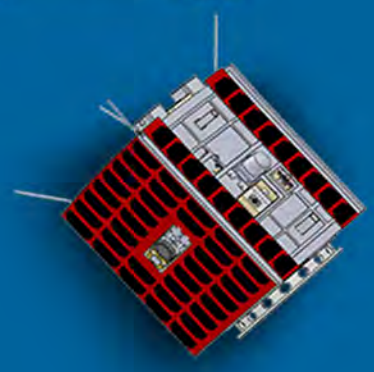
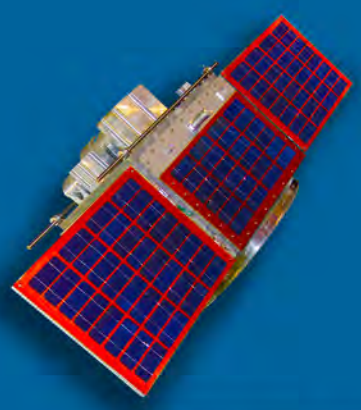
وزارت ارتباطات و فناوری اطلاعات
پژوهشگاه فضایی ایران
ISRC
انجمن هوافضای ایران





دوفصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال اول، شماره دوم
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

» اثر دمای لحیم‌کاری سخت بر روی ریزساختار و استحکام مکانیکی اتصال نمونه‌های فولادی AISI ۳۱۶ لحیم شده با پُرکننده BNi۲ ۱
یاسر وحیدشاد؛ فائقه سلطان محمد

» بهبودمدل تخمین موجودی آب برگ گیاه مبتنی بر داده‌های طیفی ۱۰
طیبه مناقبی؛ محمدرضا مباشری

» طراحی کنترل‌کننده تحمل‌پذیر عیب فعال فضاپیما در حالت عیب عملگر ۲۲
روزبه مرادی

» ضرورت، چشم انداز، ماموریت و ساختار پیشنهادی برای ایجاد مرکز ملی مطالعات رخدادهای اقلیم فضا ۳۴
امید شکوفا؛ مسعود خوش سیما؛ سجاد غضنفری نیا؛ فرهاد باقراسکوئی

» بهبود روش حفظ جایگاه مداری یک ماهواره در مدار زمین آهنگ با ملاحظات محدودیت مصرف سوخت ۴۹
امیررضا کوثری؛ حسین مقصودی دهاقانی؛ مهدی فکور؛ مسعود خوش‌سیما

» مطالعه تجربی ادغام اسپری در انژکتورهای هم‌محور دوگانه فشاری-چرخشی ۶۶
علی رستگار؛ حجت قاسمی

» تخمین وضعیت تجربی با استفاده از داده‌های بلادرنگ کالیبره شده مغناطیس‌سنج ۷۸
امیر لبیبیان؛ زینب طالبی؛ حسین سلیمی

» بررسی استفاده از نانوساختار های مولیبدن دی سولفید اصلاح شده در رفتار رئولوژیکی سوسپانسیون پرشده با میکروذرات ۸۸
مجید حقگو؛ احمد رمضانی سعادت آبادی

» طراحی و تحلیل انژکتور سوخت‌پاش فشاری-چرخان با اسپری توپر برای رانشگر کاتالیستی ۹۷
حدیثه کریمایی

» تجزیه و تحلیل حالات خرابی بالقوه در عملگر چرخ عکس العملی کنترل وضعیت ماهواره و رفع عملیاتی اثرات ناشی از آنها ۱۱۲
مرتضی فرهید؛ حسین بهشتی؛ مسعود عباسپور؛ محمد اصلانی منش

» بررسی تجربی عملکرد یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی در شرایط اتمسفریک ۱۲۶
محمدعلی امیری فر؛ علیرضا رجبی؛ نورالدین قدیری معصوم؛ زهرا امیرسرداری؛ مجید کامرانی فر

» ببررسی پیکربندی‌های مداری برای یک منظومه تلفن ماهواره‌ای نزدیک زمین در محدوده سرزمینی ایران ۱۳۸
محمد حاجی جعفری؛ سحر امین آبادی

» کنترل زمان بهینه وضعیت و موقعیت یک فضاپیما در مانور مجاورت مداری ۱۴۷
سید محمد موسوی؛ سید مجید اسماعیلی‌فر؛ محمد چینی فروشان

» بررسی تجربی تاثیر پیش‌خلاءسازی در فرآیند راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه ۱۶۷
نعمت اله فولادی؛ سینا افخمی؛ محمود پسندیده فرد

وزارت ارتباطات و فناوری اطلاعات

پژوهشگاه فضایی ایران

انجمن هوا فضای ایران

IRANIAN AEROSPACE SOCIETY

دو فصلنامهٔ

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

نشریه علمی

سال اول، شمارهٔ دوم

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

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 حسین صمیمی
سردبیر: دکتر مهدی فکور
دستیار سردبیر: دکتر سید محمد نوید قریشی
مدیر اجرایی: دکتر هادی رضائی

هیئت تحریریه به ترتیب الفبا

دکتر ادیب ابریشمی فر	**دانشیار دانشگاه علم و صنعت**
دکتر سعید اصغری	**دانشیار پژوهشکده مواد و انرژی**
دکتر محمدرضا جهان نما	**دانشیار پژوهشکده حمل و نقل فضایی**
دکتر محمد سلیمانی	**استاد دانشگاه علم و صنعت**
دکتر سعید شاخصی	**دانشیار پژوهشکده حمل و نقل فضایی**
دکتر حسین صمیمی	**دانشیار پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات**
دکتر علیرضا طلوعی	**دانشیار دانشگاه شهید بهشتی**
دکتر مجید قاسمی	**استاد دانشگاه خواجه نصیر**
دکتر مهدی فکور	**استاد دانشگاه تهران**
دکتر امیررضا کوثری	**دانشیار دانشگاه تهران**
دکتر علی اکبر متکان	**استاد دانشگاه شهید بهشتی**
دکتر محمدرضا نوابی	**دانشیار دانشگاه شهید بهشتی**

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

مطالب و مقالات مندرج در دو فصلنامه، لزوماً به معنای بیان دیدگاه‌های پژوهشگاه فضایی ایران و انجمن هوافضای ایران نیست.

دبیران تخصصی به ترتیب الفبا:

دکتر محمدرضا جهان نما	دکتر امیررضا کوثری
دکتر محمد سلیمانی	دکتر علی اکبر متکان
دکتر سعید شاخصی	دکتر محمد نوابی
دکتر مجید قاسمی	

داوران این شماره به ترتیب الفبا

دکتر رضا امجدی فرد	دکتر حسین عقیقی
دکتر محمدعلی امیری آتشکاه	دکتر سیدرضا علمی حسینی
دکتر مجید بختیاری	دکتر امیرحسین علی نوری
دکتر وحید بهلوری	دکتر فرهاد فانی صابری
دکتر هادی پرویز	دکتر بهمن قربانی واقعی
مهندس شاهرخ جلیلیان	دکتر امیررضا کوثری
دکتر محمد حاتمی	دکتر پرویز محمدزاده
دکتر مسعود خوش سیما	دکتر احسان معانی میاندواب
دکتر زهرا دانشجو	دکتر روح اله مهدی نواز
دکتر هادی رضائی	دکتر محمد نوابی
دکتر سعید شاخصی	دکتر نجمه نیستانی سامانی
دکتر مازیار شفائی	دکتر یاسر وحیدشاد
دکتر امید شکوفا	دکتر شیدوس وکیلی پور
دکتر مریم صالحی	

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. 1, No. 2, pp.: 1-9
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.294770.1026

Article Info

Received: 2021-7-12
Accepted: 2022-1-26

Keywords

Brazing, Austenitic stainless steel, Filler metal, BNi2, Tensile strength

Effect of Brazing Temperature on the Microstructure and Mechanical Properties of Stainless Steel 316 Joint Brazed by BNi2

Yaser Vahidshad [*,1], Faegheh Soltan Mohammad[2]

1,*. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, y.vahidshad@isrc.ac.ir, Corresponding author
2. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, f.soltanmohammad@isrc.ac.ir

Abstract

Many factors affect the quality of brazing process, including temperature, time, clearance, surface roughness and alloy elements. Actually, they influence on the formation of intermetallic compounds in brazed joints. Since intermetallic compounds are brittle, they considerably degrade the mechanical properties of joints. In this study, the mechanical strength and microstructural characterization of AISI 316 brazed joints with BNi2 filler metal in different temperature has been investigated. Brazing temperatures changed from 1050 °C, 1100 °C, 1150 °C and 1200 °C for a holding time of 60 min then, the influence of this variable on the brazing strength were examined. Tensile test samples were evaluated at room temperature and metallography samples and fractured tensile sample scanned by a microscope. The results showed that the higher brazing temperature leads to diffusion of boron element into base metal and less volume formation of intermetallic compound phase in the brazing joint and consequently more tensile strength.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱-۹
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.294770.1026

اثر دمای لحیم‌کاری سخت بر روی ریزساختار و استحکام مکانیکی اتصال نمونه‌های فولادی AISI 316 لحیم شده با پُرکننده BNi2

یاسر وحیدشاد [۱*]، فائقه سلطان‌محمد [۲]

۱،*. گروه سیستم‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران،
y.vahidshad@isrc.ac.ir (نویسنده مسئول)

۲. گروه سیستم‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران،
f.soltanmohammad@isrc.ac.ir

چکیده

عوامل بسیاری بر کیفیت فرایند لحیم کاری سخت تاثیر می گذارند که می توان به دما، زمان، فاصله، کیفیت سطحی و عناصرآلیاژی اشاره نمود. عوامل ذکر شده با تاثیر بر تشکیل فازهای بین فلزی شکننده، نقش مهمی در استحکام اتصال ایجاد شده دارند، چنانچه افزایش دمای لحیم کاری سخت منجر به حذف فازهای بین فلزی شده و استحکام منطقه اتصال دو فلز را افزایش می دهد. در این تحقیق، اتصال قطعات فولاد زنگ نزن آستنیتی ۳۱۶ به یکدیگر با لایه پُرکننده پایه نیکل به روش لحیم کاری سخت مورد بررسی قرار گرفته است. در این روش، از فلز پُرکنندهBNi2 در دماهای ۱۰۵۰ ، ۱۱۰۰، ۱۱۵۰ و ۱۲۰۰ درجه سانتی گراد و به مدت ۶۰ دقیقه برای لحیم کاری نمونه-های کشش گرد استاندارد استفاده شده و سپس خواص مکانیکی و ریزساختار منطقه اتصال با آزمایش کشش دمای محیط و متالوگرافی بررسی شده است. نتایج نشان می دهد که با افزایش دما، استحکام کشش منطقه اتصال بهبود می‌یابد. این افزایش استحکام به دلیل نفوذ عنصر بور به داخل فلز پایه و کاهش فازهای تُرد و مضر بین فلزی بورید در منطقه اتصال است.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۴/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۰۶

واژه‌های کلیدی

لحیم کاری سخت، فولاد زنگ نزن آستنیتی، پُرکننده BNi2 ، استحکام کششی

۱- مقدمه

واژه لحیم کاری سخت می تواند به هر فرایندی که سبب اتصال فلزات مشابه یا غیرمشابه با استفاده از حرارت و یک پُرکننده فلزی که دارای دمای ذوب بالای ۴۵۰°C و زیر نقطه ذوب فلز پایه است اطلاق شود. در واقع، فرایند لحیم‌کاری سختِ مدرن تعریف گسترده‌تری دارد که شامل اتصال فلز به فلز، فلز به غیرفلز شامل شیشه و فلزات دیرگداز نیز می شود. برای ایجاد یک اتصال لحیم، علاوه بر دو رکن اصلی یعنی فلز پایه و ماده پُرکننده، نیاز به یک منبع حرارت‌دهی مناسب نیز است که به صورت موضعی یا کلی قطعه را گرم کند. روش های لحیم کاری شعله‌ای[1]، القایی[2]، مقاومتی[3] باریکه لیزر[4] یا باریکه الکترون[5] و روش‌های لحیم‌کاری مادون سرخ[6] به صورت موضعی و روش کوره‌ای، غوطه‌وری شیمیایی[7]، نفوذی[8] و فاز بخار[9] یا مادون سرخ به صورت گرم کردن کل قطعه است. روش کوره‌ای به دلیل شرایط محیطی خنثی و یکنواختی گرم و سرد کردن و نیز تکرارپذیری مناسب، از روش-های متداول حرارت‌دهی در فرایند لحیم‌کاری سخت، به‌خصوص در کاربردهای فضایی است. کوره‌های استفاده شده ممکن است انواع مختلفی داشته باشند اما همه آن‌ها باید قابلیت ایجاد فضای خلاء، خنثی یا محیط احیا کننده را داشته باشند. یک اتصال لحیم-کاری موفق، حاصل یک پیوند متالورژیکی با استحکام مشابه فلز پایه و حتی در مواردی مستحکم‌تر از آن است که طبق تحقیقات انجام شده این اتصال بین هر گروه مواد پایه‌ای که باشد تحت تاثیر پارامترهایی مانند دما، زمان، فاصله اتصال، نوع و کیفیت ماده پرکننده قرار دارد [۱-۲].

بعضی از روش‌های اتصال مانند اتصال ذوبی (جوشکاری) یا پیوند چسبی (دارای مواد آلی) برای کاربردهای فضایی امکان‌پذیر نیست به همین دلیل فرایند لحیم‌کاری سخت و نرم همچنان گزینه قابل دوامی بر اتصال قطعات مورد کاربرد در صنایع فضایی است. از بارزترین نمونه‌های کاربردهای لحیم‌کاری سخت در صنایع فضایی می توان به اتصال قطعات رانشگر ۲۰۰ نیوتنی دو مولفه از جنس رنیوم به فولاد زنگ‌نزن 304L، هستلوی B2 و نیوبیوم توسط ناسا، اتصال قطعات سوپرآلیاژ موتورهای RS-25 به عنوان موتور اصلی شاتل و نیز لحیم‌کاری انژکتور پیشرانش رانشگرهای ۲، ۵ و ۲۰۰ نیوتنی تک مولفه با سوخت هیدرازین در پایگاه چند ماموریتی آژانس فضایی برزیل اشاره نمود [۱، ۳-۴].

فرایند لحیم کاری سخت در محدوده دمایی جامد- مذاب انجام می شود از این‌رو، در این محدوده با استفاده از خاصیت تَرشوندگی فضای فصل مشترک را پُر کرده و سپس با نفوذ عناصر آلیاژ فلز پُرکننده با دو سطح اتصال پیوند برقرار می‌کند. دما و زمان دو عامل مهم در فرایند نفوذ فلز پُرکننده به درون فلز پایه است. بنابراین، بررسی اثر دما و زمان فرایند لحیم‌کاری یکی از عوامل مهم فرایند بوده که بر روی استحکام و سلامت موضع اتصال نقش مهمی دارد [۱].

در این تحقیق، با انتخاب یکی از متداول‌ترین گروه فلزات و نیز ماده پُرکننده، فولاد زنگ‌نزن ۳۱۶ به‌عنوان فلز پایه و ماده پرکننده پایه نیکل BNi2، به بررسی اثر دما بر استحکام مکانیکی اتصال حاصل از لحیم‌کاری سخت به روش کوره‌ای پرداخته شده است. نکته قابل توجه اینکه، قطعات لحیم کاری شده با استفاده از پرکننده پایه نیکل در کوره و مورد استفاده در صنایع فضایی نمونه‌های بسیار خوبی از کارکرد و تاب آوری قطعات در شرایط افزایش دمای ناگهانی (بالاتر از دمای لحیم کاری) هستند [۵-۶]. با توجه به برخی محدودیت ها در استفاده از کوره خلاء و هزینه بالای آن، بررسی ها در کوره با اتمسفر آرگون انجام شد.

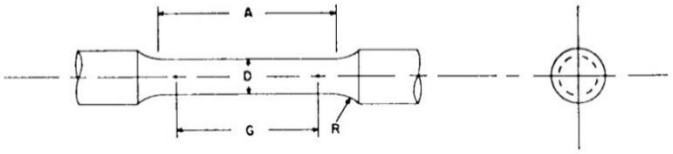
۲- مواد و روش‌ها

به دلیل کاربرد فولاد زنگ‌نزن آستنیتی در ساخت قطعات فضایی مانند انژکتورها، اتصالات سنسورهای دما و فشار و نیز اتصال انژکتورها به بدنه‌های تراستر با جنس متفاوت، در این تحقیق از فولاد زنگ نزن ۳۱۶ با ترکیب شیمیایی جدول ۱ طبق استاندارد ASTM A370-E8M استفاده شده است (شکل ۱).

1 Torch
2 Induction
3 Resistance
4 Laser Beam
5 Electron Beam
6 Infrared
7 Chemical Dip, Molten Metal Dip
8 Reaction Diffusion, Transient Liquid-Phase Bonding
9 Vapour-Phase

جدول ۱. ترکیب شیمیایی AISI 316

درصد وزنی در فلز پایه	C max	Mo max	Mg max	Si	Ni	P	S	Fe
AISI 316	0.08	2-3	2	1.0	10-14	0.045	0.03	base



D	G	R	A
mm			
6.0±0.1	30± 0.1	6	36

شکل۱. نقشه نمونه کشش مطابق استاندارد ASTM E8

با توجه به تحقیقات انجام شده ماده پُرکننده AWS A5.8 CLASS BNi2 که در صنعت به نام AMS4777 شناخته می‌شود، نمونه‌ای از فلزات پُرکننده متداول پایه نیکلی است که تقریباً ۳/۵ درصد بور به‌عنوان عامل کاهنده دما برای کاهش نقطه ذوب به آن اضافه شده است (جدول ۲). این ماده به شکل نواری، خمیری و فویل قابل تهیه است که در این تحقیق نوع نواری آن انتخاب و تهیه شد (شکل ۲) [۵-۶].

جدول ۲. درصد ترکیب شیمیایی ماده پرکننده Bni2

ماده پرکننده	Cr	B	Si	Fe	C	Others
BNi2	6-8	2.75-3.5	4-5	2.5-3.5	0.06	0.5 (max)

شکل ۲. نوار تهیه شده از ماده پرکننده پایه نیکل BNi2

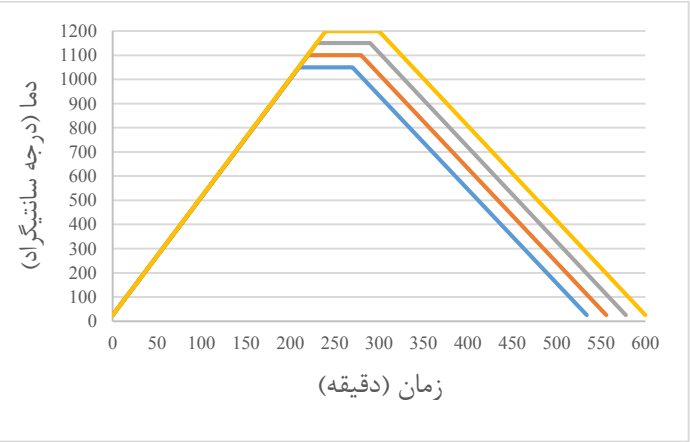
برای انجام تحقیق مورد نظر، ابتدا گرده‌های فولاد زنگ‌نزن مطابق با استاندارد نمونه گرد تراشکاری شده، سپس از وسط به دو نیم شدند. از آنجایی‌که آلودگی‌های سطحی می‌تواند نقش منفی در لحیم‌کاری قطعات داشته و سبب ایجاد عیوبی در اتصال شود [۷]، این دو قطعه همراه استوانه کوچکی (به قطر نمونه‌های کشش برای بررسی متالوگرافی) قبل از جای‌گیری داخل فیکسچر به طور کامل با حلال استون شستشو و چربی‌گیری شده و توسط حرارت خشک شدند. ماده پُرکننده BNi2 نواری به اندازه مقطع نمونه کشش آماده و در فصل مشترک اتصال قرار گرفت. سپس قطعات مطابق شکل ۳ در فیکسچر قرار داده شدند. برای دستیابی به حداکثر هم‌راستایی و نیز تثبیت قطعات در حین حرارت‌دهی، از قطعه پشت‌بند در فیکسچر استفاده شد.

سپس نمونه‌های قرار گرفته در فیکسچر درون یک کوره لوله‌ای (شرکت یاران کروه مدل YTF 1700) قرار گرفته (شکل ۴) و نمونه‌ها با نرخ مشخصی گرم شده و سپس در دمای مورد نظر به مدت ۱ ساعت باقی ماندند و در نهایت با نرخ معینی سرد شدند (شکل ۵). برای انتقال بهتر دما به قطعات درون کوره، از یک لوله از جنس کوارتز استفاده شد. به منظور جلوگیری از اکسید شدن قطعات، حرارت‌دهی نمونه‌ها تحت گاز آرگون ٪ ۹۹/۹۹ انجام شد.

پس از هر مرحله لحیم‌کاری، نمونه‌ها مورد آزمایش خواص مکانیکی در دمای محیط و متالوگرافی قرار گرفتند. نمونه‌های مورد آزمایش به‌وسیله دستگاه Shimadzu 25t و طبق استاندارد ASTM E8 مورد کشش قرار گرفتند و نمونه‌های لحیم شده برای متالوگرافی، برش خورده و سپس مانت سرد شدند. برای آماده‌سازی این قطعات از سنباده‌هایی با مش ۱۰۰۰-۱۸۰ استفاده شد. همچنین، برای بررسی نمونه‌ها از میکروسکوپ نوری مدل Lieca DM 4000 M استفاده شد. در این مرحله کیفیت اتصال و رفتار فلز پرکننده مشاهده و میزان نفوذ در فلز پایه، عیوب احتمالی اتصال و شناسایی فازهای تشکیل شده بررسی شدند.

شکل ۳. طرح نهایی فیکسچر با استفاده از فنر و قطعه پشت‌بند

شکل ۴. کوره مدل یاران تحت گاز آرگون



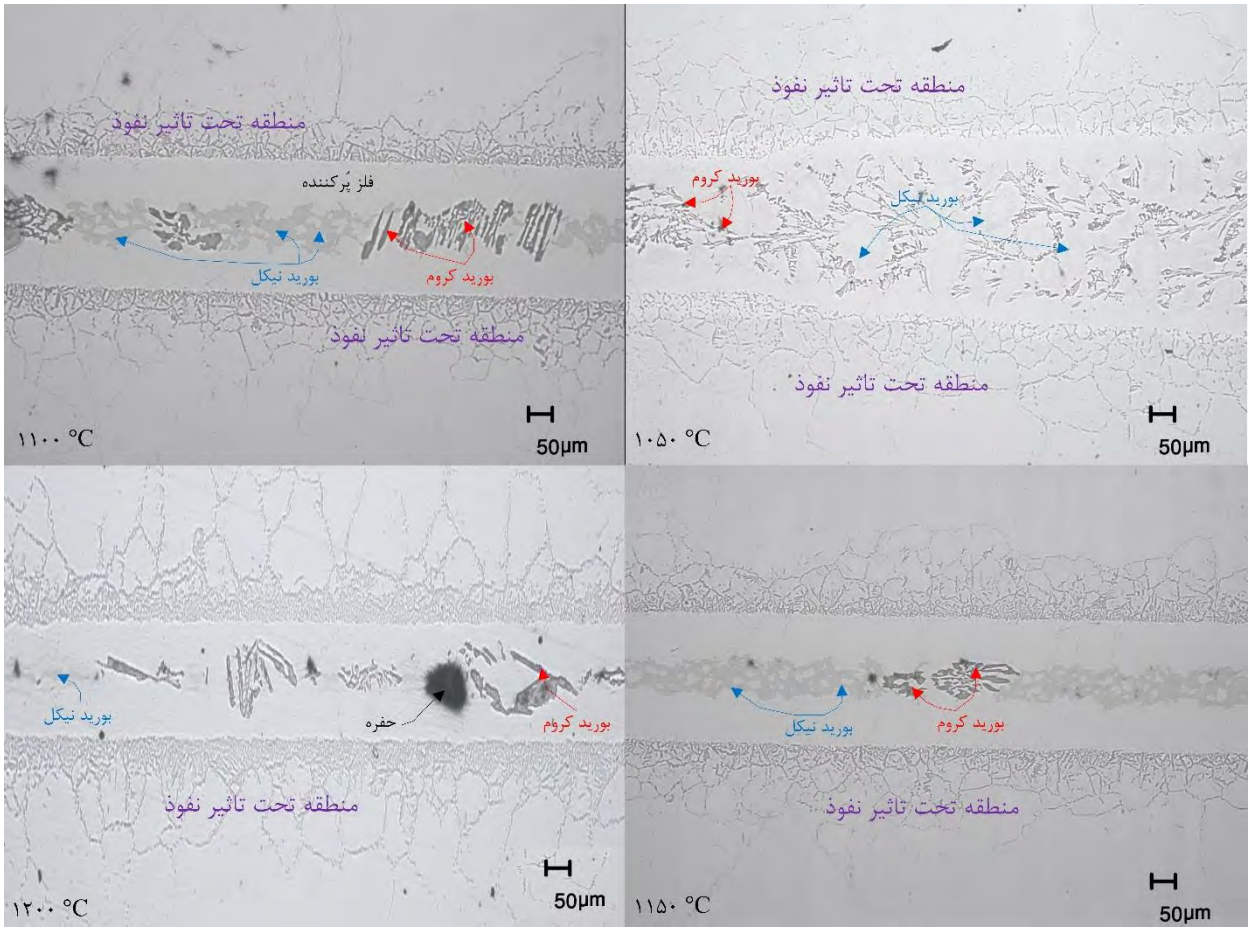
شکل ۵. دماهای لحیم‌کاری سخت نمونه‌های فولاد زنگ نزن با فلز پُرکننده BNi2

۳- یافته‌ها

شکل ۶ تصاویر میکروسکوپی مقطع نمونه‌های لحیم‌کاری شده در دماهای ۱۰۵۰ °C تا ۱۲۰۰ °C با دوره دمایی ۵۰ °C را نمایش می‌دهد. چنانچه در تصویر مشاهده می‌شود با افزایش دمای لحیم-کاری، از میزان فازهای یوتکتیک شکننده برمید نیکل (خاکستری روشن) و کروم (خاکستری تیره) کاسته شده است. در واقع، با افزایش دما، بور بیشتری از فصل مشترک خارج شده و بنابراین فازهای یوتکتیک شکننده کمتری تشکیل می‌شود. این پدیده با توجه به ساختار آلیاژ قابل توجیه و تحلیل است. به آلیاژ پُرکننده پایه نیکل BNi2 تقریباً ۳/۵ درصد عنصر بور به‌عنوان عامل کاهنده دما برای کاهش نقطه ذوب اولیه اضافه شده است (این امر با تشکیل ترکیبات یوتکتیک با نقطه ذوب پایین انجام می‌شود) اتم بور در مقایسه با اتم های نیکل، کروم، آهن و سیلیسیوم موجود در آلیاژ بسیار کوچکتر است [۱ و ۶]. بنابراین، اتم بور به‌عنوان اتم جانشین در زمینه آلیاژ قرار نمی‌گیرد بلکه به‌عنوان اتم درون شبکه‌ای یا بین‌نشین شناخته شده و در فضای کوچک بین اتم های بزرگتر می‌نشیند. اتم‌های بین‌نشین پیوند محکمی با اتم‌های جانشین در زمینه نداشته و از این‌رو قادرند خیلی راحت‌تر وارد شده یا زمینه را ترک کنند. با افزایش دما به دلیل لرزش و نوسان بیشتر اتم‌ها، انبساط اتفاق افتاده و فضای بین اتم‌ها با افزایش دما، افزایش می‌یابد. در این شرایط اتم‌های کوچک بور به دلیل اندازه کوچک و پیوند ضعیف با اتم‌های زمینه (بعنوان اتم بین نشین) و نیز با توجه به فضای باز ایجاد شده بین اتم‌های اصلی، شرایط کافی برای خروج از زمینه را به‌دست می‌آورند و در نتیجه میزان تشکیل فازهای یوتکتیک و شکننده برمید کروم و برمید نیکل در فلز پُرکننده (محل اتصال)، در نبود عنصر بور کاهش می‌یابد.

علاوه‌بر این و از آنجایی‌که بور برای کاهش نقطه ذوب به آلیاژ اضافه شده است، با خروج بور از آلیاژ (نفوذ به فلز پایه) و دور شدن ترکیب شیمیایی آلیاژ از نقطه یوتکتیک، دمای نقطه ذوب مجدداً افزایش می‌یابد. بنابراین، در حین لحیم‌کاری و در حالی‌که قطعات به اندازه کافی در دمای موجود کوره نگه داشته شده‌اند، قسمتی از فلز پُرکننده می‌تواند کامل انجماد پیدا کند. در حقیقت فرایند انجماد فلز پُرکننده در حالتی که کوره در دمای ثابت نگهداشته شده است، اتفاق می‌افتد (انجماد هم‌دما). در حقیقت نفوذ بور تا

مقدار تعادلی ادامه پیدا می‌کند و درصد وزنی آن در آلیاژ لحیم به صفر نمی‌رسد بنابراین باقی مذاب آلیاژ لحیم بعد از کاهش دمای کوره منجمد می‌شود (انجماد غیر هم‌دما) [۸].



شکل ۶. ریزساختار فلز پایه و محل اتصال لحیم‌کاری در دماهای مختلف با بزرگنمایی ۱۰۰× (As Polished)

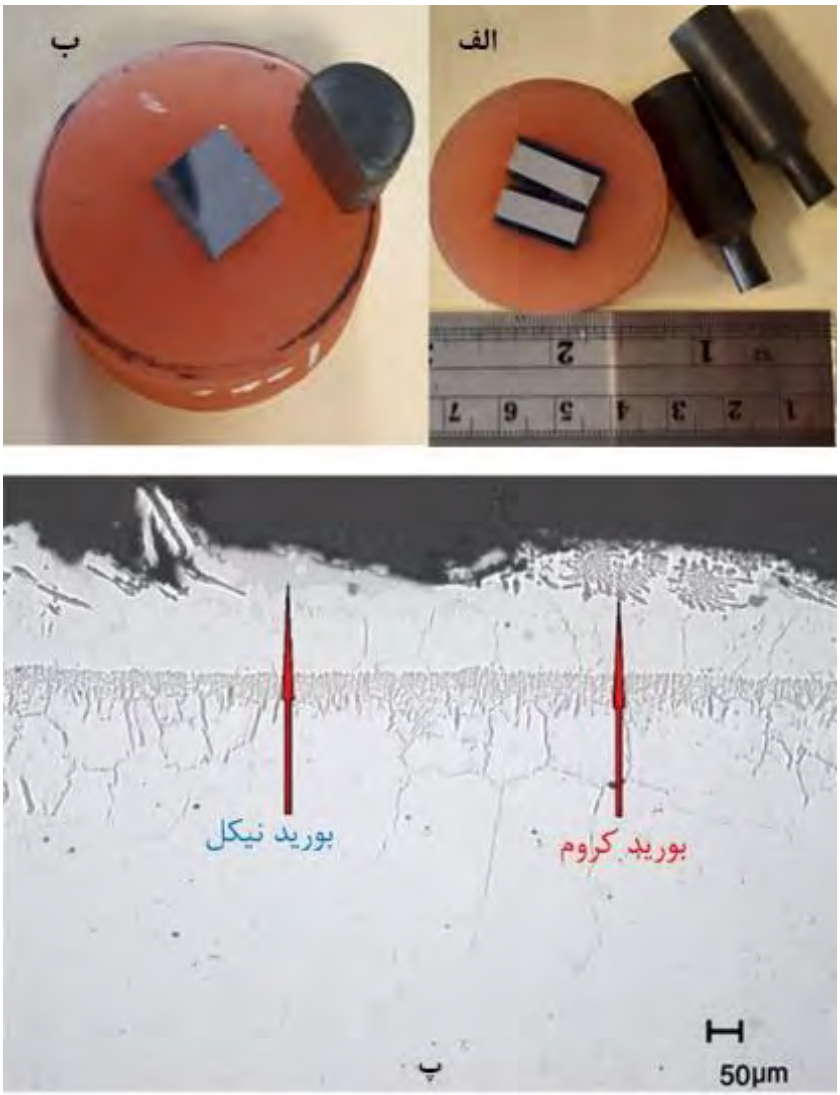
از جمله اقدامات تکمیلی که در کنار بررسی‌های متالوگرافی انجام گرفت تحلیل شکست نمونه‌های کشش و بررسی مقاطع آن‌ها بود. به این منظور نمونه‌ای که تحت آزمون کشش قرار گرفته است، ابتدا به طور طولی برشکاری شده و سپس مانند سایر نمونه‌ها مانت و آماده‌سازی شد.

در بررسی مقطع شکست نمونه‌ها مشاهده شدکه شروع شکست از منطقه میانی اتصال لحیم اتفاق می‌افتد (شکل ۷). در این مناطق فازهای یوتکتیک بیشتری مشاهده شد که با توجه به ماهیت ترد و شکننده آن‌ها، محل مناسبی برای شروع ترک و در نهایت عامل اصلی شکست نمونه‌های کشش است. بنابراین هم‌چنان‌که دمای لحیم‌کاری افزایش می‌یابد به دلیل پدیده نفوذ، عناصر بور و سیلیسیوم به داخل فلز پایه نفوذ کرده و از میزان فازهای شکننده بین‌فلزی در این مناطق کاسته شده و استحکام شکست نمونه‌ها افزایش می‌یابد.

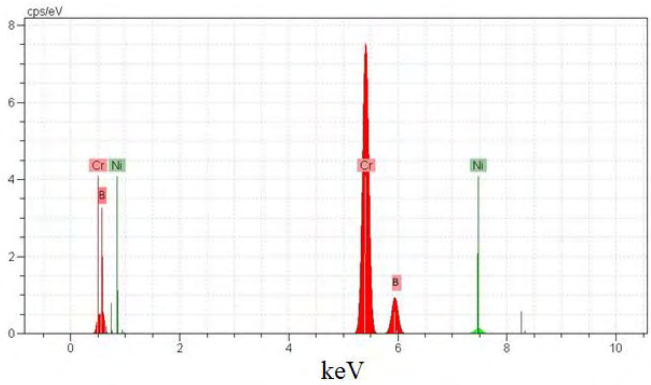
شکل ۸ و شکل ۹ تصاویر میکروسکوپ الکترونی برای نمونه شماره ۲ هستند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با انجام آنالیز عنصری

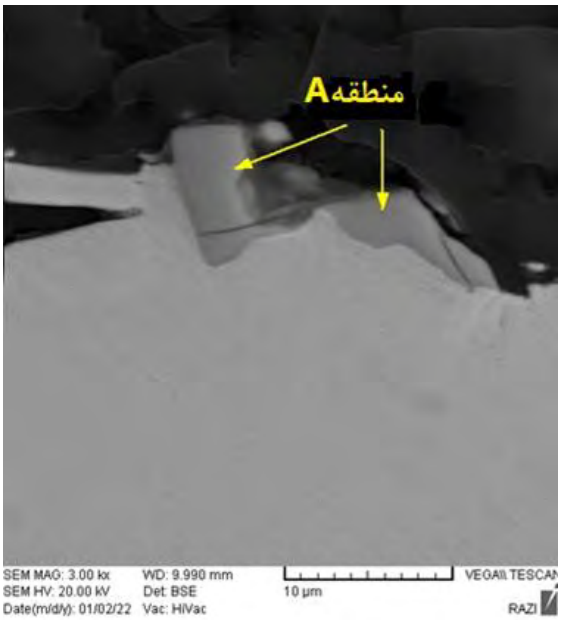
بر روی ترکیب‌های بین فلزی در مقطع شکست، ترکیب بین فلزی بورید کروم (شکل ۸) و بورید نیکل (شکل ۹) شناسایی شده است. ترکیب شیمیایی این عناصر نزدیک به ترکیب بین فلزی بورید کروم (جدول ۳) و بورید نیکل (جدول ۴) است.

نتایج بررسی استحکام کشش نمونه‌های لحیم‌کاری شده در چهار دمای ۱۰۵۰ °C، ۱۱۰۰ °C، ۱۰۵۰ °C و ۱۲۰۰ °C در شکل ۱۰ نشان داده شده است. بر این اساس، با افزایش دما استحکام کشش محل اتصال از ۱۲۴ MPa تا ۲۳۴ MPa افزایش می‌یابد. این دما حداکثر دمایی است که می‌توان با توجه به نوع فلز پُرکننده استفاده کرد. افزایش دمای لحیم‌کاری باعث خروج بیشتر و سریع‌تر عنصر بور (B) از فلز پُرکننده لحیم می‌شود. در نتیجه ترکیب‌های بین فلزی ترد مانند بورید کروم و بورید نیکل کمتری تشکیل شده و امکان جوانه‌زنی ترک در محل فصل مشترک زمینه و عناصر بین فلزی را کاهش می‌دهد و باعث افزایش استحکام محل اتصال لحیم‌کاری می‌شود [۱، ۶، ۹-۱۱].



شکل ۷. (الف) سطح مقطع نمونه متالوگرافی (ب) سطح مقطع شکست نمونه کشش (پ) فازهای شکننده در مقطع شکست نمونه دیده می شوند. ۱۰۰× (As Polished)

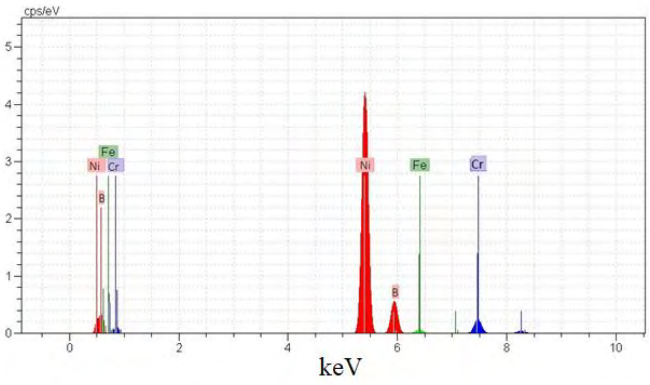


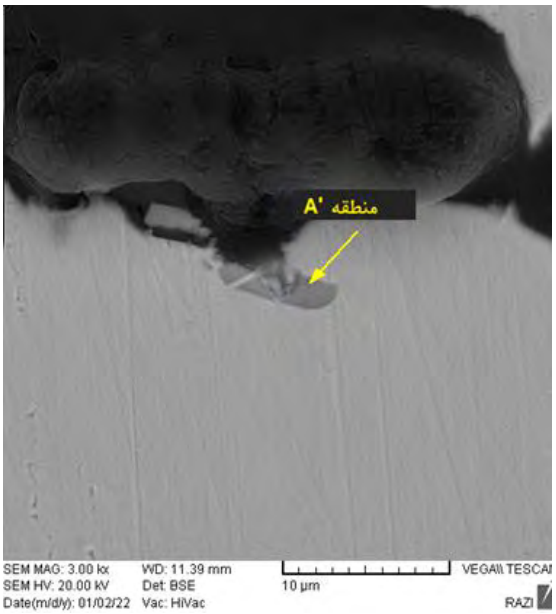


شکل ۸. نتیجه بررسی SEM و شناسایی و آنالیز فاز اینترمتالیک Cr/B

جدول ۳. نتایج طیف‌سنجی پراش انرژی پرتو ایکس (EDX) منطقه A نمونه شماره ۲ (ترکیب بین فلزی Cr/B)

عنصر	سری طیف	درصد وزنی
کروم	سری طیف K	۸۰/۵۸
نیکل	سری طیف K	۳/۴۹
بور	سری طیف K	۱۵/۹۳
درصد وزنی کل		۱۰۰

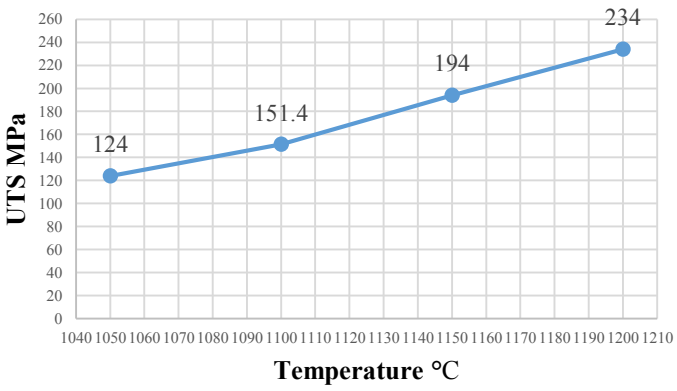




شکل ۹. نتیجه بررسی SEM و شناسایی و آنالیز فاز بین فلزی Ni/B

جدول ۴. نتایج طیف‌سنجی پراش انرژی پرتو ایکس (EDX) منطقه A′نمونه شماره ۱ (ترکیب بین فلزی Ni/B)

عنصر	سری طیف	درصد وزنی
کروم	سری طیف K	۹/۲۳
نیکل	سری طیف K	۸۵/۴۰
آهن	سری طیف K	۱/۹۶
بور	سری طیف K	۳/۴۱
درصد وزنی کل		۱۰۰



شکل ۱۰. افزایش استحکام کششی نمونه ها با افزایش دمای لحیم کاری سخت

۴-نتیجه‌گیری

مطابق اقدامات و بررسی‌های انجام شده در این تحقیق بر روی لحیم‌کاری سخت نمونه‌هایی از جنس فولاد زنگ نزن آستنیتی AISI 316 و سپس بررسی مکانیکی و متالوگرافی آن‌ها نتایج زیر حاصل شد:

۱. مطابق نتایج گزارش‌های کشش با افزایش دمای لحیم‌کاری استحکام مکانیکی نمونه‌ها افزایش می‌یابد.

۲. عنصر بور موجود در آلیاژ پُرکننده BNi2 در لحیم‌کاری نمونه‌های فولادی سبب تشکیل فازهای شکننده برمید کروم و نیکل در ساختار می‌شود.

۳. طبق بررسی‌های متالوگرافی، با بالا رفتن دمای لحیم‌کاری و نفوذ اتم‌های بور به فلز پایه، از میزان فازهای اینترمتالیک تُرد و شکننده در منطقه اتصال لحیم کاسته می‌شود.

مراجع

[1] E. B. W. Sandy Babich, "Development of Low Cost Braze Alloys for Aerospace Applications." San Luis Obispo, California Polytechnic State University, JUNE 2017.

[2] D. Apelian, "Introduction to Furnace Brazing, Air Products and chemical Inc, April 2001.

[3] NASA, "Aerojet rocketdyne plan busy RS-25 test schedule for 2021".

[4] D. Krohn, space shattle verier thruster long-life chamber development, Houston, Texas, 1990.

[5] T. Hartmann, D.Nutzel, "Ni-Cr based amorphous brazing foils for continuous furnace brazing of stainless steel".,9th international conference of brazing, high temperature brazing and diffusion bonding, Aachen, Germany, 2010.

[6] Y-W. Lee, J-H. Kim,"Mechanical strenght and microstructure characterization of SUS304 brazed joints with Bni2 filler metal: influence of brazing temperature and time," Sungkyunkwan University, Korea, 2007.

[7] THESSCO.COM, Brazing Troubleshooting.

[8] D. Kay, "Iso thermal solidification www.kaybrazing.com", 2013 [Online].

[9] P. K.C haurasia, S. Murugesan.,"Effect of brazing temperature on the microstructure of martensitic-austenitic steel joints," Metallurgy and Material group, center of Atomic Research, Kalpakkam, India, 2017.

[۱۰] ا. توکلی الهی، ع. اکبری موسوی ،"اتصال آلیاژ مونل ۴۰۰ به فولاد زنگ نزن ۳۱۶ به روش لحیم کاری سخت در خلا و بررسی تاثیر دما بر ریز ساختار و خواص مکانیکی اتصال"، هشتمین کنفرانس بین المللی مهندسی مواد و متالورژی، تهران، ایران، ۱۳۹۸.

[11] A. J. A. Buschinelli, L. F. L. Duarte, "High temperature brazing of Inconel and stainless steel composition for a satellite thruster propulsion", 18th international congress of mechanical engineering, 2005.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 10-21
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.295493.1028

Article Info

Received: 2021-7-17
Accepted: 2022-1-2

Keywords

Experimental data, Hyperspectral images, Leaf water content, Remote sensing, Spectral curve, Supervised modelling

Improvement the Leaf Water Content Inventory Model Based on the Hyper Spectral Data

Tayebe Managhebi [*,1], Mohammadreza Mobasheri[2]

1,*. Researcher, tb.managhebi@gmail.com, Corresponding author
2. Professor of Remote Sensing Group, Faculty of Geodesy and Geomatics Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran, m.zoei@isrc.ac.ir

Abstract

The leaf water content is a specific index for the assessment of the physiological status of the plant based on the water content of the vegetation. This research provides an appropriate model based on the reflectance spectra between 400 and 2500 nm to estimate the leaf water content. We examined 53 different species of the well-known Leaf Optical Properties Experiment and a total of 263 spectral curves were employed in a supervised modelling procedure. for this purpose, three different linear models were proposed based on the two different indices and their combination. The first index refers to the ratio of reflectance value in two wavelengths and the second one is the ratio of the derivative of the spectral curve slop in two wavelengths. The experimental results indicate the dependence between the water absorption bands and leaf water content. Finally determination of coefficient for hybrid linear model, which is used both indices, resulted to be 87 percent, indicating a very good fit. Also, the 0.06 relative root mean square error represents the aceptable accuracy in the water content modelling.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱۰-۲۱
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.295493.1028

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۴/۲۶

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۱۲

واژه‌های کلیدی

تصاویر ابرطیفی، داده آزمایشگاهی، سنجش از دور، مدل‌سازی نظارت شده، محتوای آب برگ، منحنی طیفی

بهبود مدل تخمین موجودی آب برگ گیاه مبتنی بر داده‌های طیفی

طیبه مناقبی [۱*]، محمدرضا مباشری [۲]

۱،*. پژوهشگاه فضایی ایران، tb.managhebi@gmail.com (نویسنده مسئول)
۲. دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی ، doctor.mobasheri@gmail.com

چکیده

محتوای آب برگ گیاه شاخص مناسبی برای بررسی فیزیولوژیکی گیاه بر مبنای وضعیت آب آن است. این پژوهش مدلی را برای برآورد محتوای آب گیاه بر اساس داده‌های ابرطیفی در محدوده ۴۰۰ تا ۲۵۰۰ نانومتر ارائه می‌دهد. در این مطالعه، طیف بازتابندگی ۵۳ گونه گیاهی مختلف از داده‌های آزمایشگاهی خواص اپتیکی برگ، مورد استفاده قرار گرفته و در مجموع ۲۶۳ منحنی طیفی در یک روند مدل‌سازی نظارت شده به کار گرفته شدند. برای این منظور، در این تحقیق سه مدل خطی بر مبنای دو شاخص مجزا و ترکیب آن‌ها پیشنهاد شدند. شاخص اول نسبت بازتابندگی طیفی در دو طول موج مختلف و شاخص دوم نسبت مشتق منحنی طیفی در دو طول موج است. نتایج تجربی تایید کننده وابستگی باندهای جذبی آب و محتوای آب برگ است. در نهایت، مقدار ضریب تعیین ۸۷ درصد برای مدل ترکیبی به دست آمد که نشان‌دهنده برازش مناسب مدل بر داده‌ها است. همچنین، جذر میانگین مربعات خطای نسبی ۰/۰۶ بیان‌گر دقت قابل قبول مدل پیشنهادی در برآورد محتوای آب برگ است.

