تنش فون‌میسز کم‌تری از مقدار حد مجاز خود یعنی ۱۰۰ مگاپاسکال است و هم‌چنین ضریب بار کمانش نیز بیش از دو برابر مقدار مجاز خود یعنی ۱.۵ است. این مقادیر ممکن است از دید طراحان سازه‌ای (از منظر جانمایی و ابعاد و..) کاملاً مطلوب به نظر نرسد، ولی در عوض، این نقطه یکی از نقاط بهینه از لحاظ جرمی و فرکانسی است که دارای کم‌ترین فاصله از مبدا است و طراحان می‌توانند نقطه مطلوب طراحی خود را نزدیک به این نقطه در نظر بگیرند.

مراجع

[1] M.N. Naeem, C.B. Sharma, "Prediction of natural frequencies for thin circular cylindrical shells," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part C J. Mech. Eng. Sci*., vol. 214, pp. 1313–1328, 2000.

[2] B. Alzahabi, *Modal Vibration Control of Submarine hulls*, WIT Trans. Built Environ. 2004, 76, pp. 515–525.

[3] F. Nasrekani, S. Kumar, S. Narayan, "Structural Dynamic Modification of Cylindrical Shells with Variable Thickness," *In Proceedings of the Pressure Vessels and Piping Conference*, Virtual, Online, 3 August 2020.

[4] M. Bagheri, A. Jafari, M. Sadeghifar, "Multi-objective optimization of ring stiffened cylindrical shells using a Genetic algorithm," *J. Sound Vib.*, vol. 330, pp. 374–384, 2011.

[5] M. Mehrabani, A. Jafari, M. Azadi, "Multidisciplinary optimization of a stiffened shell by Genetic algorithm," *J. Mech. Sci. Technol.*, vol. 26, pp. 517–530, 2012.

[6] M. Sadeghifar, M. Bagheri, A.A. Jafari, "Multi-objective optimization of orthogonally stiffened cylindrical shells for minimum weight and maximum axial buckling load," *Thin-Walled Struct.*, vol. 48, pp. 979–988, 2010.

[7] V.G. Belardi, P. Fanelli, F. Vivio, "Structural analysis and optimization of an isogrid composite lattice cylindrical shells," *Compos. B Eng.*, vol. 139, pp. 203–215, 2018.

[8] H. Hu, J. Tsai, "Maximization of the fundamental frequencies of laminated cylindrical shells with respect to fiber orientations,".*J. Sound Vib.*, vol. 225, pp. 723–740, 1999.

[9] R.M. Koide, M.A. Luersen, "Maximization of fundamental frequency of laminated composite cylindrical shells by ant colony algorithm," *J. Aerosp. Technol. Manag.*, vol. 5, pp. 75–82, 2013.

[10] D. Trias, P. Maimí, N. Blanco, "Maximization of the fundamental frequency of plates and cylinders," *Compos. Struct.*, vol. 156, pp. 375–384, 2016.

[11] B. Miller, L. Ziemia´ nski, "Maximization of eigen-frequency gaps in a composite cylindrical shell using Genetic algorithms and neutral networks," *Appl. Sci.*, vol. 9, pp. 27-54, 2019.

[12] B. Miller, L. Ziemia´ nski, "Optimization of dynamic behavior of thin-walled laminated cylindrical shells by Genetic algorithms and deep neural networks supported by modal shape identification," *Adv. Eng. Softw.*, vol. 147, pp. 102830, 2020.

[13] Z. Jing, "Optimal design of laminated composite cylindrical shells for maximum fundamental frequency using sequential permutation search with mode identification," *Compos. Struct.*, vol. 279, pp. 114736, 2022.