۱- مقدمه

تصاویر ابرطیفی[1] یکی از منابع داده سنجش از دور[2] به منظور شناسایی هدف[3] و برآورد پارامترهای هدف است. امروزه پایش پوشش‌های گیاهی اعم از جنگل، مرتع، اراضی زارعی و باغی یکی از شاخه‌های مهم مطالعاتی در سنجش از دور است که به دلیل اهمیت و تنوع چالش‌ها، پژوهش‌های بسیاری را به خود اختصاص داده است. طبقه‌بندی پوشش زمین [۱]، تفکیک گونه‌های کشاورزی [۲]، مطالعه وضعیت گیاه [۳] و برآورد پارامترهای فیزیکی و شیمیایی آن [۴] از مهم‌ترین این چالش‌ها هستند. بدیهی است که در هر یک از موضوعات یاد شده، داده مناسب بر اساس موضوع مدنظر انتخاب شده و دقت مورد نیاز تعیین می‌شود. انتخاب سکوی مناسب برای اخذ داده به صورت داده‌های هوابرد[4] یا فضابرد[5]، انتخاب حد تفکیک مکانی[6] و طیفی[7] مناسب و بالاخره نوع داده نوری[8] یا راداری[9]، همگی به هدف مطالعه بستگی دارد. به صورت کلی، داده‌های راداری به فیزیک هدف حساس هستند و داده‌های نوری به ویژگی‌های شیمیایی اهداف حساسیت نشان می‌دهند. بدیهی است که انتخاب حد تفکیک مکانی مناسب نیز کاملاً متاثر از نوع هدف، موضوع مطالعه و دقت درخواستی، می‌تواند از چند متر در تشخیص نوع گونه تا میلیمتر در تشخیص نوع بیماری گیاه متغیر باشد. همچنین در مورد نوع سنجنده، سنجنده‌های چند طیفی[10] گزینه مناسبی برای شناسایی محدوده و تعیین گونه هستند.

یکی از پارامترهای بیوشیمیایی مهم گیاه، موجودی آب[11] گیاه است که شاخص مناسبی برای بررسی وضعیت فیزیولوژیکی گیاه [۵-۸]، تعیین زمان مناسب آبیاری [۹] و [۶]، و بالاخره پیش‌بینی وقوع آتش‌سوزی در جنگل‌ها به‌شمار می‌آید [۱۰-۱۲] . همچنین بررسی و پایش محتوای آب برگ در فصل رشد، یکی از پارامترهای تعیین کننده در میزان تولید گندم است که در مدل‌های پیش‌بینی تولید مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱۳]. از این‌رو، برآورد این پارامتر حیطه وسیعی از تحقیقات را در سنجش از دور با استفاده از تصاویر ابرطیفی به خود اختصاص داده است [۱۴] و [۱۵]. در تحقیقات زیادی که در زمینه برآورد موجودی آب با استفاده از بازتابندگی در طول موج‌های مختلف طیف الکترومغناطیسی صورت گرفته است؛ استفاده از برازش خطی به روش کمترین مربعات برای برقراری ارتباط بین شاخص‌های موجودی آب و بازتابندگی به ویژه در محدوده‌های مادون قرمز نزدیک[12] (NIR) و مادون قرمز با طول موج کوتاه[13] (SWIR) بیشترین کاربرد را داشته است [۱۶-۲۰]. مراکز باندهای جذبی آب که عبارتند از ۹۷۰، ۱۲۰۰، ۱۴۵۰، ۱۹۳۰ و ۲۵۰۰ نانومتر به عنوان طول موج‌های حساس به موجودی آب گیاه [۲۱] در صدر توجه تعداد دیگری از محققین این عرصه بوده‌اند [۲۲-۲۵]. با این وجود مباشری[14] و همکاران در یک بررسی جامع نشان دادند که موجودی آب برگ گیاه می‌تواند متناسب با نسبت بازتابندگی در دو باندی باشد که نه تنها در محدوده جذب آب طیف الکترومغناطیسی قرار ندارند، بلکه هر یک از این دو باند استفاده شده به تنهایی نیز هیچ‌گونه همبستگی با شاخص موجودی آب برگ ندارند [۲۶]. نتایج این تحقیق از این جهت حائز اهمیت است که شاخص به‌دست آمده بر اساس بازتابندگی در طول موجی است که باند جذبی آب محسوب نمی‌شود و از این‌رو، شاخص به‌دست آمده قابل استفاده در سنجش از دور ماهواره‌ای است که به شدت از موجودی بخار آب جو متأثر است. پو[15] و همکاران با استخراج ویژگی‌های جذبی از منحنی طیف بازتابندگی و همچنین تعریف شاخص نسبت سه باندی و ویژگی‌های مستخرج از منحنی طیفی، امکان برقراری ارتباط خطی ویژگی‌های مستخرج از طیف الکترومغناطیس را با شاخص محتوای آب گیاه مورد بحث و بررسی قرار دادند. برازش خطی

1 Hyper Spectral
2 Remote Sensing
3 Pattern Recognition
4 Airborne
5 Spaceborne
6 Spatial Resolution
7 Spectral Resolution
8 Optic
9 Radar
10 Multi Spectral
11 Water Content
12 Near Infrared
13 Short Wave Infrared
14 Mobasheri
15 Pu

بین شاخص و ویژگی‌های به‌دست آمده نشان داد که ویژگی مساحت[1] در باندهای جذبی ۹۲۰-۱۱۲۰ نانومتر و ۱۰۷۰-۱۳۲۰ نانومتر و همچنین ویژگی‌های نسبت باندی تعریف شده، همبستگی مناسبی را با محتوای آب گیاه نشان می‌دهند. نکته ظریف و قابل تأمل در این مطالعه استفاده از CR[2] به‌عنوان پیش پردازشی برای آشکارسازی بهتر و به عبارت دیگر مبالغه‌آمیزسازی عمق[3] باندهای جذبی و به‌تبع آن سایر ویژگی‌های باندهای جذبی مانند مساحت و تقارن[4] است [۲۷]. در بسیاری از تحقیقات صورت گرفته برای برآورد پارامتر موجودی آب برگ گیاه، تنها نوع خاصی از گیاه با ظرفیت‌های آب متفاوت مورد مطالعه قرار گرفته‌است [۱۶] و [۲۷]. همچنین عموماً از محدوده خاصی از طیف الکترومغناطیس که محدود به باندهای جذبی آب است استفاده شده‌است [۲۷]. در سال ۲۰۲۱، پژوهشی به منظور مطالعه میزان آب برگ[5] (LWC) انجام شد که هدف از آن، استخراج پروفیل قائم موجودی آب گیاه بر اساس دو شاخص آب[6] (WI) و شاخص اختلاف نرمال شده استرس آب[7] (NDWSI) بود. دو شاخص نامبرده از مقادیر بازتابندگی در باندهای مادون قرمز نزدیک (طول موج‌های ۸۵۰، ۹۰۰ و ۹۷۰ نانومتر) استفاده می‌کنند [۱۳].

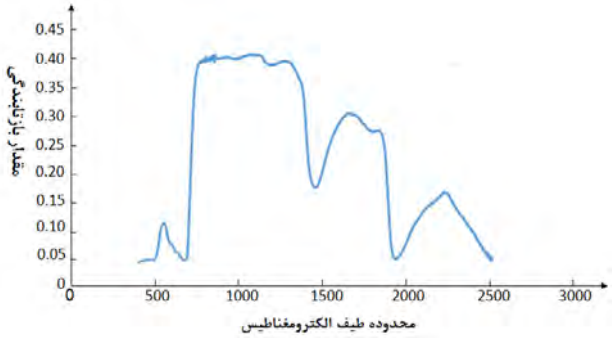
با توجه به مرور پژوهش‌های انجام شده، هدف از مطالعه حاضر، بررسی جامع نسبت‌های بین باندها در منحنی طیف الکترومغناطیس و مشتق این منحنی به منظور ارائه مدلی برای برآورد موجودی آب گیاه است. توضیح تفصیلی از داده‌های مورد استفاده و روش کار در بخش بعد ارائه می‌شود و پس از آن ضمن ارائه نتایج و ارزیابی دقت، پیشنهاداتی برای ادامه این پژوهش ارائه خواهد شد.

۲- مواد و روش‌ها

داده‌های آزمایشگاهی خواص اپتیکی برگ[8](LOPEX93)، به‌عنوان منبع مناسبی برای دسترسی به شاخص مناسب برای برآورد پارامترهای مختلف گیاه نظیر موجودی آب، کلروفیل و ... در سطح برگ، تاکنون مورد توجه محققین زیادی قرار گرفته است [۲۸] و [۲۶]. در این داده‌ها مقدار بازتابندگی در محدوده طول موج ۴۰۰ تا ۲۵۰۰ نانومتر با حد تفکیک طیفی یک نانومتر برای گونه‌های مختلف ثبت شده است. شکل ۱ نمونه‌ای از منحنی طیفی را برای یک نمونه گیاه گندم نشان می‌دهد. بدیهی است که استفاده از نتایج حاصل از این داده‌های آزمایشگاهی در سنجش از دور هوایی و به‌ویژه فضایی، مستلزم اعمال تصحیحات اتمسفری بر تصاویر است.

در مطالعه حاضر، ۲۶۳ نمونه از داده‌های آزمایشگاهی مذکور به عنوان داده آموزشی[9] و آزمایشی[10] به منظور مدل‌سازی و ارزیابی مورد استفاده قرار گفتند. از مجموع نمونه‌های انتخاب شده که مربوط به ۵۳ گونه گیاهی مختلف بودند؛ ۲۱۰ نمونه برای مدل‌سازی و ۵۳ نمونه نیز برای ارزیابی مدل در نظر گرفته شدند. در انتخاب نمونه‌ها، جمعیت آماری نمونه‌ها با مقادیر مختلف ضخامت آب معادل برگ[11] (EWT) از ۰/۰۰۳۷ gcm^{-2} تا ۰/۰۵۲۵ gcm^{-2} با میانگین ۰/۰۱۱۷ gcm^{-2} و انحراف معیار آن‌ها ۰/۰۰۷۲ gcm^{-2} مدنظر قرار گرفت. همچنین در تفکیک داده‌های آموزشی و آزمایشی نیز تنوع مقدار EWT و تنوع نوع گونه در هر دو داده آموزشی و آزمایشی مد نظر قرار گرفت و در محدوده‌های مشخص از محتوای آب و در هرگونه، داده‌های آموزشی و آزمایشی به صورت تصادفی و با نسبت ۴ به ۱ انتخاب شدند. در صورتی‌که تعداد نمونه در یک نوع گونه یا مقدار EWT در یک محدوده کم بود، حداقل یک نمونه در داده آموزشی و یک نمونه در داده آزمایشی قرار داده شد.

1 Area
2 Continuum Removal
3 Depth
4 Asymmetry
5 Leaf Water Content
6 Water Index
7 Normalized Difference Water Stress Index
8 Leaf Optical Properties Experiment
9 Train Data
10 Test Data
11 Equivalent Water Thickness



شکل ۱. منحنی طیفی یک نوع گندم در داده LOPEX93

پارامترهای متفاوتی برای بیان موجودی آب برگ گیاه تعریف می‌شود که از آن جمله می‌توان به شاخص درصد محتوای نسبی آب[1] (RWC) و شاخص ضخامت آب معادل برگ[2] (EWT) اشاره نمود که این دو شاخص به ترتیب با روابط (۱) و (۲) تعریف شده‌اند [۲۸].

رابطه ۱

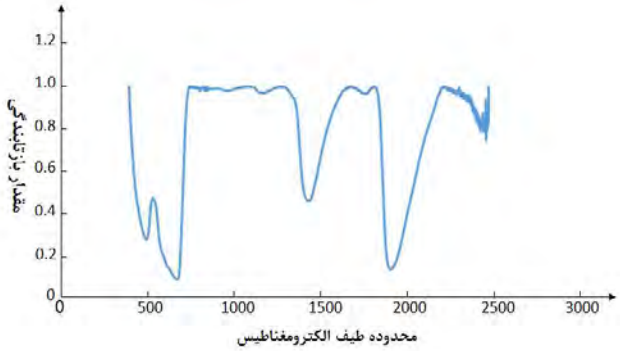
$$RWC = 100 \times \frac{FW - DW}{DW}$$

رابطه ۲

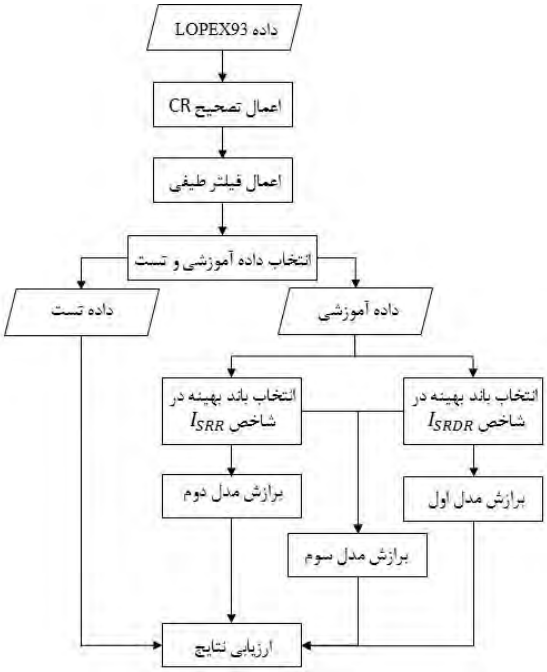
$$EWT = \frac{FW - DW}{A} \ (g\ cm^{-2})$$

در روابط فوق، FW وزن برگ تازه[3]، DW وزن برگ خشک[4] و A سطح برگ است. در داده‌های آزمایشگاهی مورد استفاده شاخص EWT به عنوان شاخص محتوای آب گیاه مورد استفاده قرار گرفته است.

در مرحله پیش‌پردازش، به منظور استفاده بهینه از ویژگی‌های جذبی ابتدا CR بر منحنی طیفی تمامی نمونه‌ها اعمال شد. با اعمال این اپراتور، در واقع نواحی جذبی بارزتر شده و نقاط حداکثری منحنی به حداکثر مقدار ممکن یعنی یک می‌رسند [۲۷]. شکل ۲ نمونه‌ای از منحنی طیفی را بعد از اعمال تصحیح مذکور نشان می‌دهد.



شکل ۲. اعمال تصحیح CR بر روی منحنی طیفی



شکل ۳. روندنمای الگوریتم پیشنهادی

شکل ۳ روندنمای روش پیشنهادی را به صورت خلاصه نشان می‌دهد.

همان‌طور که ملاحظه می‌شود، یکی از پیش‌پردازش‌های انجام شده بر روی داده‌های منحنی طیفی، اعمال یک فیلتر طیفی بر روی داده‌ها است. این فیلتر با کاهش حد تفکیک طیفی از ۱ نانومتر به ۱۰ نانومتر موجب نرم‌تر شدن منحنی و کاهش نویز در منحنی طیفی می‌شود. به این ترتیب، مقادیر مشتق طیف بازتابندگی از صفر (برابری مقادیر بازتابندگی در دو طول موج

1 Relative Water Content
2 Equivalent Water Thickness
3 Fresh Weight
4 Dry Weight

متوالی در منحنی با حد تفکیک طیفی یک نانومتر) فاصله می‌گیرند و به عبارت دیگر، با کاهش نویز در منحنی طیفی، بررسی شیب منحنی به دور از نقاط اکسترمم محلی میسر می‌شود. به منظور استقلال شاخص‌های مورد استفاده در مدل‌سازی از برخی از اثرات محتوای بیوشیمیایی و ساختاری گونه‌های مختلف برگ، در عموم شاخص‌های محتوای آب از نسبت‌های بین باندی طیف بازتابندگی و اختلاف نرمال شده باندها استفاه می‌شود. در ادامه، شاخص‌هایی که در این پژوهش مورد استفاده قرار گرفتند معرفی می‌شوند.

هاردیسکی[1] و همکاران، شاخص اختلاف نرمال شده مادون قرمز[2] (NDII) را به شکل زیر پیشنهاد دادند [۱۷]:

رابطه ۳

$$\mathrm{NDII} = \frac{\mathrm{R}_{850}\text{-}\mathrm{R}_{1650}}{\mathrm{R}_{850} + \mathrm{R}_{1650}}$$

که در آن اختلاف بازتابندگی نرمال شده در دو طول موج ۸۵۰ و ۱۶۵۰ نانومتر که متناظر با باندهای مادون قرمز نزدیک و مادون قرمز کوتاه است مورد استفاده قرار می‌گیرد.

گائو[3] و همکاران نیز باند مادون قرمز نزدیک و مادون قرمز میانی[4](MIR) را برای محاسبه شاخص نرمال شده آب[5] (NDWI) مورد استفاده قرار دادند[۱۸].

رابطه ۴

$$\mathrm{NDWI} = \frac{\mathrm{R}_{850}\text{-}\mathrm{R}_{1240}}{\mathrm{R}_{850} + \mathrm{R}_{1240}}$$

هانت[6] و همکاران در سال ۲۰۱۱ شاخص NDWSI را بر اساس اختلاف نرمال‌شده مقادیر بازتابندگی در مادون قرمز نزدیک به صورت زیر تعریف کردند [۲۹]:

رابطه ۵

$$\mathrm{NDWSI} = \frac{\mathrm{R}_{850}\text{-}\mathrm{R}_{970}}{\mathrm{R}_{850} + \mathrm{R}_{970}}$$

مباشری و همکاران شاخص نسبت بازتابندگی بین دو باند را به صورت زیر تعریف کردند [۲۶]:

رابطه ۶

$$I_{SRR} = \frac{R_{\lambda i}}{R_{\lambda j}}, i,j \in \{1, 2, \dots, 2101\}, \ i \neq j$$

که در آن، I_{SRR} شاخص نسبت بازتابندگی طیفی[7]، مقدار بازتابندگی در طول موج i ام و بالاخره $R_{\lambda j}$ مقدار بازتابندگی در طول موج jام است.

در سال ۲۰۱۵، شاخص NIDI با استفاده از نسبت‌های بین باندی بر اساس مقادیر بازتابندگی در باندهای محدوده مادون قرمز میانی به صورت زیر تعریف شد [۳۰]:

رابطه ۷

$$NIDI = \frac{R_{1529}}{R_{1416}}$$

با توجه به مقادیر طول موج ۱۵۲۹ و ۱۴۱۶ نانومتر، عدم استفاده از فیلترهای کاهش نویز مهم‌ترین اشکالی است که به مدل مذکور وارد می‌شود.

در سال ۲۰۲۰، شاخص آب کامپوزیت[8] (CWI) به عنوان شاخصی برای برآورد میزان آب گیاه به صورت زیر تعریف شد [۳۱]:

رابطه ۸

$$CWI = R_{1660} \times R_{1820}$$

همچنان که ملاحظه می‌شود، در شاخص‌های مختلف مورد استفاده، مقادیر بازتابندگی در طیف الکترومغناطیس مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مقاله، شاخص جدیدی بر اساس مقادیر شیب منحنی طیفی مورد استفاده قرار می‌گیرد و به این ترتیب، علاوه بر مقدار بازتابندگی، نرخ تغییرات بازتابندگی نیز مورد بررسی قرار

1 Hardisky
2 Normalized Difference Infrared Index
3 Gao
4 Near Infrared
5 Normalized Difference Water Index
6 Haunt
7 Spectral Reflectance Ratio
8 Composite Water Index

داده می‌شود. این شاخص تحت عنوان نسبت مشتق بازتابندگی طیفی[1] بین هر دو باند به صورت زیر تعریف شد:

رابطه ۹

$$I_{SRDR} = \frac{\frac{\partial R_{\lambda i}}{\partial \lambda}}{\frac{\partial R_{\lambda j}}{\partial \lambda}}, i, j \in \{1, 2, \dots, 2101\}, i \neq j$$

که در آن، I_{SRDR} شاخص نسبت مشتق بازتابندگی طیفی و ∂ اپراتور مشتق نسبی است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، شاخص اخیر صرفاً بر اساس شیب منحنی طیفی عمل می‌کند.

در ادامه هر یک از شاخص‌های رابطه ۶ و ۹ به‌ازای تمامی باندهای طیفی محاسبه شدند و همبستگی شاخص با مقدار EWT به‌ازای هر دو باند در داده‌های آموزشی ثبت شد. در نهایت، مدل خطی تخمین مقدار EWT بر حسب شاخص بهینه I_{SRR} به صورت زیر تعریف شد:

رابطه ۱۰

$$EWT = a_1 I_{opt_{SRR}} + b_1$$

که در آن، $I_{opt_{SRR}}$ شاخص بهینه شده I_{SRR} به‌ازای باندهای طیفی بهینه است و a_1 و b_1 ضرایب مدل خطی هستند. مشابه این مدل خطی برای شاخص تعریف شده I_{SRDR} و به‌ازای باندهای بهینه به صورت زیر است:

رابطه ۱۱

$$EWT = a_2 I_{opt_{SRDR}} + b_2$$

که در آن، $I_{opt_{SRDR}}$ شاخص بهینه شده I_{SRDR} به‌ازای باندهای طیفی بهینه است و a_2 و b_2 ضرایب مدل خطی هستند. مدلی که در نهایت به عنوان مدل نهایی در این روش پیشنهاد می‌شود، مدلی ترکیبی است که هر دو شاخص بهینه را در خود جای داده و در واقع علاوه‌بر اطلاعات مقدار بازتابندگی در منحنی طیفی، از شیب منحنی طیفی نیز بهره می‌برد. مدل اخیر به صورت زیر تعریف می‌شود:

رابطه ۱۲

$$EWT = a_3 I_{opt_{SRR}} + b_3 I_{opt_{SRDR}} + c_3$$

که در آن a_3، b_3 و c_3 پارامترهای مدل خطی ترکیبی هستند. بدیهی است که نیازی به انجام مرحله بهینه‌سازی در این مدل وجود ندارد و باندهای بهینه به‌دست آمده برای مدل‌های رابطه و رابطه در مدل اخیر مورد استفاده قرار می‌گیرند.

به منظور ارزیابی نتایج و بررسی میزان تطابق نتایج حاصل از روش‌های ارائه شده و مقادیر حاصل از اندازه‌گیری‌ها از سه شاخص آماری استفاده می‌شود. شاخص آماری رگرسیون به نام ضریب تعیین[2] که در واقع توان دوم میزان همبستگی نتایج حاصل از مدل و نتایج حاصل از اندازه‌گیری است به صورت زیر قابل محاسبه است:

رابطه ۱۳

$$R^2 = \frac{E(EWT_O - \overline{EWT_O})(EWT_C - \overline{EWT_C}))}{E(EWT_O - \overline{EWT_O})^2 E(EWT_C - \overline{EWT_C})^2}$$

که در آن، EWT_O و $\overline{EWT_O}$ به ترتیب، محتوای آب برگ مشاهداتی و محتوای آب برگ مشاهداتی متوسط هستند، EWT_C و $\overline{EWT_C}$ به ترتیب محتوای آب برگ محاسباتی از مدل و متوسط آن هستند و بالاخره E اپراتور امید ریاضی است که در برآوردگر نزدیک‌ترین همسایه[3] به صورت میانگین تعریف شده و منجر به رابطه زیر می‌شود:

رابطه ۱۴

$$R^2 = \frac{\sum_{i=1}^{n}(EWT_{O_i} - \overline{EWT_O})(EWT_{C_i} - \overline{EWT_C})}{\sum_{i=1}^{n}(EWT_{O_i} - \overline{EWT_O})^2 (EWT_{C_i} - \overline{EWT_C})^2}$$

که در آن، n تعداد نمونه مورد استفاده در مجموعه داده‌های تست است. شاخص آماری دوم جذر میانگین مربعات خطا[4] (RMSE) است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

1 Spectral Reflectance Derivation Ratio
2 Determination of Coefficient
3 Maximum Liklihood
4 Root Mean Square Error

رابطه ۱۵

$$RMSE = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(EWT_O - EWT_c)^2$$

شاخص آماری سومی که در تعیین دقت روش پیشنهادی مورد استفاده قرار گرفت، شاخص جذر میانگین مربعات خطای نسبی[1] (RRMSE) است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

رابطه ۱۶

$$RRMSE = \frac{RMSE}{EWT_O}$$

که در آن خطای هر متغیر تصادفی با توجه به مقدار واقعی متغیر تعیین می‌شود. به این ترتیب، سه پارامتر آماری یاد شده در کنار بررسی میزان همبستگی بین محاسبات و مشاهدات، مقدار خطای مطلق و نسبی محاسبات را نیز برآورد خواهد کرد.

۳-نتایج

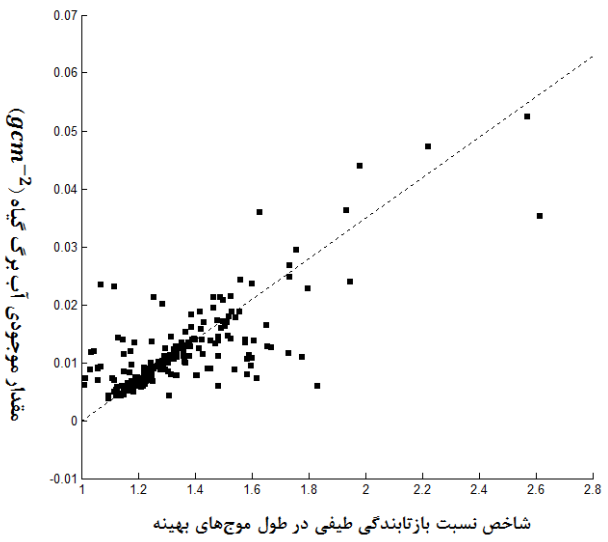
بررسی شاخص ضریب تعیین در هر یک از مدل‌های پیشنهادی (روابط (۱۰)، (۱۱) و (۱۲))، منجر به شناسایی طول موج‌های بهینه در هر مدل می‌شود. بر مبنای شاخص آماری کیفیت برازش یعنی ضریب تعیین، بهترین نتایج در مدل اول مربوط به نسبت بازتابندگی در دو طول موج ۷۵۰ و ۱۳۹۰ نانومتر است که مربوط به محدوده لبه قرمز[2] و مادون قرمز کوتاه است.

پس از تعیین باندهای بهینه، بر اساس داده‌های آموزشی ضرایب مدل خطی به روش کمترین مربعات به‌دست می‌آید. رابطه ۱۷ مدل خطی برآورد بر اساس شاخص اول را نشان می‌دهد:

رابطه ۱۷

$$EWT = 0.035\frac{R_{750}}{R_{1390}} - 0.0351$$

برازش خط به داده‌های آموزشی به منظور برآورد ضرایب مدل خطی در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۴. برازش خطی بین EWT مشاهده شده و شاخص نسبت بازتابندگی در طول موج‌های ۷۵۰ و ۱۳۹۰ نانومتر

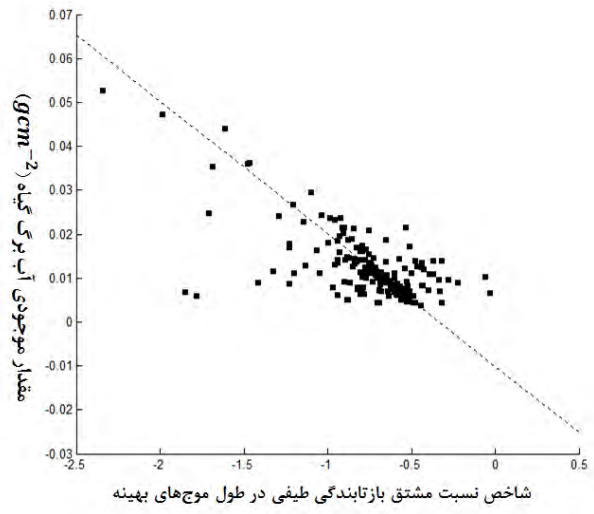
به طور مشابه پس از تعیین باندهای بهینه در شاخص دوم با استفاده از داده‌های آموزشی که عبارتند از باند طیف ۱۳۴۰ و ۱۵۲۰ نانومتر در محدوده مادون قرمز کوتاه، ضرایب مدل خطی متناظر با آن نیز به روش کمترین مربعات و به صورت زیر به‌دست می‌آید:

رابطه ۱۸

$$EWT = -0.0302\frac{S_{1340}}{S_{1520}} - 0.0101$$

1 Relative Root Mean Square Error

2 Red Edge



شکل ۵. برازش خطی بین EWT و شاخص نسبت شیب منحنی طیفی در طول موج‌های ۱۳۴۰ و ۱۵۲۰ نانومتر

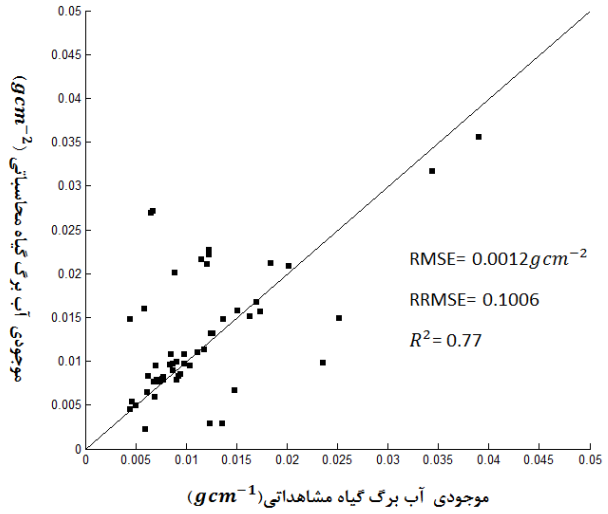
همچنان که ملاحظه می‌شود شیب منحنی طیفی در محدوده SWIR شاخص مناسبی برای برآورد مقدار EWT است. در نهایت مدل ترکیبی خطی بر اساس رابطه ۱۲ و با استفاده از طول موج‌های بهینه به صورت زیر است:

رابطه ۱۹

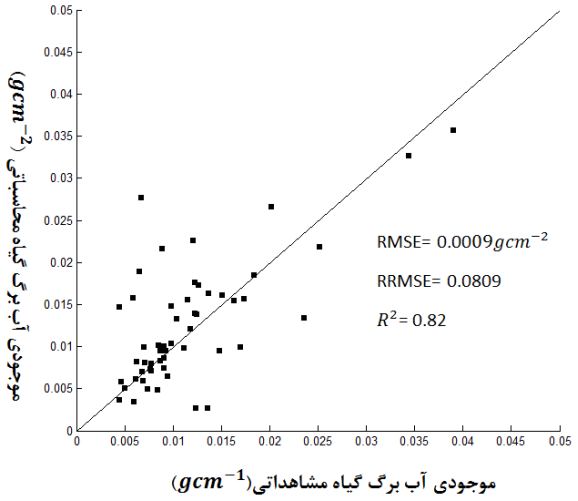
$$EWT = +0.0113\frac{R_{750}}{R_{1390}} - 0.0207\frac{S_{1340}}{S_{1520}} - 0.0183$$

در محاسبه پارامترهای گیاه بر اساس منحنی طیفی، توجه به استقلال مدل ارائه شده از گونه گیاهی و نیز توانایی مدل در برآورد دقیق میزان پارامتر مورد بررسی در حالات مختلف از اهمیت به‌سزایی برخوردار است. از این‌رو، همچنان که از شکل ۴ و ۵ برمی‌آید، در انتخاب داده‌های آموزشی تلاش شده است تا از مقادیر مختلف EWT استفاده شود. لازم به توضیح است که در نمونه آزمایشگاهی مورد استفاده، فراوانی داده‌ها با EWT بالا نسبت به داده‌های با EWT کم، کمتر بود. بررسی نتایج حاصل از مدل‌های ارائه شده نشان می‌دهد، نسبت شیب منحنی طیفی در دو سوی باندهای جذبی با میزان موجودی آب گیاه ارتباط دارد. نسبت شیب به‌کار گرفته شده در مدل دوم که مربوط به دو طول موج ۱۳۴۰ و ۱۵۲۰ نانومتر است؛ همواره مقداری منفی است که به معنی اختلاف جهت شیب در دو نقطه مذکور است. به عبارت دیگر، از آنجایی‌که طول موج‌های ذکر شده در دو سوی باند جذبی واقع شده‌اند؛ دارای مقادیر شیب بازتابندگی با علامت متفاوت است.

در ادامه، بر اساس مدل ۱۷، به‌عنوان مدلی که بهترین برازش را بر داده‌های آموزشی داشت، موجودی آب برگ گیاه در داده‌های تست برآورد شد. شکل ۵ نمایشی نقطه‌ای از EWT برآورد شده با استفاده از مدل اول را در مقابل EWT اندازه‌گیری شده برای داده‌های آزمون نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۷، ملاحظه می‌شود که دقت برآورد در مدل دوم نسبت به مدل اول بهتر است. در واقع، نسبت نرخ تغییر بازتابندگی در مقایسه با نسبت بازتابندگی، شاخص مناسب‌تری در برآورد پارامتر مد نظر است.

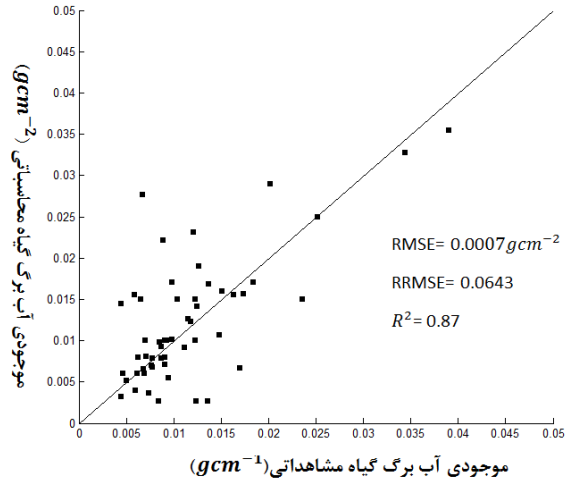


شکل ۶. نمایش موجودی آب برگ محاسباتی از مدل اول در مقابل موجودی آب برگ مشاهداتی



شکل ۷. نمایش موجودی آب برگ محاسباتی از مدل دوم در مقابل موجودی آب برگ مشاهداتی

شکل ۸ نتایج محاسباتی با استفاده از مدل ترکیبی را در مقایسه با مشاهدات انجام شده در داده تست نمایش می‌دهد.



شکل ۸. نمایش موجودی آب برگ محاسباتی از مدل ترکیبی در مقابل موجودی آب برگ مشاهداتی

نتایج حاصل از مدل سوم بیان‌گر این مطلب است که استفاده از نسبت بازتابندگی منحنی طیفی و نسبت شیب آن در یک مدل خطی سبب بهبود کیفیت مدل ارائه شده در برآورد میزان موجودی آب برگ گیاه می‌شود. همچنان که از شکل ۸ برمی‌آید، EWT محاسبه شده قادر به برآورد مقدار واقعی EWT با دقت نسبی بهتر از ۶ درصد است. اگر چه مقادیر ضریب تعیین برای شاخص‌های NDII و NDWI بهتر از نتیجه حاصل از شاخص نسبت باندی و برابر با ۰/۸۱ و ۰/۸۳ بود اما مقادیر خطای نسبی این دو شاخص به ترتیب ۰/۱۲ و ۰/۱۳۵ به‌دست آمد که نشان می‌دهد شاخص‌های مذکور در مقایسه با نتایج این پژوهش از دقت پایین‌تری برخوردار هستند. استفاده از مشتق منحنی طیفی در کنار منحنی طیفی، این اجازه را می‌دهد که ضمن بررسی مقادیر بازتابندگی از نرخ تغییرات بازتابندگی در باندهای مجاور نیز استفاده شود.

۴-بحث و نتیجه‌گیری

در حال حاضر، شرکت‌های متعددی در ایران و سایر کشورها به دنبال استفاده از فناوری سنجش از دور هوایی و فضایی در راستای دستیابی به کشاورزی هوشمند هستند. کشاورزی هوشمند نه تنها در کنار کشاورز منجر به بهبود شرایط مزرعه می‌شود بلکه راهنمای مناسبی نیز برای مدیران مربوطه در راستای بحث صادرات و واردات کشاورزی، تعیین حق آبه، تخصیص خدماتی همچون بیمه کشاورزی و ارائه مشاوره کشاورزی و ... است. در این راستا، مطالعه دقیق وضعیت فیزیولوژیکی گیاه به منظور بررسی سلامت گیاه، میزان تولید، نیاز گیاه به آب و کود و سم‌پاشی مد نظر است. لازم به تاکید است که بسیاری از پارامترهای گیاه قابل اندازه‌گیری مستقیم نیستند و باید با روش‌های غیرمستقیم برآورد شوند. در این میان، فناوری سنجش از دور با ارائه شاخص‌هایی بر اساس بازتابندگی گیاه در طول موج‌های مختلف در کنار اینترنت اشیا از مهم‌ترین فناوری‌هایی است که در حوزه کشاورزی هوشمند کاربرد دارد.

هدف از این پژوهش، برآورد موجودی آب برگ گیاه با استفاده از فناوری سنجش از دور است. مطالعه موجودی آب گیاه در دوره رشد گیاه علاوه بر اینکه اطلاعات مفیدی در راستای وضعیت فیزیولوژیکی گیاه ارائه می‌دهد، سبب بهبود دقت برآورد مقدار تولید می‌شود. بدیهی است که تعیین مقدار تولید مزارع کشاورزی پیش از دوره برداشت گیاه، راهنمای مدیران مربوطه به ویژه در حوزه صادرات و واردات کشاورزی است.

در این مقاله، شاخص‌هایی برای تخمین مقدار موجودی آب برگ گیاهان با استفاده از اطلاعات منحنی طیفی گیاه ارائه شد که مستقل از نوع گیاه، با مقدار EWT همبستگی دارد (جدول ۱). برای انجام این پژوهش، از داده‌های شناخته شده آزمایشگاهی خواص اپتیکی برگ (lopex93) استفاده شده است. در ادامه، با استفاده از داده‌های آموزشی مدلی خطی با ترکیب دو شاخص ارائه شده تعریف شد که با دقت نسبی ۰/۰۶۴۳ قادر به تخمین موجودی آب برگ گیاه است. در این مسیر، برای عبور از وابستگی شاخص ارائه شده به نوع گیاه، شاخص مشتق منحنی طیف بازتابندگی در کنار بازتابندگی طیفی به‌کار گرفته شده است. بررسی نسبت مقادیر بازتابندگی در باندهای جذبی آب نشان دهنده تاثیرپذیری شیب منحنی طیفی از موجودی آب برگ است. از آن‌جایی‌که در مدل نهایی تعریف شده از نسبت بازتابندگی طیفی و نسبت مشتق بازتابندگی طیفی استفاده شده است، علاوه‌بر اینکه، امکان برآورد EWT برای گونه‌های مختلف گیاهی را فراهم می‌کند، به دلیل نسبت‌گیری باندی و در نتیجه حذف تقریبی اثر جو، امکان استفاده از این شاخص در سنجش از دور هوایی و فضایی نیز وجود خواهد داشت.

جدول ۱. مقایسه نتایج شاخص پیشنهادی و شاخص‌های رایج برآورد EWT

شاخص طیفی	رابطه	RMSE	منبع
شاخص اختلاف نرمال شده مادون قرمز	$NDII = \frac{R_{850}-R_{1650}}{R_{850}+R_{1650}}$	0.0042	[۱۷]
شاخص نرمال شده آب	$NDWI = \frac{R_{850}-R_{1240}}{R_{850}+R_{1240}}$	0.0051	[۱۸]
شاخص اختلاف نرمال شده استرس آب	$NDWSI = \frac{R_{850}-R_{970}}{R_{850}+R_{970}}$	0.00095	[۲۹]
شاخص نسبت بین باندی	$NIDI = \frac{R_{1529}}{R_{1416}}$	0.0012	[۳۰]
شاخص آب کامپوزیت	$CWI = R_{1660} \times R_{1820}$	0.0013	[۳۱]
مدل ترکیبی منحنی طیفی و مشتق آن	$EWT = +0.0113\frac{R_{750}}{R_{1390}} - 0.0207\frac{S_{1340}}{S_{1520}} - 0.0183$	0.0007	پژوهش حاضر

جدول ۱ مقایسه‌ای از مقادیر RMSE به‌ازای شاخص‌های ارائه شده و شاخص‌های متداول ارائه می‌دهد. نتایج ارائه شده بیان‌گر قابلیت مدل ارائه شده در برآورد موجودی آب گیاه است.

۵- پیشنهادها

با توجه به اینکه در این مقاله به دلیل عدم دسترسی به مجموعه کاملی از داده‌های حقیقی از داده‌های آزمایشگاهی استفاده شده است، در مرحله اول پیشنهاد می‌شود این پژوهش بر پایه داده حقیقی انجام شود. همچنین، در عموم پژوهش‌های انجام شده در این حوزه از رگرسیون خطی برای مدل‌سازی EWT بر اساس یک شاخص استفاده شده است، از این‌رو، پیشنهاد دوم استفاده از یک فضای ویژگی غنی مشتمل بر شاخص‌هایی نظیر شاخص‌های تفاضل نرمال شده NDWI و NDII در کنار ویژگی‌های دیگری نظیر مساحت و تقارن مستخرج از منحنی طیفی و شاخص معرفی شده در این مقاله و به‌کارگیری الگوریتم‌های هوش مصنوعی نظیر شبکه عصبی و یادگیری عمیق برای مدل‌سازی EWT است. همچنین در داده مورد استفاده در این پژوهش، تعداد نمونه‌های با مقادیر موجودی آب گیاه بالاتر ۰/۰۲۵ گرم بر سانتیمتر محدود بود و از این‌رو، مدل‌سازی در این محدوده با دقت مناسبی انجام نشده است بنابراین، پیشنهاد می‌شود با جمع‌آوری داده با مقادیر بالاتر موجودی آب، مدل‌سازی جامع‌تری صورت گیرد.

مراجع

[1] W. Zhang et al., "WTS: A Weakly towards strongly supervised learning framework for remote sensing land cover classification using segmentation models". *Remote Sensing*, 2021. 13(3): p. 394.

[2] A. Orynbaikyzy, U. Gessner & C. Conrad, "Crop type classification using a combination of optical and radar remote sensing data: a review". *international journal of remote sensing*, 2019. 40(17): p. 6553-6595.

[3] J. Jung et al., "The potential of remote sensing and artificial intelligence as tools to improve the resilience of agriculture production systems". *Current Opinion in Biotechnology*, 2021. 70: p. 15-22.

[4] Q. Xie et al., "Crop height estimation of corn from multi-year RADARSAT-2 polarimetric observables

using machine learning". *Remote Sensing*, 2021. 13(3): p. 392.

[5] G.A. Carter, "Responses of leaf spectral reflectance to plant stress". *American Journal of Botany*, 1993. 80(3): p. 239-243.

[6] J. Peñuelas et al., "Reflectance indices associated with physiological changes in nitrogen-and water-limited sunflower leaves". *Remote sensing of Environment*, 1994. 48(2): p. 135-146.

[7] H.C. Stimson et al., "Spectral sensing of foliar water conditions in two co-occurring conifer species: Pinus edulis and Juniperus monosperma". *Remote Sensing of Environment*, 2005. 96(1): p. 108-118.

[8] C. Xu et al., "Monitoring crop water content for corn and soybean fields through data fusion of MODIS and Landsat measurements in Iowa". *Agricultural Water Management*, 2020. 227: p. 105844.

[9] J. Penuelas, I. Filella, C. Biel, L. Serrano & R. Save, "The reflectance at the 950-970 nm region as an indicator of plant water status". *International Journal of Remote Sensing*, 1993. 14: p. 1887-1905.

[10] S.L. Ustin et al., "Estimating canopy water content of chaparral shrubs using optical methods". *Remote Sensing of Environment*, 1998. 65(3): p. 280-291.

[11] J. Carlson, and R. Burgan, "Review of users' needs in operational fire danger estimation: the Oklahoma example". *International Journal of remote sensing*, 2003. 24(8): p. 1601-1620.

[12] E. Chuvieco et al., Improving burning efficiency estimates through satellite assessment of fuel moisture content. Journal of Geophysical Research: Atmospheres, 2004. 109(D14).

[13] W. Kong et al., "Estimating Vertical Distribution of Leaf Water Content within Wheat Canopies after Head Emergence". *Remote Sensing*, 2021. 13(20): p. 4125.

[14] A.F. Goetz et al., "Imaging spectrometry for earth remote sensing". *science*, 1985. 228(4704): p. 1147-1153.

[15] P.J. Curran, J.A. Kupiec and G.M. Smith, "Remote sensing the biochemical composition of a slash pine canopy. Geoscience and Remote Sensing", *IEEE Transactions on*, 1997. 35(2): p. 415-420.

[16] R. Colombo et al., "Estimation of leaf and canopy water content in poplar plantations by means of hyperspectral indices and inverse modeling". *Remote Sensing of Environment*, 2008. 112(4): p. 1820-1834.

[17] M. Hardisky, V. Klemas and M. Smart, "The influence of soil salinity, growth form, and leaf moisture on the spectral radiance of". *Spartina alterniflora*, 1983. 49: p. 77-83.

[18] B. C. Gao, "Normalized difference water index for remote sensing of vegetation liquid water from space". *in Imaging Spectrometry*. 1995. International Society for Optics and Photonics.

[19] G. Krishna et al., "Application of thermal imaging and hyperspectral remote sensing for crop water deficit stress monitoring". *Geocarto International*, 2021. 36(5): p. 481-498.

[20] R. Filgueiras et al., "Soil water content and actual evapotranspiration predictions using regression algorithms and remote sensing data". *Agricultural Water Management*, 2020. 241: p. 106346.

[21] L. Zhang et al., "Monitoring cotton (Gossypium hirsutum L.) leaf ion content and leaf water content in saline soil with hyperspectral reflectance". *European Journal of Remote Sensing*, 2014. 47: p. 593-610.

[22] E.B. Knipling, "Physical and physiological basis for the reflectance of visible and near-infrared radiation from vegetation". *Remote sensing of environment*, 1970. 1(3): p. 155-159.

[23] C.J. Tucker, "Remote sensing of leaf water content in the near infrared". *Remote sensing of Environment*, 1980. 10(1): p. 23-32.

[24] P. Ceccato et al., "Detecting vegetation leaf water content using reflectance in the optical domain". *Remote sensing of environment*, 2001. 77(1): p. 22-33.

[25] P.J. Zarco-Tejada and S. Ustin. "Modeling canopy water content for carbon estimates from MODIS data at land EOS validation sites". *in IGARSS 2001*. Scanning the Present and Resolving the Future. Proceedings. IEEE 2001 International Geoscience and Remote Sensing Symposium (Cat. No. 01CH37217). 2001. IEEE.

[26] M.R. Mobasheri, and S.B. Fatemi, "Leaf Equivalent Water Thickness assessment using reflectance at optimum wavelengths". *Theoretical and Experimental Plant Physiology*, 2013. 25(3): p. 196-202.

[27] R. Pu et al., "Spectral absorption features as indicators of water status in coast live oak (Quercus agrifolia) leaves". *International Journal of Remote Sensing*, 2003. 24(9): p. 1799-1810.

[28] P. Bowyer and F. Danson, "Sensitivity of spectral reflectance to variation in live fuel moisture content at leaf and canopy level". *Remote Sensing of Environment*, 2004. 92(3): p. 297-308.

[29] E.R. Hunt et al., "Remote sensing leaf chlorophyll content using a visible band index". 2011.

[30] D.M. Kim et al., "Highly sensitive image-derived indices of water-stressed plants using hyperspectral imaging in SWIR and histogram analysis". *Scientific reports*, 2015. 5(1): p. 1-11.

[31] F. Rasheed, S. Delagrange, and F. Lorenzetti, "Detection of plant water stress using leaf spectral responses in three poplar hybrids prior to the onset of physiological effects". *International Journal of Remote Sensing*, 2020. 41(14): p. 5127-5146.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 22-33
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.305782.1032

Article Info

Received: 2021-9-20
Accepted: 2022-1-11

Keywords

Spacecraft, Active fault-tolerant control, Stabilization

Designing Active Fault- tolerant Controller for Spacecraft under Actuator Fault

Rouzbeh Moradi [*,1]

1,*. Aerospace Engineering Department, Renewable Energies Faculty, Urmia University of Technology, West Azerbaijan, Iran, rouzbeh_moradi@uut.ac.ir, Corresponding author

Abstract

Fault- tolerant control is one of the important issues in automatic control. The reason for this importance is the probability of fault/ failure occurrence in controlling subsystems (sensor-actuator-system). Direct access to spacecraft is not always possible, Therefore fault- tolerant control has become even more important in space systems. On the other hand, due to the necessity for weight reduction in these systems, employing hardware redundancy has limitations. So, analytical redundancy has gained much attention in such systems. In this paper, reference inputs are corrected based an open- loop control command adjustment. Using simulation shown, without reference input adjustment, the controller will not be able to satisfy mission requirements when actuator faults occur. Then, the proposed method is used and the desired requirements are satisfied. The advantage of the proposed method is that, there is no need for taking the first and second derivatives of the reference inputs and these inputs can be obtained through integration.. This will prevent computational problems associated with differentiation.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۲۲-۳۳
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.305782.1032

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۶/۲۹

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۲۱

واژه‌های کلیدی

فضاپیما، کنترل تحمل پذیر عیب
فعال، پایدارسازی

طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب فعال فضاپیما در حالت عیب عملگر

روزبه مرادی [۱*]

۱،*. گروه مهندسی هوافضا، دانشکده انرژی‌های تجدیدپذیر-دانشگاه صنعتی ارومیه، rouzbeh_moradi@uut.ac.ir
(نویسنده مسئول)

چکیده

مساله کنترل تحمل‌پذیر عیب، یکی از مسائل مهم در حوزه کنترل اتوماتیک است. دلیل اهمیت این موضوع نیز احتمال بروز عیب یا خرابی در هر یک از اجزای سیستم کنترلی (سنسور، عملگر، سیستم) است. این موضوع به‌خصوص در رابطه با سیستم‌های فضایی، به دلیل عدم دسترسی آسان به این سیستم‌ها دارای اهمیت بسیار زیادی است. از طرفی، به‌دلیل ضرورت کاهش وزن این سیستم‌ها تا حد ممکن، استفاده از افزونگی سخت‌افزاری دارای محدودیت‌هایی بوده و استفاده از افزونگی‌های تحلیلی بیشتر مورد توجه است. در این مقاله، از اصلاح فرامین کنترلی حلقه باز برای اصلاح ورودی‌های مرجع استفاده شده است. با استفاده از شبیه‌سازی نشان داده شده، در صورت عدم اصلاح ورودی‌های مرجع، کنترل‌کننده قادر نخواهد بود در شرایط بروز عیب عملگر، فضاپیما را به شرایط مطلوب برساند. از این‌رو، با استفاده از روش پیشنهاد شده، وضعیت سیستم حول هر سه محور بدنی به شرایط مطلوب رسانده شده است. مزیت روش ارائه شده در مقاله حاضر این است که در این روش، نیازی به محاسبه مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع نیست و می‌توان این ورودی‌ها را از طریق انتگرال‌گیری به‌دست آورد. این مساله به نوبه خود باعث می‌شود تا از مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق‌گیری در شبیه‌سازی جلوگیری شود.

۱-مقدمه

در سال‌های اخیر، سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب توجه بسیاری از محققان را به خود جلب نموده‌اند. مهم‌ترین علت این امر، نیاز به افزایش امنیت و قابلیت اطمینان در سیستم‌های کنترل است. هدف چنین سیستم‌هایی، نگاه داشتن سیستم کنترل در شرایط عملکردی مطلوب و حفظ پایداری آن در هنگام رخداد عیب و خرابی در اجزای مختلف سیستم کنترل است [۱].

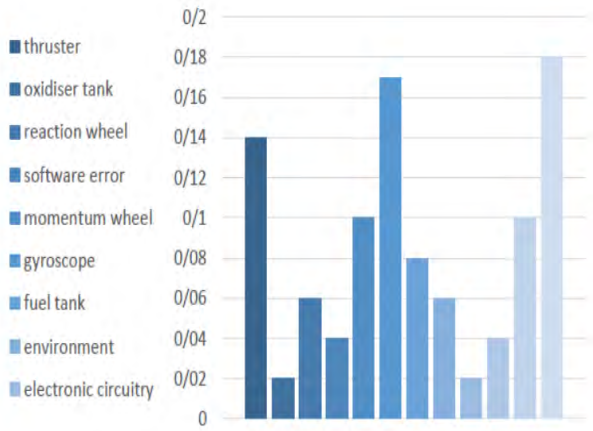
تحمل‌پذیری عیب مشخصه‌ای است که سامانه را قادر می‌سازد تا با به وجود آمدن عیب در اجزایش (یک یا چند عیب)، به صورت صحیح به کار خود ادامه دهد. در این دسته از سامانه ها، در صورت بروز عیب، در صورتی که کیفیت کلی سامانه کاهش یابد، میزان این کاهش، متناسب با میزان بزرگی شدت عیب است [۲]-[۵] . در حالی‌که در طراحی‌های ساده‌تر، این عیوب می‌توانند به طور کلی موجب از کار افتادن سامانه شوند. کنترل تحمل‌پذیر عیب در سیستم‌های هوافضایی و به‌ویژه در بحث کنترل وضعیت بسیار مورد تاکید قرار گرفته است [۶].

کنترل تحمل‌پذیر عیب به دو دسته فعال و غیرفعال تقسیم می‌شود. در روش غیر فعال که با نام مقاوم نیز شناخته می‌شود، کنترلر ثابت بوده و به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که سیستم در مقابل آسیب‌های از پیش تعیین شده مقاوم باشد. سیستم‌های سنتی، از استراتژی‌های غیرفعال با افزونگی‌های سخت‌افزاری یا روش‌های طراحی مقاوم برای جبران عیوب پیش‌بینی شده استفاده می‌کنند. در نقطه مقابل، روش‌های فعال با استفاده از ماژول‌های تشخیص و محل‌یابی عیب و پیکربندی مجدد کنترلر، اثر عیوب را کاهش می‌دهند [۷].

مقالات متعددی در رابطه با بحث کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال فضاپیما در سال‌های اخیر به چاپ رسیده‌اند [۸]-[۱۲]. مراجع [۸]-[۱۰] ایده‌های جدیدی در این رابطه مطرح کرده و از روش‌های مود لغزشی[1] و کنترل پسگام[2] استفاده نموده‌اند. مرجع [۱۱] از روش اصلاح ورودی‌های مرجع[3] برای طراحی کنترل کننده فعال وضعیت فضاپیمای معیوب استفاده کرده است. مرجع [۱۲] نیز از طریق استفاده از تعریف تابع لیاپانوف[4] و اصلاح ورودی‌های مرجع تلاش نموده تا سیستم حلقه بسته را پایدار نماید.

مقاله حاضر از روش اصلاح ورودی‌های مرجع از طریق اصلاح فرامین کنترلی حلقه باز برای کنترل وضعیت فضاپیمای معیوب استفاده می‌کند. مزیت روش حاضر به این شرح است که با توجه به اصلاح فرامین کنترلی حلقه باز، نیازی به محاسبه مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع نبوده و می‌توان ورودی‌های مرجع را به راحتی از طریق انتگرال‌گیری به‌دست آورد. این موضوع موجب می‌شود تا از مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق‌گیری در شبیه‌سازی [۱۳] جلوگیری شود.

چند عامل که موجب خرابی سیستم کنترل وضعیت می‌شوند در شکل (۱) ارائه شده‌اند [۱۴]:



شکل ۱-عوامل موثر در خرابی سیستم کنترل وضعیت

این شکل نشان می‌دهد که تقریبا ۴۵٪ خرابی سیستم کنترل وضعیت، ناشی از عیوب عملگر (کنترل گشتاور ژیروسکوپ پایه، چرخ‌های واکنشی و تراسترها) است. از این‌رو، در این مقاله عیب عملگر بررسی شده و خرابی عملگر به عنوان سناریوی عیب در نظر گرفته شده است.

[1] -Sliding mode
[2] -Backstepping
[3] -Reference inputs
[4] -Lyapunov function

۲-دینامیک وضعیت فضاپیما و ساختار کنترل کننده پایه

معادلات سرعت زاویه‌ای و وضعیت فضاپیما در دستگاه مختصات بدنی[1] به صورت روابط (۱) نشان داده شده است [۱۵]:

$$
\begin{aligned}
\dot{q}_0 &= 0.5\left(-\omega_1 q_1 - \omega_2 q_2 - \omega_3 q_3\right)\\
\dot{q}_1 &= 0.5\left(\omega_1 q_0 + \omega_3 q_2 - \omega_2 q_3\right)\\
\dot{q}_2 &= 0.5\left(\omega_2 q_0 - \omega_3 q_1 + \omega_1 q_3\right)\\
\dot{q}_3 &= 0.5\left(\omega_3 q_0 + \omega_2 q_1 - \omega_1 q_2\right)\\
\dot{\omega}_1 &= \left(\frac{I_2 - I_3}{I_1}\right)\omega_2\omega_3 + u_1' \quad , \; u_1' = u_1/I_1\\
\dot{\omega}_2 &= \left(\frac{I_3 - I_1}{I_2}\right)\omega_1\omega_3 + u_2' \quad , \; u_2' = u_2/I_2\\
\dot{\omega}_3 &= \left(\frac{I_1 - I_2}{I_3}\right)\omega_1\omega_2 + u_3' \quad , \; u_3' = u_3/I_3
\end{aligned}
\tag{۱}
$$

در این روابط:

بردار سرعت زاویه‌ای فضاپیما:

$$\boldsymbol{\omega}^T = \begin{bmatrix}\omega_1 & \omega_2 & \omega_3\end{bmatrix}$$

بردار کواترنیون:

$$\mathbf{q}^T = \begin{bmatrix}q_0 & q_1 & q_2 & q_3\end{bmatrix}$$

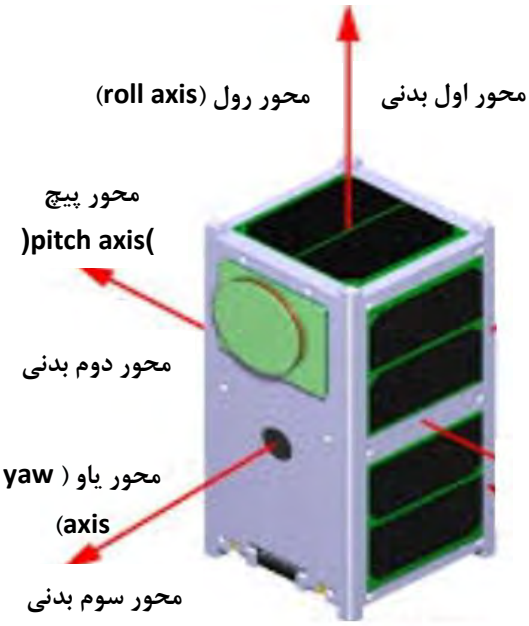
ماتریس ممان اینرسی:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_1 & 0 & 0\\ 0 & I_2 & 0\\ 0 & 0 & I_3\end{bmatrix}$$

گشتاورهای کنترلی:

$$\mathbf{u}^T = \begin{bmatrix}u_1 & u_2 & u_3\end{bmatrix}$$

دستگاه مختصات بدنی در شکل ۲ نشان داده شده است (تصویر نشان داده شده نوعی[2] بوده و مربوط به ماهواره در نظر گرفته شده در این مقاله نیست):



شکل ۲- دستگاه مختصات بدنی

فرامین کنترلی برای پایدارسازی مجانبی سیستم به این صورت ارائه شده‌اند [۱۶]:

$$
\begin{bmatrix} u_1'\\ u_2'\\ u_3'\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_3 & q_2\\ q_3 & q_0 & -q_1\\ -q_2 & q_1 & q_0\end{bmatrix}^{-1}\begin{bmatrix} f_1\\ f_2\\ f_3\end{bmatrix}
\tag{۲}
$$

در این رابطه

$$
\begin{aligned}
f_1 &= 2\left(u_1'' - \chi_1\right)\\
f_2 &= 2\left(u_2'' - \chi_2\right)\\
f_3 &= 2\left(u_3'' - \chi_3\right)
\end{aligned}
$$

و

$$
\begin{aligned}
u_1'' &= \ddot{q}_{1,d} - k_{\dot{q}_1}\left(\dot{q}_1 - \dot{q}_{1,d}\right) - k_{q_1}\left(q_1 - q_{1,d}\right)\\
u_2'' &= \ddot{q}_{2,d} - k_{\dot{q}_2}\left(\dot{q}_2 - \dot{q}_{2,d}\right) - k_{q_2}\left(q_2 - q_{2,d}\right)\\
u_3'' &= \ddot{q}_{3,d} - k_{\dot{q}_3}\left(\dot{q}_3 - \dot{q}_{3,d}\right) - k_{q_3}\left(q_3 - q_{3,d}\right)
\end{aligned}
\tag{۳}
$$

و

[1] -Body axis system

[2] -Typical

$$\chi_1 = -\frac{1}{4} q_1 \sum_{i=1}^{3} \omega_i^2 + \frac{1}{2}\left(G_1 q_0 \omega_2 \omega_3 - G_2 q_3 \omega_1 \omega_3 + G_3 q_2 \omega_1 \omega_2\right)$$

$$\chi_2 = -\frac{1}{4} q_2 \sum_{i=1}^{3} \omega_i^2 + \frac{1}{2}\left(G_1 q_3 \omega_2 \omega_3 + G_2 q_0 \omega_1 \omega_3 - G_3 q_1 \omega_1 \omega_2\right)$$

$$\chi_3 = -\frac{1}{4} q_3 \sum_{i=1}^{3} \omega_i^2 + \frac{1}{2}\left(-G_1 q_2 \omega_2 \omega_3 + G_2 q_1 \omega_1 \omega_3 + G_3 q_0 \omega_1 \omega_2\right)$$

و

$$G_1 = (I_2 - I_3)/I_1$$
$$G_2 = (I_3 - I_1)/I_2$$
$$G_3 = (I_1 - I_2)/I_3$$

بردار $\mathbf{q}_d = \begin{bmatrix} q_{0,d} & q_{1,d} & q_{2,d} & q_{3,d} \end{bmatrix}^T$ ورودی‌های مرجع را نشان می‌دهد. خروجی‌های سیستم ($\begin{bmatrix} q_0 & q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix}^T$) باید این بردار را دنبال کنند.

جایگذاری روابط (۲) در روابط (۱) به روابط (۴) منجر می‌شود:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_1 &= \ddot{q}_{1,d} - k_{\dot{q}_1}\left(\dot{q}_1 - \dot{q}_{1,d}\right) - k_{q_1}\left(q_1 - q_{1,d}\right) \\ \ddot{q}_2 &= \ddot{q}_{2,d} - k_{\dot{q}_2}\left(\dot{q}_2 - \dot{q}_{2,d}\right) - k_{q_2}\left(q_2 - q_{2,d}\right) \\ \ddot{q}_3 &= \ddot{q}_{3,d} - k_{\dot{q}_3}\left(\dot{q}_3 - \dot{q}_{3,d}\right) - k_{q_3}\left(q_3 - q_{3,d}\right) \end{aligned} \quad (۴)$$

با تعریف سیگنال خطا به‌صورت:

$$e_i = q_i - q_{i,d}, \quad i = 1,2,3$$

روابط (۴) را می‌توان به‌صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\ddot{e}_i + k_{\dot{q}_i}\dot{e}_i + k_{q_i} e_i = 0, \quad i = 1,2,3 \quad (۵)$$

با فرض ضرایب مثبت، حل رابطه (۵) به‌صورت زیر است:

$$e_i(t) = 0.5 e_i(0)\left[e^{0.5\left(\sqrt{\Lambda_i} - k_{\dot{q}_i}\right)t}\left(1 + \mathrm{M}_i\right) + e^{-0.5\left(\sqrt{\Lambda_i} + k_{\dot{q}_i}\right)t}\left(1 - \mathrm{M}_i\right)\right], \quad i = 1,2,3$$

در این رابطه

$$\mathrm{M}_i = \frac{2\dot{e}_i(0) + e_i(0) k_{\dot{q}_i}}{e_i(0)\sqrt{\Lambda_i}}, \quad i = 1,2,3$$

و

$$\Lambda_i = k_{\dot{q}_i}^2 - 4k_{q_i}, \quad i = 1,2,3$$

بنابراین، برای همگرایی خطا به صفر، باید شروط زیر برقرار باشند:

$$\sqrt{\Lambda_i} - k_{\dot{q}_i} < 0 \quad (۶)$$

$$\sqrt{\Lambda_i} + k_{\dot{q}_i} > 0, \quad i = 1,2,3 \quad (۷)$$

در صورتی‌که ضرایب کنترل‌کننده به‌گونه‌ای انتخاب شوند که روابط (۶) و (۷) برقرار باشند، خطا با افزایش زمان به صفر میل خواهد نمود.

با توجه به قید غیرخطی موجود بین مولفه‌های بردار کواترنیون [۱۵]:

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$$

در صورتی که مولفه‌های q_1 تا q_3 به مقادیر مطلوب همگرا شوند، q_0 نیز به مقدار مطلوب همگرا می‌شوند.

جهت تبدیل زوایای اویلر به کواترنیون‌ها و برعکس از روابط ارائه شده در مرجع [۱۵] استفاده شده است.

محدوده ورودی‌های کنترلی پس از بروز عیب به صورت رابطه (۸) در نظر گرفته شده است:

$$sat_f\left(u_i\right) = \begin{cases} u_i & if \quad -u_{\max_{f,i}} \le u_i \le u_{\max_{f,i}} \\ u_{\max_{f,i}} & if \quad u_i > u_{\max_{f,i}} \\ -u_{\max_{f,i}} & if \quad u_i < -u_{\max_{f,i}} \end{cases}, \; i = 1,2,3 \quad (۸)$$

در این رابطه، $u_{\max_{f,i}}$ بیشترین گشتاور کنترلی تولید شده توسط عملگر i ام، پس از رخداد عیب (زیرنویس f) در این عملگر است. ارتباط بین $u_{\max_{f,i}}$ و $u_{\max_i}$ (بیشترین گشتاور کنترلی قابل تولید توسط عملگر i ام، پیش از رخداد عیب) به صورت رابطه (۹) در نظر گرفته شده است [۱۷]:

$$u_{\max_{f,i}} = a_i u_{\max_i} \quad , \quad 0 \le a_i \le 1 \ , \ i = 1,2,3 \qquad (۹)$$

در این رابطه a_i ضریب کارایی عملگر است که برای عملگر سالم: $a_i = 1$ و عملگر از کار افتاده: $a_i = 0$.

به عبارتی دیگر، رخداد عیب میزان گشتاور ماکزیممی که توسط عملگرهای اول، دوم و سوم ایجاد می‌شود را تحت تاثیر قرار داده و کاهش می‌دهد. به عنوان مثال، در صورتی که ذکر شود عملگر دوم به میزان ۷۰٪ کارایی خود را از دست داده است، می‌توان نتیجه گرفت:

$$u_{\max_{f,2}} = 0.3 u_{\max_2}$$

و در صورتی که بیشترین گشتاور قابل تولید توسط عملگر دوم، پیش از رخداد عیب برابر ۱۰ نیوتن-متر باشد، خواهیم داشت:

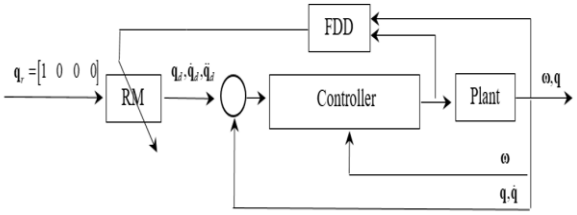
$$u_{\max_{f,2}} = 0.3 u_{\max_2} = 3\,\text{N.m}$$

به عبارتی، بیشترین گشتاور قابل تولید توسط عملگر ۲، پس از رخداد عیب ۳ نیوتن‌متر خواهد بود.

۳-مکانیزم کنترل‌کننده تحمل‌پذیر عیب فعال

۳-۱- سیستم حلقه بسته

شکل (۳) سیستم حلقه بسته را نشان می‌دهد:



شکل ۳-ساختار کنترل‌کننده پیشنهاد شده

پس از رخداد عیب[1]، مکانیزم پیکربندی مجدد[2]، اطلاعات مکانیزم شناسایی و تشخیص عیب[3] را دریافت نموده و ورودی‌های مرجع اصلاح شده (بردار $\mathbf{q}_d$) را تولید می‌کند.

۳-۲- قیود مساله

قیود نهایی تعریف شده برای مسئله به‌صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند:

$$\mathbf{u}_{t=t_f} = \mathbf{0} \qquad (۱۰)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{t=t_f} = \mathbf{0} \qquad (۱۱)$$

$$\mathbf{q}_{t=t_f} = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T \qquad (۱۲-۱)$$

یا به طور معادل:

$$\phi_{t=t_f} = 0, \theta_{t=t_f} = 0, \psi_{t=t_f} = 0 \qquad (۱۲-۲)$$

در این رابطه، t_f زمان نهایی است.

با توجه به رابطه (۱)، برقراری قیود (۱۰)، (۱۱) و (۱۲-۱) به نتایج زیر منجر می‌شود:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{t=t_f} = 0 \qquad (۱۳)$$

$$\dot{\mathbf{q}}_{t=t_f} = 0 \qquad (۱۴)$$

[1] -Fault occurrence
[2] -Reconfiguration mechanism (RM)
[3] -Fault detection and diagnosis (FDD)

بنابراین، سرعت‌های زاویه‌ای و وضعیت سیستم در زمان نهایی با شتاب صفر به مبدا رسیده و آنجا مستقر خواهند شد.

برای پیاده‌سازی عددی در شبیه‌سازی، روابط (۱۱) و (۱۲-۲) به صورت زیر در نظر گرفته می‌شوند:

$$\max\left(|\omega_1|,|\omega_2|,|\omega_3|\right)_{t=t_f} \le 0.01 \text{ deg/sec} \qquad (۱۵)$$

$$\max\left(|\phi|,|\theta|,|\psi|\right)_{t=t_f} \le 0.1 \text{ deg} \qquad (۱۶)$$

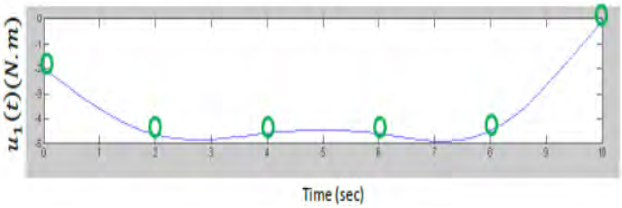
مقادیر عددی بر اساس الزامات ماموریت[1] فضاپیما انتخاب شده‌اند.

با توجه به این موضوع که محدوده بالا و پایین نقاط گره جز ورودی‌های مساله هستند، امکان برقرار نمودن قیود (۹) و (۱۰) به سادگی وجود دارد. زمان نهایی نیز ۲۰ ثانیه در نظر گرفته شده است.

۳-۳- نحوه عملکرد مکانیزم پیکربندی مجدد

مکانیزم پیکربندی مجدد بر این اساس کار می‌کند:

ابتدا فرامین کنترلی بصورت توابعی از زمان و با استفاده از اسپیلاین مکعبی[2] نرم‌افزار متلب تولید می‌شوند (شکل (۴)).



شکل ۴-گشتاور کنترلی $u_1(t)$ (دایره‌ها نقاط گره را نشان می‌دهند)

بر اساس شکل (۴)، این امر نیازمند مقداردهی تعدادی نقطه به نام نقاط گره[3] است که به‌صورت دایره‌های توخالی نشان داده شده‌اند. فرض شده نقاط گره در فواصل زمانی یکسانی از یکدیگر قرار گرفته‌اند (شکل ۴ به عنوان یک مثال نوعی ارائه شده است). مقادیر نقاط گره، مجهولات مساله هستند که توسط مکانیزم پیکربندی مجدد به‌دست می‌آیند.

پس از تولید سیگنال کنترلی پیوسته بر حسب زمان، رفتار سیستم شبیه‌سازی شده (حل معادلات ۱) و قیود مساله (روابط ۱۵ و ۱۶) ارزیابی می‌شوند. این پروسه تا زمانی ادامه می‌یابد که قیود برآورده شوند. با انجام این کار، فرامین کنترلی حلقه باز و پاسخ سیستم به‌دست خواهند آمد.

در مرحله بعد، فرامین کنترلی حلقه باز و پاسخ سیستم در روابط (۱۷) جایگذاری شده و با حل این روابط، ورودی‌های مرجع اصلاح شده به‌دست می‌آیند:

$$\begin{aligned}
\ddot{q}_{1,d} &= k_{\dot{q}_1}\left(\dot{q}_1-\dot{q}_{1,d}\right)+k_{q_1}\left(q_1-q_{1,d}\right)\\
&+\chi_1+\frac{1}{2}\left(q_0u_1'-q_3u_2'+q_2u_3'\right)\\
\ddot{q}_{2,d} &= k_{\dot{q}_2}\left(\dot{q}_2-\dot{q}_{2,d}\right)+k_{q_2}\left(q_2-q_{2,d}\right)\\
&+\chi_2+\frac{1}{2}\left(q_3u_1'+q_0u_2'-q_1u_3'\right)\\
\ddot{q}_{3,d} &= k_{\dot{q}_3}\left(\dot{q}_3-\dot{q}_{3,d}\right)+k_{q_3}\left(q_3-q_{3,d}\right)\\
&+\chi_3+\frac{1}{2}\left(-q_2u_1'+q_1u_2'+q_0u_3'\right)
\end{aligned} \qquad (۱۷)$$

نکته: با توجه به روابط (۳)، ملاحظه می‌شود که برای به‌دست آوردن فرامین کنترلی حلقه بسته (رابطه ۲)، مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع باید محاسبه شوند. با این حال، در روش پیشنهاد شده، به دلیل اصلاح فرامین کنترلی حلقه باز، نیازی به این کار نبوده و می‌توان ورودی‌های مرجع اصلاح شده را از طریق انتگرال‌گیری از رابطه (۱۷) به راحتی محاسبه نمود. این مساله باعث رفع مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق‌گیری در شبیه‌سازی [۱۳] می‌شود.

[1] -Mission requirements
[2] -Cubic Spline
[3] -Nodes

۴-شبیه‌سازی

برای شبیه‌سازی، ماتریس ممان اینرسی به این صورت در نظر گرفته شده است [۱۸]:

$$\mathbf{I}=\begin{bmatrix} I_1 & 0 & 0 \\ 0 & I_2 & 0 \\ 0 & 0 & I_3 \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} 449.5 & 0 & 0 \\ 0 & 264.5 & 0 \\ 0 & 0 & 312.5 \end{bmatrix}\left(\mathrm{kg.m}^2\right)$$

فرض شده بیشترین گشتاور قابل تولید توسط عملگرها در حالت سالم ۱۰ نیوتن در متر است یا به عبارتی:

$$u_{\max_i}=10N.m,\quad i=1,2,3$$

با توجه به شروط (۶) و (۷)، ضرایب کنترل‌کننده به‌صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند:

$$k_{q_1}=k_{q_2}=k_{q_3}=0.5$$

و

$$k_{\dot{q}_1}=k_{\dot{q}_2}=k_{\dot{q}_3}=2$$

در ادامه، سه حالت در نظر گرفته خواهند شد:

حالت اول: عملگرها سالم هستند

در این حالت، فرض می‌شود عملگرها سالم هستند. به عبارتی:

$$a_1=1,\ a_2=1,\ a_3=1$$

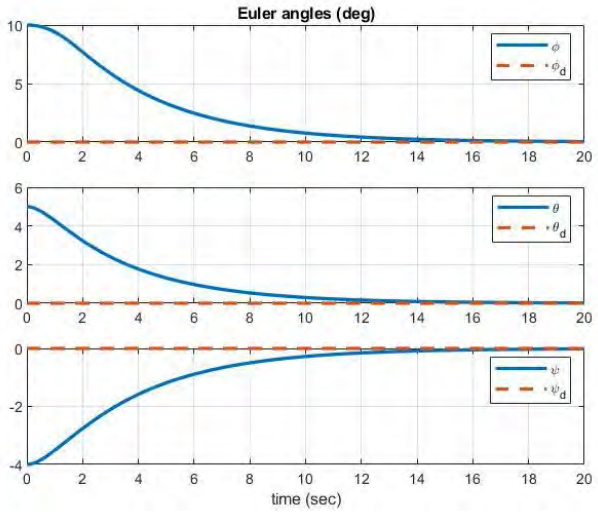
در صورتی‌که:

$$\mathbf{q}_d=\begin{bmatrix} q_{0,d} & q_{1,d} & q_{2,d} & q_{3,d} \end{bmatrix}^T=\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

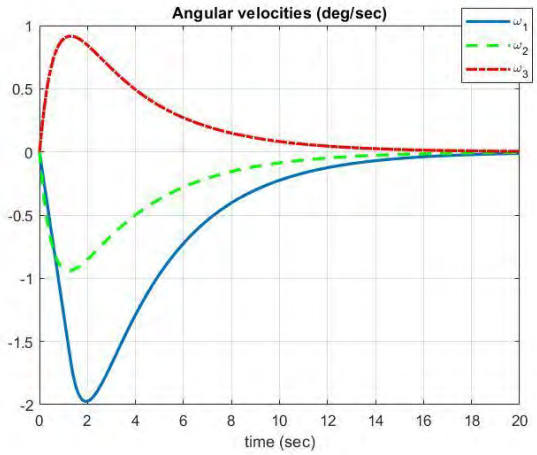
یا به طور معادل:

$$\phi_d=\theta_d=\psi_d=0$$

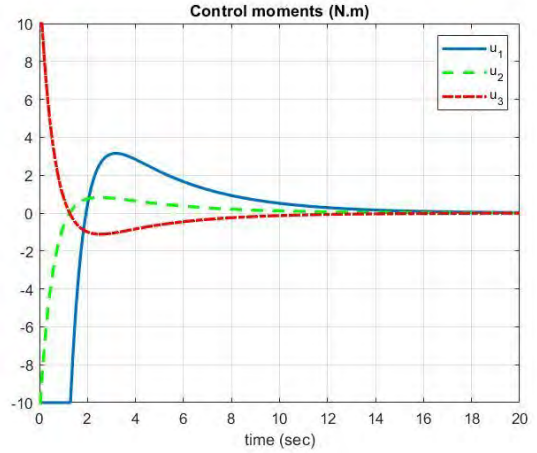
پاسخ سیستم به صورت شکل‌های ۵ تا ۷ خواهد بود:



شکل ۵- زوایای اویلر در حالت اول



شکل ۶ -سرعت‌های زاویه‌ای در حالت اول



شکل ۷- فرامین کنترلی در حالت اول

در این حالت، ماکزیمم مقدار نهایی قدر مطلق سرعت‌های زاویه‌ای و زوایای اویلر بطور تقریبی به صورت زیر است:

$$\max\left(|\omega_1|,|\omega_2|,|\omega_3|\right)_{t=t_f} \approx 0.01 \text{ deg/ sec}$$
$$\max\left(|\phi|,|\theta|,|\psi|\right)_{t=t_f} \approx 0.05 \text{ deg}$$

ملاحظه می‌شود که در صورت سالم بودن عملگرها، نیازی به اصلاح ورودی‌های مرجع نبوده و با فرض ورودی‌های مرجع:

$$\phi_d = \theta_d = \psi_d = 0$$

کنترل‌کننده توانسته قیود را برآورده نماید.

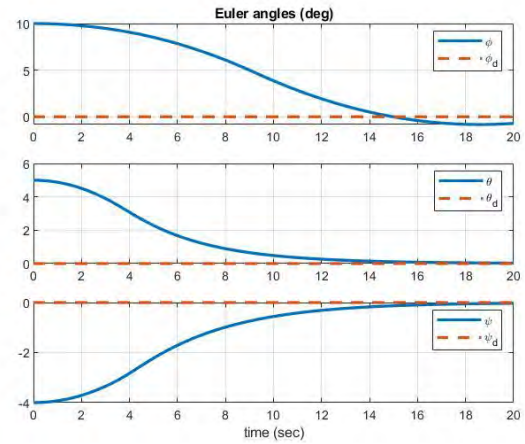
حالت دوم: عملگرها دچار عیب شده و ورودی‌های مرجع اصلاح نمی‌شوند

در این حالت، فرض شده عملگرها دچار عیب شده‌اند:

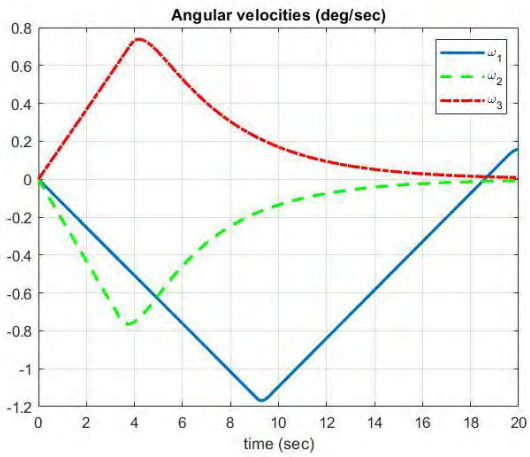
$$a_1 = 0.1,\ a_2 = 0.1,\ a_3 = 0.1$$

با توجه به رابطه فوق و رابطه (۹) می‌توان نتیجه گرفت، پس از رخداد عیب، عملگرهای مسئول به منظور تولید گشتاور حول محورهای اول تا سوم بدنی (محورهای رول، پیچ و یاو)، ماکزیمم می‌توانند ۱ نیوتن‌متر گشتاور تولید کنند.

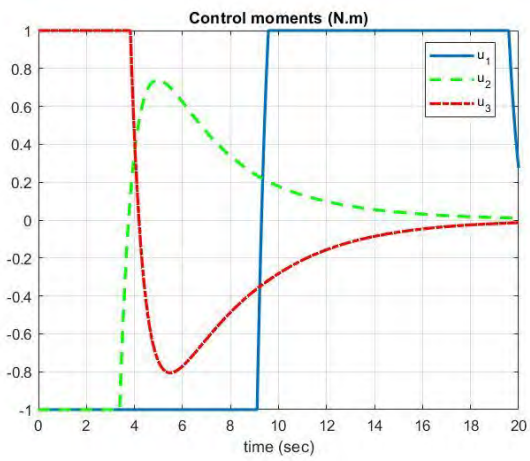
در صورت عدم اصلاح ورودی‌های مرجع ($\phi_d = \theta_d = \psi_d = 0$)، کنترل‌کننده قادر نخواهد بود تا در این شرایط قیود (۱۵) و (۱۶) را برآورده کند. این موضوع در شکل‌های ۸ و ۹ نشان داده شده است:



شکل ۸- زوایای اویلر در حالت دوم



شکل ۹- سرعت‌های زاویه‌ای در حالت دوم



شکل ۱۰- فرامین کنترلی در حالت دوم

در این حالت، ماکزیمم مقدار نهایی قدر مطلق سرعت‌های زاویه‌ای و زوایای اویلر به طور تقریبی به صورت زیر خواهد بود:

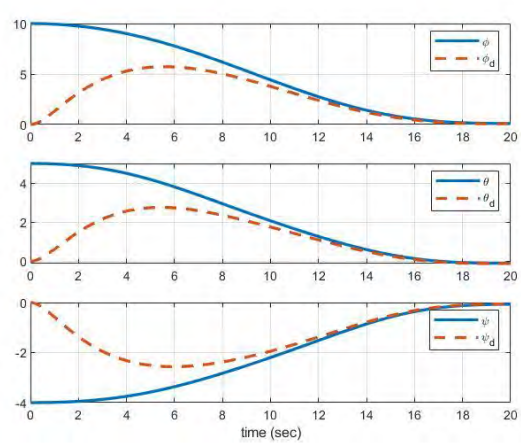
$$\max\left(|\omega_1|,|\omega_2|,|\omega_3|\right)_{t=t_f} \approx 0.16 \text{ deg/ sec}$$
$$\max\left(|\phi|,|\theta|,|\psi|\right)_{t=t_f} \approx 0.7 \text{deg}$$

بنابراین، عدم اصلاح ورودی‌های مرجع پس از رخداد عیب عملگر، موجب می‌شود تا کنترل‌کننده نتواند زوایای اویلر و سرعت‌های زاویه‌ای را به شرایط مطلوب (شروط ۱۵ و ۱۶) برساند. با توجه به شکل ۱۰ ملاحظه می‌شود که قدر مطلق بیشترین گشتاور کنترلی حول محورهای رول، پیچ و یاو برابر ۱ نیوتن در متر است.

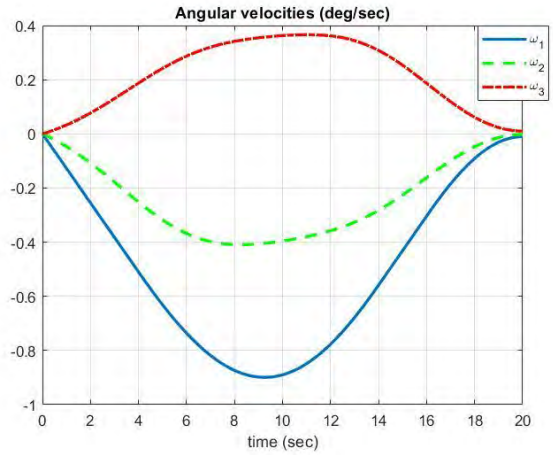
حالت سوم: عملگرها دچار عیب شده و ورودی‌های مرجع اصلاح می‌شوند

در این حالت، بر اساس مطالب ذکر شده، ورودی‌های مرجع اصلاح خواهند شد به‌گونه‌ای که قیود (۱۵) و (۱۶) برآورده شوند. تعداد نقاط گره برابر ۶ در نظر گرفته شده است. فرض شده این نقاط در فواصل زمانی یکسان از هم بین ثانیه صفر و بیست قرار گرفته‌اند.

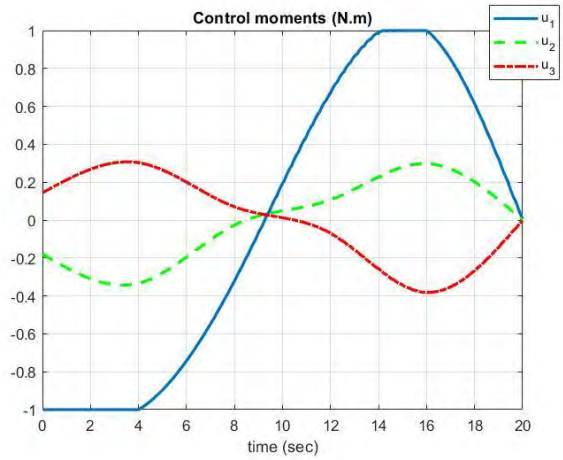
نمودارهای متناظر با این حالت در شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ نشان داده شده‌اند:



شکل ۱۱- زوایای اویلر در حالت سوم



شکل ۱۲- سرعت‌های زاویه‌ای در حالت سوم



شکل ۱۳- فرامین کنترلی در حالت سوم

در این حالت، ماکزیمم مقدار نهایی قدر مطلق سرعت‌های زاویه‌ای و زوایای اویلر به طور تقریبی به صورت زیر خواهند بود:

$$\max\left(|\omega_1|,|\omega_2|,|\omega_3|\right)_{t=t_f} \approx 0.01 \text{ deg/ sec}$$
$$\max\left(|\phi|,|\theta|,|\psi|\right)_{t=t_f} \approx 0.1 \text{ deg}$$

بنابراین، ملاحظه می‌شود که اصلاح ورودی‌های مرجع ($\phi_d \neq 0, \theta_d \neq 0, \psi_d \neq 0$) موجب برآورده شدن قیود (۱۵) و (۱۶) شده است.

لازم به ذکر است که برای اصلاح ورودی‌های مرجع از حلگر اکتیوست[1] نرم‌افزار متلب[2] با بیشترین ارزیابی تابع[3] برابر ۳۰۰ استفاده شده است.

با توجه به صحبت‌های انجام شده، روش پیشنهاد شده توانایی رساندن سیستم معیوب به شرایط مطلوب را دارد. علاوه بر این موضوع، مزیت عمده روش ارائه شده این است که در این روش، نیازی به محاسبه مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع نیست. این مساله باعث جلوگیری از مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق‌گیری در شبیه‌سازی می‌شود.

۵-نتیجه

کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال یکی از حوزه‌های مهم در بحث کنترل اتوماتیک است. اهمیت این موضوع به‌خصوص در رابطه با فعالیت‌های فضایی، به دلیل عدم دسترسی آسان به این سیستم‌ها خود را بیشتر نشان می‌دهد. از طرفی، به دلیل اهمیت کاهش وزن در این سیستم‌ها، استفاده از افزونگی تحلیلی بسیار می‌تواند مطلوب باشد. در این مقاله، کنترل وضعیت تحمل‌پذیر عیب فعال فضاپیمایی که دچار عیب از ناحیه عملگر شده مورد بررسی قرار گرفت. برای این منظور، از اصلاح فرامین کنترلی حلقه‌باز برای اصلاح ورودی‌های مرجع استفاده شد. نتایج نشان داد ، با وجود بروز عیب در عملگرهایی که مسئول تولید گشتاور حول هر سه محور بدنی هستند، می‌توان وضعیت و سرعت زاویه‌ای فضاپیما را به شرایط مطلوب رساند. مزیت روش پیشنهاد شده این است که در این روش نیازی به محاسبه مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع نبوده و بنابراین از مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق‌گیری در شبیه‌سازی جلوگیری خواهد شد.

مراجع

[1] Y. Zhang and J. Jiang, “Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control,” in *Annu. Rev. Control,* vol. 32, no. 2, pp. 229–252, 2008.

[2] J. Jiang and Y. Zhang, “Graceful performance degradation in active fault tolerant control systems,” in *Proceedings of the 15th IFAC World Congress, IFAC Proc*. Ser. 35 (1) pp. 275–280, 2002.

[3] Y. Zhang and J. Jiang, “Fault tolerant control system design with explicit consideration of performance degradation,” in *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst*. vol. 39, no. 3, pp. 838–848, 2003.

[4] Y. Zhang, J. Jiang, Z. Yang and A. Hussain, “Managing performance degradation in fault tolerant control systems,” in *IFAC Proc*. Ser. 38, no. 1, pp. 424–429, 2005.

[5] J. Jiang and Y. Zhang, “Accepting performance degradation in fault-tolerant control system design,” in *IEEE Trans. Control Syst. Technol*, vol. 14, no. 2, pp. 284–292, 2006.

[6] S. Yin, B. Xiao, S. X. Ding, and D. Zhou, “A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system,” in *IEEE Trans. Ind. Electron*. vol. 63, no. 5, pp. 3311–3320, 2016.

[7] J. Jiang and X. Yu, “Fault tolerant control systems: a comparative study between active and passive approaches,” in *Annu. Rev. Control,* vol. 36, no. 1, pp. 60–72, 2012.

[8] X. Zhang, Z. Gao, M Qian, and Z. Zhou, “Active Fault Tolerant Attitude Control for Rigid Spacecraft with Actuator LOE Fault and Saturation Constraint”, in *Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, 9-11, June 2018.

[9] Z. Gao, P. Cheng, M. Qian, G. Jiang, and J. Lin, “Active fault-tolerant control approach design for rigid spacecraft with multiple actuator faults,” in *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 232, Issue: 10, pp. 1365-1378, 2018.

[10] Q. Shen, C. Yue, C. H. Goh, and D. Wang, “Active Fault-Tolerant Control System Design for Spacecraft Attitude Maneuvers with Actuator Saturation and Faults,” in *IEEE Trans. Ind. Electron*, vol. 66, Issue: 5, May 2019.

[11] R. Moradi, A. Alikhani, and M. Fathi. Jegarkandi, “Multi-objective optimization in graceful performance degradation and its application in

[1] -Active-set
[2] -MATLAB
[3] -Function evaluation

spacecraft attitude fault-tolerant control," in *Aerospace Science and Technology*, vol. 69, pp. 465–473, 2017.

[12] R, Moradi, A, Alikhani, and M, Fathi, Jegarkandi, "Spacecraft attitude fault tolerant control based on multi-objective optimization," in *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 58(4): pp. 983–996, 2020.

[13] J. Keesling, Numerical Differentiation, https://people.clas.ufl.edu/kees/files/NumericalDifferentiation.pdf

[14] M. Tafazoli, "A study of on-orbit spacecraft failures," in *Acta Astronaut*, vol. 64, issues 2-3, pp. 195-205, 2009.

[15] P. H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014.

[16] M. Benosman and K.Y. Lum, "Online reference reshaping and control reallocation for nonlinear fault tolerant control," in *IEEE Trans. Control Syst. Technol*. 17 (2), 2009.

[17] T. Miksch and A. Gambier, "Fault-tolerant control by using lexicographic multi-objective optimization", in *8th Asian Control Conference (ASCC)*, 2011.

[18] D. Wang, Y. Jia, L. Jin, and S. Xu, "Control analysis of an underactuated spacecraft under disturbance," in *Acta Astronautica*, vol. 83, pp. 44-53, February–March 2013.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 34-48
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.309735.1034

Article Info

Received: 2021-10-9
Accepted: 2022-2-14

Keywords

Space Weather events, Solar storms, Space radiation, Monitoring systems, National center

Toward the Establishment of a National Center for Space Weather Services: Vision, Mission and Organization

Omid Shekoofa[*,1], Maoud Khoshsima[2]
Sajad Ghazanfarinia[3], Sajad Ghazanfarinia[4]

1,*. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, o.shekoofa@isrc.ac.ir, Corresponding author
2. Satellite Research Institute (SRI) of Iranian Space Research Center (ISRC), khoshsima@alumni.ut.ac.ir
2. Satellite Research Institute (SRI) of Iranian Space Research Center (ISRC), s.ghazanfarinia@isrc.ac.ir
2. Satellite Research Institute (SRI) of Iranian Space Research Center (ISRC), f.bagheroskouei@isrc.ac.ir

Abstract

This article discusses the need for research, monitoring and forecasting services related to space weather events and the establishment of a national center to achieve these goals. It starts with an introduction to the growing dependence of human civilization on advanced technologies, including space technology, and with an overview of the big investments and costs incurred in building critical infrastructures on Earth and in space. Then, this paper investigates the vulnerability of these infrastructures to space weather events and the need to monitor and predict these phenomena. In the next section, some examples of monitoring and forecasting systems created by different countries and space organizations are introduced. Also, the need to establish a national center in Iran is proposed. The initial organizational structure and mechanism for the activities and cooperation between this center and other national and international institutions are discussed. Finally, different types of actions and the most important activities that can be carried out in this center are presented.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۳۴-۴۸
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.309735.1034

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۷/۱۷

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۲۵

واژه‌های کلیدی

رخدادهای اقلیم فضا، توفان خورشیدی، تشعشعات فضایی، سامانه‌های پایشی، مرکز ملی پایش اقلیم فضا

ضرورت، چشم‌انداز، ماموریت و ساختار پیشنهادی برای ایجاد مرکز ملی مطالعات رخدادهای اقلیم فضا

امید شکوفا [۱*]، مسعود خوش‌سیما [۲]، سجاد غضنفری‌نیا [۳]، فرهاد باقر اسکویی [۴]

۱،*. پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، o.shekoofa@isrc.ac.ir (نویسنده مسئول)
۲. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، khoshsima@alumni.ut.ac.ir
۳. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، s.ghazanfarinia@isrc.ac.ir
۴. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، f.bagheroskouei@isrc.ac.ir

چکیده

در این مقاله به ضرورت انجام مطالعات، پایش و ارائه سرویس‌های مرتبط با رخدادهای اقلیم فضا و ایجاد یک مرکز ملی برای نیل به این اهداف پرداخته می‌شود. پس از بیان مقدمه‌ای در مورد وابستگی روزافزون تمدن بشر به فناوری‌های پیشرفته از جمله فناوری فضایی، و با مروری بر هزینه‌های کلانی که برای ایجاد زیرساخت‌های حیاتی بر روی زمین و در فضا صرف شده؛ این مقاله به بیان میزان آسیب‌پذیری این زیرساختها در برابر رخدادهای اقلیم فضا می‌پردازد؛ و ضرورت پایش و پیش‌بینی این پدیده‌ها را بررسی می‌کند. در ادامه، برخی از سامانه‌های پایش و پیش‌بینی ایجاد شده توسط کشورها و سازمان‌های فضایی مختلف معرفی می‌شوند. سپس، ضرورت ایجاد چنین مرکز یا نهادی در کشور مطرح می‌شود. آنگاه ساختار و سازوکار اولیه‌ای برای فعالیت‌ها و تعاملات این مرکز با سایر نهادهای ملی و بین‌المللی ارائه می‌شود. همچنین، سطوح مختلف اقدامات و اهم فعالیت‌های قابل انجام در این مرکز مورد اشاره قرار می‌گیرند.

۱- مقدمه

مطابق آمار مرکز اطلاعات ژئوفیزیک ایالات متحده، طی ۴۰ سال گذشته بیش از ۴۵۰۰ مورد نقص عملکرد و خرابی تجهیزات فضایی و ماهواره‌ها به دلیل تشعشعات فضایی ناشی از رخدادهای اقلیم فضا[1] در ماموریت‌های مختلف بوده است. با رشد صنعت فضایی در نیم‌قرن اخیر، توجه به مقوله تشعشعات فضایی و روش‌های ایمن‌سازی فضانوردان و سامانه‌ها در مقابل اثرات تشعشعات بیش از پیش شده است. در عین حال، تلاش‌های زیادی برای ایمن‌سازی سامانه‌های فضایی در برابر تابش‌های ژئومغناطیسی[2] (اختلال در مگنتوسفر بر اثر تبادل انرژی بین توفان‌های خورشیدی و فضای اطراف زمین) و تشعشع ذرات پرانرژی مخرب (ناشی از توفان‌های خورشیدی و پرتوهای کیهانی) به عمل آمده که به ارتقای کارایی و طول عمر سامانه‌های فضایی منجر شده است [۳][۲][۱].

مدت‌ها پیش از این تلاش‌ها و از حدود ۱۵۰ سال قبل اهمیت فعالیت‌های خورشید و اثرات آن بر امور مختلف صنعتی، کشاورزی، زیستی و حتی اجتماعی بر روی زمین مورد مطالعه بوده و پایش فعالیت لکه‌های خورشیدی و بروز توفان‌های خورشیدی بخش مهمی از مطالعات متخصصان و دانشمندان در عرصه شناخت اقلیم فضا را شامل می‌شد. در سه دهه اخیر، اقلیم فضا و رخدادهای آن به عنوان یکی از دغدغه‌ها و ریسک‌های بالقوه برای توسعه پایدار تمدن بشر مطرح شده است، چراکه گستره این رخدادها و اثرات آنها از سطح خورشید و فضای میان‌سیاره‌ای تا مدارات اطراف زمین، سطح زمین و حتی اعماق اقیانوس‌ها را دربرمی‌گیرد [۵][۴].

اگر در آغاز عصر فضا این پدیده‌ها موضوعاتی کاملاً تخصصی در حوزه‌های فیزیک، مهندسی هسته‌ای و فناوری فضایی به‌شمار می‌آمدند، امروزه ضرورت شناخت اثرات و راهکارهای مواجهه با آنها به همه حوزه‌های صنعتی، اقتصادی، اجتماعی، سیاسی و حتی سطوح راهبردی روابط بین‌الملل گسترش یافته است. به‌طوری‌که حتی نهادهای مهمی چون سازمان ملل به دنبال ایجاد معاهدات و دستورالعمل‌های مناسب برای مقابله با اثرات این رخدادها و همگرا نمودن فعالیت‌های بین‌المللی برای مطالعه، پایش، تحلیل و اطلاع‌رسانی درباره پیش‌بینی رخداد، اثرات و روش‌های حفاظت در برابر توفان‌های ناشی از فوران‌های خورشیدی و تشعشعات فضایی است. این فعالیت‌ها در سطوح آموزشی و ترویج، پژوهش‌ها و تحقیقات دانشگاهی، طراحی و ساخت سامانه‌های پایشی و اعلان خطر، شبیه‌سازی و مدل‌سازی پدیده‌ها، توسعه نرم‌افزارها و ابزارها، تدوین استانداردها و پروتکل‌ها، یک‌پارچه‌سازی سامانه‌ها و تبادل بلادرنگ اطلاعات در سطح بین‌المللی، به‌طور روزافزون در حال پیگیری است [۲].

با وجود انجام این فعالیت‌های گسترده در سطح دنیا، متاسفانه در کشور ما بحث اقلیم فضا و اثرات تشعشعات فضایی و توفان‌های خورشیدی بر سامانه‌ها و زیرساخت‌هایی که زندگی و توسعه اجتماعی ما به آنها وابسته‌اند، چندان جدی گرفته نشده است. نظر به اهمیت این موضوع، در این مقاله به بررسی ضرورت ایجاد یک مرکز ملی برای پایش پدیده‌های اقلیم فضا پرداخته می‌شود. بدین منظور، در ابتدا ضمن اشاره مختصر به ماهیت پدیده‌های اقلیم فضا، تنوع تشعشعات فضایی، اثرات ناشی از آنها، دامنه ریسک و اهمیت تهدیدات بیان شده و در ادامه چند نمونه از سامانه‌های مختلف پایشی فعال در دنیا معرفی می‌شوند. سپس لزوم ایجاد یک مرکز پایش ملی مطرح و ساختار اولیه‌ای برای آن پیشنهاد می‌شود. در خاتمه، اهم وظایف و سطوح فعالیت‌ها و اقدامات این مرکز مورد بحث قرار می‌گیرد.

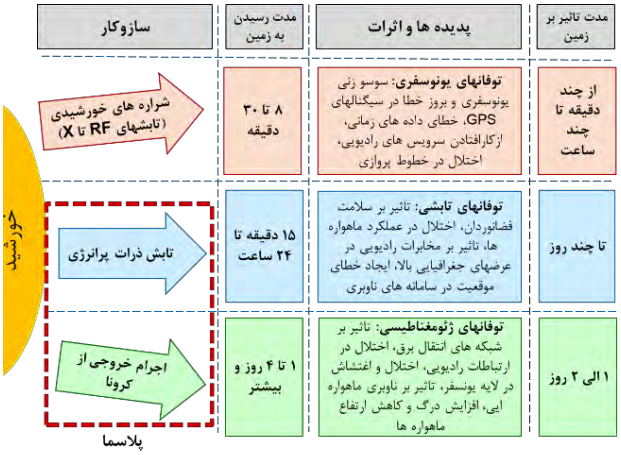
۲- ماهیت و اهمیت پدیده‌های اقلیم فضا

پدیده‌های اقلیم فضا بر اثر آزادشدن انفجاری انرژی ذخیره شده در میدان‌های مغناطیسی خورشید رخ می‌دهند و با ایجاد تغییر در میدان مغناطیسی اطراف زمین و جو فوقانی آن می‌توانند تاثیرات مخرب کوتاه‌مدت یا ماندگار بر سامانه‌های فضایی و زیرساخت‌های زمینی بگذارند. رخدادهای اقلیم فضا ناشی از فعالیت‌های شدید خورشید هستند، که هماهنگ و هم‌دوره با افزایش تعداد لکه‌های خورشیدی اتفاق می‌افتند. لکه‌های خورشیدی که در اصل نواحی با دمای کمتر سطح خورشید هستند

1 Space Weather

2 Geomagnetic storms (a major disturbance of Earth's magnetosphere that occurs when there is a very efficient exchange of energy from the solar wind into the space environment surrounding Earth.) source: https://www.swpc.noaa.gov/phenomena/geomagnetic-storms

همانند قطب‌های آهنربا، منبع انتشار امواج پرانرژی الکترومغناطیسی خورشید هستند. تعداد و وسعت این لکه‌ها و به‌تبع آن شدت فعالیت‌های خورشیدی در بازه‌های یازده ساله به‌صورت دوره‌ای کم و زیاد می‌شود. اندازه‌گیری این فعالیت‌ها از اواسط قرن هجدهم آغاز شده و خورشید ما هم اکنون در بیست و پنجمین دوره فعالیت‌های خود به‌سر می‌برد که به تازگی و از سال ۲۰۱۹ میلادی شروع شده است. شکل (۱) خلاصه‌ای از رخدادهای اقلیم فضا، سازوکارهای آنها، مدت رسیدن به زمین، مدت ماندگاری و تنوع پدیده‌ها و آثار آنها بر اجزا و سامانه‌های مختلف در کره زمین را نشان می‌دهد.

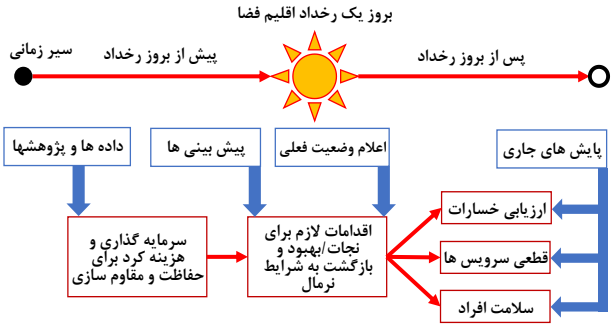


شکل۱. سازوکار رخدادهای اقلیم فضا، مدت و نوع تاثیرات آنها بر سامانه‌های فضایی و زمینی

این رخدادها به‌دلیل مختل کردن خدمات فضاپایه و همچنین ایجاد اختلال و خرابی در زیرساخت‌های اصلی نظیر انرژی، حمل و نقل، ارتباطات و ... آثار سوء اقتصادی زیادی به‌ویژه در حوزه‌های حمل‌ونقل، ترافیک هوایی، سرویس‌های رادیو تلویزیونی و مخابراتی و انتقال برق دارند. در عین حال، این رخدادها به‌دلیل افزایش میزان تشعشعات فضایی می‌توانند سلامت فضانوردان، خدمه و مسافران خطوط هوایی (به‌ویژه در عرض‌های جغرافیایی بالا)، و حتی حیات جانداران بر روی زمین، هوا یا در اقیانوس‌ها را به خطر بیاندازد [۶].

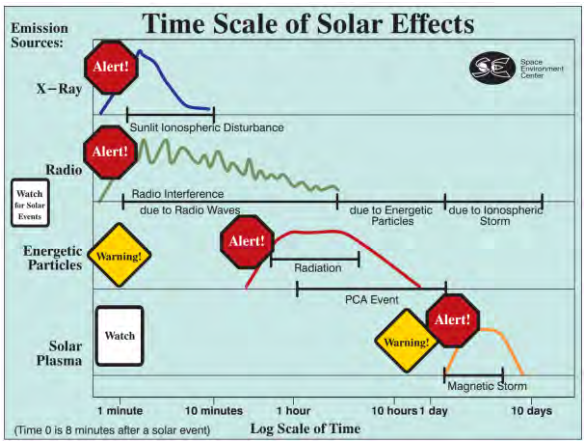
راهکار اصلی آمادگی در برابر این پدیده‌ها و کاهش خسارات ناشی از بروز آنها، پیش‌بینی زمان، مدت، نوع و شدت وقوع رخدادهای شدید است. این امر با بهره‌گیری از اطلاعات سامانه‌های مختلف (که در ادامه به آنها اشاره می‌شود) و پردازش داده‌های گوناگون و با به‌کارگیری تکنیک‌های مختلف توسط متخصصان حوزه اقلیم فضا انجام می‌گیرد که در کشور ما هم فعالیت‌ها و مطالعات ارزشمندی در این زمینه به انجام رسیده است [۹][۸][۷].

مطابق شکل (۲)، نتیجه این فعالیت‌های تحقیقاتی منجر به ارائه سرویس‌های پیش‌بینی رخدادهای اقلیم فضا می‌شود که به کمک آنها بهره‌برداران زیرساخت‌های فضایی و زمینی متوجه زمان، نوع، شدت و مدت اثرگذاری رخدادها می‌شوند و می‌توانند با اتخاذ راهکارهای مناسب از ایجاد خسارت در سیستم‌ها و آسیب دیدن زیرساخت‌ها و قطعی سرویس‌ها بکاهند [۶].



شکل۲. روند اقدامات مرتبط با سرویس های پیش‌بینی، اعلام وضعیت و پایش ها اثرات اقلیم فضا (بازترسیم شکل مرجع [۶])

شکل (۳) فرصت‌های زمانی معمول برای پیش‌بینی و اعلان خطر بروز رخدادهای اقلیم فضا را نشان می‌دهد. بدیهی است که برای رخدادهای بزرگ هر قدر اعلان‌های خطر زودتر صادر شود، می‌توان اقدامات پیشگیرانه یا اصلاحی بیشتر و کارآمدتری برای کاهش خطرات ناشی از این رخدادها انجام داد و از بروز خسارات بیشتر جلوگیری کرد [۱۰].



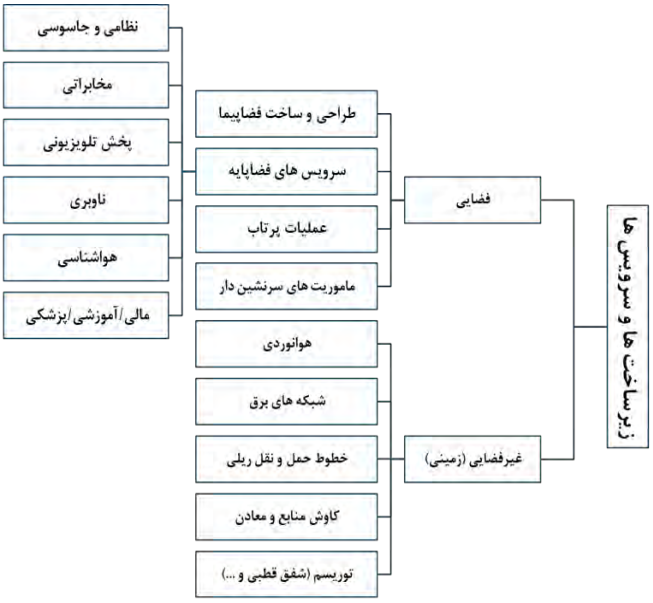
شکل۳. فرصت‌ها و بازه‌های زمانی معمول برای اعلان اخطار در صورت بروز رخدادهای اقلیم فضا [۱۰]

۳-ریسک‌ها و تهدیدات اقلیم فضا

رخدادهای اقلیم فضا در طی چند دهه گذشته بسیار مورد بررسی و تحقیق قرارگرفته‌اند. علاوه بر احتمال بروز رخدادها، مدت و شدت آنها، بررسی زیرساخت‌ها و سرویس‌های متاثر از این رخدادها و دامنه آسیب‌پذیری این زیرساخت‌ها بسیار مهم و مورد توجه بوده‌اند. مجموعه زیرساخت‌ها و سرویس‌های فضایی و زمینی که بر اثر رخداد پدیده‌های اقلیم فضا بیشتر تحت تاثیر قرار می‌گیرند، در دیاگرام شکل (۴) دسته‌بندی شده‌اند.

a. اثرات بر سامانه‌های فضایی

پس از آغاز عصر فعالیت‌های فضایی به‌ویژه کاوش‌های ماه و استقرار بلندمدت بشر در ایستگاه‌های فضایی نظیر ایستگاه میر[1] و ایستگاه فضایی بین‌المللی ISS، تاثیر تشعشعات فضایی بر سلامتی فضانوردان از مهم‌ترین دغدغه‌های متخصصان بوده، که به نوبه خود باعث پیشرفت دستورالعمل‌های پزشکی فضایی و به‌تبع آن سلامت غیرفضانوردان و افراد عادی شده است [۱۱]. علاوه بر این مساله و در مقیاس بسیار وسیع‌تر، عملکرد صحیح و طولانی مدت سامانه‌های گران‌قیمت فضایی، افزایش عمر عملیاتی ماهواره‌ها و کیفیت ارتباطات ماهواره‌ایی نیز از اهمیت بالایی برخوردارند. پرداختن به این موضوعات به نوبه خود موجب تهیه روال‌های مختلف طراحی این سامانه‌ها و ساخت قطعات مقاوم در برابر تشعشعات فضایی شده است [۱۲]. همچنین توسعه مدل‌هایی نظیر IRI[2] برای بهبود ارتباطات فضایی، مدل MSIS[3] برای مدل‌سازی اثر ترموسفر بر حرکت ماهواره‌ها، مدل TIE-GCM[4] برای شبیه‌سازی اثرات ترموسفر، یونسفر و مزوسفر بر عملکرد ماهواره‌ها در مدار نیز در این راستا انجام گرفته‌اند [۱۳].



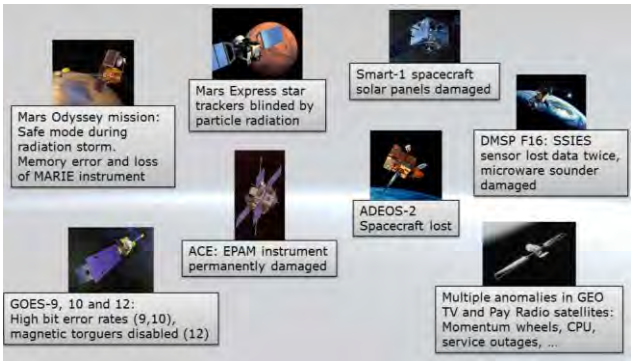
شکل۴. مجموعه زیرساخت‌ها و سرویس‌های مهمی که بر اثر رخدادهای اقلیم فضا بیشتر دچار آسیب و خسارت می‌شوند

با وجود همه تمهیداتی که در طراحی سامانه‌های فضایی اتخاذ می‌شود، باید توجه داشت کماکان میزان آسیب‌پذیری این زیرساخت‌های گران‌قیمت و ارزشمند بسیار زیاد بوده و خسارات اقتصادی وارده به آنها در یک رخداد شدید می‌تواند فاجعه‌بار باشد. مطابق برآوردهای رایج، ارزش ماهواره‌های مدار ژئو بیش از ۲۰۰ میلیارد دلار و ارزش سالانه سرویس‌های آن بیش از ۶۰ میلیارد دلار است. از سوی دیگر، ارزش زیرساخت‌های ناوبری فضایی بیش از ۲۰ میلیارد دلار و ارزش بازار سرویس‌های آن ۱۶۰ میلیارد دلار تخمین زده می‌شود. علاوه بر این دو حوزه مهم و ضروری از سرویس‌های ماهواره‌ای، باید به ارزش بسیار بالای زیرساخت‌های علمی و تحقیقاتی فضایی اشاره کرد. برای مثال هزینه ساخت ایستگاه فضایی ۱۵۰ میلیارد دلار (تا سال ۲۰۰۱)، هزینه ساخت

1 MIR
2 International Reference Ionosphere
3 Mass-Spectrometer-Incoherent-Scatter
4 Thermosphere Ionosphere Electrodynamics General Circulation Model

تلسکوپ هابل ۱/۵ میلیارد دلار (سال ۱۹۹۰)، و از همه اینها پر سر و صداتر، هزینه تلسکوپ جیمز وب است که حدود ۱۰ میلیارد دلار برآورد شده است. بدیهی است که ارزش سرویس‌ها و خدماتی که این زیرساخت‌ها به بخش‌های مختلف علمی و پژوهشی در سراسر دنیا ارائه می‌دهند، به‌سادگی قابل ارزش‌گذاری نیست. به موارد فوق، همچنین باید ارزش زیرساخت‌های اینترنت فضایی و ارزش بازار سرویس‌های زودهنگام آنها را اضافه نمود که سر به میلیاردها دلار خواهد زد. بر این اساس، انتظار می‌رود که در صورت بروز رخدادهای شدید، سرمایه‌ها و زیرساخت‌های فضایی بزرگ و ارزشمند زیادی در معرض اختلال یا آسیب و از کارافتادگی باشند. برای مثال، اخیراً دغدغه‌های جدی در خصوص قطعی وسیع و طولانی مدت شبکه اینترنت جهانی، در صورت بروز یک توفان خورشیدی بزرگ به‌وجود آمده چراکه، نتیجه چنین بحرانی می‌تواند برای اقتصاد جهانی کمرشکن باشد [۱۴].

توجه به برخی موارد تاریخی خسارات ناشی از رخدادهای اقلیم فضا می‌تواند موید این برآوردها باشد. در ژانویه ۱۹۹۴ دو ماهواره مخابراتی کانادایی بر اثر توفان خورشیدی دچار اشکال شدند و ۶ ماه طول کشید تا به سرویس عادی برگردند. خسارت برگشت به وضعیت نرمال معادل ۵۰ تا ۷۰ میلیون دلار برآورد شد. در سال ۱۹۹۸، از دست رفتن ماهواره گلکسی ۴، بیش از ۲۵۰ میلیون دلار هزینه داشت. در پروژه‌های فضایی انجام شده در دهه ۲۰۰۰ میلادی متوسط میزان خسارت سالانه خروج از سرویس هر ماهواره مخابراتی ۲۳۰ هزار دلار برآورد شده بود. میانگین پرونده‌های بیمه به ازای هر ماهواره بیش از ۵/۷ میلیون دلار در سال بوده که حدود ۱۰ الی ۱۵ درصد آنها متاثر از رخدادهای اقلیم فضا بوده است. در رخداد توفان خورشیدی شدید اکتبر تا نوامبر ۲۰۰۳ که به هالووین ۲۰۰۳ مشهور شد، بیش از ۸۰٪ ماموریت‌های فضایی تحت تاثیر قرار گرفتند و بیش از ۴۰٪ آنها ناگزیر همه یا برخی از تجهیزات خود را خاموش نموده و سرویس‌های مرتبط را قطع کردند و روال‌ها حفاظتی (از قبیل عملکرد در وضعیت ایمن) را در پیش گرفتند. از میان ۴۵۰ ماهواره فعال در مدار زمین، ۴۷ ماهواره مواردی از بروز اشکال را گزارش کردند (بیش از ۱۰٪ ماهواره‌های فعال). یک ماهواره با محموله علمی به‌طور کلی از بین رفت. چند تجهیز ماهواره‌های مختلف دچار آسیب یا از کارافتادگی دائمی شدند و سرویس‌های ۱۰ ماهواره هم برای بیش از یک روز از کار افتادند (شکل ۵) [۱۵].



شکل۵: برخی از خسارت‌های توفان هالووین ۲۰۰۳ به سامانه‌های فضایی [۱۶]

البته احتمال می‌رود که آسیب‌ها و رخدادهای فاجعه‌بار بیشتری برای سامانه‌های فضایی پیش آمده باشد اما به‌دلایل اقتصادی و امنیتی، به‌طور عمومی اعلام نشده و مخفی مانده باشند. بنابراین، هزینه‌های مستقیم و غیرمستقیم اقتصادی ناشی از خرابی‌های مرتبط با اقلیم فضا و تشعشعات فضایی باید بر اساس اطلاعات عمومی قابل دسترس، مثلا در رابطه با طول عمر مفید سرویس‌های خروجی ماهواره یا هزینه‌های جایگزینی ماهواره‌ای که کاملاً از بین رفته، قابل شناسایی باشد. در یک نگاه کلی و بر اساس برآورد هزینه‌ها به‌روش از جزییات- به-کلیات[1] و با مدل‌سازی اثرات مختلفی که بر سامانه‌های ماهواره‌ای اثر می‌گذارند، برآورد می‌شود که اثرات یک رخداد احتمالی اقلیم فضا مشابه با توفان فوق شدید کارینگتون-۱۸۵۹ بر اقتصاد حوزه ماهواره بیش از ۷۰ میلیارد دلار باشد [۲].

b. اثرات بر زیرساخت‌های زمینی

به‌دلیل ارزش بالاتر زیرساخت‌ها و سرویس‌ها در بخش زمینی و نقش حیاتی آن‌ها در تمدن بشر، آثار رخداد توفان‌های خورشیدی به‌مراتب مخرب‌تر و دامنه خسارات و زیان‌های اقتصادی می‌تواند شدیدتر باشد. به‌طور مثال، اگر بازار چند صد میلیارد دلاری سرویس‌های مخابراتی یا انتقال برق را در نظر بگیریم، این نکته به خوبی مشخص خواهد بود. در عین حال، با

1 Bottom-up

مدرنیزه کردن زیرساخت‌هایی چون شبکه‌های انتقال انرژی، خطوط انتقال نفت و گاز، یا تغییر نسل شبکه‌های تلفن همراه، ممکن است ریسک و میزان آسیب‌پذیری آنها در برابر رخدادهای اقلیم فضا بیشتر شود. به‌همین دلیل، امروزه و در عصر دیجیتال بخش مهمی از مطالعات حوزه اقلیم فضا به بررسی تاثیر این رخدادها بر زیرساخت‌های زمینی معطوف شده و در این میان بررسی، ارزیابی، پیش‌بینی و مواجهه با اثرات این رخدادها بر زیرساخت‌های صنعتی، اقتصادی و اجتماعی از اولویت بالایی برخوردار است [۱۷].

در حوزه شبکه‌های انتقال برق که ارزش بازار آن بیش از ۴۵۰ میلیارد دلار است، نگرانی‌های جدی در سراسر دنیا وجود دارد. آثار اولین رخداد مهم ناشی از توفان‌های خورشیدی بر شبکه‌های انتقال برق در سال ۱۹۴۰ در نیوانگلند، نیویورک، پنسیلوانیا، مینوستا، اونتاریو و کبک مشاهده شد. اتفاقات مهم دیگری هم در فوریه ۱۹۵۸ و اگوست ۱۹۷۲ گزارش شدند.

یکی از خسارت‌بارترین نمونه‌ها، قطع سراسری برق در مارس ۱۹۸۹ در ایالت کبک بود که معادل ۱۳/۲ میلیون دلار خسارت به‌بار آورد که بیش از ۶/۵ میلیون دلار آن مستقیماً ناشی از خسارت به تجهیزات شبکه به‌ویژه ترانسفورماتورهای قدرت بود. در رخداد سال ۲۰۰۰، شدت جریان القا شده ژئومغناطیسی[1] GIC بر روی خطوط انتقال در سوئد به بیش از ۳۰۰ آمپر رسید. در هالووین ۲۰۰۳، جمعیتی بالغ بر ۵۰۰۰۰ نفر خاموشی بیش از یک ساعت را در سرمای شدید این کشور تجربه کردند. در همان زمان ۱۲ ترانسفورماتور و بسیاری از تجهیزات شرکت Eskom در آفریقای جنوبی آسیب جدی دیدند. همچنین، در این رخدادها که بیش از سه روز به طول انجامید، مجموعه گسترده‌ای از زیرساخت‌های زمینی شامل آنتن‌های مخابراتی، سامانه‌های ناوبری، نیروگاه‌های اتمی و غیراتمی، ایستگاه‌های رادیویی و خطوط پروازی تحت تاثیر قرارگرفته و عملکرد آنها مختل شد.

شکل (۶) به خوبی نشان می‌دهد که دامنه تاثیرات چنین رخدادهایی محدود به ناحیه جغرافیایی خاصی نیست و تقریباً به‌صورت فراگیر سراسر کره زمین را تحت تاثیر قرار می‌دهد [۱۶].

طبق برآورد اداره انرژی فدرال سوییس یک قطعی گسترده برق در این کشور می‌تواند بین ۲ تا ۴ میلیارد فرانک خسارت به بار آورد. یک خاموشی سراسری، مشابه مورد کبک ۱۹۸۹، ممکن است بین ۳ تا ۶ میلیارد دلار خسارات مستقیم و غیرمستقیم در کانادا ایجاد کند. بر اساس گزارش تحلیلی ۲۰۰۴ آکادمی علوم آمریکا، تکرار رخداد می ۱۹۲۱ می‌تواند باعث بی‌برقی ۱۳۰ میلیون نفر برای مدت طولانی شده و ۲ تریلیون دلار هزینه دربر داشته باشد و ده سال برای جبران خسارات آن لازم خواهد بود. بر اساس گزارش سال ۲۰۱۳ موسسه مطالعات جوی و محیط زیستی[2] AER تکرار رخداد کرینگتون می‌تواند ۲۰ تا ۴۰ میلیون نفر را برای بیش از دو هفته تا چندین ماه از دسترسی به برق محروم کند و بین ۰/۶ تا ۲/۶ تریلیون دلار هزینه داشته باشد[۶].

شکل۶: برخی از اثرات رخداد هالووین ۲۰۰۳ بر زیرساخت‌های زمینی [۱۶]

در بخش خطوط هوایی، هزینه متوسط تغییر خطوط پروازی (نزدیک به قطب) هر پرواز بین ۱۰ تا ۱۰۰ هزار دلار برآورد می‌شود که عمدتاً ناشی از افزایش مصرف سوخت و تغییر تعرفه مسیرهای پروازی است. میزان افزایش هزینه سوخت مصرفی، و نشست و برخاست‌های اضافی معادل ۱۰۰۰۰ دلار به‌ازای هر پرواز در هر رخداد برآورد شده است. با فرض اینکه تعداد متوسط پروازهای سالانه ۱۵۰۰۰ مورد باشد، هزینه تنها ده درصد تغییر پروازها به حدود ۱۵ تا ۱۵۰ میلیون دلار سالانه بالغ خواهد شد. به‌عنوان یک مورد تاریخی در ژانویه ۲۰۰۵، بیش از ۲۶ خط پروازی یونایتد ایرلاین[3] به مدت چندین روز و به‌دلیل رخداد توفان‌های شدید ناچار به تغییر مسیر شدند. به این موارد باید هزینه‌ها و ریسک سلامت ناشی از اثرات فیزیولوژیکی بر کادر پرواز و مسافران کثیرالسفر را نیز افزود [۱۸].

1 Geomagnetically Induced Current
2 Atmospheric and Environmental Research
3 United Airline

بدیهی است که رخداد این پدیده‌ها امری اجتناب‌ناپذیر و فراتر از اراده بشر است، اما اگر بتوان زمان رخدادها را با دقت مناسب پیش‌بینی کرد، می‌توان تا حد زیادی از اثرات مخرب آنها کاست. طبق برآورد آژانس فضایی اروپا[1]، ESA بهبود در پیش‌بینی رخدادهای شدید اقلیم فضا از طریق توسعه و ایجاد سامانه‌های پایشی جدید، تا سال ۲۰۳۲ می‌تواند مطابق جدول (۱)، بیش از ۳۰ میلیارد یورو از خسارات در حوزه‌های صنعتی و اقتصادی بکاهد. برای شناخت بهتر این پدیده‌ها و افزایش قابلیت پیش‌بینی و آمادگی بهتر برای مقابله با این رخدادها و کاهش اثرات خسارت‌بار آنها، توسعه سامانه‌های پایش زمینی و فضایی یک ضرورت بنیادین است.

جدول ۱. میزان صرفه‌جویی اقتصادی در اروپا، در صورت پیش‌بینی به‌موقع رخدادهای اقلیم فضا (برحسب میلیون یورو)

حوزه	تا سال ۲۰۲۴	تا سال ۲۰۳۲
طراحی فضاپیماها و عملکرد آنها	۱۱۲۳/۲	۱۳۸۹/۴
عملیات پرتاب	۰/۰۳۷	۰/۰۵۱
سیستم‌های هوایی	۱۱۱۳۹/۸	۱۸۷۰۱/۵
بهره‌برداری از منابع	۲۳۴/۹	۲۷۹/۵
عملکرد سیستم‌های توزیع برق	۶۳۶۴	۷۱۹۵/۲
سیستم‌های حمل و نقل	۱۷۸۳	۱۹۹۲/۸
مجموع	**۲۰۶۴۴/۹**	**۲۹۵۵۸/۴**

بدیهی است که تنها درصد اندکی از هزینه‌های صرفه‌جویی شده مرتبط با این مساله، می‌تواند بودجه کافی برای ماموریت‌های تحقیقاتی آتی در حوزه اقلیم فضا را تامین نموده و دستاوردهای علمی، فنی و کاربردی بیشتری را به ارمغان بیاورد [۱۹].

۴- سامانه‌های پایش اقلیم فضا در دنیا

کشورهای مختلفی در دنیا سامانه‌های زمینی و فضایی برای بررسی و پایش وضعیت تشعشعات فضایی و اثرات اقلیم فضا ایجاد کرده‌اند. شکل (۷)، ابرسامانه فضایی برای پایش رخدادهای اقلیم فضا را نشان می‌دهد [۲۰]. همان‌طور که دیده می شود، کشورهای پیشرو در فناوری فضایی همگی در ایجاد این ابرسامانه نقش‌آفرینی کرده‌اند. اما مهم‌ترین بازیگران این عرصه، سازمان ملی هوانوردی و فضانوردی آمریکا NASA[2]، سازمان ملی اقیانوسی و جوی NOAA[3] و آژانس فضایی اروپا هستند که علاوه بر ماهواره‌ها و سیستم‌های اختصاصی، فعالیت‌های مشترکی را برای توسعه سیستم‌های فضاپایه برای پایشی اقلیم فضا در دست انجام دارند.

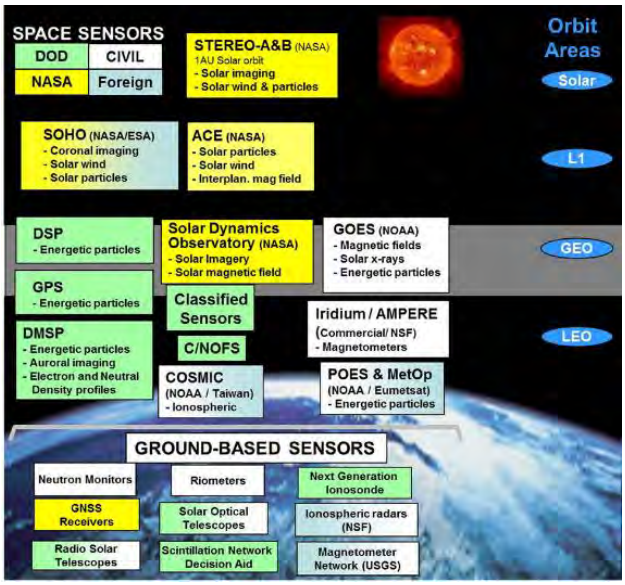
شکل ۷. ابرسامانه فضایی پایش اقلیم فضا، تنوع ماهواره ها، کشورها و سازمان های مشارکت کننده در ساختار آن [۲۰]

این دو سازمان اخیراً در یک همکاری مشترک با ارسال کاوشگر مدارگرد خورشیدی[4] به سوی خورشید گام مهم و تازه‌ای در راه ارتقا و تکمیل سامانه‌های پایش اقلیم فضا برداشته‌اند. آژانس فضایی اروپا علاوه بر راه‌اندازی منظومه[5] D3S توسط ماهواره‌های کوچک در مدار LEO برای بررسی تاثیرات رخدادها در مدارهای اطراف زمین، در همکاری با ناسا دو ماهواره در نقاط لاگرانژی L1

1 European Space Agency
2 National Aeronautics and Space Administration
3 National Oceanic and Atmospheric Administration
4 Solar Orbiter
5 Distributed Space Weather Sensor System

و L5 برای بهبود پیش‌بینی‌ها مستقر خواهد کرد. این دو منظومه بخش اصلی همان سامانه‌های پایشی جدیدی هستند که مدنظر ESA هستند و قرار است صرفه‌جویی اقتصادی جدول (۱) را محقق کنند [۲۲][۲۱].

شکل (۸)، نمایی از سامانه‌هایی را نشان می‌دهد که ایالات متحده آمریکا در سطوح ملی و بین‌المللی برای پایش و پیش‌بینی رخدادهای اقلیم فضا از آنها استفاده می‌کند. همان‌طور که مشاهده می‌شود این سامانه‌ها هم زمین‌پایه و هم فضاپایه هستند. سامانه‌های فضایی مذکور در گستره‌ای از مدارهای LEO تا GEO و نقاط لاگرانژی فعالند.



شکل ۸: مجموعه سامانه‌های زمینی و فضایی برای پایش رخدادهای اقلیم فضا که توسط ایالات متحده آمریکا مورد استفاده قرار می‌گیرد [۲۳]

در سامانه‌های آژانس فضایی اروپا نیز از ابزارهای اپتیکی نظیر کروناگراف، دوربین عکسبرداری از هلیوسفر، مگنتوگراف، دوربین عکسبرداری از طیف ماورابنفش فوق شدید، پایشگر طیف ایکس، مگنتومیتر، آنالایزر پلاسما، اسپکترومتر ذرات با انرژی متوسط/ بالا و پایشگر رادیویی استفاده می‌شود. در کنار این ابرسامانه فضایی، مجموعه گسترده‌ای از مراکز زمینی مجهز به بیش از هزار سنجنده گوناگون در بیش از صد کشور جهان، در نقاط مختلف کره زمین، مستقرند و یک ابرسامانه زمینی برای پایش پدیده‌های اقلیم فضا را به‌وجود آورده‌اند (شکل ۹) [۲۵][۲۴].

شکل ۹: ابرسامانه زمینی پایش رخدادهای اقلیم فضا تحت نظر ISWI متشکل از بیش از هزار سنجنده در بیش از ۱۰۰ کشور جهان (نقشه از http://www.iswi-secretariat.org) [۲۶]

سایر قدرت‌های فضایی نظیر ژاپن، چین، هند، کره جنوبی و اغلب کشورهای اروپایی نیز سامانه‌های پایشی زمینی- فضایی مختلفی دارند. علاوه بر کشورهای پیشرو در فناوری فضایی، امروزه کشورهای تازه وارد به حوزه فضایی نظیر نیجریه، پاکستان، کلمبیا و ... نیز با ایجاد مراکز و سازمان‌های ملی در حال پیوستن به شبکه‌های جهانی پایش اقلیم فضا هستند تا بتوانند از داده‌های به اشتراک گذاشته شده، در راستای توسعه پایدار فعالیت‌های فضایی و ایمن‌سازی زیرساخت‌های زمینی کشورشان استفاده کنند [۱۹]. تمایل به همکاری‌های بین‌المللی و شبکه‌سازی این سیستم‌ها روزبه‌روز بیشتر می‌شود و مراکز فعال این کشورها با همدیگر مشارکت‌های دامنه‌دار و وسیعی دارند (شکل ۱۰).

شکل ۱۰: کشورهای دارای مرکز تحقیقاتی فعال در زمینه اقلیم فضا

۵- ضرورت ایجاد مرکز ملی مطالعات اقلیم فضا

همان‌طور که اشاره شد، تنوع و شدت پدیده‌های اقلیم فضا و دامنه اثرات آنها بر روی سیستم‌های زمین و فضایی به‌قدری گسترده و جهان شمول است که تنها با ایجاد سامانه‌های مختلف پایش زمینی و فضایی، و شبکه‌سازی آنها با هم می‌توان امیدوار بود که پیش‌بینی‌های دقیق و معتبری انجام گیرد. هر قدر تبادل داده و اطلاعات بین این سیستم‌ها دقیق‌تر و نظام‌مندتر باشد، دقت پیش‌بینی‌ها و اعلان خطرها بهبود یافته و از بروز خسارت‌های کلان جلوگیری می‌شود. چنین سازوکاری می‌تواند به توسعه یک زنجیره‌ی ارزش طولانی از دانش و پژوهش تا کاربرد و تجاری‌سازی منجر شود که در نهایت فعالیت‌های این عرصه را هدفمندتر و قوی‌تر خواهد کرد.

باید توجه داشت که پدیده‌های اقلیم فضا در عین حال که جهانی هستند، اما برخی از اثرات آنها برحسب نواحی جغرافیایی شدت یا تاثیرات متفاوتی دارند. این امر ایجاب می‌کند که کشورها علاوه بر استفاده از داده‌ها و اطلاعات بین‌المللی، سامانه‌های ملی خود را ایجاد و تقویت کنند، که در این صورت به ایجاد شبکه‌های بین‌المللی گسترده‌تر با داده‌های کامل‌تر و پیش‌بینی‌های دقیق‌تر منجر خواهد شد. شکل (۱۱) مجموعه بازیگران بالقوه این حوزه در ایران را نشان می‌دهد که می‌توانند در زمینه‌های مختلف اقلیم فضا با هم همکاری داشته باشند. علاوه بر این، در هر یک از زمینه‌ها، تعامل و تبادل اطلاعات با سازمان‌های بین‌المللی (در بخش پایینی شکل) نیز باید در دستور کار قرار داشته باشد.

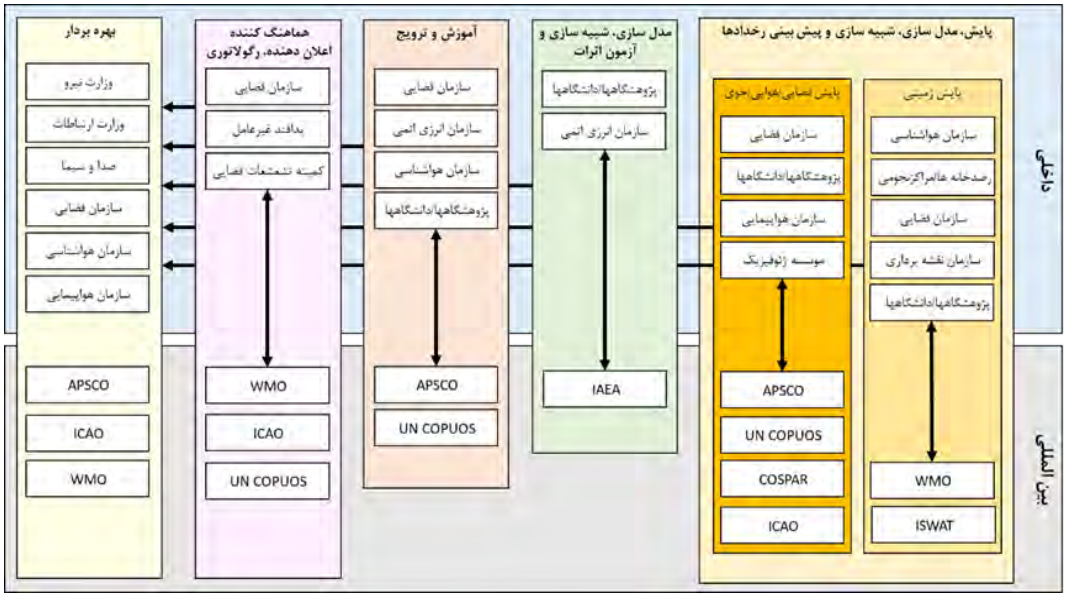
لازم به ذکر است که بهره‌برداران بخش‌های دولتی و خصوصی بسیار مفصل‌تر از آن چیزی است که در دیاگرام این شکل دیده می‌شود. برای مثال، بخش‌های دیگر وزارت راه نظیر زیرساخت‌های ریلی، یا شرکت‌های انتقال نفت و گاز نیز می‌توانند از جمله بهره‌برداران یک سامانه اطلاعاتی جامع باشند که مشابه پیش‌بینی‌های روزانه آب و هوا، وضعیت و احتمال بروز رخدادهای اقلیم فضا را به‌طور مستمر در اختیار همگان قراردهد.

سازمان‌های بین‌المللی که همکاری با آنها در این چارچوب مدنظر است، دست‌کم شامل کمیته استفاده صلح‌آمیز از فضای ماوراء جو سازمان ملل متحد UNCOPUOS[1]، سازمان هواشناسی جهانی WMO[2]، سازمان همکاری‌های فضایی آسیا-اقیانوسیه APSCO[3]، سازمان بین‌المللی هوانوردی غیرنظامی ICAO[4]، تیم‌های بین‌المللی اقدام اقلیم فضا ISWAT[5] و ... هستند.

به دلیل تنوع موضوعات اقلیم فضا، گستردگی زمینه‌های علمی-تخصصی مرتبط، دامنه وسیع تاثیرات، و گوناگونی شیوه‌ها و سازوکارهای اثرگذاری آن بر حوزه‌های مختلف اقتصادی-اجتماعی بشر، چارچوب مطالعات و اقدامات تخصصی در این بخش بسیار وسیع و گسترده است. بر این اساس، به نظر می‌رسد که برای هم‌راستایی این فعالیت‌ها و مدیریت تعاملات بین بازیگران و ذی‌نفعان، وجود یک مرکز تخصصی پایش رخدادهای اقلیم فضا ضروری است. اهم فعالیت‌های این مرکز می‌تواند به شرح زیر باشد:

- انجام مطالعات و بسترسازی برای تدوین چارچوب سازمانی/ قانونی مورد تایید در کشور
- تدوین نقشه راه و راهبرد ملی مقابله با تشعشعات فضایی ناشی از توفان‌های خورشیدی و سایر پدیده‌های اقلیم فضا
- تدوین استانداردها و دستورالعمل‌های لازم برای پایش، تحلیل، مدل‌سازی، پیش‌بینی و اعلان خطر
- ثبت، آموزش و به‌کارگیری تجارب مرتبط در حوزه‌های فضایی و زمینی
- توسعه کاربردها و دستاوردها و تجاری‌سازی آنها
- به اشتراک‌گذاری اطلاعات مرتبط و اتصال به پلتفرم تبادل داده‌ها در سطح بین‌المللی
- جلب همکاری‌های بین‌المللی با رویکرد دستیابی به توسعه پایدار در حوزه کاربردهای فضایی
- ایجاد هماهنگی بهتر بین نهادهای مرتبط با دیسیپلین‌های مهندسی فضایی، مهندسی هسته‌ای، فیزیک فضا، فیزیک خورشید و... به منظور توسعه کاربردهای آنها در حوزه شناخت و آمادگی در برابر رخدادهای اقلیم فضا

1 United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space
2 World Meteorological Organization
3 Asia-Pacific Space Cooperation organization
4 International Civil Aviation Organization
5 International Space Weather Action Teams



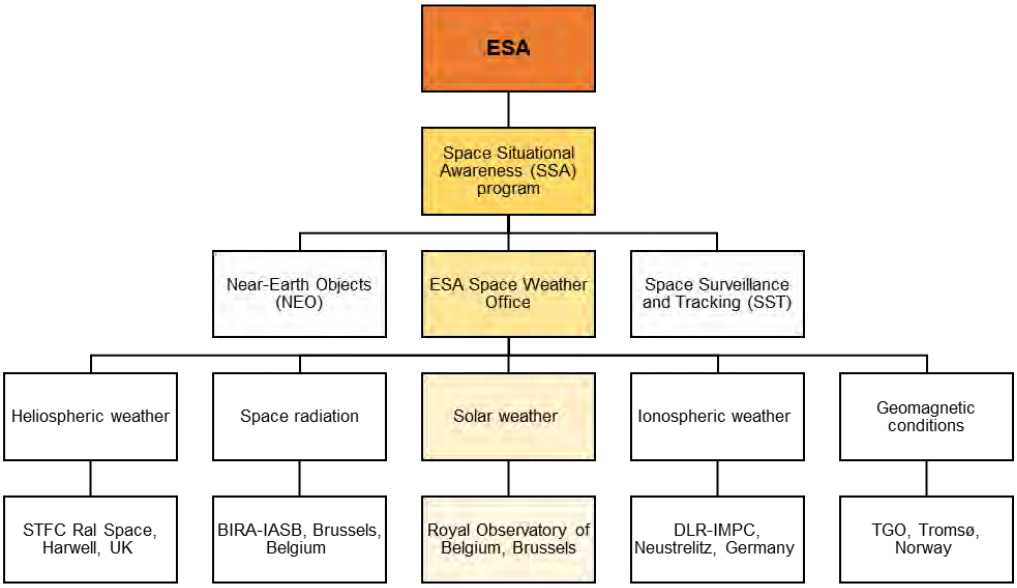
شکل ۱۱: ساختار تعاملات بین نهادها و بازیگران مختلف در عرصه اقلیم فضا و برخی از بهره‌برداران آن

این اقدامات در چارچوب‌ها و سطوح مختلفی قابل انجام است. مطابق شکل (۱۲)، که ساختار و اقدامات پیشنهادی سازمان هواشناسی جهانی در حوزه اقلیم فضا را نشان می‌دهد، سه سطح اصلی برای این اقدامات می‌تواند در نظر گرفته شود که عبارتند از سطح استراتژیک، سطح کاربرد (سرویس‌ها/ کاربران) و سطح سیستم. در سطح سیستم، عمده فعالیت‌ها عبارتند از توسعه علوم و دانش‌های مرتبط، مدیریت داده‌ها، و نظارت و پایش وضعیت فعالیت‌ها. در سطح کاربرد، برآورده نمودن نیازهای کاربران، توسعه راهکارها و بهره‌گیری از تجارب موفق قبلی، و همچنین آموزش و ظرفیت‌سازی از مهم‌ترین اقداماتی است که باید انجام شود. در بالاترین سطح یعنی سطح استراتژیک موضوعات راهبردی و مسائلی چون وضع مقررات، رگولاتوری، ایجاد تعامل و ارتباط بین نهادهای مرتبط داخلی- خارجی و توجه به چارچوب‌های حقوقی، باید در دستورکار چنین مرکزی قرارگیرد.

با توجه به تعدد سازمان‌های ذی‌ربط و ذی‌نفع از یک‌سو و گستردگی حوزه فعالیت‌های احتمالی مرکز، دغدغه‌ای که برای متخصصان حوزه اقلیم فضا مطرح خواهد بود شاید این باشد که در صورت ایجاد چنین مرکزی، باید تحت نظارت یا مدیریت چه نهاد و سازمانی باشد؟ برای پاسخ به این سوال، ملاحظه وضعیت ایجاد مراکز مشابه در کشورهای مختلف دنیا می‌تواند معیار و مبنای مناسبی برای اتخاذ تصمیم در این راستا باشد.

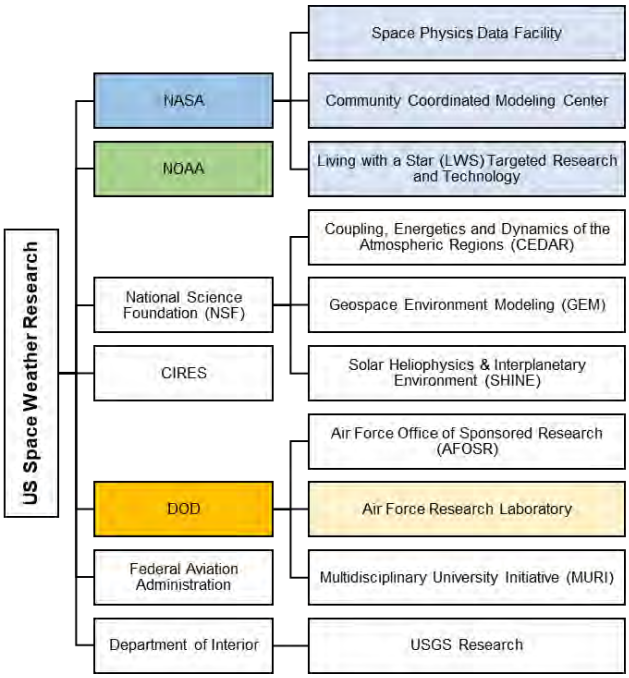
شکل ۱۲: سطوح و اهم اقدامات قابل انجام در مرکز پایش اقلیم فضا

به اختصار می‌توان گفت که در اتحادیه اروپا این نهادها عمدتاً زیر نظر ESA و به‌عنوان بخشی از برنامه اطلاع از موقعیت (و وضعیت اجرام) فضایی[1] SSA محسوب می‌شوند (شکل ۱۳) که متولی اصلی و تخصصی مطالعات اقلیم فضا رصدخانه سلطنتی بلژیک است. علاوه بر این زیرساخت‌های مشترک، در هر یکی از کشورهای عضو مراکز مربوط تحت راهبری و نظارت آژانس فضایی ملی آن کشور فعالیت دارد.



شکل ۱۳: نهادهای مرتبط با مطالعات اقلیم فضا در آژانس فضایی اروپا

1 Space Situational Awareness (SSA)



شکل ۱۴: نهادهای مرتبط با مطالعات اقلیم فضا در ایالات متحده آمریکا

مطابق شکل (۱۴)، در ایالات متحده مراکز مطالعات اقلیم فضا تحت نظر چند نهاد مهم شامل NASA, NOAA و DOD فعالیت می‌کنند. با این وصف، محوریت فعالیت‌های غیرنظامی و تعاملات بین‌المللی برعهده NASA است.

موارد مشابهی در خصوص ساختار مراکز اقلیم فضا در کشورهای روسیه، چین و ژاپن نیز قابل مشاهده است. بر این اساس، انتظار می‌رود که تشکیل چنین مرکزی در کشور ما نیز زیرنظر و تحت نظارت سازمان فضایی ایران یا بازوی تحقیقاتی آن یعنی پژوهشگاه فضایی ایران باشد. هرچند اعلام نظر قطعی در این خصوص تابع ملاحظات و عوامل متعددی دیگری (از جمله راهبردهای اعلام شده توسط شورای عالی فضایی و سایر نهادهای بالادستی) بوده و اتخاذ تصمیم در این رابطه مستلزم مطالعات دقیق‌تر و جامع‌تر است.

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله، اهمیت روزافزون انجام مطالعات و تحقیقات در رابطه با شناخت، پایش، پیش‌بینی، تهدیدات و خسارات ناشی از پدیده‌های اقلیم فضا مورد بررسی قرارگرفت و برخی از سامانه‌های مهم پایشی و فعالیت‌های مراکز پیشرو دنیا در این زمینه معرفی شدند. سپس، ضرورت ایجاد یک مرکز ملی برای همگرایی و تقویت فعالیت‌ها در این حوزه مورد بحث و بررسی قرار گرفت. همچنین، ساختار تعاملات بین بازیگران داخلی، تعامل با سازمان‌های بین‌المللی مرتبط، و برخی از وظایف آن به اختصار مطرح شد. همچنین، در رابطه با جایگاه این مرکز در ساختار فضایی کشور و متولی احتمالی آن نکاتی به‌صورت مقایسه با سایر کشورها و آژانس‌های فضایی دنیا ارائه شد.

بر اساس مطالعات انجام شده می‌توان گفت که ایجاد چنین مرکزی موجب تقویت و انسجام فعالیت‌های ملی و بین‌المللی در زمینه مطالعه اثرات تشعشعات فضایی، توفان‌های خورشیدی و سایر پدیده‌های مربوط به اقلیم فضا می‌شود و انتظار می‌رود که ارتباطات بهتر و موثرتری را در میان بازیگران این حوزه برقرار سازد. در عین حال، از یک سو به‌دلیل اهمیت توسعه فعالیت‌های فضایی در کشور و از سوی دیگر نظر به تهدیداتی که در صورت بروز رخدادهای شدید اقلیم فضا می‌تواند متوجه زیرساخت‌های حیاتی کشور (اعم از زمینی و فضایی) شود، تاسیس و راه اندازی این مرکز باید مورد توجه و حمایت متولیان بخش فضایی کشور باشد.

مراجع

[1] C. Grupen, *Introduction to Radiation Protection*, vol. 51, no. 5. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2010.

[2] J. P. Eastwood *et al.*, "The Economic Impact of Space Weather: Where Do We Stand?," *Risk Anal.*, vol. 37, no. 2, pp. 206–218, 2017, doi: 10.1111/risa.12765.

[3] J. C. Green, J. Likar, and Y. Shprits, "Impact of space weather on the satellite industry," *Sp. Weather*, vol. 15, no. 6, pp. 804–818, 2017, doi: 10.1002/2017SW001646.

[4] M. Ishii *et al.*, "Space weather benchmarks on Japanese society," *Earth, Planets Sp.*, vol. 73, no. 1, 2021, doi: 10.1186/s40623-021-01420-5.

[5] C. J. Schrijver, "Socio-Economic Hazards and Impacts of Space Weather: The Important Range between Mild and Extreme," *Sp. Weather*, vol. 13, no. 9, pp. 524–528, 2015, doi: 10.1002/2015SW001252.

[6] I. Report, *Social and Economic Impacts of Space Weather in the United States*, no. September. 2017.

[7] N. Alipour, F. Mohammadi, and H. Safari, "Prediction of Flares within 10 Days before They Occur on the Sun," *Astrophys. J. Suppl. Ser.*, vol. 243, no. 2, p. 20, 2019, doi: 10.3847/1538-4365/ab289b.

[8] N. Alipour, H. Safari, and D. E. Innes, "An automatic detection method for extreme-ultraviolet dimmings associated with small-scale eruption," *Astrophys. J.*, vol. 746, no. 1, pp. 6–13, 2012, doi: 10.1088/0004-637X/746/1/12.

[9] A. Raboonik, H. Safari, N. Alipour, and M. S. Wheatland, "Prediction of Solar Flares Using Unique Signatures of Magnetic Field Images," *Astrophys. J.*, vol. 834, no. 1, p. 11, 2016, doi: 10.3847/1538-4357/834/1/11.

[10] N. S. W. P. Center., "Time Scale of Solar Effects." https://lasp.colorado.edu/home/wp-content/uploads/2011/08/Timescale.pdf.

[11] E. Seedhouse, *Space Radiation and Astronaut Safety*. Cham: Springer International Publishing, 2018.

[12] E. Daly *et al.*, "Standards for space radiation environments and effects," *Eur. Sp. Agency, (Special Publ. ESA SP*, vol. 2003-Septe, no. January, pp. 175–179, 2003.

[13] R. G. Roble and E. C. Ridley, "A thermosphere-ionosphere-mesosphere-electrodynamics general circulation model (time-GCM): Equinox solar cycle," *Geophys. Res. Lett.*, vol. 21, no. 6, pp. 417–420, 1994.

[14] S. A. Jyothi, "Solar superstorms: Planning for an internet apocalypse," in *SIGCOMM 2021 - Proceedings of the ACM SIGCOMM 2021 Conference*, Aug. 2021, pp. 692–704, doi: 10.1145/3452296.3472916.

[15] D. C. Ferguson, S. P. Worden, and D. E. Hastings, "The Space Weather Threat to Situational Awareness, Communications, and Positioning Systems," *IEEE Trans. Plasma Sci.*, vol. 43, no. 9, pp. 3086–3098, 2015, doi: 10.1109/TPS.2015.2412775.

[16] J. P. Luntama and S. W. Manager, "ESA Space Weather Strategy in the International Context."

[17] C. J. Schrijver *et al.*, "Understanding space weather to shield society: A global road map for 2015-2025 commissioned by COSPAR and ILWS," *Adv. Sp. Res.*, vol. 55, no. 12, pp. 2745–2807, 2015, doi: 10.1016/j.asr.2015.03.023.

[18] S. A. M. Seminar, S. W. By, and P. Murphy, "ICAO Space Weather Center Provisions," 2018.

[19] M. Aliberti, "European Space Weather Services : Status and Prospects," no. February, 2019.

[20] N. O. and A. A. NOAA, "Strategic Plan. NOAA's National Environmental Satellite, Data, and Information Service," 2016.

[21] S. Kraft, A. Lupi, and J. P. Luntama, "ESA's distributed space weather sensor system (D3S) utilizing hosted payloads for operational space weather monitoring," *Acta Astronaut.*, vol. 156, pp. 157–161, 2019, doi: 10.1016/j.actaastro.2018.01.020.

[22] D. ED *et al.*, "Services for Space Mission Support Within The ESA Space Situational Awareness Space Weather Service Network," *J. Aeronaut. Aerosp. Eng.*, vol. 06, no. 01, pp. 1–11, 2017, doi: 10.4172/2168-9792.1000180.

[23] N. Space, W. Program, and T. Policy, "REPORT ON SPACE WEATHER OBSERVING SYSTEMS : CURRENT CAPABILITIES AND," 2013.

[24] I. Space, W. Initiative, and S. Gadimova, "The role of the Office for Outer Space Affairs in support of the

International Space Weather Initiative," no. May, 2019.

[25]C. Amory-Mazaudier *et al.*, "Development of research capacities in space weather: A successful international cooperation," *J. Sp. Weather Sp. Clim.*, vol. 11, no. March, 2021, doi: 10.1051/swsc/2021006.

[26] ISWI, "iswi-secretariat," 2022. http://www.iswi-secretariat.org.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 49-65
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.327321.1056

Article Info

Received: 2022-2-3
Accepted: 2022-2-19

Keywords

Satellite, Environmental disturbances, Geo-synchronous orbit, Station-keeping, Fuzzy logic-optimization

Improving the Method of Satellite Station Keeping in Geostationary Orbit with Considerations of fuel Consumption Restrictions

Hossein Maghsoudi Dehaghani[1] Amirreza Kosari[*,2], Mehdi Fakoorsaghieh[3], Masoud Khoshsima[4]

1. University of Tehran, Faculty of New Sciences and Technologies, Iran, maghsoudi.h@ut.ac.ir
2,*. University of Tehran, Faculty of New Sciences and Technologies, Iran, Kosari_a@ut.ac.ir, Corresponding author
3. University of Tehran, Faculty of New Sciences and Technologies, Iran, mfakoor@ut.ac.ir
4. Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, m.khoshsima@isrc.ac.ir

Abstract

Due to the unique characteristics of the geostationary orbit and the importance of establishing a satellite in this flying corridor ،it is necessary to investigate the effect of environmental disturbances on the orbital elements and to maintain the satellite orbital elements in order to increase the longevity and operation of a satellite in this orbit. A satellite in earth orbit is always exposed to various environmental disturbances such as earth gravity gradient force ،gravity of the moon and sun ،solar radiation pressure ،and so on. For this reason ،it is constantly deviating from its original path and needs to study the effect of environmental disturbances on the orbital elements in order to properly correct the disturbed orbital parameters. To achieve the above goals ،in this paper ،we try to investigate the effect of the environmental perturbations on the orbital characteristics by simulating the satellite translational dynamic behavior in the presence of environmental disturbances. Then ،utilizing the genetic algorithm and fuzzy logic approach ،an attempt was made to modify the compensation logic of the orbital elements correction ،so that ،the satellite may be forced to remain in its limited operational orbital window during the mission lifetime. The proposed method could improve the problem-solving operational effectiveness to maintain the position of the satellite with the criterion of minimizing fuel consumption. The case study simulation results may indicate the capability of the proposed approach in satisfying the performance requirements of the satellite station-keeping maneuver.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۴۹-۶۵
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.327321.1056

بهبود روش حفظ جایگاه مداری یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ با ملاحظات محدودیت مصرف سوخت

حسین مقصودی دهاقانی [۱]، امیررضا کوثری [۲*]، مهدی فکور ثقیه [۳]، مسعود خوش سیما [۴]

۱. دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، maghsoudi.h@ut.ac.ir
۲،*. دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، kosari_a@ut.ac.ir، email (نویسنده مسئول)
۳. دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، mfakoor@ut.ac.ir
۴. پژوهشگاه فضایی ایران، m.khoshsima@isrc.ac.ir

چکیده

با توجه به ویژگی های منحصربه‌فرد مدار زمین‌آهنگ و اهمیت استقرار یک ماهواره در این کریدور پروازی، بررسی تاثیر اغتشاشات محیطی بر المان‌های مداری و اصلاح المان‌های مداری اغتشاش یافته در راستای افزایش طول عمر و عملکرد یک ماهواره در مدار مذکور امری ضروری است. یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ همواره در معرض نیروهای اغتشاشی محیطی متعددی نظیر نیروی گرادیان گرانشی زمین، جاذبه ماه و خورشید، فشار تشعشعات خورشیدی و غیره قرار دارد. به همین دلیل دائما از مسیر اصلی خود منحرف شده و نیاز به بررسی تاثیر اغتشاشات محیطی بر المان‌های مداری داشته تا بتوان به درستی اصلاح پارامترهای مداری اغتشاش یافته را انجام داد. برای دستیابی به اهداف فوق، در این مقاله سعی شده تا با شبیه‌سازی رفتار دینامیک انتقالی ماهواره در حضور اغتشاشات محیطی، تاثیر هر یک از شتاب‌های اغتشاشی بر ویژگی‌های مداری بررسی شود. سپس با بهره‌گیری از الگوریتم ژنتیک و منطق فازی سعی شده تا منطق اصلاح المان‌های مداری به نحوی اصلاح شود که ماهواره در طی طول عمر ماموریتی خود در پنجره مداری محدود خود باقی بماند. راهکار پیشنهادی، موجب بهبود اثربخشی عملیاتی حل مسئله به منظور حفظ موقعیت ماهواره با معیار کمینه‌سازی مصرف سوخت شده است. نتایج مطالعات موردی طی شبیه‌سازی‌های انجام شده، در تایید توانمندی رویکرد پیشنهادی در برآورده‌سازی قیود و الزامات عملکردی مانور حفظ موقعیت موردنظر است.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۱۴

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۳۰

واژه‌های کلیدی

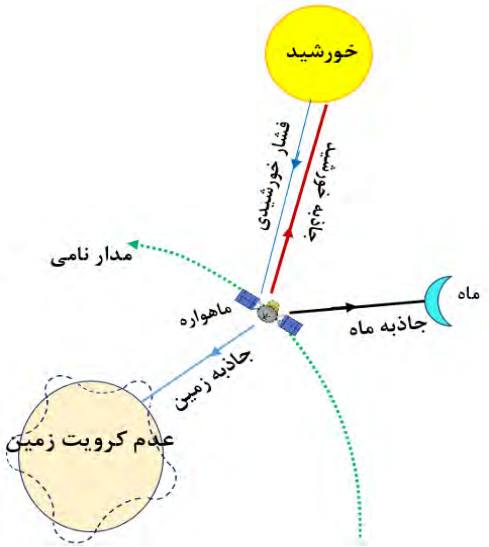
ماهواره، اغتشاشات محیطی، مدار زمین‌آهنگ، حفظ موقعیت، منطق فازی-بهینه سازی

۱- مقدمه

پیشرفت‌های صورت گرفته در زمینه فناوری‌های فضایی و تکامل جوامع بشری، نیاز به توسعه شیوه‌های نوین ارتباطی را ضروری ساخته است. استفاده از ماهواره‌ها را می‌توان یکی از کارآمدترین و گاهی تنها راه ایجاد ارتباط بین دو نقطه از کره زمین دانست. مزایای بی‌شمار این فناوری، از جمله سرعت عمل بالا، پوشش‌دهی مناسب، امکان ارتباط با دورترین و غیرقابل دسترس‌ترین مناطق، استفاده از ماهواره‌ها را امری اجتناب‌ناپذیر کرده است. از سویی دیگر، با توجه به ویژگی‌ها و خصوصیات منحصربه‌فرد مدار زمین‌آهنگ و اهمیت استقرار یک ماهواره در این مدار، بررسی و ارائه راهکارهایی در راستای افزایش طول عمر و عملکرد یک ماهواره در مدار مذکور را امری ضروری جلوه داده است [۱-۲].

مأموریت یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ یا هر مدار دیگری، متشکل از فازها و مودهای مختلفی است. برای یک ماهواره‌ی زمین‌آهنگ، این مودها شامل مود مانور، مود آرام‌سازی، مود نشانه‌روی به سمت خورشید، مود نشانه‌روی به سمت زمین، مود نرمال، مود حفظ وضعیت، مود حفظ موقعیت، و غیره می‌شود. مودهای مختلف مأموریت یک ماهواره در حقیقت وقایعی هستند که ممکن است در هر یک از فازهای ماموریت به وقوع بپیوندند. هر یک از مودها دارای جایگاه و اهمیت خاصی از دیدگاه هستند. در این بین، در مود حفظ موقعیت، اغتشاشات و نیروهای محیطی موجود در فضا بر موقعیت و وضعیت ماهواره تاثیر گذاشته و سبب انحراف آن از وضعیت و موقعیت مطلوبش می‌شوند[۳-۹] (شکل ۱). با توجه به اهمیت تاثیر اغتشاشات محیطی بر عملکرد یک ماهواره، لازم است تا در برنامه‌ریزی استراتژی حفظ موقعیت، تاثیر پارامترهای محیطی لحاظ شود تا مسیر اصلاح‌مداری طرح‌ریزی شده، در یک منطقه پروازی مجاز و ایمن (پنجره مداری) قرار گیرد.

در خصوص مسائل مرتبط با کنترل و نگاهداشت موقعیت یک ماهواره در پنجره مداری خاص خود (مدار زمین‌آهنگ)، نیروهای محیطی اغتشاشی مانند فشار تشعشعات خورشیدی، جاذبه ماه و خورشید، پخی و عدم کرویت زمین به عنوان اغتشاشات با ماهیت آمیخته قطعی- تصادفی بر مقدار و شدت خروج از موقعیت ماهواره از مدار نامی‌اش تاثیر گذارند. در چنین مواردی، زمانی‌که موقعیت ماهواره به مرزهای پنجرهٔ مداری تعیین شده برسد، ماهواره وارد مود حفظ موقعیت می‌شود و باید موقعیت ماهواره متناسب با الزامات سیستمی، محیطی و الزامات متاثر از قوانین بین‌المللی نظیر سازمان ITU[1] اصلاح و به حالت مطلوب بازگردانده شود.



شکل۱. شماتیکی از نیروهای محیطی اغتشاشی وارد بر ماهواره

برای نگه داشتن یک ماهواره زمین‌آهنگ در پنجره مداری، باید یک استراتژی حفظ موقعیت مناسب اعمال شود، به بیان دیگر در اینجا لازم است تا اصلاحات دوره‌ای با هدف نگاهداشت ماهواره با ملاحضات کمترین سوخت مصرفی و بیشترین زمان ماندگاری در این کریدور طرح‌ریزی و اعمال شود[۱۰].

1 International Telecommunication Union

در اکثر پژوهش‌های صورت گرفته، استراتژی حفظ موقعیت با پیش‌بینی تغییرات پارامترهای مداری[1]، بر مبنای مدل‌های ارائه شده برای دینامیک انتقالی ماهواره و نیروهای اغتشاشی محیطی، فرایند اصلاحی مورد نیاز را تعیین می‌کنند.

در دو دهه اخیر با رشد دانش و تکنولوژی، استفاده از سیستم‌های پیشرانش الکتریکی به عنوان جایگزین قابل اطمینان برای عملگرهای شیمیایی کلاسیک مورد توجه پژوهشگران و مهندسین سیستم‌های فضایی قرار گرفته است و در ساختار ماهواره‌های زمین‌آهنگ جدید به‌کار گرفته شده است. در مقایسه با فناوری شیمیایی، این نوع پیشرانش می‌تواند نقش مهمی در بهبود عملکرد ماهواره داشته باشد [۱۰]. البته لازم به‌ذکر است که جایگزینی رانشگرهای شیمیایی با رانشگرهای الکتریکی از نقطه‌نظر کنترلی فاقد عیب و ایراد نیست. به‌دلیل اینکه رانشگرهای الکتریکی تنها قادر هستند مقادیر تراست بسیار پایین (در گستره چند میلی‌نیوتن) را تامین کنند، از این‌رو، برای دستیابی به همان اهدافی که از رانشگرهای شیمیایی به‌دست می‌آید، ضروری است که رانشگرهای الکتریکی هر روز در بازه‌های زمانی مشخصی فعال شوند. همین مساله چالش‌هایی را پیش روی طراحان و مهندسین سیستم برای استفاده از این عملگرها قرار داده است [۱۱-۱۲].

در راستای اهداف بیان شده، لوسا[2] و همکاران [۱۰] در پژوهش خود مساله حفظ موقعیت با رانشگرهای الکتریکی برای ماهواره‌های زمین‌آهنگ با رویکرد مبتنی بر روش بهینه‌سازی مستقیم از نوع شمول دیفرانسیل[3] را به منظور اصلاح پارامترهای مداری ارائه و مورد بحث قرار دادند.

با هدف کمینه کردن مصرف سوخت، مارتینز گومز و پرادو[4] [۱۳]، یک کنترل تراست پایین را ارائه کردند. در پژوهش یاد شده برای حل این مساله، از یک رویکرد کنترل بهینه ترکیبی استفاده شد که با استفاده از یک الگوریتم برنامه‌ریزی غیرخطی، تلورانس دقتی[5] در برآورده نمودن قیود لحاظ شد. همچنین در کار ارائه شده توسط مارتینز گومز و پرادو ماهواره تنها تحت تاثیر اغتشاشاتی ناشی از خود رانشگرهای روشن- خاموش قرار دارد.

ویس[6] و همکاران [۱۴]، از سیاست کنترل پیش‌بین مبتنی بر مدل[7] برای مانور حفظ موقعیت و مدیریت مومنتوم یک ماهواره تراست پایین نشانه‌رو بر روی زمین[8] در مدار زمین‌آهنگ بهره گرفتند. ماهواره‌ای که در پژوهش ایشان مطالعه شد دارای شش رانشگر تحریک‌شونده[9] و سه چرخ واکنشی[10] است. این سیاست کنترل پیش‌بینانه با اعمال یک سری قیود، ماهواره را در یک پنجره در طی مانورهای طولی و عرضی کاملا مشخص حفظ می‌کند. همچنین این سیاست، تغییر سرعت لازم (ΔV)، ناشی از رانشگرها را نیز کمینه می‌کند. این کار به کمک یک مدل که اثر نیروهای اغتشاشی محیطی را پیش‌بینی می‌کرد صورت گرفت.

گزینو[11] و همکاران [۱۵]، برای طرح‌ریزی مانور حفظ موقعیت یک ماهواره‌ی زمین‌آهنگ مجهز به رانشگرهای الکتریکی و نیز کمینه کردن مصرف سوخت آن، یک رویکرد کنترلی پیشنهاد دادند. نکته حائز اهمیت این است که استفاده از رانشگرهای الکتریکی [۱۶] با در نظر گرفتن برخی قیود عملکردی باعث می‌شود که حل کردن کل مساله کنترل بهینه حفظ موقعیت به صورت مستقیم دشوار باشد. ایشان برای غلبه بر این چالش، مساله حفظ موقعیت را به سه مساله کنترل مجزا ولی مرتبط به هم تجزیه کردند.

در فرایند اصلاح مداری، تعیین لحظات روشن شدن هر یک از رانشگرها و مدت زمان روشن باقی ماندن رانشگرها تاثیر به‌سزایی در میزان مصرف سوخت، نرخ اصلاح پارامترهای مداری و دقت اصلاح دارد. در تدوین استراتژی کنترلی، توجه به عواملی نظیر شرایط مداری، خصوصیات فیزیکی ماهواره

1 Orbital Parameters
2 Losa et al
3 Differential Inclusion
4 V. Martins Gomes & A.F.B.A. Prado
5 Accuracy Tolerance
6 A. Weiss et al
7 Model Predictive Control (MPC)
8 Low-Thrust Nadir-Pointing
9 Powered Thrusters
10 Three axisymmetric reaction wheels
11 Clement Gazzino

نظیر جرم، سطح موثر و همچنین خصوصیات سیستم پیشران، امری اجتناب‌ناپذیر است. در این راستا و به منظور تسهیل فرایند حل یکی از راهکارهای پیشنهادی، تجزیه فرایند کنترلی به دو زیرفرایند کنترلی است. به نحوی‌که، یکی از زیرفرایندها بر اساس مشخصه‌های انتقالی ماهواره نظیر سرعت و موقعیت در هر لحظه و میزان انحراف از مقدار نامی، با بهره‌گیری از منطق فازی زمان روشن شدن تراسترها و راستای اعمال فرامین کنترلی را تعیین نماید. سپس زیرسیستم دیگر با توجه به مواردی نظیر ۱) میزان خطای موقعیت و سرعت از مقدار نامی، ۲) میزان توانایی سیستم پیشران و ۳) پاسخ رفتاری سیستم به فرامین کنترلی، مدت زمان لازم برای روشن ماندن هر تراستر را با استفاده از روش‌های مبتنی بر تئوری کنترل بهینه تعیین نماید. یکی از مزیت‌های راهکار پیشنهادی این است که ضعف روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی به‌کار گرفته شده در پژوهش‌های پیشین را نداشته زیرا در ابتدای امر، زمان شروع و راستای مناسب فعال‌سازی هر یک از رانشگرها را تعیین می‌نماید که این امر منجر به کاهش متغییرهای مسئله و به‌تبع آن، کاهش حجم محاسبات برای دستیابی به پاسخ‌های بهینه می‌شود.

تا این‌جا، برخی از فعالیت‌های صورت گرفته برای حل مسئله حفظ موقعیت و بازگرداندن ماهواره به حالت مطلوب ارائه شد. باید خاطر نشان ساخت که در استراتژی حفظ موقعیت باید وضعیت و موقعیت ماهواره نسبت به دستگاه مختصات مرجع مورد بررسی تعیین شود تا بتوان بر اساس وضعیت و موقعیت موجود فرامین کنترلی روشن و خاموش شدن رانشگرها را تعیین نمود. حال آن‌که، در این پژوهش قصد بر این است تا فقط به مانور حفظ موقعیت در حضور اغتشاشات محیطی پرداخته شود. از این‌رو، فرض بر اصلاح وضعیت توسط یک سامانه کنترلی مجزا مطابق نیازهای ماموریتی است.

برای نیل به اهدف فوق باید مسئله حفظ موقعیت و روابط مورد نیاز آن در دستگاه ECI [1] فرموله شود. در بخش مدلسازی و حل مسئله فرض می‌شود که راستای رانشگرها در راستای بردارهای یکه دستگاه مختصات ECI بوده و شتاب در راستای محورهای دستگاه ECI با بردارهای یکه i،j،k با جهت‌های مثبت و منفی در نظر گرفته شده است. بر اساس مولفه‌های مذکور، دستور شتاب به منظور اصلاح موقعیت و سرعت ماهواره محاسبه خواهد شد. پس از تعیین دستور شتاب‌های مورد نیاز در دستگاه ECI، با استفاده از روابط تبدیل مختصات، شتاب‌های مورد نیاز رانشگرها در دستگاه RNT[2] به‌دست می‌آید [۱۰].

یکی از مزایای مهم راهکار پیشنهادی این است که روابط دینامیکی مرتبط با دستور شتاب مورد نیاز که در اکثر پژوهش‌های پیشین در دستگاه RNT بیان شده است، (با پیش فرض وجود یک زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ایده‌آل) حال چنان‌چه درحین ماموریت شرایطی پیش آید که وضعیت ماهواره در زمان فعال شدن مود حفظ موقعیت مطابق الزامات عملکردی این مود، تنظیم نشده باشد و رانشگرها در جهات مناسب قرار نگرفته باشند، کنترل موقعیت با خطا همراه خواهد بود. بدین منظور برای جلوگیری از این مشکل، در راهکار پیشنهادی در این مقاله سعی شده است تا تعیین اولیه دستور شتاب‌های مورد نیاز در دستگاه ECI انجام پذیرفته که با فرض عدم اطلاع از وضعیت ماهواره در هر لحظه نیز منافاتی نداشته باشد.

۲- مدل‌سازی دینامیک حرکتی ماهواره

در این پژوهش، هدف تدوین استراتژی کنترلی به منظور اصلاح پارامترهای مداری در مود حفظ موقعیت برای یک ماهواره زمین‌آهنگ است، بدین منظور، دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز (ECI) برای توصیف موقعیت ماهواره و مدل‌سازی نیروهای اغتشاشی محیطی در نظر گرفته شده است. در اینجا، مرکز دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز ECI بر روی مرکز کره زمین در نظر گرفته می‌شود. محور x با بردار یکه I، از مرکز زمین به سمت نقطهٔ اعتدال بهاری در J2000.0 اشاره دارد.

1 Earth centered inertial coordinate system

2 Radial Tangent Normal (RTN) reference frame

در دستگاه مختصات ECI، بردار موقعیت، سرعت و شتاب ماهواره به صورت روابط زیر قابل بیان است [۱۰]:

$$\vec{r} = \begin{bmatrix} x & y & z \end{bmatrix}^T \quad (۱)$$

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V} = \begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z \end{bmatrix}^T \quad (۲)$$

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = \vec{a}_G + \vec{a}_P + \vec{a}_t \quad (۳)$$

در روابط (۱) و (۲) ، x، y و z به ترتیب بیانگر، موقعیت ماهواره و V_x، V_y و V_z به ترتیب بیانگر سرعت در سه راستای اصلی I، J و K در دستگاه ECI است. همچنین، $\vec{r}$ و $\vec{V}$ به ترتیب بردار موقعیت و سرعت ماهواره در دستگاه ECI است. موقعیت و سرعت یک ماهواره در فضا را می‌توان توسط شش المان مداری بیان داشت. یکی از مرسوم‌ترین روش‌های توصیف حرکت مداری ماهواره در فضای سه بعدی استفاده از المان‌های مداری کلاسیک (COEs[1]) بیان شده در رابطه (۴) است:

$$R = [a,\ e,\ i,\ \Omega,\ \omega,\ \theta] \quad (۴)$$

نام‌ها و واحدهای COEs بیان شده در رابطهٔ (۴) به ترتیب، a معادل نیم قطر اصلی [Km]، e شاخص کشیدگی مدار (خروج از مرکزیت) ، i زاویه میل مداری (شیب مدار) [رادیان]، Ω زاویه بعد مدار (زاویه گره صعود)[رادیان] ، ω آرگومان نقطهٔ حضیض [رادیان] و θ آنومالی حقیقی (زاویهٔ موقعیت ماهواره نسبت به راستای نقطهٔ حضیض در صفحه مدار) است.

در رابطهٔ (۳)، a_p و a_t به ترتیب بردار شتاب ناشی از نیروهای اغتشاشی (برایند شتاب‌های اغتشاشی) و شتاب ناشی از نیروی رانشگرها (سیستم کنترل) است. a_G، بردار شتاب ناشی از نیروی گرانش زمین است که با رابطهٔ (۵) قابل توصیف است [۱۴]:

$$\vec{a}_G = -GM_{Earh}\frac{\vec{r}}{r^3} \quad (۵)$$

در در رابطه فوق، GM ضریب جاذبه گرانش زمین است.

در این مقاله، مدار مورد مطالعه مدار زمین‌آهنگ است. بزرگی اغتشاش ناشی از درگ اتمسفری در این مدار در مقابل دیگر شتاب‌های اغتشاشی ناچیز است. بیشترین تاثیرات به ترتیب ناشی از ترم‌های هارمونیک جاذبه زمین، جسم سوم (به ترتیب شامل جاذبه ماه و خورشید) و فشار تشعشات خورشیدی است.

۲-۱- عدم کرویت زمین

زمین تقریباً به شکل یک بیضی‌گون است که عدم کرویت آن باعث ایجاد نیروهای اغتشاشی جاذبی می‌شود. همچنین پستی بلندی‌های سطح زمین بیان کننده عدم یکسان بودن شتاب گرانشی در نقاط مختلف آن است. برای بررسی نیروهای مذکور باید تابع پتانسیل گرانش زمین را بر حسب ترم‌هایی از هارمونی های کروی[2] به‌دست آورد. در حالت کلی، پتانسیل یک نقطه در طول جغرافیایی (λ)، عرض δ در فاصله r از مرکز کره زمین به صورت زیر قابل توصیف است [۳].

$$U_{Earh}(r,\lambda,\delta) = \frac{GM_{\oplus}}{r} \sum_{n=1}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}\left(\frac{R_{\oplus}}{r}\right)^n P_{nm}\left[\sin(\delta)\right]\left\{C_{nm}\cos(m\lambda) + S_{nm}\sin(m\lambda)\right\} \quad (۶)$$

در رابطه (۶)، C_{nm} و S_{nm} ضرایب ژئوپتانسیل و Pnm[sin] ضرایب چندجمله‌ای های‌لژاندر است [۱۰]. در

1 Classical Orbit Elements

2 Spherical Harmonics

رابطه (۶)، در صورتی که m در ضرایب C_{nm} و S_{nm} برابر صفر باشد داریم:

$$J_n = -C_{n0} \qquad (۷)$$
$$J_0 = -1$$
$$S_{n0} = 0$$

۲-۲- جاذبه گرانش خورشید و ماه

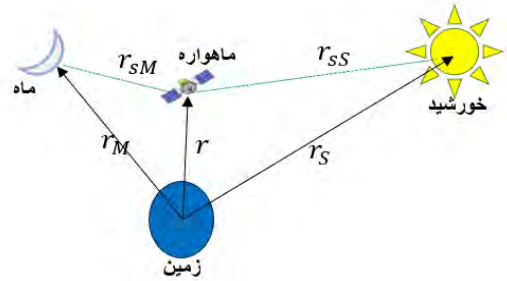
نیروهای اغتشاشی ناشی از جاذبهٔ ماه و خورشید بر روی ماهواره را می‌توان با یک دقت خوب به صورت اثر نیروهای اغتشاشی جسم سوم مدل کرد. برایند شتاب ناشی از اثر جاذبه ماه و خورشید بر روی ماهواره به صورت زیر قابل بیان است [۳-۵]:

$$a_{\text{sun-moon}} = a_{\text{sun}} + a_{\text{moon}} \qquad (۸)$$

$$a_{\text{sun}} = GM_{Sun}\left(\frac{1}{r_{sS}} - \frac{\vec{r}.\vec{r}_S}{r_S^{\,3}}\right) \qquad (۹)$$

$$a_{Moon} = GM_{Moon}\left(\frac{1}{r_{sM}} - \frac{\vec{r}.\vec{r}_M}{r_M^{\,3}}\right) \qquad (۱۰)$$

در عبارت فوق، موقعیت ماهواره، ماه و خورشید در دستگاه مختصات ECI را به ترتیب با r، $\vec{r}_M$، $\vec{r}_S$، و بردار موقعیت ماهواره نسبت به خورشید را r_{sS} با و بردار موقعیت ماهواره نسبت به ماه را با r_{sM} بیان شده است (مطابق شکل ۲).



شکل۲. موقعیت نسبی ماه، خورشید، زمین و ماهواره

۲-۳- فشار تشعشات خورشیدی

زمانی که فوتون‌هایی با انرژی U به سطح ماهواره برخورد می‌نمایند و جذب می‌شوند، ضربه‌ای با بزرگی p=U/c به بدنه منتقل می‌شود. در نزدیکی سطح زمین یعنی در فاصله AU۱ از خورشید (۱۴۹,۶ میلیون کیلومتر)، شار خورشید (Φ) دارای مقدار متوسط فصلی برابر $1367(w/m^2)$ است که با توجه به این مقدار و سرعت نور، c، فشار متوسط به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$P_\circ = \frac{\Phi}{c} \approx 4.56\times10^{-6}\ N/m^2 \qquad (۱۱)$$

مدل‌سازی شتاب ناشی از فشار تشعشات خورشیدی بسیار پیچیده است. در متون تخصصی برای یک ماهواره با جرم m و سطح موثر A شتاب مذکور با فرض‌های فوق‌الذکر نظیر عدم قرارگیری ماهواره در سایه و عمود بودن تشعشعات بر سطح ماهواره، به صورت رابطه (۱۲) بیان شده است [۳-۵]:

$$a_{\text{SRP}} = -P_\circ \times C_R \times \frac{A}{m} \times \frac{\vec{r}_{sS}}{r_{sS}} \qquad (۱۲)$$

در رابطهٔ (۱۲)، C_R ضریب جذب تشعشعات است که به ضریب بازتاب‌پذیری (ε) وابسته است.

$$C_R = 1 + \varepsilon \qquad (۱۳)$$

در رابطهٔ (۱۲)، زمانی که سطح ماهواره همهٔ تشعشات خورشیدی را جذب کند (ε=1) است و زمانی که همه تشعشع خورشیدی را بازتاب کند (ε=0.5) خواهد بود.

۲-۴- شتاب حاصل از نیروی پیشران

با در نظر گرفتن تحلیل سامانه پیشران بر اساس حرکت یک بعدی، نیروی حاصل از فعال‌سازی رانشگر، به عنوان تابع زمانی t، جرم فضاپیما m(t)، سرعت v(t) و شتاب a(t) در غیاب نیروی گرانشی زمین و نیروهای اغتشاشی محیطی در نظر گرفته می‌شود [۱۶]. تراست $F_{Th}(t)$ مقدار نیرویی است که نیروی محرکه خارج شده با سرعت خروجی نسبت به بدنه

ماهواره c_e، به رانشگر اعمال می‌کند. مقدار نیروی پیشران را می‌توان به صورت زیر محاسبه نمود:

$$F_{Th} = c_e \dot{m} + A_n \left(P_g - P_a \right) = c \dot{m} \quad (۱۴)$$

در اینجا، $\dot{m}$ نرخ دبی جرمی سوخت پیشرانه، A_n مساحت دهانهٔ خروجی نازل، P_g و P_a به ترتیب فشار گاز و محیط هستند. پارامتر c_e بیانگر سرعت موثر جرم برون رانده شده از رانشگر نسبت به ماهواره است. با توجه به قانون بقای مومنتوم، شتاب حاصل از فعال‌سازی رانشگر با نیروی تراست F_{Th} را به صورت زیر می‌توان محاسبه نمود:

$$a_t = \frac{dv_t}{dt} = \frac{F_{Th}}{m} = \frac{\dot{m}}{m} c_e \quad (۱۵)$$

با فعال‌سازی سیستم پیشران با گذشت زمان، به مرور جرم ماهواره کاهش می‌یابد. اگر نرخ دبی جرمی پیشراننده $\dot{m}$، ثابت در نظر گرفته شود، آنگاه جرم ماهواره پس از مدت زمان t به شرح زیر به‌دست می‌آید:

$$m(t) = m_0 - \dot{m} \times t \quad (۱۶)$$

که m_0، جرم اولیه ماهواره است.

۳-بررسی تاثیر اغتشاشات محیطی بر تغییر المان‌های مداری

برای یک استراتژی حفظ موقعیت دو مود می‌توان متصور شد، بدین شرح که در مود اول ماهواره فاصله کافی از مرزهای پنجره مدار داشته (ناحیه ایمن) و سیستم کنترلی غیرفعال در نظر گرفته می‌شود. مود خاموش بودن سیستم کنترل تا زمانی که ماهواره تحت تاثیر اغتشاشات محیطی به نزدیکی لبهٔ پنجره مداری برسد ادامه خواهد داشت. زمانی که ماهواره به نزدیکی لبه‌های پنجره مداری خود رسید، وارد مود فعال‌سازی سیستم کنترل شده و نیاز به اصلاح پارامترهای مداری دارد. در مود دوم یعنی مود فعال‌سازی سیستم کنترل، استراتژی کنترلی باید بر اساس میزان خطای موقعیت زاویه‌ای ماهواره ($\lambda\Delta, \delta\Delta$) و سرعت ماهواره بتواند مناسب‌ترین فرامین کنترلی را استخراج نماید. در ادامه به شبیه‌سازی رفتار ماهواره بر اساس مدل و اغتشاشات بیان شده خواهیم پرداخت تا بتوانیم براساس رفتار ماهواره یک استراتژی مناسب تدوین نماییم.

در راستای دستیابی به اهداف فوق، شبیه‌سازی مسئله حفظ موقعیت با تمامی روش‌های انتگرال‌گیری فوق الذکر شامل اویلر[1]، هرمیت سیمسون[2]، رانگ-کوتا[3]، رانگ-کوتا-فلنبرگ[4] مورد بررسی قرار گرفت[۱۸]. پس از شبیه‌سازی مشاهده شد الگوریتم رانگ- کوتا فلنبرگ کمترین خطای محاسباتی و مناسب‌ترین سرعت حل را نسبت به دیگر روش‌های انتگرال‌گیری از معادلات مداری را دارد.

در ادامه، نتایج شبیه‌سازی و تغییرات المان‌های مداری و میزان انحراف ماهواره در راستای طولی و عرضی برای مدت زمان یک ماه (۳۰ شبانه روز) حرکت ماهواره در مود غیرفعال سیستم کنترل (خاموش بودن رانشگرها) در دو حالت ۱) بدون در نظر گرفتن اغتشاشات محیطی و ۲) با در نظر گرفتن اغتشاشات محیطی نشان داده شده است. در جدول ۱، مشخصات فیزیکی و در جدول ۲ شرایط ابتدایی برای شبیه‌سازی ارائه شده است.

جدول ۱. مشخصات فیزیکی ماهواره

ردیف	پارامتر	مقدار
۱	جرم	m=4500 kg
۲	سطح موثر	A=300 m^2
۳	نیروی پیشران (الکتریکی)	T=100 mN
۴	ضریب بازتاب‌پذیری	ε=0.3

1 Euler's method
2 Hermite-Simpson method
3 Runge kutta method
4 Runge kutta fehlberg method

جدول ۲. مقادیر اولیه پارامترهای مداری

پارامتر	مقدار	
دوره	2008/12/01 00:00:00.00	
طول جغرافیایی	0°E	
مقادیر اولیه المان‌های مداری	نیم محور اصلی (a)	42164 km
	خروج از مرکز (e)	0.0001142
	انحراف مدار (i)	0.024 °
	آرگومان نقطهٔ حضیض (ω)	54 °
	زاویه بعد (Ω)	70°
	آنومالی متوسط (M)	306°

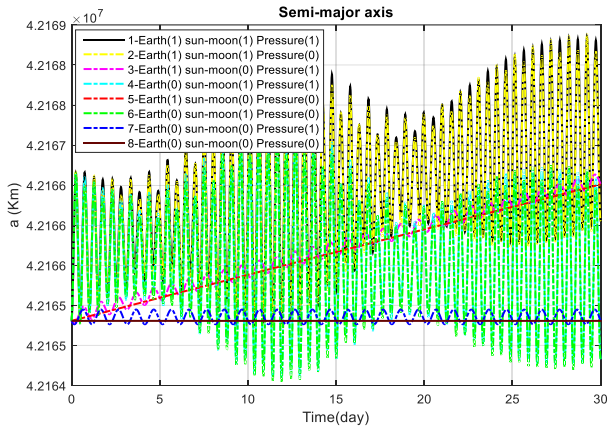
در شکل‌های ۳ تا ۱۱ تاریخچه زمانی رفتار پارامترهای مداری در دو حالت ۱) بدون در نظر گرفتن اغتشاشات محیطی و ۲) با در نظر گرفتن اغتشاشات محیطی برای مدت زمان ۳۰ روز حرکت ماهواره در مدار نشان داده شد تا مدت زمان رسیدن به خطای ۰٫۰۵ درجه در راستای شرقی- غربی و راستای شمالی- جنوبی با توجه به اغتشاشات و عدم حضور نیروی کنترلی مشخص شود. لحظهٔ شروع با مقادیر اولیه و بدون خطای قبلی در پارامترهای مدار (در حالت ایده‌آل) در نظر گرفته شده است. همان‌طور که در نتایج شبیه‌سازی مشاهده می‌شود، پس از گذشت چند روز (کمتر از یک هفته)، ماهواره ابتدا به لبهٔ پنجرهٔ مداری در راستای شرقی- غربی خود می‌رسد و باید استراتژی کنترلی در راستای مذکور به منظور اصلاح پارامترهای مداری فعال شود.

در این مقاله، مدار مورد مطالعه مدار زمین‌آهنگ است. با توجه به آنچه اشاره شد، بیشترین تاثیرات اغتشاشات محیطی به ترتیب ناشی از ترم‌های هارمونیک جاذبه زمین، جسم سوم (جاذبه ماه و خورشید) و فشار تشعشات خورشیدی است. با توجه به این‌که هر یک از اغتشاشات یاد شده بر هر یک از المان‌های مداری تاثیر خاص خود را اعمال می‌کنند و در نهایت اثر برایند اغتشاشات مذکور بر ماهواره اعمال می‌شود، از این‌رو، در ادامه به بررسی اثر اغتشاشات مذکور بر هر یک بر روی المان‌های مداری و همچنین تغییرات سرعت و موقعیت ماهواره در طی هشت فرض پرداخته شده است. هشت فرض مختلف در نظر گرفته شده برای اغتشاشات اعمالی به ماهواره در جدول ۳ ارائه شده است:

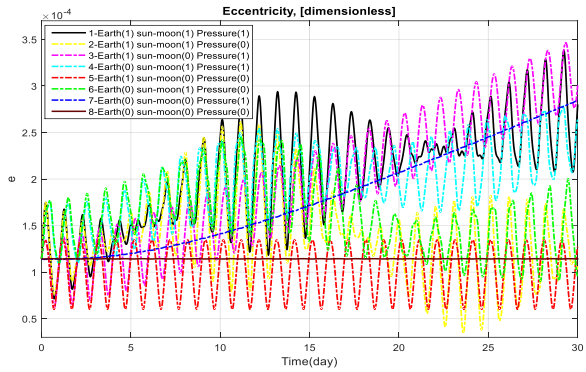
جدول ۳. فرضیات مختلف در نظر گرفته شده برای اغتشاشات اعمالی به ماهواره

ردیف	عدم کرویت زمین	جاذبه ماه و خورشید	فشار تشعشات خورشید
۱	غیرفعال (0)	غیرفعال(0)	غیرفعال(0)
۲	فعال(1)	غیرفعال(0)	غیرفعال(0)
۳	غیرفعال(0)	فعال(1)	غیرفعال(0)
۴	غیرفعال(0)	غیرفعال(0)	فعال(1)
۵	فعال(1)	فعال(1)	غیرفعال(0)
۶	فعال(1)	غیرفعال(0)	فعال(1)
۸	غیرفعال(0)	فعال(1)	فعال(1)
۸	فعال(1)	فعال(1)	فعال(1)

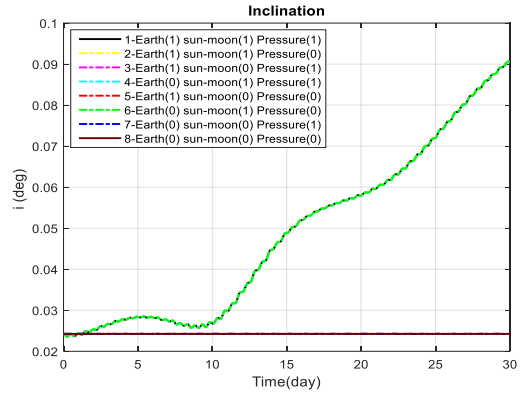
با توجه به این‌که اغتشاشات در راستای شرقی غربی در طول جغرافیایی ۱۲۰ درجه و همچنین در ۱۸۰±۱۲۰ درجه دارای بیشترین تاثیر هستند [۴] بنابراین، به منظور نشان دادن اثر عدم کرویت زمین طول جغرافیایی ۱۲۰ درجه در نظر گرفته شده است.



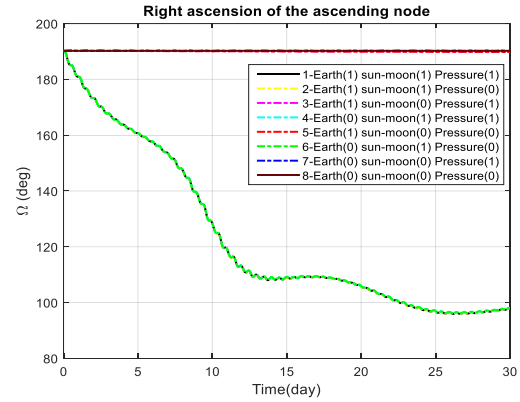
شکل۳. تاریخچه تغییرات نیم محور اصلی مدار در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



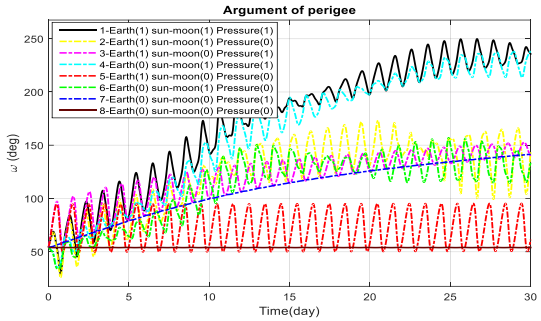
شکل۴. تاریخچه تغییرات خروج از مرکزیت در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



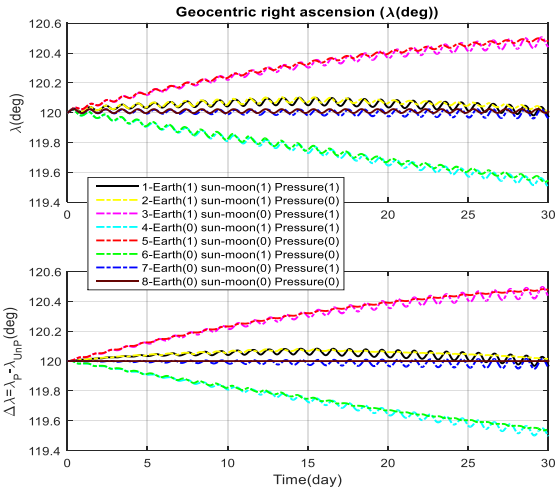
شکل۵. تاریخچه تغییرات زاویه انحراف در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



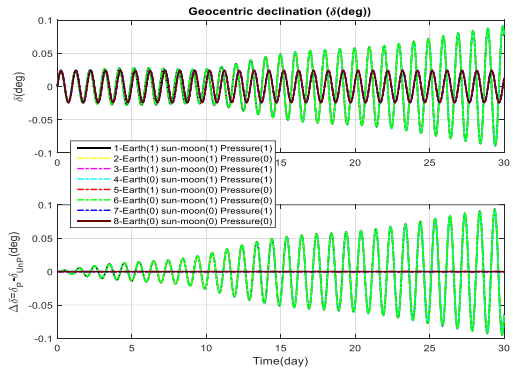
شکل۶. تاریخچه تغییرات زاویه بعد در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



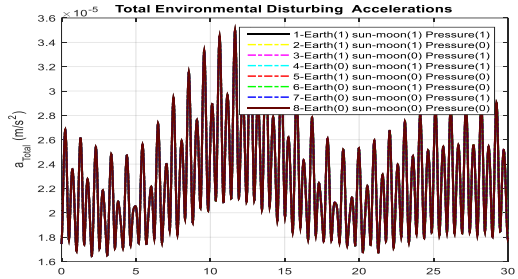
شکل ۷. تاریخچه تغییرات آرگومان نقطهٔ حضیض در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



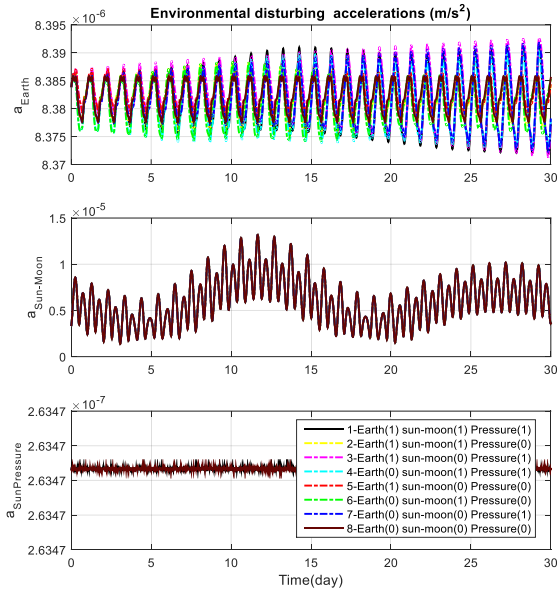
شکل ۸. میزان انحراف راستای شرقی- غربی در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



شکل ۹. میزان انحراف راستای شمالی- جنوبی در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



شکل ۱۰. برایند شتاب‌های اغتشاشی در بازه زمانی ۳۰ روز



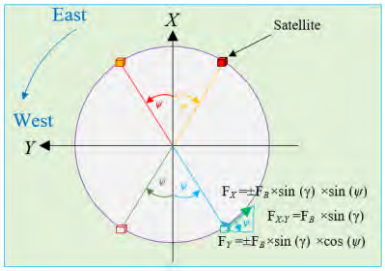
شکل ۱۱. تاریخچه شتاب‌های اغتشاشی: عدم کرویت و پخی زمین، جاذبه ماه و خورشید، فشار تشعشات خورشیدی

در شکل‌های ۳ تا ۱۱، تغییرات المان‌های مداری و انحراف موقعیت و سرعت ماهواره به ازای ۸ حالت مختلف اعمال و عدم اعمال اغتشاشات محیطی نشان داده شد. مشاهده شد که هر کدام از نیروهای اغتشاشی محیطی به نوعی بر المان‌های مداری و موقعیت ماهواره به نوعی تاثیر گذاشته و سبب انحراف آن از موقعیت مطلوبش می‌شوند.

۴-الگوریتم بهینه‌ساز برای مانور حفظ موقعیت

همان‌طور که از نتایج بخش قبل مشاهده شد، نیروهای اغتشاشی محیطی به نوعی بر المان‌های مداری و موقعیت ماهواره تاثیر گذاشته و سبب انحراف ماهواره از موقعیت مطلوبش می‌شود، بنابراین، باید موقعیت و المان‌های اغتشاش یافته را با توجه به اغتشاشات وارده اصلاح نمود. اغتشاشات مذکور باعث می‌شود تا ماهواره از پنجره مداری‌اش به مرور زمان رانده شود. اگر رانده شدن مذکور طی فرایندهای اصلاح مداری جبران نشود، ماهواره از حالت عملیاتی خارج خواهد شد. بنابراین، باید در زمان‌های معینی مانور حفظ موقعیت به منظور باقی ماندن در محدوده‌های طول و عرض جغرافیایی مجاز اجرا شود.

یکی از راه حل‌های مناسب برای غلبه بر چالش یاد شده، تجزیه مسئله به چندین زیرمسئله و حل مجزای آنها است. بدین منظور، با شبیه‌سازی رفتار ماهواره و بررسی تاثیر زمان-های فعال‌سازی رانشگر، می‌توان با بهره‌گیری از منطق فازی، زمان‌های مناسب برای فعال‌سازی رانشگرها را تعیین نمود [۹]. در صورتی‌که حرکت یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ در صفحه x-y دستگاه ECI تصویر شود، تصویر حرکت ماهواره بر روی یک شبه دایره خواهد بود که می‌توان آن را به چهار ناحیه تقسیم نمود. اگر زاویه بین راستای محور x دستگاه مختصات ECI و خط گذرنده از مرکز جرم ماهواره و مرکز دستگاه مختصات ECI را با ψ نشان دهیم، آن‌گاه، بر اساس منطق فازی می‌توان رانشگر مورد نظر برای فعال‌سازی را تعیین نمود و مقدار نیروی مورد نیاز در راستای محورهای اصلی دستگاه مختصات ECI محاسبه خواهد شد.



شکل ۱۲. تصویر حرکت یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ بر صفحهٔ x-y دستگاه مختصات ECI

با استفاده از قوانین بیان شده در جدول ۴ با لحاظ نمودن موقعیت مرکز جرم ماهواره در دستگاه مختصات ECI و همچنین تعیین راستای تراست مورد نیاز در دستگاه مختصات ECI، می‌توان رانشگر مورد نظر را بر اساس راستاهای نصب در دستگاه بدنی به منظور فعال‌سازی مشخص نمود.

با تعیین زمان فعال‌سازی رانشگرها، از تعداد متغیرهای مجهول مسئله به میزان قابل توجهی کاسته می‌شود. این امر موجب افزایش سرعت حل مسئله و دستیابی به پاسخ‌های مناسب جهت اصلاح پارامترهای اغتشاش یافته با کمینه‌سازی مصرف سوخت می‌شود.

پس از تعیین زمان فعال‌سازی رانشگرها، باید مدت زمان بهینه فعال ماندن رانشگرها تعیین شود. برای تعیین مدت زمان فعال ماندن رانشگرها، اولین معیار، میزان مصرف سوخت است. دومین معیار، برآورده‌سازی قیود دینامیکی و عملکردی سیستم است. به منظور حل دستگاه معادلات جبری غیرخطی حاصل از گسسته‌سازی مسئله تعیین مدت زمان بهینه روشن ماندن رانشگرها [۱۹]، از روش‌های مختلفی نظیر الگوریتم‌های ابتکاری و فراابتکاری و الگوریتم‌های گرادیانی می‌توان بهره جست. از این بین، الگوریتم‌های ابتکاری و فراابتکاری نظر به اینکه نسبت به الگوریتم‌های گرادیانی به دانش خاصی از مسئله وابسته نیستند، می‌توانند گزینه مناسبی برای حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی محسوب شوند. امروزه الگوریتم‌های ابتکاری و فراابتکاری [۲۰] متعددی نظیر الگوریتم ژنتیک[1]، ازدحام ذرات[2]، گرگ‌های خاکستری[3]، جستجوی جاذبه گرانشی[4] و غیره ابداع و توسعه داده شده است. در این بین، الگوریتم ژنتیک به عنوان یک الگوریتم بهینه‌سازی با در نظر گرفتن مجموعه‌ای از نقاط فضای جواب در هر تکرار محاسباتی به نحو مؤثری نواحی مختلف فضای جواب را جستجو می‌کند.

جدول ۴. قوانین تعیین رانشگر مناسب برای فعال‌سازی بر اساس موقعیت و راستای تراست مورد نیاز در دستگاه بدنی

موقعیت مرکز جرم ماهواره	تراست مورد نیاز در دستگاه ECI			رانشگر مورد نیاز در دستگاه بدنی
0<x & 0≤y	Fx<0	Fy>0	Fz>0	F_{N-W}
0<x & 0≤y	Fx<0	Fy>0	Fz<0	F_{S-W}
0<x & 0≤y	Fx=0	Fy=0	Fz>0	F_{N}
0<x & 0≤y	Fx>0	Fy<0	Fz>0	F_{N-E}
0<x & 0≤y	Fx>0	Fy<0	Fz<0	F_{S-E}
0<x & 0≤y	Fx=0	Fy=0	Fz<0	F_{S}
x≤0 & 0<y	Fx<0	Fy<0	Fz>0	F_{N-W}
x≤0 & 0<y	Fx<0	Fy<0	Fz<0	F_{S-W}
x≤0 & 0<y	Fx=0	Fy=0	Fz>0	F_{N}
x≤0 & 0<y	Fx>0	Fy>0	Fz>0	F_{N-E}
x≤0 & 0<y	Fx>0	Fy>0	Fz<0	F_{S-E}
x≤0 & 0<y	Fx=0	Fy=0	Fz<0	F_{S}
x<0 & y≤0	Fx>0	Fy<0	Fz>0	F_{N-W}
x<0 & y≤0	Fx>0	Fy<0	Fz<0	F_{S-W}
x<0 & y≤0	Fx=0	Fy=0	Fz>0	F_{N}
x<0 & y≤0	Fx<0	Fy>0	Fz>0	F_{N-E}
x<0 & y≤0	Fx<0	Fy>0	Fz<0	F_{S-E}
x<0 & y≤0	Fx=0	Fy=0	Fz<0	F_{S}
0≤x & y<0	Fx>0	Fy>0	Fz>0	F_{N-W}
0≤x & y<0	Fx>0	Fy>0	Fz<0	F_{S-W}
0≤x & y<0	Fx=0	Fy=0	Fz>0	F_{N}
0≤x & y<0	Fx<0	Fy<0	Fz>0	F_{N-E}
0≤x & y<0	Fx<0	Fy<0	Fz<0	F_{S-E}
0≤x & y<0	Fx=0	Fy=0	Fz<0	F_{S}

با توجه به آنچه بیان شد، برای یافتن کنترلرهای مناسب برای مسئله حفظ موقعیت با هدف کمینه‌سازی سوخت مصرفی و برآورده‌سازی محدودیت‌های دینامیکی و فیزیکی در فضای گسسته شده از الگوریتم ژنتیک استفاده خواهد شد.

مراحل حل مسئله تعیین مدت زمان روشن ماندن رانشگرها به منظور اصلاح پارامترهای مداری و تبدیل به یک

1 Genetic algorithm
2 Particle swarm optimization algorithm
3 Grey wolf optimization algorithm
4 Gravitational search algorithm

مسئله بهینه‌سازی غیرخطی را میتوان به صورت زیر در چندین گام بیان کرد:

گام اول: گسسته‌سازی زمان اجرای مانور به بازه‌های زمانی کوچک‌تر برای انتگرال‌گیری:

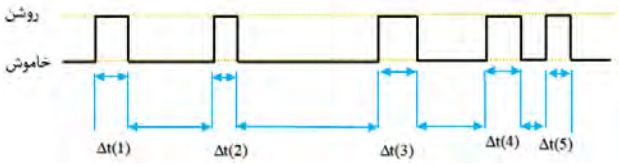
برای این منظور، ابتدا بازه زمانی به زیربازه‌های زمانی کوچک‌تر تقسیم می‌شود که طول این زیربازه‌ها می‌تواند به تناسب شرایط مسئله مساوی یا متفاوت باشد. به نقاط ابتدایی و انتهایی این زیربازه‌ها گره‌های زمانی می‌گویند.

گام دوم: فرموله نمودن الزامات عملکردی به محدودیت‌های مساوی و کمتر مساوی صفر:

الزامات عملکردی می‌تواند در قالب محدودیت‌های متغیر با زمان نظیر معادلات دیفرانسیلی فضای حالت، معادلات انتگرالی و غیره توصیف شود. محدودیت‌هایی از این قبیل را باید در قالب محدودیت‌های جبری مستقل از زمان فرموله نمود تا بتوان در بهینه‌سازی استاتیکی به‌کار گرفت. برای تبدیل معادلات حالت، توابع هدف و قیود به فرم گسسته و انتگرال‌گیری از معادلات دیفرانسیلی مبین دینامیک انتقالی سیستم، می‌توان از روش‌های متداول گسسته‌سازی بهره جست. باید متذکر شد، در این مقاله با توجه به نیاز به دقت بالا در محاسبات برای گسسته‌سازی و انتگرال‌گیری معادلات حالت از روش رانگ- کوتا- فلنبرگ استفاده شد.

در بخش حل مسئله بهینه‌سازی، باید برای هر یک از متغیرهای بهینه‌سازی، محدوده مجاز تغییرات را مشخص نمود. در اینجا متغیر بهینه‌سازی، مدت زمان فعال ماندن رانشگرهای فعال شده ($\Delta t_{Activeted}$) است که محدوده مجاز تغییرات شامل حداقل و حداکثر زمان فعال بودن هر یک از رانشگرهای فعال شده در هر یک از مراحل فعالیت خواهد بود (مشابه شکل ۱۳).

$$\Delta t_{\min} \le \Delta t_{Activeted} \le \Delta t_{\max} \quad , \quad t : time \qquad (۱۷)$$



شکل ۱۳. شماتیکی از مدت زمان فعال ماندن رانشگرها

در مسئله حفظ موقعیت، محدودیت‌ها و الزامات عملکردی متعددی وجود دارد که باید همگی برآورده شود. یکی از مهم‌ترین این محدودیت‌های عملکردی، محدودیت حفظ جایگاه استقرار ماهواره در یک پنجره مداری تعریف شده در طی ماموریت است. اگر موقعیت زاویه‌ای ماهواره در راستای طولی (شرقی- غربی) را با (α) و در راستای عرضی (شمالی- جنوبی) را با (δ) نشان دهیم، آن‌گاه، محدودیت حرکت ماهواره در پنجره مداری را می‌توان به صورت زیر بیان داشت:

$$|\Delta\alpha| = |\alpha_{Un\,p} - \alpha_p| \le \Delta\alpha_{\text{allowable}} \qquad (۱۸)$$

$$|\Delta\delta| = |\delta_{Un\,p} - \delta_p| \le \Delta\delta_{\text{allowable}} \qquad (۱۹)$$

از دیگر محدودیت‌ها می‌توان به میزان نیروی رانشگرها اشاره داشت. با توجه به این‌که در این پژوهش رفتار شتاب حاصل از نیروهای رانشگرها به فرم ایدآل در نظر گرفته شده است، از این‌رو، این نوع محدودیت به صورت زیر بیان می‌شود:

$$F(i) = F_{T(i)},\ i = 1, 2, \ldots, N_T \qquad (۲۰)$$

در رابطه ۲۰، $F_{T(i)}$ نیروی ایده‌آل در دسترس برای رانشگر iام است.

❋ **گام سوم: تابع معیار و اثر آن در مسئله حفظ موقعیت:**

معیار عملکردی مورد نظر در این پژوهش مبتنی بر کمینه‌سازی میزان سوخت مصرفی است که به نوعی با حداقل نمودن مجموع زمان روشن بودن رانشگرهای با تراست ثابت، در طی ماموریت متناسب است و بر اساس شتاب مورد نیاز برای اصلاح پارامترهای مداری مشخص می‌شود:

$$J(\tau, \mathrm{x} : \mathbf{u}^*) = \sum_{k=1}^{K} \int_{\tau}^{t_f} T_k(\mathrm{t}) dt \qquad (۲۱)$$

در رابطه (۲۱)، k نشانگر رانشگر kام، K تعداد رانشگرها، $T_k(t)$ نیروی تراست رانشگر kام در زمان t و انتگرال بیان گر میزان تراست مورد نیاز در طی زمان است. تابع هزینه J بیانگر مجموع سطح زیر نمودار زمانی تراست مورد نیاز برای اجرای مانور اصلاح پارامترهای مداری است، که به نوعی نشانگر میزان سوخت مصرفی برای اصلاح پارامترهای مداری نیز تلقی می‌شود.

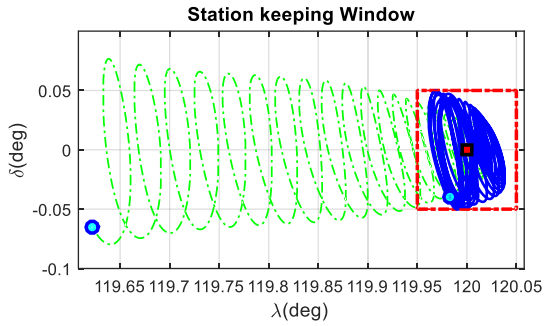
❋ **گام چهارم: بررسی شرط توقف حل مسئله و اجرای مجدد پروسه محاسباتی تا زمان برقراری شرط توقف:**

پس از فرموله کردن مسئله تعیین مدت زمان روشن ماندن رانشگرها برای اصلاح پارامترهای مداری به یک مسئله بهینه‌سازی، فرامین کنترلی در یک حلقه بهینه‌سازی استخراج می‌شود. برای خروج از حلقه بهینه-ساز، شروط متعددی نظیر تعداد تکرار، واگراشدن روند بهینه‌سازی، قرار گرفتن در بهینه محلی و عدم بهینه شدن مقدار تابع معیار در فرایند بهینه‌سازی در نظر گرفته می-شود. در هر تکرار از حلقه بهینه‌سازی، باید شرط خروج از حلقه کنترلی بررسی شود. در صورتی‌که شرط توقف برآورده نشده باشد، مجددا فرایند محاسبه فرامین تکرار می‌شود و حلقه بهینه‌سازی ادامه می‌یابد.

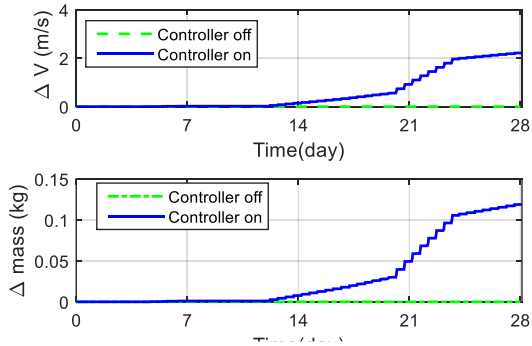
در شکل ۱۴، شماتیکی از فلوچارت الگوریتم بهینه‌سازی رویکرد پیشنهادی نشان داده شده است.

شکل۱۴. شماتیکی از فلوچارت الگوریتم بهینه‌سازی

بیشترین تاثیر اغتشاشات ناشی از عدم کرویت زمین در محدوده طول جغرافیایی ۱۸۰±۱۲۰ درجه رخ می‌دهد. از این‌رو، نتایج رویکرد پیشنهادی برای حفظ موقعیت یک ماهواره با جرم ۲۰۰۰ کیلوگرم و رانشگر با تراست ۷۹ میلی نیوتن در یک پنجره مداری با محدوده تغییرات $0.05 \pm$ درجه برای یک دوره چهار هفته‌ای در شکل ۱۵ نشان داده شده است. در شکل ۱۶، حداقل میزان مصرف سوخت مورد نیاز برای مانور حفظ جایگاه مداری با رویکرد پیشنهادی در این مقاله نشان داده شده است.



شکل ۱۵. تغییرات موقعیت ماهواره در حالت بدون وجود کنترلر (سبز رنگ) در مقایسه با حالت فعال شدن کنترلر (آبی رنگ)



شکل ۱۶. تاریخچه زمانی میزان مصرف سوخت و ΔV معادل مصرف سوخت برای یک ماهواره در حالت بدون وجود کنترلر (سبز رنگ) در مقایسه با حالت فعال شدن کنترلر (آبی رنگ)

در بحث مقایسه و تحلیل نتایج راهکار پیشنهادی با دیگر روش‌های موجود، باید تمامی شرایط فیزیکی، عملکردی مسئله یکسان فرض شده باشند با توجه به این‌که در مراجع در دسترس تنها در پژوهش صورت گرفته توسط کیم[1] و همکاران [۲۱]، شرایط لازم ابتدایی و پارامترهای فیزیکی ماهواره ارائه شده است، بنابراین، در این تحقیق نیز این مورد به عنوان مرجع مقایسه روش پیشنهادی و نتایج لحاظ شد.

با توجه به این موضوع که بیشترین میزان مصرف سوخت در فرایند اصلاح مداری مربوط به مانور شمالی- جنوبی است، بنابراین، کیم و همکاران در پژوهش خود با سه روش شامل ۱) MCT[2]، ۲) TBCT[3] و ۳) MFT[4] به اصلاح پارامترهای مداری مربوط به مانور شمالی- جنوبی پرداختند. شرایط اولیه برای شبیه‌سازی و پارامترهای ماهواره صورت گرفته در جدول ۴ و ۵ برگرفته از مرجع [۲۱] ارائه شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی، برای یک دوره یک ساله از ۲۰۰۸/۱۲/۰۱ تا ۲۰۰۹/۱۲/۰۱ در جدول ۶ ارائه شده است. در جدول ۶، میزان تغییر سرعت مورد نیاز برای مانورحفظ موقعیت ماهواره به صورت تجمعی با روش پیشنهادی و سه رویکرد ارائه شده در مرجع [۲۱]، برای یک دوره یک ساله ارائه شده است.

جدول ۴. مشخصات فیزیکی ماهواره مرجع [۲۱]

پارامتر	مقدار
جرم	m=2497 kg
سطح موثر	A=200 m^2
نیروی پیشران (الکتریکی)	T=100 mN
ضریب بازتاب	ε=0.5

جدول ۵. مقادیر اولیه پارامترهای مداری مرجع [۲۱]

پارامتر		مقدار
دوره		2008/12/01 00:00:00.00
طول جغرافیایی		120°E
المان‌های مداری	نیم محور اصلی (*a*)	42164.8 km
	خروج از مرکز (*e*)	0.000114
	انحراف مدار (*i*)	0.02424 °
	آرگومان نقطهٔ حضیض (ω)	54.00507 °
	زاویه بعد (Ω)	198.42 °
	آنومالی متوسط (M)	306°

میزان افزایش سرعت حاصل از مصرف سوخت برای دوره یک ساله از روش‌های MCT، TBCT و MFT به ترتیب برابر 54.853 m/s، 50.357 و 49.332 است در حالی‌که، میزان افزایش سرعت به‌دست آمده با رویکرد سلسه مراتبی فازی- بهینه، برابر 46.750 m/s به‌دست آمده است.

1 Kim
2 Maximum Compensation Target (MCT)
3 Track-Back Chord Target (TBCT)
4 Minimum Fuel Target (MFT)

جدول ۶. تغییر سرعت معادل میزان مصرف سوخت (ΔV) برای یک دوره یک ساله برای مانور حفظ موقعیت شمالی- جنوبی در مقایسه با مرجع [۲۱]

استراتژی کنترلی	فازی- بهینه	MCT [۲۱]	BCT [12]	MFT [12]
ΔV (m/s)	46.7	54.8	50.3	49.3

۵-نتیجه‌گیری

یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ، موقعیتش را با توجه به اغتشاشات وارده باید اصلاح نماید. این اغتشاشات ناشی از نیروهای محیطی نظیر ترم‌های هارمونیک جاذبه زمین، جاذبه جسم سوم (به ترتیب شامل جاذبه ماه و خورشید)، فشار تشعشات خورشیدی و موارد مشابه دارد. اغتشاشات مذکور باعث می‌شود تا ماهواره از پنجره مداری‌اش به مرور زمان رانده شود. اگر رانده شدن مذکور طی فرایندهای اصلاح مداری جبران نشود، ماهواره از حالت عملیاتی خارج می‌شود. بنابراین، باید در زمان‌های معینی مانور حفظ موقعیت به منظور حفظ محدوده‌های طول و عرض جغرافیایی مجاز اجرا شود.

با بررسی پژوهش‌های پیشین و معیارها و محدودیت‌های ارائه شده برای مسئله حفظ موقعیت مشاهده شد که رویکرد کلی حل مسئله حفظ موقعیت، با توجه به معیار عملکردی کمترین میزان سوخت مصرفی، استفاده از تکنیک‌های مبتنی بر تئوری کنترل بهینه و بهینه‌سازی است. در صورتی‌که مسئله حفظ موقعیت به صورت یکپارچه به فرم یک مسئله کنترل بهینه فرموله شود، در فرایند حل دشواری‌های متعددی نظیر تعداد متغیرها، زمان‌بر بودن فرایند حل و غیره رخ می‌دهد. زیرا، حل مسئله حفظ موقعیت با کنترلر از نوع روشن- خاموش دشوار است. یکی از راه حل‌های مناسب برای غلبه بر چالش یاد شده، تجزیه مسئله به چندین زیرمسئله و حل مجزای آنها است. بدین منظور، با شبیه‌سازی رفتار ماهواره و بررسی تاثیر زمان‌های فعال‌سازی رانشگر، می‌توان با بهره‌گیری از منطق فازی، زمان‌های مناسب برای فعال‌سازی رانشگرها تعیین شود. با تعیین زمان فعال‌سازی رانشگرها، تعداد متغیرهای مجهول مسئله به میزان قابل توجهی کاسته می‌شود. این امر موجب افزایش سرعت حل مسئله شده و همچنین دستیابی به پاسخ‌های مناسب برای اصلاح پارامترهای اغتشاش یافته مداری با کمینه‌سازی مصرف سوخت میسر می‌شود.

باید بار دیگر توجه نمود که راهکار پیشنهادی در این مقاله با فرضیات و محدودیت‌ها زیر طرح و اثبات شد که توسعه آن می‌تواند در آینده مورد توجه محققین این حوزه قرار گیرد:

- ✓ مدل تراستر برای شبیه‌سازی ایده‌آل فرض شده است.
- ✓ عدم قطعیت مدل سیستم و اغتشاشات محیطی در مسئله لحاظ نشده است.
- ✓ در مدل‌سازی نیروی اغتشاشی فشار تشعشعات خورشیدی، این نیرو تابعی از فاصله ماهواره از خورشید لحاظ شده و اثرات تغییر تاریخ زمانی در آن لحاظ نشده است.
- ✓ در توصیف معادلات حرکتی از مدل جرم نقطه‌ای بهره گرفته شده است.
- ✓ کنترل وضعیت به صورت ایده‌آل در نظر گرفته شده که این امر در واقعیت می‌تواند موجب خطا در تولید فرامین مناسب اصلاح مدار شود.

هاثابت	مقدار
a	$=42164 \quad km$
g	$=9.8 \quad m/s^2$
GM_{Earh}	$=398600.4 \quad km^3/s^2$
GM_{Sun}	$=1.3271\times10^{11}$
GM_{Moon}	$=4902.8$
$P_\circ$	$\approx 4.56\times10^{-6}\ N/m^2$
R_{Earh}	$=6378.13 \quad km$

مراجع

[1] E. Maani، P. Nikpey، E. Zairian. GEO satellite station keeping mass design based on data mining. Journal of Space Science and Technology. 2021 Mar 21; 14(1):23-33.

[2] M. Navabi and M. Barati، "Mathematical modeling and simulation of the earth's magnetic field: A comparative study of the models on the spacecraft attitude control application"، Applied Mathematical Modelling، vol. 46، pp. 365-381، 2017.

[3] V. A. Chobotov. "Orbital Mechanics، American Institute of Aeronautics and Astronautics." Inc.، Reston، VA (1996): 20.

[4] D. A. Vallado. Fundamentals of astrodynamics and applications. Vol. 12. Springer Science & Business Media، 2001.

[۵] م.ر. نوابی ،.پ. زارعی. کنترل وضعیت ماهواره ی کوچک دارای کمبود عملگر با استفاده از کنترل پیشبین مدل، مجله علمی نسخه ۱۳، صفحات:۹۹-۱۰۴، ۱۳۹۹.

[۶] م.ر. نوابی، ح قنبری مزیدی. کنترل وضعیت فضاپیما با استفاده از کنترل تطبیقی در حضور عدم قطعیت و اغتشاش، علوم و فناوری فضایی، نسخه ۳، صفحات:۷۷-۸۴، ۱۳۹۹.

[۷] ح. مقصودی دهاقانی، الف. ر.کوثری، م. فکور، م. خوشسیما. حفظ بهینه مدار زمین آهنگ در حضور اغتشاشات محیطی با استفاده از منطق فازی، دانشگاه تهران، دانشکده علوم و فنون نوین، ۱۳۹۸.

[8] V. Bohlouri, Z. Khodamoradi, SH. Jalali-Naini. Spacecraft attitude control using model-based disturbance feedback control strategy. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. 2018 Dec; 40(12):1-8.

[9] H. Maghsoudi‹, A. R. Kosari، M. Fakoor, M. Khoshsima. "A Hierarchical Fuzzy-Optimal Strategy for Station-Keeping Maneuver of a GEO Satellite." *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* (2019).

[10] D. Losa. *High vs low thrust station keeping maneuver planning for geostationary satellites*. Diss. École Nationale Supérieure des Mines de Paris، 2007.

[11] S. Borissov, D. Mortari. East–West GEO Satellite Station-Keeping with Degraded Thruster Response. Aerospace. 2015; 2(4):581-601.

[12] M. Navabi, H. Mirzaei, A. Davoodi. Optimum design of robust adaptive controller with actuator constraints. International Journal of Control، Automation and Systems. 2020 Nov; 18(11):2734-41.

[13] VM. Gomes, AF. Prado. Low-thrust out-of-plane orbital station-keeping maneuvers for satellites. Mathematical Problems in Engineering. Jan 1; 2012.

[14] A. Weiss, UV. Kalabić, S. Di Cairano. Station keeping and momentum management of low-thrust satellites using MPC. Aerospace Science and Technology. 2018 May 1; 76:229-41.

[15] C. Gazzino, D. Arzelier, L. Cerri, D. Losa, C. Louembet, C. Pittet. A three-step decomposition method for solving the minimum-fuel geostationary station keeping of satellites equipped with electric propulsion. Acta Astronautica. 2019 May 1; 158:12-22.

[16] D. Hassanpou, N. Asghari. “Introduction to Electric Thrusters”، 15th Conference on Iranian Physics Education and 5th Conference on Physics and Laboratory at: Farhangian University of Sanandaj، August 2014.

[17] W. Ley, K. Wittmann, W. Hallmann, editors. Handbook of space technology. John Wiley & Sons; 2009 Mar 18.

[18] G. Lindfield, J. Penny. Numerical methods: using MATLAB. Academic Press; 2018 Oct 10.

[19] JT. Betts. Practical methods for optimal control and estimation using nonlinear programming. Society for Industrial and Applied Mathematics; 2010 Jan 1.

[20] A. Kaveh, T. Bakhshpoori. Metaheuristics: outlines, MATLAB codes and examples. Cham: Springer International Publishing; 2019 Mar 29.

[21] HY. Kim, BS. Lee, Y. Hwang, JH. Kim. North-south station keeping maneuver planning for COMS. In25th AIAA International Communications Satellite Systems Conference (organized by APSCC) 2007.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 66-77
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.312087.1036

Article Info

Received: 2021-10-26
Accepted: 2022-1-24

Keywords

Experimental data, Hyperspectral images, Leaf water content, Remote sensing, Spectral curve, Supervised modelling

Experimental Study of Spray Merge in Dual Pressure- Swirl Coaxial Injectors

Ali Rastgar [1], Hojat Ghassemi[*,2]

1. Aerospace Engineering Department, University of Science and Technology, Tehran, Iran, alirastegar070@gmail.com
2,*. Mechanical Engineering Department, University of Science and Technology, Tehran, Iran, h_ghassemi@iust.ac.ir, Corresponding author

Abstract

The purpose of this paper is to present experimental data for merging two outlet fluid skirts in a dual pressure- swirl coaxial injector. In this study, a dual pressure- swirl external mixing injector was designed and fabricated. Operational characteristics including discharge coefficient and breakup length were expressed in terms of different injection pressures for internal and external injectors. Utilizing fast shooting, based on the backlighting method, the interaction between of two outlet skirts were investigated and the merge performance map was extracted. The merge performance map results indicated, when the pressure difference of the external injector increases from 0.3 bar to 0.95 bar, the pressure difference of the internal injector for the merge to occur increases. The reason for this increase in this range of external injector injection pressure differences is that, the effect of the internal injector injection pressure for merge in this area is greater than the external injector injection pressure, the external injector skirt is pulled toward the internal injector skirt. For injection pressures difference of more than 0.95 bar in the external injector, because the effect of the external injector injection pressure for merge is greater than the internal injector injection pressure, the internal injector injection pressure difference is reduced for the merge to occur and the internal injector skirt is pulled toward the external injector skirt.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۶۶-۷۷
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.312087.1036

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۸/۰۴

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۰۴

واژه‌های کلیدی

انژکتور هم‌محور دوگانه فشاری-چرخشی، روش پس‌زمینه، نقشه عملکرد ادغام

مطالعه تجربی ادغام اسپری در انژکتورهای هم‌محور دوگانه فشاری-چرخشی

علی رستگار [۱]، حجت قاسمی [۲،*]

۱. دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه علم و صنعت ، alirastegar070@gmail.com
۲، *. دانشیار دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، h_ghassemi@iust.ac.ir (نویسنده مسئول)

چکیده

هدف از مقاله حاضر ارائه یافته‌های تجربی مربوط به شرایط لازم برای ادغام دو دامن سیال خروجی از انژکتور داخلی و خارجی در یک انژکتور هم‌محور دوگانه فشاری- چرخشی است. در این پژوهش یک انژکتور دوگانه فشاری- چرخشی اختلاط در خارج طراحی و ساخته شده است. مشخصه‌های عملکردی شامل ضریب تخلیه و طول شکست بر حسب اختلاف فشارهای تزریق مختلف برای انژکتورهای داخلی و خارجی بیان شده است. با استفاده از روش عکس‌برداری سریع و روش نوردهی پس‌زمینه به بررسی تعامل بین دو دامن سیال خروجی از انژکتور پرداخته شده و نقشه عملکرد ادغام دو دامن سیال خروجی از انژکتور استخراج شده است. از نقشه عملکرد نتیجه گرفته می‌شود، هنگامی که اختلاف فشار تزریق انژکتور خارجی از ۰/۳ تا ۰/۹۵ بار زیاد می‌شود، اختلاف فشار انژکتور داخلی برای وقوع ادغام نیز افزایش می‌یابد. علت این افزایش در این محدوده از اختلاف فشار تزریق انژکتور خارجی این است که تأثیر فشار تزریق انژکتور داخلی برای ادغام، بیشتر از تأثیر فشار تزریق انژکتور خارجی است و دامن انژکتور خارجی به سمت دامن انژکتور داخلی کشیده می‌شود. برای اختلاف فشارهای تزریق بیش از ۰/۹۵ بار در انژکتور خارجی، به دلیل این‌که تأثیر فشار تزریق انژکتور خارجی برای ادغام بیشتر از تأثیر فشار تزریق انژکتور داخلی است، اختلاف فشار تزریق انژکتور داخلی برای وقوع ادغام کاهش می‌یابد و دامن انژکتور داخلی به سمت دامن انژکتور خارجی کشیده می‌شود.

۱- مقدمه

انژکتورها نقش بسیار مهم و تعیین کننده‌ای را در اتمیزاسیون و اختلاط سیالات ایفا می‌کنند. با توسعه روزافزون دستگاه‌های احتراقی، انواع مختلفی از انژکتورها طراحی و برای تولید اسپری مایعات به کار گرفته می‌شوند. انژکتورهایی که در موتورهای پیشرانه مایع استفاده می‌شوند، به انواع متعددی تقسیم می‌شوند که از این میان، انژکتورهای فشاری- چرخشی دارای عملکرد مناسب در اختلاف فشارهای کم هستند [۱]. در این موتورها، دو مایع سوخت و اکسیدکننده باید به درون محفظه احتراق معرفی شوند. یکی از نیازمندی‌های حیاتی در محفظه احتراق، پیش‌آمیختگی سوخت و اکسیدکننده قبل از احتراق است. به‌کارگیری یک انژکتور سوخت و یک انژکتور اکسیدکننده به طور جداگانه منجر به اختلاط نایکنواختی می‌شود اما هم‌محور کردن انژکتور سوخت و اکسیدکننده می‌تواند فواید زیادی از جمله اشغال فضای کم، اختلاط مناسب با نسبت یکنواخت پیشرانه‌ها و در نتیجه افزایش بازده احتراق را داشته باشد. در انژکتورهای هم‌محور دوگانه فشاری- چرخشی[1]، اسپری خروجی شامل یک اسپری داخلی است که توسط یک اسپری هم‌مرکز چرخشی خارجی احاطه شده است. در اختلاف فشار تزریق بسیار کم، دامن‌های مایع از یکدیگر جدا هستند. با افزایش اختلاف فشار تزریق، دامن‌های مایع در خروجی دهانه انژکتور داخلی و خارجی، در شرایط خاصی با هم ادغام[2] می‌شوند. این تغییرات فشار به اثرات اجکتور[3] نسبت داده می‌شود [۲]. ادغام اسپری‌های هم‌محور یکی از راه‌های کارآمد برای دستیابی به اختلاط مناسب در محفظه احتراق شناخته شده است. با ادغام اسپری‌های هم‌محور کیفیت بهتری از اتمیزه کردن و توزیع سوخت و اکسیدکننده در ناحیه نزدیک به دهانه خروجی انژکتور به دست می‌آید. این نیاز به ویژه برای پیشرانه‌های هایپرگولیک مهم است. این نوع انژکتورها از نظر عملی برای موتورهای رانش متغیر، از جمله تراسترهای ماهواره‌ها برای کنترل مدار مورد استفاده قرار می‌گیرند [۳]. مطالعه‌ای تجربی توسط سیواکومار[4] و همکاران [۲، ۳ و ۴] به منظور شناخت تعامل دامن‌های خروجی از انژکتور هم‌محور گریز از مرکز صورت گرفت. آن‌ها به بررسی فرایندهای ادغام، جدایش و هیسترزیس[5] پرداختند و نشان دادند که با رویداد هیسترزیس، تغییرات شدید در ویژگی‌های اسپری ایجاد می‌شود. این امر ناشی از اثرات کشش سطحی است که به هر حال بررسی بیشتر را می‌طلبد. بسیاری از این ویژگی‌ها و همچنین ویژگی‌های حرکت نقطه تماس را می‌توان به تغییراتی که در فشار استاتیک بین فضای دو دامن ایجاد می‌شود، نسبت داد. هان[6] و همکاران [۵] اثرات طول فرورفتگی[7] انژکتور چرخشی هم‌محور دوگانه را بر روی مشخصه‌های اختلاط، در شرایط اتمسفریک بررسی کردند. مشاهدات حاکی از آن بود، اختلاط و توزیع جرمی مؤلفه‌ها، حساسیت زیادی به طول فرورفتگی انژکتور دارد. همچنین قطر متوسط قطرات با افزایش طول فرورفتگی اندکی کاهش می‌یابد. کیم[8] و همکاران [۶] نشان دادند با افزایش طول فرورفتگی، اختلاط بین پیشرانه‌ها در خروجی نازل انژکتور از اختلاط خارجی، به داخلی تغییر می‌یابد. با افزایش درجه اختلاط داخلی، بازده احتراق به عنوان نتیجه‌ای از اختلاط پیشرانه‌ها افزایش می‌یابد. همچنین مشاهده شد، تغییر طول فرورفتگی به طور قابل توجهی بر ویژگی‌های نوسان فشار احتراق در داخل محفظه احتراق تأثیر می‌گذارد. مطالعه‌ای تجربی در خصوص انژکتور هم‌محور دوگانه چرخشی مایع- مایع توسط رمضانی و همکاران [۷] صورت گرفت. آن‌ها نشان دادند، زاویه اسپری ترکیبی بین زاویه‌های اسپری‌های داخلی و خارجی است، همچنین از تعادل مومنتوم بین دو اسپری برای پیش‌بینی زاویه اسپری ترکیبی استفاده کردند. امی و همکاران [۸] روشی را برای طراحی انژکتور چرخشی ارائه کردند. روش ارائه شده توسط آن‌ها مبتنی بر روش طراحی شده توسط بازاروف[9] و یانگ[10] [۹] است.

1 Dual Pressure- Swirl Coaxial Injectors
2 Merge
3 Ejector Effects
4 Sivakumar
5 Hysteresis
6 Han
7 Recess Lengths
8 Kim
9 Bazarov
10 Yang

در مطالعه‌ای که توسط سئو[1] و همکاران [۱۰] صورت گرفت، آزمایش‌های احتراق با استفاده از انژکتور هم‌محور چرخشی با اکسیژن مایع و کروسین انجام شد. در این مطالعه، دو پارامتر مهم تجربی از جمله طول فرورفتگی و شکل محفظه چرخش سوخت بررسی شد. پناهی‌بخش و همکاران [۱۱] یک انژکتور چرخشی دوگانه اختلاط در خارج را با استفاده از کد کامپیوتری طراحی کردند. در نهایت به منظور اعتبارسنجی، نتایجی که از طراحی به دست آمد با انژکتور یک موتور موجود مقایسه شد. ژائو[2] و همکاران [۱۲] از ابزار نوری برای بررسی خصوصیات اتمیزاسیون انژکتورها هم‌محور گریز از مرکز استفاده کردند. آن‌ها به این موضوع دست یافتند که قطر میانگین ذرات اسپری با افزایش اختلاف فشار تزریق کاهش می‌یابد، اما این کاهش تمایل دارد به آهستگی انجام شود و وقتی اسپری به موقعیت خاصی از خروجی انژکتور می‌رسد، قطر میانگین ذرات اسپری در جهت محوری دائماً حفظ می‌شود. یک مطالعه‌ای عددی توسط ونگ[3] و همکاران [۱۳] صورت گرفت که ویژگی‌های اختلاط و احتراق در انژکتورهای هم‌محور چرخشی با سیال اکسیژن مایع و کروسین، تحت شرایط فوق بحرانی بررسی شد. در این مطالعه مشخص شد، ضخامت نازل انژکتور داخلی و فاصله آن با نازل انژکتور خارجی به طور قابل‌توجهی بر رفتار اختلاط اسپری تأثیر می‌گذارد. لی[4] و همکاران [۱۴] مطالعه‌ای تجربی به منظور بررسی تأثیر فشار تزریق بر روی خصوصیات اسپری و تعامل دامن‌های مایع یک انژکتور چرخشی هم‌محور انجام دادند. مشخص شد، ساختار اسپری هم‌محور با اسپری جداگانه خروجی هر یک از این انژکتورها متفاوت است و در واقع تعامل بین فیلم مایع انژکتور داخلی با انژکتور خارجی باعث تجزیه می‌شود. اسپری ناشی از انژکتور داخلی ناپایدارتر و تجزیه آن آسان‌تر است زیرا مومنتوم بیشتری دارد. برای اسپری جداگانه و اسپری هم‌محور، فرکانس موج با افزایش فشار تزریق افزایش می‌یابد. در مطالعه‌ای که توسط آهن[5] و همکاران [۱۵] انجام شد، یک مطالعه تجربی و تئوری به منظور بررسی اثرات طول فرورفتگی، جهت چرخش و نسبت دبی جرمی، بر روی زاویه اسپری انژکتور هم‌محور چرخشی انجام شد. نتایج نشان می‌دهد، زاویه اسپری به طور قابل‌توجهی به طول فرورفتگی و نسبت دبی جرمی اختلاط بستگی دارد و برای اختلاط در داخل، جهت چرخش تأثیر به‌سزایی بر روی زاویه خروج دارد. در مطالعه‌ای که توسط رادکه[6] و همکاران [۱۶] صورت گرفت، ویژگی‌های اسپری یک انژکتور هم‌محور دوگانه با استفاده از روش‌های غیر تهاجمی نوری، لیزر و اشعه ایکس بررسی شد.

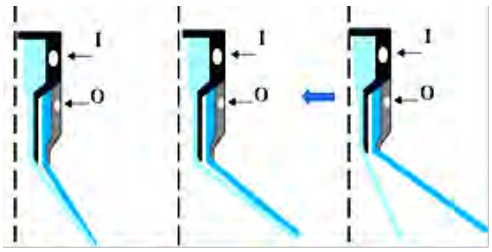
از مطالعات فوق می‌توان نتیجه گرفت، تحقیقات کمی در خصوص پدیده ادغام اسپری در انژکتورهای هم‌محور دوگانه چرخشی مایع- مایع اختلاط در خارج صورت گرفته است. درک رفتار و شرایط ادغام دامن‌های مایع در انژکتورها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار و نیازمند پژوهش‌های بیشتری است. از این‌رو، مطالعه‌ای تجربی به منظور بررسی پدیده ادغام دامن‌های مخروطی مایع تشکیل شده توسط یک انژکتور دوگانه فشاری-چرخشی اختلاط در خارج، برای شرایط مختلف جریان انجام شده است. در انژکتورهای هم‌محور دوگانه چرخشی اختلاط در خارج، شرایطی که دو دامن خروجی با یکدیگر ادغام می‌شوند، نقطه کاری انژکتور است.

انژکتور هم‌محور دوگانه چرخشی از یک انژکتور داخلی و یک انژکتور خارجی چرخشی به صورت هم‌مرکز تشکیل شده است که در آن طول نازل انژکتور داخلی نسبت به طول نازل انژکتور خارجی فرورفتگی ندارد یا مقدار کمی فرورفتگی دارد. سیال از طریق ورودی‌های مماسی که بر دیواره محفظه چرخش هر انژکتور قرار دارد، وارد محفظه چرخش انژکتورهای داخلی و خارجی می‌شود. مومنتوم زاویه‌ای که بر روی مایع اعمال می‌شود، منجر به حرکت چرخشی سیال می‌شود. تحت تأثیر نیروی گریز از مرکز، به دلیل مؤلفه مماسی سرعت، یک دامن مخروطی توخالی دوار توسط انژکتور داخلی و خارجی به صورت هم‌مرکز شکل می‌گیرد. از آنجاکه یک دامن مایع داخلی در داخل دامن مایع خارجی قرار گرفته، افزایش ورود گاز پیرامون (هوا) به ناحیه حلقوی بین

1 Seo
2 Zhao
3 Wang
4 Lie
5 Ahn
6 Radke

دامن‌های مایع همراه با افت فشار استاتیک ایجاد می‌شود. از آنجاکه ورود هوا تحت تأثیر شرایط جریان دامن‌های مایع است، در شرایط جریان داخلی قویتر، افت فشار استاتیک بزرگتری در ناحیه حلقوی رخ می‌دهد. در شرایط جریان داخلی قویتر، دو دامن مایع به یکدیگر نزدیک می‌شوند و جریان هوا را به داخل ناحیه حلقوی مسدود می‌کنند. افت بیشتر فشار استاتیک، منجر به تماس دامن‌های مایع داخلی و خارجی می‌شود [۴].

با توجه به شکل ۱ در ادغام اسپری خروجی از انژکتور هم‌محور، دو رفتار متفاوت مشاهده می‌شود. هنگامی که رژیم جریان انژکتور خارجی قویتر از رژیم جریان از انژکتور داخلی باشد، دامن انژکتور داخلی به سمت دامن انژکتور خارجی کشیده می‌شود؛ اما هنگامی که رژیم جریان انژکتور داخلی قویتر باشد، دامن انژکتور خارجی به سمت دامن انژکتور داخلی کشیده می‌شود.



(ب) (الف)

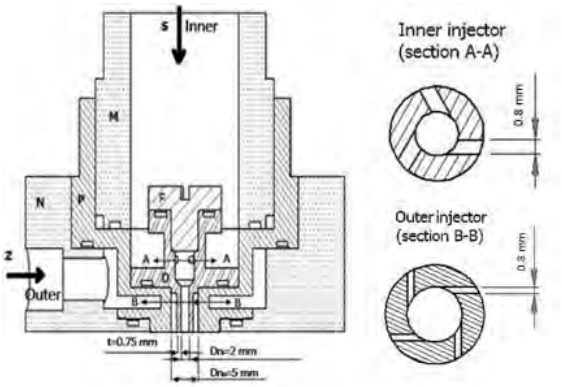
شکل ۱. الف) کشیده شدن دامن انژکتور داخلی به سمت دامن انژکتور خارجی ب) کشیده شدن دامن انژکتور خارجی به سمت دامن انژکتور داخلی

۲- معرفی مجموعه آزمایشگاهی

در این بخش، طرح انژکتور مطالعه شده در این پژوهش ارائه می‌شود. همچنین به معرفی مجموعه تجهیزات و نحوه انجام آزمایش پرداخته می‌شود.

۲-۱- طرح انژکتور

نمایی از انژکتور هم‌محور مایع- مایع طراحی شده در این مطالعه در شکل ۲ نشان داده شده است. انژکتور داخلی دارای سه ورودی مماسی به قطر ۰/۸ میلیمتر و انژکتور خارجی دارای چهار ورودی مماسی به قطر ۰/۸ میلیمتر است. قطر نازل انژکتور داخلی و خارجی به ترتیب ۲ و ۵ میلیمتر و ضخامت نازل انژکتور داخلی ۰/۷۵ میلیمتر است. از دو ورودی جداگانه برای تأمین سیال انژکتور داخلی و خارجی استفاده می‌شود. روش ارائه شده برای طراحی انژکتور در این پژوهش، مبتنی بر روش طراحی توسط بازاروف و یانگ است [۹]. در این روش تعدادی از پارامترها توسط طراح و با توجه به شرایط عملکردی انتخاب می‌شوند و همچنین سایر پارامترها با استفاده از روابط و نمودارهای تجربی موجود به دست می‌آیند. برای طراحی انژکتور اختلاط در خارج، اگر نازل انژکتور داخلی درون حفره هوا انژکتور خارجی قرار بگیرد، هر دو انژکتور از نظر هیدرولیکی مستقل هستند و مانند روش‌های موجود در طراحی انژکتور فشاری- چرخشی تک‌گانه، انژکتور داخلی و خارجی طراحی می‌شوند.

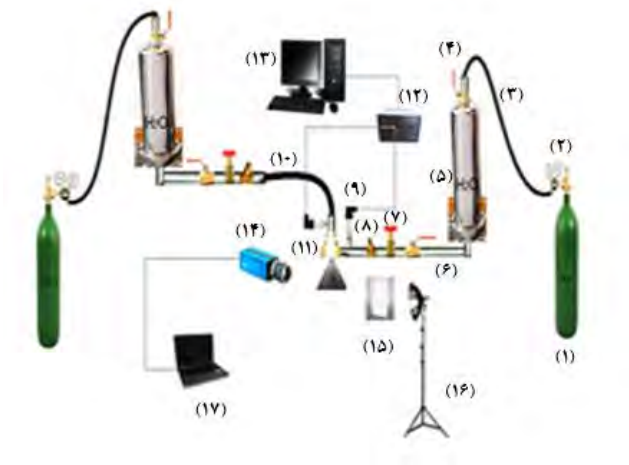


شکل ۲. نمایی از انژکتور هم‌محور مایع- مایع

۲-۲- مجموعه آزمایش و روش انجام آزمایش

شکل ۳ طرح‌واره‌ای از مجموعه تجهیزات آزمایشگاهی را نشان می‌دهد. تجهیزات موجود در سمت چپ تصویر برای تأمین دبی انژکتور داخلی و تجهیزات موجود در سمت راست تصویر برای تأمین دبی انژکتور خارجی در نظر گرفته شده است. مجموعه تجهیزات آزمایشگاهی شامل عناصر زیر است: ۱. دو کپسول گاز نیتروژن با تحمل فشار ۱۵۰ بار، ۲. دو رگلاتور (رگلاتور نیتروژن هرکولس برنجی، فشارشکن هرکولس با فشار ورودی ۲۰۰ بار و

تنظیم فشار خروجی ۰ تا ۵۰ بار با دقت اندازه‌گیری ۱ میلی‌بار و اتصال ۱/۴ اینچ راست‌گرد)، ۳. دو شیلنگ هیدرولیک فشار قوی به طول ۱/۵ متر، ۴. چهار شیر گازی برنجی ۱/۲ اینچ، ۵. دو مخزن سیال تحت فشار که قادر است تا فشار ۱۰۰ بار را تحمل کند. ۶. دو لوله آب گالوانیزه به طول یک متر، ۷. دو شیر پروانه‌ای برنجی ۱/۲ اینچ، ۸. دو صافی برنجی ۱/۲ اینچ، ۹. دو سنسور فشار هاگلر ۱۶ بار جریانی HOTH0016FGK، ۱۰. شیلنگ هیدرولیک فشار قوی به طول ۱ متر، ۱۱. انژکتور، ۱۲. داده‌بردار 1751-Advantech PCIE، ۱۳. کامپیوتر، ۱۴. دوربین عکس‌برداری PCO با زمان نوردهی ۱۰ تا ۲۰ میکرو ثانیه با لنز ماکرونیکون به فاصله کانونی ۱۰۰ میلیمتر، ۱۵. فیلتر یکنواخت کننده نور، ۱۶. منبع نور (نورافکن ۱۰۰۰ وات)، ۱۷. لپ‌تاپ برای کنترل دوربین. همچنین از آب به عنوان سیال عامل برای بررسی تعامل دامن‌های خروجی از انژکتور استفاده شده است.



شکل ۳. چیدمان تجهیزات آزمایشگاهی

همان‌طور که در شکل ۳ مشاهده می‌شود، ابتدا سیال آب از طریق شیر گازی (۴) که در بالای مخزن تعبیه شده، وارد مخزن (۵) می‌شود. آب درون مخزن از طریق یک شیلنگ هیدرولیک (۳) که از یک طرف به مخزن آب و سر دیگر آن به مخزن نیتروژن متصل است، تحت فشار قرار می‌گیرد. از یک رگلاتور (۲) برای تنظیم فشار گاز در خروجی مخزن نیتروژن استفاده می‌شود. در انتهای مخزن آب، لوله‌ای (۶) وصل شده است. در این مسیر از یک شیر گازی و یک شیر پروانه‌ای (۷) برای کنترل دبی و از یک صافی (۸) برای جلوگیری از ورود ذرات استفاده شده است. سر دیگر لوله به انژکتور (۱۱) وصل می‌شود که در واقع این مسیر برای تأمین سیال ورودی انژکتور خارجی است. درست قبل از انژکتور یک سنسور فشار (۹) نصب می‌شود که به مجموعه داده‌برداری (۱۲) وصل می‌شود. مسیر تأمین آب برای انژکتور داخلی با یک تفاوت جزیی، مانند مسیر انژکتور خارجی است.

با تقسیم جرم سیال خروجی بر هر یک از زمان‌های آزمایش در هر فشار، دبی تجربی به دست می‌آید. برای دقت، هر آزمایش با ۳ بار تکرار و در مدت زمان ۳۰ ثانیه انجام شده است.

در انژکتورهای فشاری- چرخشی به دلیل شکل‌گیری حفره هوا[1] درون انژکتور، ضخامت فیلم سیال در قسمت دهانه خروجی نازل کم است. از این‌رو مقدار ضریب تخلیه در این انژکتورها کم است. ضریب تخلیه انژکتور از نسبت دبی تجربی به دبی تئوری، به‌دست می‌آید. دبی تئوری از رابطه (۱) محاسبه می‌شود:

$$\dot{m}=A_n(2\rho\Delta P)^{1/2} \qquad (۱)$$

برای اندازه‌گیری طول شکست[2] از نرم‌افزار دیجی‌مایزر[3] استفاده شده است. طول شکست از ناحیه خروجی انژکتور تا ناحیه‌ای که دامن سیال به صورت پیوسته است، در راستای عمودی اندازه‌گیری شده است. برای دقت در اندازه‌گیری هر طول شکست از میانگین ۳ بار اندازه‌گیری به‌دست آمده است.

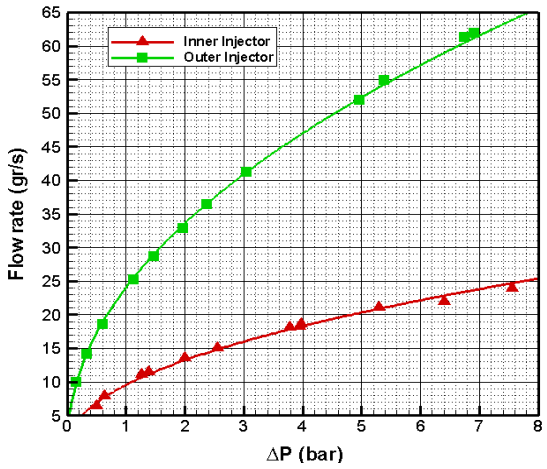
[1] Air Core
[2] Breakup Length
[3] Digimizer

۳-نتایج آزمایش و تحلیل آزمایش‌ها

در این بخش به تفسیر مشخصه‌های عملکردی دبی، ضریب تخلیه، طول شکست و همچنین به نقشه عملکرد ادغام اسپری خروجی پرداخته می‌شود.

۳-۱- اندازه‌گیری دبی

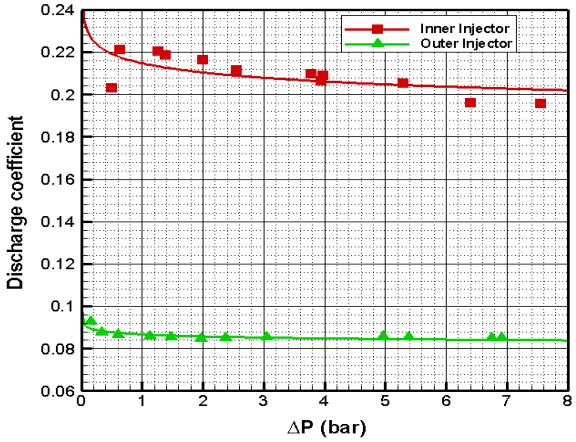
منحنی تغییرات دبی جرمی برای انژکتور داخلی و خارجی بر حسب اختلاف فشارهای تزریق مختلف توسط سیال آب در شکل ۴ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود دبی انژکتورهای داخلی و خارجی به عنوان تابعی با جذر فشار، با افزایش اختلاف فشار تزریق افزایش می‌یابد. با توجه به منابع موجود و کارهای انجام شده، این انژکتور برای ادغام در اختلاف فشارهای تزریق و مقدار دبی‌های کم طراحی شده است.



شکل ۴. تغییرات دبی جرمی با اختلاف فشار تزریق برای انژکتور داخلی و خارجی

۳-۲- اندازه‌گیری ضریب تخلیه

منحنی تغییرات ضریب تخلیه برای انژکتور داخلی و خارجی بر حسب اختلاف فشارهای تزریق مختلف در شکل ۵ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد، ضریب تخلیه با افزایش اختلاف فشار تزریق برای انژکتور خارجی تقریباً ثابت و برای انژکتور داخلی با شیب ناچیزی کاهش می‌یابد.



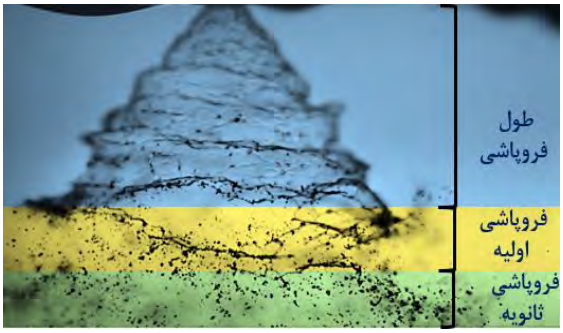
شکل ۵. تغییرات ضریب تخلیه با اختلاف فشار تزریق برای انژکتور داخلی و خارجی

۳-۳- اندازه‌گیری طول شکست

با توجه به شکل ۶، هنگامی که دامن مخروطی سیال از انژکتور خارج می‌شود تحت تأثیر نیروی آئرودینامیکی قرار می‌گیرد.

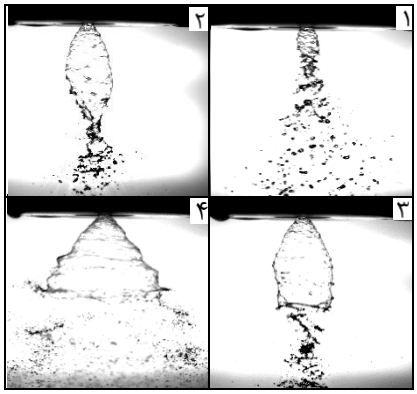
موج‌هایی که بر روی دامن ایجاد می‌شوند، منجر به ناپایداری دامن مایع شده و مایع به شکل قطرات و همچنین رشته‌های باریک[1]، از لبه دامن جدا می‌شوند. این شکست دامن مایع به فروپاشی اولیه موسوم است. رشته‌های باریک و قطرات درشت، همان‌طور که در طول مسیر حرکت می‌کنند تحت تأثیر نیروی آیرودینامیکی قرار گرفته و از هم جدا شده و به قطره‌های کوچک‌تری تبدیل می‌شوند. به این نوع شکست ساختار مایع، فروپاشی ثانویه گفته می‌شود. اندازه این قطرات به عواملی از جمله سرعت خروجی سیال، هندسه انژکتور، خواص سیال و محیطی که انژکتور که در آن محیط پاشش می‌شود، بستگی دارد.

1 Ligaments



شکل ۶. نمایی از روند فروپاشی دامن مخروطی

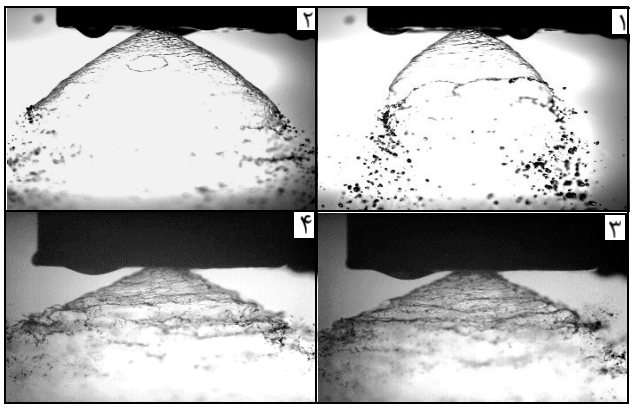
شکل ۷ فروپاشی مخروط مایع خروجی از انژکتور داخلی را در فشارهای تزریق مختلف نشان می‌دهد که به روش عکس‌برداری پس‌زمینه گرفته شده است.



شکل ۷. فروپاشی دامن خروجی از انژکتور داخلی
۱) ΔP_i=۰/۵ (bar) ۲) ΔP_i=۰/۷ (bar) ۳) ΔP_i=۱/۴ (bar)
۴) ΔP_i=۳/۰ (bar)

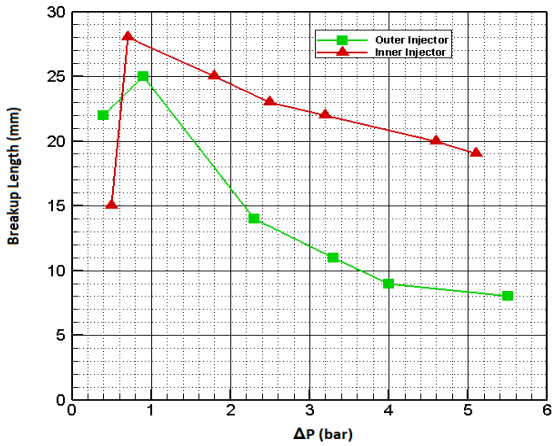
نتایج نشان می‌دهد، در اختلاف فشار تزریق بسیار کم شکل ۷-۱، یک حباب بسیار ریزی در دهانه خروجی از انژکتور داخلی که قطره‌های آب به طور پیوسته پس از آن در حال تجزیه هستند، تشکیل شده است. با افزایش اختلاف فشار تزریق شکل ۷-۲، حباب بسیار ریز در دهانه خروجی انژکتور، شکل پیازی به خود می‌گیرد علاوه‌بر این، طول حباب که به عنوان طول شکست برای این حالت در نظر گرفته می‌شود، با افزایش فشار تزریق، افزایش پیدا می‌کند. با توجه به شکل ۷-۳، هنگامی که اختلاف فشار تزریق بیشتر از حالت قبل می‌شود، طول شکست دامن سیال کاهش پیدا می‌کند و شکل پیازی دامن تبدیل به یک گل لاله می‌شود. در فشار تزریق بیشتر شکل ۷-۴، موج‌هایی بر روی دامن خروجی مشاهده می‌شود، اغتشاشات در بالادست و نیروی آیرودینامیکی وارده بر دامن خروجی، عامل به وجود آورنده موج‌های ناپایدار بر سطح دامن خروجی هستند. در این حالت نیروی آیرودینامیکی بر نیروی کشش سطح مایع غلبه می‌کند و موجب کوتاه‌تر شدن طول شکست دامن خروجی می‌شود.

شکل ۸ فروپاشی دامن خروجی از انژکتور خارجی را در فشارهای تزریق مختلف نشان می‌دهد.



شکل ۸. فروپاشی دامن خروجی از انژکتور خارجی
۱) ΔP_o=۰/۴ (bar) ۲) ΔP_o=۰/۸ (bar) ۳) ΔP_o=۳/۳ (bar)
۴) ΔP_o=۵/۵ (bar)

نتایج نشان می‌دهد دامن‌های مایع به سه حالت از هم فرو می‌پاشند که به عنوان دامن با لبه ضخیم، دامن حفره‌دار و دامن مواج مشاهده شده است. مرجع [۱۷] به طور مشابه این سه حالت از فروپاشی دامن مایع را تایید می‌کند. شکل ۹ تغییرات طول شکست دامن خروجی از انژکتور داخلی و خارجی را با افزایش اختلاف فشارهای تزریق مختلف نشان می‌دهد.



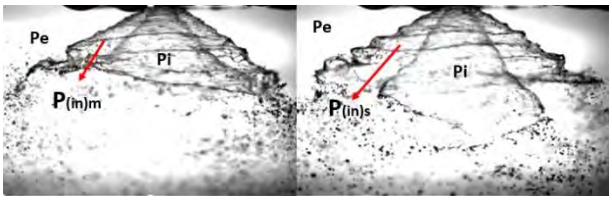
شکل (۹): تغییرات طول شکست با افزایش اختلاف فشار تزریق برای دامن خروجی از انژکتور داخلی و خارجی

نتایج نشان می‌دهد طول شکست دامن خروجی از انژکتور خارجی، کمتر از انژکتور داخلی است. با افزایش اختلاف فشار تزریق، طول شکست دامن خروجی برای هر دو انژکتور ابتدا افزایش و سپس به طور پیوسته کم می‌شود. با توجه به شکل ۷، برای فشارهای کمتر از ۱٫۵ بار، اتمیزاسیون و به‌تبع آن طول شکست به دلیل اتمیزاسیون ضعیف قابل توجه نیست. از این‌رو، شرایط کاری برای این انژکتور برای اختلاف فشارهای بیشتر از ۱٫۵ بار است.

علت افزایش طول شکست برای دامن خروجی از انژکتور داخلی و خارجی، همان‌طور که در شکل‌های ۷ و ۸ مشاهده می‌شود، تغییرِ شکل سیال در خروج از انژکتور است. با توجه به شکل ۹، پس از نقطه حداکثر برای هر دو دامن خروجی با افزایش اختلاف فشار تزریق، طول شکست کم می‌شود. با توجه به شکل‌های ۷ و ۸، هرچقدر طول شکست کمتر باشد موج‌های بیشتری روی دامن مخروطی مایع ظاهر می‌شوند؛ این موضوع منجر به ناپایداری دامن مایع خواهد شد؛ بنابراین می‌توان نتیجه گرفت رابطه‌ای بین طول شکست با موج‌هایی که بر روی سطح دامن تشکیل می‌شوند، وجود دارد.

۳-۴- نقشه عملکرد ادغام

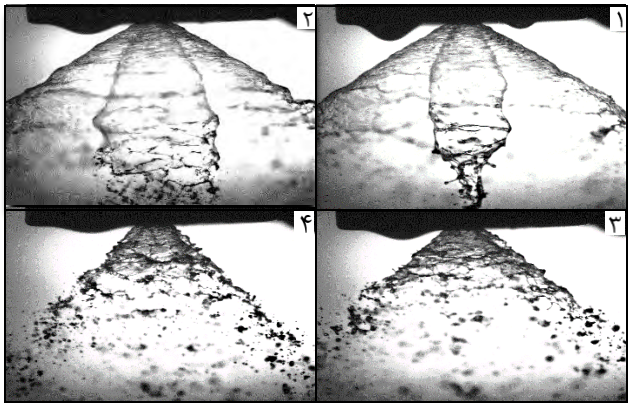
شکل ۱۰ لحظه شروع ادغام (یعنی برخورد) دو دامن خروجی سیال را هنگامی که فشار تزریق انژکتور داخلی ثابت (برابر با ۱٫۱ بار) و فشار تزریق انژکتور خارجی افزایش می‌یابد، نشان می‌دهد. با افزایش فشار تزریق انژکتور خارجی، سرعت سیال در خروجی افزایش و فشار استاتیک بین دو دامن مایع کاهش می‌یابد و به مقدار فشار لازم برای ادغام دو دامن می‌رسد.



(ب) (الف)

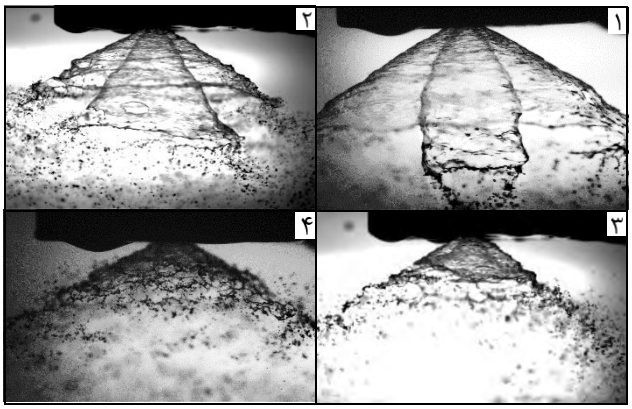
شکل ۱۰. ادغام دو دامن سیال خروجی از انژکتور
الف) ΔP_i=۱٫۱ (bar) ب) ΔP_o=۱٫۱ (bar) ΔP_o=۱٫۴ (bar)

شکل ۱۱ تعامل دو دامن خروجی انژکتور را هنگامی که فشار تزریق انژکتور خارجی ثابت (برابر با ۰٫۷ بار) و فشار تزریق انژکتور داخلی افزایش می‌یابد، نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۱۱، در ابتدا هیچ برخوردی بین دو دامن خروجی انژکتور داخلی و خارجی مشاهده نمی‌شود؛ اما هنگامی که اختلاف فشار تزریق انژکتور داخلی ۱٫۴ بار می‌شود دو دامن خروجی سیال با یکدیگر ادغام می‌شوند و با افزایش فشار تزریق انژکتور داخلی دو دامن خروجی در حالت ادغام باقی می‌مانند. همچنین مشاهده می‌شود با افزایش فشار تزریق انژکتور داخلی، دامن انژکتور خارجی به سمت دامن انژکتور داخلی کشیده می‌شود.



شکل (۱۱): ادغام دو دامن سیال خروجی از انژکتور
۱) ΔP_o=۰/۷ (bar)، ΔP_i=۰/۸ (bar) ۲)، ΔP_i=۱/۱ (bar)
۳) ΔP_i=۱/۴ (bar)، ۴) ΔP_i=۲/۲ (bar)

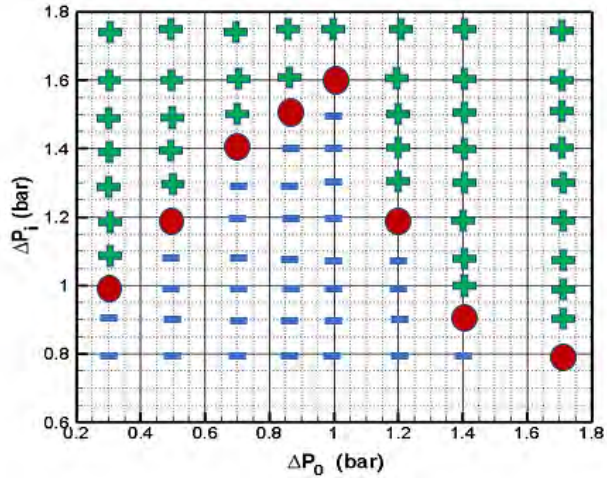
شکل ۱۲ تعامل دو دامن خروجی انژکتور را هنگامی که فشار تزریق انژکتور داخلی ثابت (برابر با ۱/۱ بار) و فشار تزریق انژکتور خارجی افزایش می‌یابد، نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۱۲، در ابتدا هیچ برخوردی بین دو دامن سیال خروجی اتفاق نمی‌افتد. با افزایش اختلاف فشار تزریق انژکتور خارجی به ۱/۱ بار، مشاهده می‌شود دو دامن سیال خروجی همچنان در حالت جدایش قرار دارند. با افزایش فشار تزریق انژکتور خارجی به ۱/۴ بار، دو دامن خروجی با یکدیگر ادغام می‌شوند. همچنین با افزایش فشار تزریق انژکتور خارجی مشاهده می‌شود، دامن انژکتور داخلی به سمت دامن انژکتور خارجی کشیده می‌شود.



شکل ۱۲. ادغام دو دامن سیال خروجی از انژکتور
۱) ΔP_i=۱/۱ (bar)، ΔP_o=۰/۷ (bar) ۲)، ΔP_o=۱/۱ (bar)
۳) ΔP_o=۱/۴ (bar)، ۴) ΔP_o=۴/۳ (bar)

برای به دست آوردن نقشه عملکرد ادغام، انژکتور خارجی را در یک فشار ثابت قرار داده و فشار پشت انژکتور داخلی به طور آهسته افزایش می‌یابد، هنگامی که دو دامن سیال با یکدیگر ادغام می‌شوند، فشار تزریق نقاط برخورد تعیین و ثبت می‌شوند. این روند برای دیگر نقاط فشار تزریق انژکتور خارجی تکرار شده است. از این‌رو، نقشه عملکرد ادغام دو دامن سیال خروجی انژکتور هم‌محور چرخشی به‌دست می‌آید. با توجه به شکل ۱۳، هنگامی که اختلاف فشار تزریق انژکتور خارجی از ۰/۳ تا ۰/۹۵ بار افزایش می‌یابد، اختلاف فشار تزریق انژکتور داخلی برای وقوع ادغام افزایش می‌یابد. علت این افزایش، در این محدوده از اختلاف فشار تزریق انژکتور خارجی این است که تأثیر فشار تزریق انژکتور داخلی برای ادغام بیشتر از تأثیر فشار تزریق انژکتور خارجی است.

نمونه‌ای از این انحراف در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود؛ یعنی تا قبل از اختلاف فشار تزریق ۰/۹۵ بار برای انژکتور خارجی، دامن انژکتور داخلی بر روی دامن انژکتور خارجی تأثیر می‌گذارد. همچنین با توجه به شکل ۱۳، بعد از اختلاف فشار تزریق ۰/۹۵ بار در انژکتور خارجی، به دلیل اینکه تأثیر فشار تزریق انژکتور خارجی برای ادغام بیشتر از تأثیر فشار تزریق انژکتور داخلی است، اختلاف فشار تزریق انژکتور داخلی برای وقوع ادغام کاهش می‌یابد. با توجه به شکل ۱۲، با افزایش اختلاف فشار تزریق انژکتور خارجی، فشار اطراف دامن انژکتور خارجی کاهش یافته و دامن داخلی جذب دامن خارجی می‌شود. در واقع تأثیر دامن انژکتور خارجی برای ادغام بیشتر از دامن انژکتور داخلی است. لازم به ذکر است با توجه به شکل ۱۳، نقاط دایره‌ای شکل و بالای این نقاط دو دامن خروجی با یکدیگر در شرایط ادغام و در پایین این نقاط دو دامن خروجی جدا از هم هستند. از نقشه عملکرد به دست آمده می‌توان اختلاف فشار لازم برای ادغام دو دامن انژکتورهای داخلی و خارجی را تعیین کرد. نکته بسیار مهم در این نقشه، تعیین حالتی است که دامن خارجی و دامن داخلی هم دیگر را جذب می‌کنند. در این حالت بیشتر پخش فضایی همراه با اختلاط دو مایع به‌دست خواهد آمد.



شکل ۱۳. نقشه عملکرد ادغام دو دامن سیال خروجی از انژکتور هم‌محور دوگانه فشاری چرخشی

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، یک انژکتور هم‌محور دوگانه فشاری- چرخشی با کاربرد در موتورهای پیشرانه مایع ساخته و به صورت تجربی بررسی شده است. با استفاده از آب به عنوان سیال در هر دو انژکتور داخلی و خارجی، به کمک روش عکس‌برداری پس‌زمینه تعامل دامن‌های خروجی مطالعه شد. مشخصه‌های عملکردی مانند ضریب تخلیه و طول شکست بر حسب اختلاف فشار تزریق برای انژکتورهای داخلی و خارجی به‌دست آمد. نتایج نشان می‌دهند:

- برای اختلاف فشار یکسان، طول شکست دامن خروجی از انژکتور خارجی کمتر از انژکتور داخلی است.
- پس از تشکیل حالت دائمی دامن با افزایش اختلاف فشار تزریق، طول شکست دامن خروجی برای هر دو انژکتور کم می‌شود.
- هرچقدر طول شکست کمتر باشد، موج‌های ناپایدار بیشتری بر روی سطح دامن خروجی از انژکتور ظاهر می‌شود. همچنین در این مطالعه، نقشه عملکرد انژکتور برای ادغام به دست آمده است.

فهرست علائم اختصاری

D	انژکتور داخلی
F	درپوش انژکتور داخلی
P	انژکتور خارجی
M	محفظه تأمین دبی برای انژکتور داخلی
N	محفظه تأمین دبی برای انژکتور خارجی
S	مسیر ورود سیال برای تأمین دبی انژکتور داخلی
Z	مسیر ورود سیال برای تأمین دبی انژکتور خارجی
ρ	جرم مخصوص سیال، kg/m^2
A_n	مساحت قطر خروجی نازل، m^2
ΔP_i	اختلاف فشار تزریق برای انژکتور داخلی، bar
ΔP_o	اختلاف فشار تزریق برای انژکتور خارجی، bar
P_i	فشار درون دامن مخروطی انژکتور داخلی، bar
P_e	فشار بیرون دامن مخروطی انژکتور خارجی، bar
$P_{(in)s}$	فشار بین دو دامن مخروطی در حالت جدایش، bar
$P_{(in)m}$	فشار بین دو دامن مخروطی در حالت ادغام، bar
$\dot{m}$	دبی جرمی، kg/s

مراجع

[1] E. Valizadeh, and S. M. Mousavi Nainiyan, “Experimental determination of the suitable rang of injectors used in the vortex combustion chamber in liquid rocket engine,” Aerospace Knowledge and Technology Journal, vol. 6, no. 1, pp. 25-39, 2017.

[2] D. Sivakumar, and B. Raghunandan, “Jet interaction in liquid-liquid coaxial injectors,” 1996.

[3] D. Sivakumar, and B. Raghunandan, “Formation and separation of merged liquid sheets developed from the mixing of coaxial swirling liquid sheets,” Physics of Fluids, vol. 15, no. 11, pp. 3443-3451, 2003.

[4] D. Sivakumar, and B. Raghunandan, “Hysteretic interaction of conical liquid sheets from coaxial atomizers: Influence on the spray characteristics,” Physics of Fluids, vol. 10, no. 6, pp. 1384-1397, 1998.

[5] P.G. Han, J.H. Seol, S.H. Hwang et al., "The spray characteristics of swirl coaxial injectors." p. 490.

[6] S.H. Kim, Y.M. Han, S. Seo et al., "Effects of LOX post recess on the combustion characteristics for Bi-swirl coaxial injector." p. 4445.

[7] A. R. Ramezani, and A. Ghafourian, "Sprays Angle Variation of Liquid-Liquid Swirl Coaxial Injectors." p. 3747.

[8] F. Ommi, K. Nekofar, A. Kargar et al., “Experimental investigation of characteristics of a double-base swirl injector in a liquid rocket propellant engine,” Thermal Science, vol. 14, no. 2, pp. 479-491, 2010.

[9] M. Popp, J. Hulka, V. Yang et al., "Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design," American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.

[10] S. Seo, Y.M. Han, and H.S. Choi, “Combustion characteristics of bi-liquid swirl coaxial injectors with respect to a recess,” Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 53, no. 179, pp. 24-31, 2010.

[۱۱] م. پناهی‌بخش، ح. کریمی مزرعه‌شاهی، ح. خسروبیگی و همکاران، "بررسی روش‌های طراحی انژکتورهای پیچشی و طراحی یک نمونه انژکتور پیچشی هم‌محور دوگانه،" کنفرانس ملی مهندسی مکانیک ایران، شیراز، دانشگاه شیراز، موسسه بین المللی آموزشی و پژوهشی خوارزمی صفاشهر، ۱۳۹۲.

[12] F. Zhao, X. Li, Z. Ren et al., "Study on atomization characteristic of dual-orifice pressure-swirl injector." p. 012012.

[13] X. Wang, and V. Yang, “Supercritical mixing and combustion of liquid-oxygen/kerosene bi-swirl injectors,” Journal of Propulsion and Power, vol. 33, no. 2, pp. 316-322, 2017.

[14] J.W. Ding, G.X. Li, and Y.S. Yu, “The instability and droplet size distribution of liquid-liquid coaxial swirling spray: An experimental investigation,” Experimental Thermal and Fluid Science, vol. 82, pp. 166-173, 2017.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 78-87
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.317822.1040

Article Info

Received: 2021-12-1
Accepted: 2022-2-7

Keywords

Attitude Estimation, Calibration, Real-time, Magnetometer, Hardware in the loop

Experimental Attitude Estimation Using Real-time Magnetometer Calibrated Data

Zeinab Talebi[1], Amir Labibian [*,2], Hossein Salimi[3]

1. Satellite Research Institute, zeinab_talebi@yahoo.com
2,*. Satellite Research Institute, a.labibian@gmail.com, Corresponding author
3. Satellite Research Instituteelec.iran@gmail.com

Abstract

Magnetometer is one of the main sensors in Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS) of Low Earth Orbit (LEO) satellites and since it is operable in all times during an orbital period, it can be utilized in almost all functional modes like detumbling, nadir pointing and orbit transfer. Therefore, the accuracy of magnetometer data and its calibration is essential in the success of the missions. In this paper, regarding to the importance of real-time approaches in practical applications, an Extended Kalman Filter (EKF) is used for magnetometer calibration. Then, in order to study the role of magnetometer calibration in attitude estimation (AE) results, calibrated data is employed in the structure of a Multiplicative Quaternion EKF (MQEKF). Finally, a Hardware in the Loop (HIL) test bed equipped with a three axis Helmholtz coil and a three degree of freedom platform is utilized to measure the performance of developed algorithms experimentally. In the calibration process, magnetometer parameters are estimated and used in the AE filter. The results show that the attitude error gradually decreases and the final accuracy increases.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۷۸-۸۷
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.317822.1040

تاریخچه داوری

دریافت: ۴۰۰/۰۹/۱۰

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۱۸

واژه‌های کلیدی

تخمین وضعیت، کالیبراسیون، بلادرنگ، مغناطیس‌سنج، فیلتر کالمن توسعه یافته، سخت افزار در حلقه

تخمین وضعیت تجربی با استفاده از داده‌های بلادرنگ کالیبره شده مغناطیس‌سنج

زینب طالبی[۱]، امیر لبیبیان [۲*]، حسین سلیمی [۳]

۱. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، zeinab_talebi@yahoo.com
۲،*. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، a.labibian@gmail.com (نویسنده مسئول)
۳. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره،elec.iran@gmail.com

چکیده

مغناطیس‌سنج یکی از سنسورهای اصلی در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (ADCS) ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) است و با توجه به قابلیت استفاده در تمام زمان‌های یک تناوب مداری، در اکثر مودهای عملکردی مانند چرخش‌زدایی، نشانه‌روی زمین و انتقال مداری مورد استفاده قرار می‌گیرد. از این‌رو، دقت داده‌های مغناطیس‌سنج و کالیبراسیون آن دارای اهمیتی اساسی در موفقیت ماموریت است. در این مقاله، با توجه به اهمیت استفاده از رویکردهای بلادرنگ در کاربردهای عملی، کالیبراسیون مغناطیس‌سنج با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته (EKF) مدنظر قرار گرفته است. در ادامه، به منظور بررسی نقش کالیبراسیون مغناطیس‌سنج در نتایج تخمین وضعیت، داده‌های کالیبره شده در ساختار یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی (MQEKF) مورد استفاده قرار می‌گیرند. در انتها، از یک بستر سخت‌افزار در حلقه (HIL) که مجهز به یک سیم‌پیچ هلمهولتز و یک میز سه درجه آزادی است بهره گرفته می‌شود تا عملکرد مجموعه الگوریتم‌های توسعه داده شده به‌صورت تجربی مورد ارزیابی قرار گیرد. در فرایند کالیبراسیون، مقادیر پارامترهای مغناطیس‌سنج تخمین زده شده و در فیلتر تخمین وضعیت به‌کار گرفته می‌شوند. نتایج نشان می‌دهند که خطای وضعیت به‌تدریج کم شده و دقت نهایی افزایش می‌یابد.

فهرست علائم

حروف بزرگ	
A	ماتریس وضعیت
B	میدان مغناطیسی
D	ماتریس ضرایب
H	ماتریس حساسیت
K	بهره فیلتر
N	تعداد اندازه‌گیری‌ها
O	ماتریس متعامد
حروف کوچک	
b	بایاس
q	کواترنیون
حروف یونانی	
ε	نویز اندازه‌گیری
φ، θ، ψ	زوایای اویلر

۱- مقدمه

تعیین وضعیت یکی از موضوعات اصلی است که در اکثر ماموریت‌های ماهواره‌ای مورد مطالعه قرار می‌گیرد. موضوع تعیین وضعیت شامل سه بخش می‌شود: نمایش وضعیت، انتخاب سنسورها و الگوریتم‌های تخمین. زوایای اویلر[1] [۱]، کواترنیون‌ها[2] [۲] و پارامترهای رودریگز[3] [۳] برای نمایش وضعیت به‌طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته‌اند. با توجه به دقت تخمین وضعیت مورد نیاز، سنسور خورشید، ژایرو، مغناطیس‌سنج و سنسور ستاره به عنوان سنسورهای تعیین وضعیت مرسوم به‌صورت جداگانه [۶-۴] یا ترکیبی مورد استفاده قرار می‌گیرند [۹-۷]. همچنین، بر مبنای بودجه محاسباتی تعیین شده، انواع فیلتر کالمن توسعه یافته [۱۲-۱۰]، فیلتر کالمن آنسنتد[4] () [۱۳،۱۴] و فیلتر ذره‌ای [۱۵،۱۶] به عنوان الگوریتم‌های تخمین مورد استفاده قرار گیرند.

از میان سنسورهای تعیین وضعیت، مغناطیس‌سنج تقریباً در تمامی مودهای عملیاتی ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) به‌کار گرفته می‌شود. از منظر زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، استفاده از مغناطیس‌سنج همراه با عملگرهای کنترل وضعیت مانند گشتاوردهنده‌های مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی دارای ملاحظاتی است که با راهکارهای متناسب قابل حل است [۱۷،۱۸] از این‌رو، دقت اندازه‌گیری مغناطیس‌سنج دارای اثری کلیدی در نتایج نهایی تعیین وضعیت است. از سوی دیگر، دقت مغناطیس‌سنج سه محوره به سه عامل، بایاس، ضرایب مقیاس[5] و تصحیحات عدم تعامد وابسته است [۱۹]. ضرایب مقیاس و تصحیحات عدم تعامد به دلیل عدم تعامد ناشی از گرادیان‌های دمایی در داخل مغناطیس‌سنج یا تنش‌های مکانیکی ماهواره است [۲۰]. بنابراین، مغناطیس‌سنج باید در طول عمر ماهواره کالیبره شود تا بهترین دقت ممکن از این سنسور حاصل شود.

گروهی از رویکرها از روش‌های تخمین دسته‌ای[6] برای کالیبراسیون مغناطیس‌سنج استفاده می‌کنند [۲۱]، اما در رویکردی دیگر که برای کاربردهای بلادرنگ[7] مناسب است، از فیلتر کالمن توسعه یافته برای تعیین پارامترهای کالیبراسیون استفاده می‌شود [۲۲]. مزیت اصلی این رویکرد نسبت به رویکردهای ترتیبی[8] این است که بردار بایاس و ماتریسی که حاوی ضرایب مقیاس و تصحیحات عدم تعامد است، به‌صورت مستقیم تخمین زده می‌شود.

با توجه به اثر کلیدی اندازه‌گیری مغناطیس‌سنج در کارایی تعیین وضعیت، پیاده‌سازی تجربی کالیبراسیون بلادرنگ مغناطیس‌سنج در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته است. در این راستا، ساختار مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته برای تخمین پارامترهای مغناطیس‌سنج به‌کار گرفته می‌شود. همچنین، از یک سیم‌پیچ هلمهولتز برای تولید میدان مغناطیسی که یک ماهواره مدار پایین زمین در مدار خود تجربه می‌کند استفاده می‌شود. برای ایجاد داده‌های اندازه‌گیری که در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته مورد نیاز است، از یک مغناطیس‌سنج دیجیتال AMR[9] به عنوان سنسور اصلی تعیین وضعیت استفاده می‌شود. این سنسور بر روی یک پلتفرم سه درجه آزادی که مجهز به یک واحد اندازه‌گیری اینرسی (IMU) است نصب می‌شود. سپس، داده‌های کالیبره شده مغناطیس‌سنج در

1 Euler angles
2 Quaternions
3 Rodrigues
4 Unscented
5 Scale Factors
6 Batch
7 Real-time
8 Sequential
9 Anisotropic Magnetoresistive

الگوریتم تعیین وضعیت که یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی است به‌کار گرفته می‌شود و دقت نهایی تعیین وضعیت محاسبه می‌شود.

در این مقاله ابتدا روش کالیبراسیون بلادرنگ در بخش ۲ ارائه شده است. در بخش ۳، الگوریتم تعیین وضعیت که یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی است و از داده‌های کالیبره شده مغناطیس‌سنج استفاده می‌کند شرح داده شده است. بخش ۴ بستر تست تجربی مورد استفاده برای کالیبراسیون مغناطیس‌سنج و تعیین وضعیت را معرفی می‌کند. سپس، نتایج پیاده‌سازی روش کالیبراسیون و اثرات آن بر عملکرد تعیین وضعیت در بخش ۵ آورده شده است. در انتها، جمع‌بندی و نتایج به‌دست آمده از این پژوهش در بخش ۶ بیان شده است.

۲- روش کالیبراسیون بلادرنگ مغناطیس‌سنج

برای اینکه اندازه‌گیری‌های مغناطیس‌سنج در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته به‌کار گرفته شود، مدل اندازه‌گیری به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود [۱۹]:

$$\vec{B}_k = \left(I_3 + D^{true}\right)^{-1}\left(O^T A_k^{true}\vec{R}_k + \vec{b}^{true} + \vec{\varepsilon}_k\right), \quad k = 1, 2, \ldots, \mathrm{N} \tag{۱}$$

که در آن $\vec{B}_k$ اندازه‌گیری مغناطیس‌سنج در زمان t_k، $\vec{R}_k$ مقدار متناظر میدان مغناطیسی نسبت به سیستم زمین مرکز/زمین ثابت (ECEF)، A_k^{true} ماتریس وضعیت نامعلوم مغناطیس‌سنج نسبت به مختصات زمین ثابت، D^{true} ماتریس نامعلوم شامل ضرایب مقیاس (المان‌های قطری) و تصحیحات عدم تعامد (المان‌های غیر قطری)، O ماتریس متعامد، $\vec{b}^{true}$ بردار بایاس، $\vec{\varepsilon}_k$ بردار نویز اندازه‌گیری است که فرایند گوسی با میانگین صفر و کوواریانس Σ_k و N تعداد کل اندازه‌گیری‌هاست.

بر اساس مدل اندازه‌گیری (۱)، هدف اصلی از کالیبراسیون مغناطیس‌سنج تخمین D^{true} و $\vec{b}^{true}$ است. از سوی دیگر، ارتباط خروجی مغناطیس‌سنج (y_k) و بردار حالت ($\vec{x}^{true}$) به‌صورت معادله پایه اندازه‌گیری در نظر گرفته می‌شود:

$$y_k = h_k\left(\vec{x}^{true}\right) + v_k \tag{۲}$$

که

$$h_k\left(\vec{x}^{true}\right) = -S_k^T E^{true}\left(D^{true}\right) + 2B_k^T\left(I_3 + D^{true}\right)b^{true} - \left\|b^{true}\right\|^2 \tag{۳}$$

و در آن

$$E^{true} \equiv 2D^{true} + \left(D^{true}\right)^2 = \begin{bmatrix} E_{11}^{true} & E_{12}^{true} & E_{13}^{true} \\ E_{12}^{true} & E_{22}^{true} & E_{23}^{true} \\ E_{13}^{true} & E_{23}^{true} & E_{33}^{true} \end{bmatrix} \tag{۴}$$

$$S_k \equiv \begin{bmatrix} B_{1_k}^2 & B_{2_k}^2 & B_{3_k}^2 & 2B_{1_k}B_{2_k} & 2B_{1_k}B_{3_k} & 2B_{2_k}B_{3_k} \end{bmatrix}^T \tag{۵}$$

$$E^{true} \equiv \begin{bmatrix} E_{11}^{true} & E_{22}^{true} & E_{33}^{true} & E_{12}^{true} & E_{13}^{true} & E_{23}^{true} \end{bmatrix}^T \tag{۶}$$

بنابراین، معادلات فیلتر کالمن توسعه یافته به‌صورت زیر است:

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_k + K_k\left[y_{k+1} - h_{k+1}\left(\hat{x}_k\right)\right] \tag{۷}$$

$$P_{k+1} = \left[I_9 - K_k H_{k+1}\left(\hat{x}_k\right)\right]P_k \tag{۸}$$

$$K_k = P_k H_{k+1}^T\left(\hat{x}_k\right)\left[H_{k+1}\left(\hat{x}_k\right)P_k H_{k+1}^T\left(\hat{x}_k\right) + \sigma_{k+1}^2\left(\hat{x}_k\right)\right]^{-1} \tag{۹}$$

که در آن P کوواریانس پارامترهای تخمین زده شده برای $\vec{b}^{true}$ و D^{true} است. واریانس اندازه‌گیری (σ_k^2) با استفاده از معادله زیر محاسبه می‌شود:

$$\sigma_k^2 = 4\left[\left(I_3 + D^{true}\right)B_k - b^{true}\right]^T \Sigma_k \left[\left(I_3 + D^{true}\right)B_k - b^{true}\right] + 2\left(\mathrm{tr}\Sigma_k^2\right) \quad (۱۰)$$

که در آن

$$\Sigma_k = E\left\{\varepsilon_k \varepsilon_k^T\right\} \quad (۱۱)$$

همچنین، ماتریس حساسیت (H) از طریق معادله زیر قابل محاسبه است:

$$H(x) \equiv \frac{\partial h(x)}{\partial x} = \left[2\vec{B}^T\left(I_3 + D\right) - 2\vec{b}^T \quad -S^T M_{ED}\left(\hat{D}\right) + 2J\right] \quad (۱۲)$$

که در آن

$$M_{ED}\left(\hat{D}\right) = 2I_6 + \begin{bmatrix} 2\hat{D}_{11} & 0 & 0 & 2\hat{D}_{12} & 2\hat{D}_{13} & 0 \\ 0 & 2\hat{D}_{22} & 0 & 2\hat{D}_{12} & 0 & 2\hat{D}_{23} \\ 0 & 0 & 2\hat{D}_{33} & 0 & 2\hat{D}_{13} & 2\hat{D}_{23} \\ \hat{D}_{12} & \hat{D}_{12} & 0 & \hat{D}_{11}+\hat{D}_{22} & \hat{D}_{23} & \hat{D}_{13} \\ \hat{D}_{13} & 0 & \hat{D}_{13} & \hat{D}_{23} & \hat{D}_{11}+\hat{D}_{33} & \hat{D}_{12} \\ 0 & \hat{D}_{23} & \hat{D}_{23} & \hat{D}_{13} & \hat{D}_{12} & \hat{D}_{22}+\hat{D}_{33} \end{bmatrix} \quad (۱۳)$$

و

$$J \equiv \left[B_1 b_1 \quad B_2 b_2 \quad B_3 b_3 \quad B_1 b_2 + B_2 b_1 \quad B_1 b_3 + B_3 b_1 \quad B_2 b_3 + B_3 b_2\right] \quad (۱۴)$$

۳-الگوریتم تخمین وضعیت

در این مقاله، رویکرد فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی برای تخمین وضعیت به‌کار گرفته می‌شود. معادلات اصلی که در ساختار این فیلتر به‌کار می‌رود در جدول (۱) خلاصه شده است.

جدول ۱. ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی برای تخمین وضعیت [۲۳]

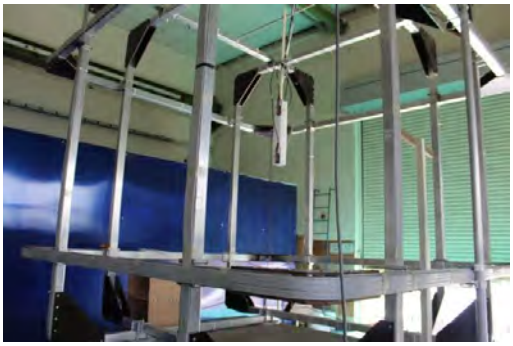
مقداردهی اولیه	$\hat{q}(t_0) = \hat{q}_0, \quad \hat{\beta}(t_0) = \hat{\beta}_0$ $P(t_0) = P_0$
بهره	$K_k = P_k^- H_k^T\left(\hat{x}_k^-\right)\left[H_k\left(\hat{x}_k^-\right)P_k^- H_k^T\left(\hat{x}_k^-\right) + R\right]^{-1}$ $H_k\left(\hat{x}_k^-\right) = \begin{bmatrix} \left[A\left(\hat{q}^-\right)r_1 \times\right] & 0_{3\times3} \\ \vdots & \vdots \\ \left[A\left(\hat{q}^-\right)r_n \times\right] & 0_{3\times3} \end{bmatrix}_{t_k}$
به‌روزرسانی	$P_k^+ = \left[I - K_k H_k\left(\hat{x}_k^-\right)\right]P_k^-$ $\Delta\hat{\tilde{x}}_k^+ = K_k\left[\tilde{y}_k - h_k\left(\hat{x}_k^-\right)\right]$ $\Delta\hat{\tilde{x}}_k^+ \equiv \left[\delta\hat{\alpha}_k^{+T} \quad \Delta\hat{\beta}_k^{+T}\right]$ $h_k\left(\hat{x}_k\right) = \begin{bmatrix} A\left(\hat{q}^-\right)r_1 \\ A\left(\hat{q}^-\right)r_2 \\ \\ A\left(\hat{q}^-\right)r_n \end{bmatrix}_{t_k}$ $\hat{q}_k^+ = \hat{q}_k^- + \frac{1}{2}\Xi\left(\hat{q}_k^-\right)\delta\hat{\alpha}_k^+$ $\hat{\beta}_k^+ = \hat{\beta}_k^- + \Delta\hat{\beta}_k^+$
انتشار	$\hat{\omega}_k^+ = \tilde{\omega}_k - \hat{\beta}_k^+$ $\hat{q}_{k+1}^- = \bar{\Omega}\left(\hat{\omega}_k^+\right)\hat{q}_k^+$ $P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + \Upsilon_k Q_k \Upsilon_k^T$

در این پژوهش، اندازه‌گیری اصلی برای تخمین وضعیت خروجی مغناطیس‌سنج است که ویژگی‌های آن در جدول (۲) آمده است.

۴-بستر تست کالیبراسیون مغناطیس‌سنج

در فرایند توسعه الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت، ارزیابی الگوریتم‌های طراحی شده در آزمون‌های سخت‌افزار در حلقه (HIL)، یک مزیت اساسی به‌شمار می‌رود. بنابراین، یک سیم‌پیچ هلمهولتز سه محوره (شکل ۱) برای بررسی عملکرد روش ارائه شده برای کالیبراسیون مغناطیس‌سنج، به‌صورت تجربی مورد استفاده قرار می‌گیرد. خصوصیات اصلی سیم‌پیچ هلمهولتز به‌کار گرفته شده در جدول (۲) آمده است. با استفاده از این بستر تست، تولید پروفایل‌های میدان مغناطیسی که

ماهواره‌های ارتفاع پایین در مدارشان تجربه می‌کنند ممکن خواهد بود.



شکل ۱. سیم‌پیچ هلمهولتز سه محوره (پژوهشگاه فضایی ایران [۲۴])

جدول ۲. خصوصیات سیم‌پیچ هلمهولتز

تعداد دور در حلقه	۱۴۴
مقاومت (اهم DC)	۲۸
بیشینه جریان ورودی	۳
بیشینه میدان پیوسته (میکروتسلا)	۱۲۰±
یکنواختی	در داخل یک کره ۴۰ سانتی متری ±۳٫۵٪

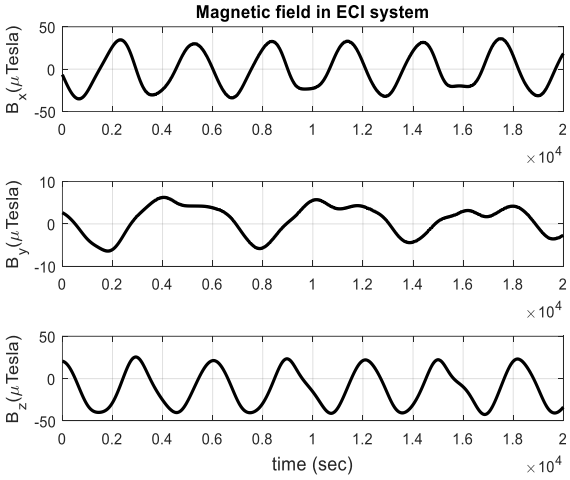
همچنین، با استفاده از یک پلتفرم سه درجه آزادی یاتاقان هوایی شبیه‌سازی دینامیک وضعیت ماهواره در محیط آزمایشگاه ممکن خواهد بود. بنابراین، بستر تستی که شامل پلتفرم سه درجه آزادی و مجهز به یک IMU است برای تخمین وضعیت استفاده می‌شود (شکل ۲). خروجی IMU به عنوان داده مرجع به منظور محاسبه دقت تخمین وضعیت مورد استفاده قرار می‌گیرد.

شکل ۲. پلتفرم سه درجه آزادی (پژوهشگاه فضایی ایران [۲۴])

۵- پیاده‌سازی کالیبراسیون مغناطیس‌سنج

با استفاده از سیم‌پیچ هلمهولتز (شکل ۱)، روش کالیبراسیون مغناطیس‌سنج که مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته است و در بخش ۲ ارائه شد، به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای این منظور، روش توسعه داده شده بر روی یک برد ARM LPC 1768 پیاده‌سازی می‌شود [۲۵].

سپس، یک پروفایل میدان مغناطیسی نمونه برای سیم‌پیچ هلمهولتز تنظیم می‌شود. این پروفایل بر اساس میدان مغناطیسی که یک ماهواره در مدار دایروی ۵۰۰ کیلومتری تجربه می‌کند ایجاد می‌شود (شکل ۳).



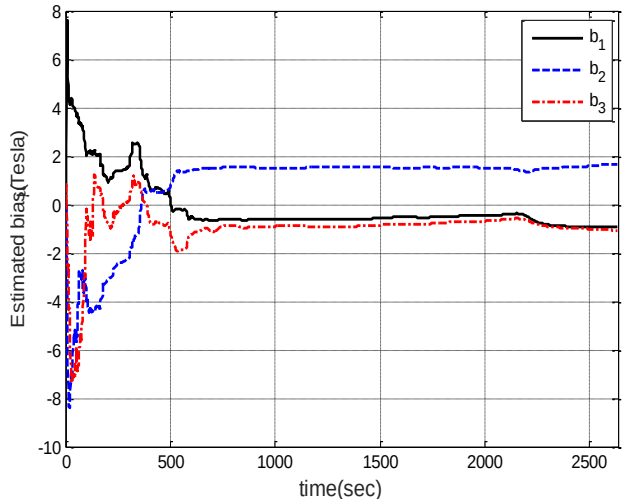
شکل ۳. پروفایل میدان مغناطیسی نمونه

در ادامه، با استفاده از یک مغناطیس‌سنج AMR که ویژگی‌های اصلی آن در جدول (۳) آمده و بر روی پلتفرم سه درجه آزادی نصب شده است، پروفایل میدان مغناطیسی تولید شده دریافت و اندازه‌گیری‌های الگوریتم کالیبراسیون مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته ایجاد می‌شود.

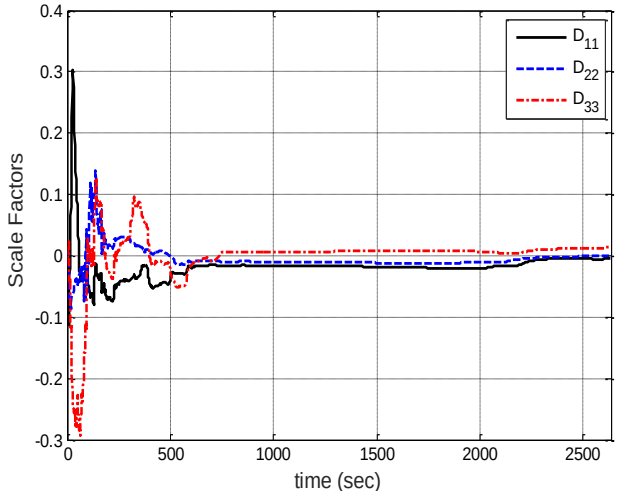
جدول ۳. مشخصات اصلی مغناطیس‌سنج AMR

هم‌راستایی محوری	≤۱ °
بازه اندازه‌گیری میدان مغناطیسی	۲۰۰±nT
ضریب مقیاس/ حساسیت	۱۰ nT / bit
بایاس میدان مغناطیسی صفر	< ± ۳۵۰ nT
خطی بودن	< ± ۰٫۱ ٪ (-۱۰۰ تا +۱۰۰ μT)
دقت	< ± ۱ ٪ (-۱۰۰ تا +۱۰۰ μT)
پروتکل داده	RS۴۲۲

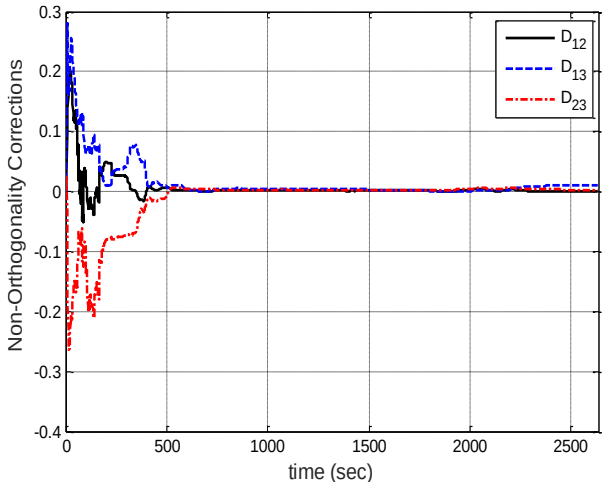
بر این اســـاس، نتـایج کالیبراســـیون مغناطیس‌ســـنج در شکل‌های (۴) تا (۶) نشان داده شده است:



شکل ۴. بایاس تخمین زده شده



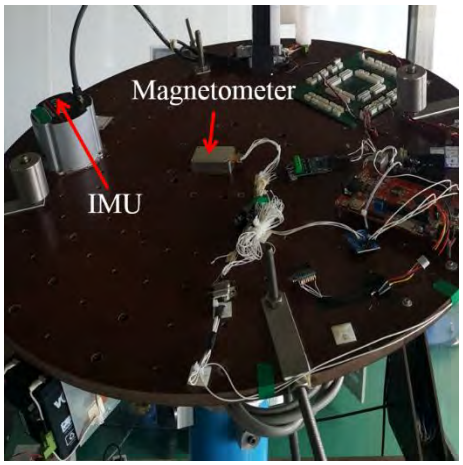
شکل۵. ضرایب مقیاس تخمین زده شده



شکل ۶. تصحیحات عدم تعامد تخمین زده شده

همان‌گونه که از شکل‌های (۴) تا (۶) مشخص است، مقادیر پارامترهای بایاس، ضـرایب مقیاس و تصـحیحات عدم تعامد پس از عدم قطعیت اولیه‌ای که داشـته‌اند همگرا شده و با تصحیحاتی که بر روی اندازه‌گیری انجام می‌شـود داده‌های کالیبره شـده به منظور تخمین وضعیت قابل استفاده خواهند بود.

در بسـتر سـخت افزار در حلقه (شکل ۲)، از یک پلتفرم سه درجه آزادی برای تخمین وضـعیت اسـتفاده می‌شود. این پلتفرم مجهز به یک IMU اسـت (شـکل ۷) که مشـخصات اصلی آن در جدول (۴) آمده اسـت. خروجی IMU به عنوان داده مرجع برای محاسبه خطای تخمین وضعیت استفاده می‌شود.



شکل ۷. IMU مرجع

جدول ۴. مشخصات اصلی پارامترهای IMU مرجع

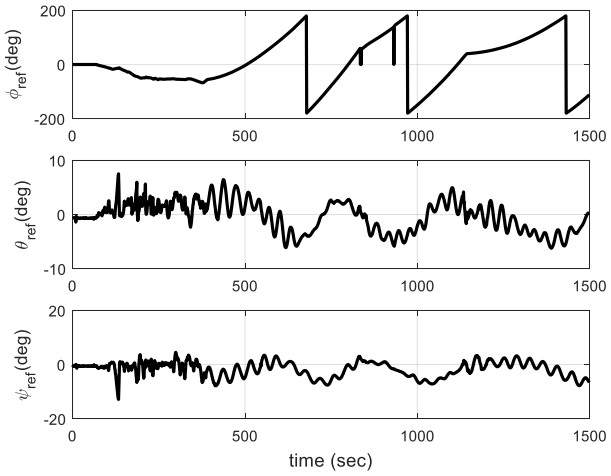
ناپایداری بایاس	≤ ۰٫۰۵ °/hr (σ)
جابه‌جایی بایاس	± ۰٫۵ °/hr
ضریب مقیاس غیرخطی	< ۵۰ ppm (σ)
Angular random walk	< ۰٫۰۱۲ °/√hr

در ادامه، در الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی که ساختار آن در بخش ۳ معرفی شد، از داده‌های میدان مغناطیسی کالیبره شده برای تخمین وضعیت استفاده می‌شود. مشخصات این فیلتر در جدول (۵) آمده است.

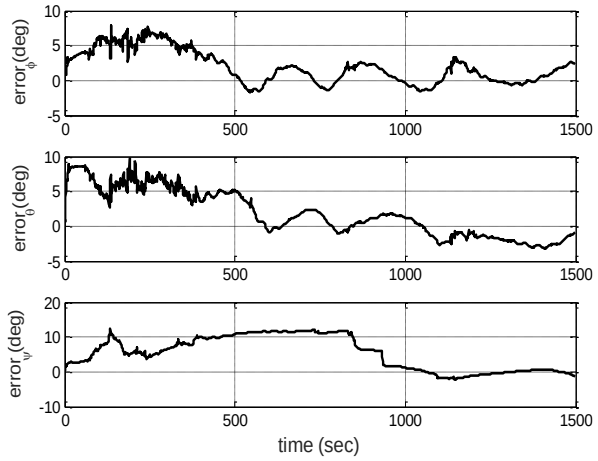
جدول ۵. مشخصات فیلتر کالمن برای تخمین وضعیت

بایاس اولیه	$\beta_0 = 4.8\times10^{-7}\begin{bmatrix}1 & 1 & 1\end{bmatrix}\ rad/s$
ماتریس کوواریانس اولیه	$P_0 = \begin{bmatrix} 3\times10^{-6} I_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 1\times10^{-12} I_{3\times3} \end{bmatrix}$
نویز مغناطیس‌سنج (نرمالایز شده)	$R = 0.0014 I_{3\times3}$

فرکانس کاری مجموعه الگوریتم‌های توسعه داده شده ۱ هرتز است و با دقت ۱۰ میلی ثانیه اجرا می‌شود. شکل (۹) وضعیت مرجع و شکل (۱۰) خطای تخمین وضعیت را نشان می‌دهد:



شکل ۹. وضعیت مرجع



شکل ۱۰. خطای تخمین وضعیت

همان‌طور که در شکل (۱۰) مشخص است، خطای تخمین وضعیت با تصحیحاتی که بر روی داده‌های مغناطیس‌سنج انجام شده و به‌صورت داده‌های کالیبره شده به الگوریتم تخمین وضعیت اعمال می‌شود به‌تدریج کاهش یافته و در نهایت به مقادیری بهتر از ۵ درجه می‌رسد که دقت تخمین وضعیت خوبی در مود نشانه‌روی برای ماهواره‌های معمول مدار پایین زمین است.

ذکر این نکته ضروری است که در این مقاله تخمین وضعیت تنها با استفاده از مغناطیس‌سنج انجام شده است در حالی‌که در ماهواره‌های LEO معمول، از دیگر سنسورهای تعیین وضعیت مانند ژایروسکوپ و سنسور خورشید نیز بهره گرفته می‌شود و این موضوع موجب بهبود خطای تخمین وضعیت خواهد شد.

۶- جمع‌بندی

در این مقاله، پیاده‌سازی تجربی تخمین وضعیت با استفاده از کالیبراسیون بلادرنگ مغناطیس‌سنج ارائه شده است. برای ارزیابی کارایی الگوریتم کالیبراسیون به‌صورت تجربی، از یک سیم‌پیچ هلمهولتز سه محوره برای تولید پروفایل میدان مغناطیسی که یک ماهواره مدار پایین زمین در مدار خود تجربه می‌کند بهره گرفته می‌شود. همچنین، اندازه‌گیری‌های کالیبره شده در یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی برای تخمین وضعیت مورد استفاده قرار می‌گیرد. برای این منظور، از یک پلتفرم سه درجه آزادی که مجهز به یک IMU

اســـت بهره گرفته می‌شـــود. نتایج نشـــان دهنده دقت خوبی در تخمین وضـــعیـت برای مودهای نشـــانه‌روی ماهواره‌های LEO معمول است.

مراجع

[1] R. V. Garcia, H. K. Kuga and M. C. Zanardi, "Unscented Kalman Filter for Spacecraft Attitude Estimation Using Quaternions and Euler Angles".

[2] X. Tang, Z. Liu and J. Zhang, "Square-Root Quaternion Cubature Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation," *Acta Astronautica,* vol. 76, pp. 84-94, 2012.

[3] R. V. Garcia, N. O. Matos, H. K. Kuga and M. C. Zanardi, "Unscented Kalman Filter for Spacecraft Attitude Estimation Using Modified Rodrigues Parameters and Real Data," *Computational Applied Mathematics,* vol. 35, pp. 835-846, 2016.

[4] J. D. Searcy and H. J. Pernicka, "Magnetometer-Only Attitude Determination Using Novel Two-Step Kalman Filter Approach," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 35, no. 6, pp. 1693-1701, 2012.

[5] B. Chen, Y. Geng and X. Yang, "B. Chen, Y. Geng and X. Yang, "High Precision Attitude Estimation Algorithm Using Three Star Trackers," in *10th World Congress on Intelligent Control and Automation*, Beijing, 2012.

[6] J. L. Crassidis and F. L. Markley, "Three-Axis Attitude Estimation Using Rate-Integrating Gyroscopes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 39, no. 7, pp. 1513-1526, 2016.

[7] K. Son-Goo, J. L. Crassidis, Y. Cheng, A. M. Fosbury and J. L. Junkins, "K. Son-Goo, J. L. Crassidis, Y. Cheng, A. M. Fosbury and J. L. Junkins, "Kalman Filtering for Relative Spacecraft Attitude and Position Estimation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 30, no. 1, pp. 133-143, 2007.

[8] J. C. Springmann, A. J. Sloboda, A. T. Klesh, M. W. Bennett and J. W. Cutler, "The Attitude Determination System of the RAX Satellite," *Acta Astronautica,* vol. 75, pp. 120-135, 2012.

[9] F. Chunshi, M. Ziyang and L. Xiaoyun, "Multiplicative Quaternion Extended Consensus Kalman Filter for Attitude and Augmented State Estimation," in *35th Chinese Control Conference*, Chengdu, 2016.

[10] M. D. Pham, K. S. Low and S. T. Goh, "Gain-Scheduled Extended Kalman Filter for Nanosatellite Attitude Determination System," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems,* vol. 51, no. 2, pp. 1017-1028, 2015.

[11] Q. Hua-ming, H. Wei, Q. Lin-chen and S. Chen, "Robust Extended Kalman Filter for Attitude Estimation with Multiplicative Noises and Unknown External Disturbances," *IET Control Theory and Applications,* vol. 8, no. 15, pp. 1523-1536, 2014.

[12] M. S. Andrle and J. L. Crassidis, "Attitude Estimation Employing Common Frame Error Representations," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 38, pp. 1614-1624, 2015.

[13] M. Abdelrahman and S. Park, "Sigma-Point Kalman Filtering for Spacecraft Attitude and Rate Estimation using Magnetometer Measurements," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,* vol. 47, no. 2, pp. 1401-1415, 2011.

[14] C. Hajiev and H. E. Soken, "Robust Adaptive Unscented Kalman Filter for Attitude Estimation of Pico Satellites," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing,* vol. 28, no. 2, pp. 107-120, 2014.

[15] X. Tang, J. Wei and K. Chen, "Square-Root Adaptive Cubature Kalman Filter with Application to Spacecraft Attitude Estimation," *15th International Conference on Information Fusion,* pp. 1406-1412, 31 August 2012.

[16] L. Zhang, H. Yang, H. Lu, S. Zhang, H. Cai and S. Qian, "Cubature Kalman Filtering for Relative Spacecraft Attitude and Position Estimation," *Acta Astronautica,* vol. 105, pp. 254-264, 2014.

[17] N. Sugimura, T. Kuwahara and K. Yoshida, "Attitude Determination and Control System for Nadir Pointing Using Magnetorquer and Magnetometer," *IEEE Aerospace Conference*, March, 2016.

[18] M. H. Hajikarim and N. Assadian, "Fault-Tolerant Control of Flexible Satellite with Magnetic

Actuation and Reaction Wheel,"*Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021.

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

[20] R. Alonso and M. D. Shuster, "Complete Linear Attitude-Independent Magnetometer Calibration," *Journal of Astronautical Sciences,* vol. 50, no. 4, pp. 477-490, 2002.

[21] B. Gambhire, "Determination of Magnetometer Biases Using Module RESIDG," Computer Sceinces Corporation, 1975.

[22] J. L. Crassidis, K. L. Lai and R. R. Harman, "Real-Time Attitude-Independent Three-Axis Magnetometer Calibration," *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* vol. 28, no. 1, pp. 115-120, 2005.

[23] J. L. Crassidis and J. L. Junkins, Optimal Estimation of Dynamic Systems, New York: CRC Press, 2012.

[24] "Iranian Space Research Center," Tehran, Iran, Postal Code:1459777511.

[25] "www.kavirElectronic.ir".

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 88-96
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.319488.1041

Article Info

Received: 2021-12-13
Accepted: 2022-1-26

Keywords

Rheology, Concentrated suspension, Molybdenum disulfide, Nano particle, Viscosity

Investigation of the Use of Modified Molybdenum Disulfide Nanostrucutres in the Rheological Behavior of Microparticulate Filled Suspensions

Majid Haghgoo [*,1], Ahmad Ramezani Saadat Abadi[2]

1,*. Iran space Institute, Tehran, Iran, M.haghgoo@Isrc.ac.ir, Corresponding author
2. Department of chemical and petroleum Engineering, Sharif university of technology, Tehran, Iran. ramazani@sharif.edu

Abstract

Achieving a flawless solid composite propellant requires proper processability of its corresponding filled polymer slurry. In other words, a highly filled suspension with optimal rheological properties makes it possible to transfer to the mold and complete filling in complex geometries. In this dynamic study, the rheological properties of the obtained suspensions have been investigated after adding molybdenum disulfide nanoparticles to the model materials.

In order to study the effect of molybdenum disulfide nanosheets on the rheological behavior of the suspensions, polyethylene glycol matrix and glass beads, with particle distribution of 60 to 103 microns were used as a model.

Single- layer and multi- layer molybdenum disulfide nanosheets with thickness of 50 to 100 nm was obtained using acid washing, oxidation and heat shock of raw molybdenum disulfide. Then, after preparation of suspensions containing 10- 40 vol% glass beads, the effect of obtained molybdenum disulfide (less than 0.1 vol% of the matrix) on the rheological properties of the mixture was studied. The results of frequency sweep and temperature sweep tests showed that by increasing the percentage of molybdenum disulfide nanosheets by less than 0.1%,The mixed viscosity has a significant decreasing in all microfiller values while maintaining the storage modulus and increasing the loss modulus. Finally, the dynamic shear flow test demonstrated that the dynamic viscosity also decreased significantly after the addition of nanoparticles.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۸۸-۹۶
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.319488.1041

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۲۲

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۰۶

واژه‌های کلیدی

رئولوژی، سوسپانسیون غلیظ، مولیبدن دی سولفاید، نانو ذره، ویسکوزیته

بررسی استفاده از نانوساختارهای مولیبدن دی‌سولفید اصلاح شده در رفتار رئولوژیکی سوسپانسیون پرشده با میکروذرات

مجید حقگو [۱*]، احمد رمضانی سعادت آبادی [۲]

۱،*. پژوهشگاه فضایی ایران، m.haghgoo@Isrc.ac.ir (نویسنده مسئول)
۲. دانشکده مهندسی شیمی و نفت، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران، Ramazani@sharif.edu

چکیده

فرایندپذیری مطلوب دوغاب پلیمری سوخت جامد کامپوزیت، دستیابی به گرینی بدون نقص را تضمین می‌کند. به عبارت دیگر، سوسپانسیون به‌شدت پر شده با خواص رئولوژیکی بهینه، باعث می‌شود انتقال به قالب و شکل‌پذیری کامل آن در هندسه‌های پیچیده امکان‌پذیر باشد. در این مطالعه دینامیکی، خواص رئولوژیکی یک سوسپانسیون غلیظ با استفاده از مواد مدل و افزودن نانوذرات به آن، بررسی شده است. به منظور بررسی اثر نانوذره مولیبدن دی‌سولفاید در رفتار رئولوژیکی سوسپانسیون‌ها، از زمینه پلی‌اتیلن گلایکول و پرکننده‌های دانه شیشه‌ای با توزیع ذرات ۶۰ الی ۱۰۳ میکرون به عنوان مدل استفاده شد. مولیبدن دی‌سولفاید خام با استفاده از روش‌های اسیدشویی، اکسیداسیون و شوک حرارتی به صورت نانوذره مولیبدن دی‌سولفاید تک لایه و چند لایه با ضخامت بین ۵۰ تا ۱۰۰ نانومتر به‌دست آمدند. در ادامه، پس از تهیه سوسپانسیون‌های ۱۰ الی ۴۰ درصد حجمی حاوی دانه‌های شیشه، اثر افزودن نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید سنتز شده (به میزان کمتر از ۰٫۱ درصد نسبت به فاز زمینه) بر خواص رئولوژیکی مخلوط، بررسی شد. نتایج آزمون جاروب فرکانس و جاروب دما نشان داد که با افزایش درصد نانو صفحات مولیبدن دی‌سولفاید به میزان کمتر از ۰٫۱ درصد، گرانروی مختلط ضمن حفظ مدول ذخیره و افزایش مدول اتلافی در همه مقادیر میکروفیلر تغییر کاهشی محسوسی دارد. در نهایت آزمون جریان برشی دینامیکی نشان داد که گرانروی دینامیکی نیز پس از اضافه کردن نانوذره افت قابل توجهی داشته است.

۱- مقدمه

سوخت جامد کامپوزیت یکی از پیشرانه‌های رایج در سامانه‌های فضایی به‌شمار می‌رود. با اینکه سوخت‌های جامد انواع مختلفی دارند و بر اساس شاخص‌های متفاوت ارزیابی می‌شوند، اجزای ثابت تشکیل دهنده همه آنها شامل ماده اکسیدکننده و اکسیدشونده است که توسط پلیمری به نام بایندر به هم متصل می‌شود [۱و۲]. توان پیشبرنده پیشرانه که با معیارهایی نظیر تراست یا Isp بیان می‌شود، به‌طور مستقیم به میزان مواد جامد اکسیدکننده و اکسیدشونده آن وابسته است. از این‌رو، میزان بارگذاری مواد جامد در رزین پلیمری که پس از پخت به بایندر سوخت تبدیل می‌شود، از اهمیت به‌سزایی برخوردار است [۳ و۴]. توجه به این نکته ضروری است که درصد حجمی بالای مواد جامد در سوخت همزمان باعث کاهش شدید فرایندپذیری دوغاب پلیمری حاصل می‌شود که این امر موجب عدم شکل‌دهی مناسب به گرین سوخت می‌شود. روش‌های مختلفی برای بهبود فرایندپذیری سوخت جامد پیشنهاد شده که از آن جمله می‌توان به اضافه نمودن پلاستی سایزر، دانه‌بندی ذرات جامد و بهبود عامل شکلی ذرات جامد اشاره نمود. [۵و۶]. یکی از روش‌های نوین برای کاهش ویسکوزیته سوسپانسیون‌های غلیظ افزودن نانوذره به آن‌هاست.[۷و۸].

وجود نانوذرات می‌تواند خواص مختلف سوسپانسیون از جمله سیلان‌پذیری و خواص فیزیکی مکانیکی نهایی آن را تحت تاثیر قرار دهد. در سیستم‌های پلیمری دیده شده است که مقدار کمی از نانوذرات با دانه‌بندی خاص، میزان انرژی لازم برای فرایندپذیری را به مقدار قابل توجهی کاهش می‌دهد که این امر می‌تواند ناشی از افزایش خاصیت سرخوردگی در سطح باشد. [۹].

تحقیقات انجام شده در زمینه جامدات روان‌کننده نشان داده است که مواد بسیاری این نقش را ایفا می‌کنند که احتمالا هر کدام کاربرد مخصوص به خود را دارند. گروهی از این مواد شامل جامدهای لایه‌ای از قبیل مولیبدن دی‌سولفاید، گرافیت، بوریک اسید و نیترید بور است. گروه‌های دیگر نیز شامل اکسیدها، فلزات، سولفاید هالیدها و سلنایدها، نیترید کاربید و بوریدها، مواد پایه کربنی و پلیمرهای پلی‌تترافلوئورواتیلن (تفلون) و پلی‌آمیدها می‌شوند[۱۲-۱۰].

محققان اخیراً در مطالعات خود به اهمیت مولیبدن دی‌سولفاید و بهبود عملکرد آن با استفاده از کاهش ضخامت لایه‌ها و با افزایش فاصله بین لایه‌ای پی برده‌اند. نانوذره‌های دوبعدی مولیبدن دی‌سولفاید می‌توانند با استفاده از روش‌های لایه‌برداری مکانیکی و شیمیایی از نمونه‌های توده‌ای یا به طور مستقیم به روش رسوب شیمیایی بخار تولید شوند [۱۳]. باوجود موفقیت‌های به دست آمده در تولید تک لایه‌های باکیفیت بالا به روش لایه‌برداری مکانیکی، امکان تولید انبوه نانوذره‌ها با استفاده از این روش وجود ندارد. روش‌های لایه‌برداری در فاز مایع می‌توانند برای تولید نانوذره‌های مولیبدن دی‌سولفاید در مقیاس انبوه به کار روند. با استفاده از یون‌های فلزات قلیایی همچون لیتیوم در فواصل بین لایه‌ها، می‌توان نمونه‌های تک یا چندلایه‌ای از مولیبدن دی‌سولفاید تولید کرد. با این حال، به دلیل غیرقابل کنترل بودن میزان لیتیوم وارد شده در بین لایه‌ها و زمان‌بر بودن این روش، شیوه‌های جدیدتری برای لایه‌برداری در فاز مایع مبتنی بر استفاده از حلال‌های آلی همچون متیل پیرولیدون و دی‌متیل فرمامید پیشنهاد شده است [۱۴]. باوجود اینکه با به کار بردن این حلال‌ها، سنتز نانوذره‌ها با بازدهی بالایی انجام می‌پذیرد، اما به دلیل نقطه جوش بالا و نیز کشش سطحی زیاد، اغلب مقداری از حلال، در نمونه باقی می‌ماند که ناپایداری ذاتی این حلال‌ها، موجب می‌شود که فرایند حذف آنها به سختی صورت گیرد، زیرا این حلال‌ها در دماهای بالا تحت امواج فراصوت پلیمریزه می‌شوند. حلال باقی مانده در نمونه‌ها، خواص الکتریکی، حسگری و کاتالیستی نانوذره‌های سنتز شده را تحت تأثیر قرار داده و کاربردهای آنها را محدود خواهد کرد. در یکی از کارهای صورت گرفته، وادیول[1] و همکارانش در سال ۲۰۰۶ به بررسی لایه‌برداری از مولیبدن دی‌سولفاید به وسیله شکل‌گیری نوارهای نانوی ۳و ۴-اتیلن دی‌اکسیتیوفن بین لایه‌های آن پرداختند. آن‌ها موفق شدند که به‌خوبی عمل لایه‌برداری را انجام دهند و از ماده نهایی حاصل شده به عنوان کاتد در باتری‌های لیتیومی استفاده کردند [۱۵].

1 Vadivel

اخیرا ژانگ ینگ[1] و همکارانش [۱۶]، روشی را برای تولید نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید با کنترل اکسیداسیون پیشنهاد دادند. در این روش، ابتدا لایه‌برداری شیمیایی بالک مولیبدن دی‌سولفاید انجام شده که منجر به تولید تک لایه‌های آن می‌شود. این تک لایه‌ها در محلول آبی از نظر کلوئیدی پایدار هستند. زمانی که وارونگی فازی هیدروترمالی در سوسپانسیون قرار گرفته در معرض هوا انجام می‌شود، کسر زیادی از مواد دو بعدی به واسطه اکسیداسیون تخریب شده و نانوصفحات باقی مانده تجمیع می‌شوند. شکل ۲-۱۷ روشی را برای به‌دست آوردن تک لایه‌های مولیبدن دی‌سولفاید نیمه رسانا با بازده بالا در سوسپانسیون آبی غلیظ و پایدار از نظر کلوئیدی نشان می‌دهد. به صورت کلی شواهد، حاکی از آن است که با توجه به ساختار لایه‌ای نانوذره مولیبدن دی‌سولفاید، استفاده از این نانوذره در رزین پلی‌بوتادین هیدروکسیل شده می‌تواند باعث ایجاد سرخوردگی زنجیره‌های پلیمری رزین شده و این افزایش سرخوردگی بر روی سطوح رزین می‌تواند منجر به کاهش گرانروی کمپلکس شود. همچنین استفاده از این نانوذره خواص مکانیکی را نیز می‌تواند بهبود دهد.

بنابراین در پژوهش انجام شده، ابتدا مولیبدن دی‌سولفاید خام با استفاده از روش‌های اسیدشویی، اکسیداسیون و شوک حرارتی به صورت نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید تک لایه و چند لایه درمی‌آید. پس از مشخصه‌یابی با روش‌های مختلف، این نانوذره به سوسپانسیون حاوی زمینه پلی‌اتیلن گلایکول و پرکننده‌های دانه شیشه‌ای با توزیع ذرات ۶۰ الی ۱۰۳ میکرون (به عنوان مدل مشابه دوغاب سوخت کامپوزیت) در مقادیر مختلف اضافه شده و سپس اثر آن بر رفتار رئولوژیکی مخلوط حاصل، بررسی می‌شود.

۲- مواد و روش‌ها

۲-۱- آماده‌سازی و تعیین مشخصات نانوذرات

نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید قبل از استفاده، اسیدشویی و سپس اکسید شد. (پیوست ۱). به منظور تعیین خصوصیات و مشخصات نانوذرات ساخته شده از روش‌های مختلف آزمون‌های ساختاری استفاده شد. در این پژوهش از آزمون پراش اشعه ایکس، آزمون میکروسکوپ الکترونی روبشی، آزمون سطح ویژه کاتالیست با استفاده از جذب نیتروژن، آزمون طیف‌سنجی پراش انرژی اشعه ایکس، طیف‌سنجی تبدیل فوریه مادون قرمز، آزمون میکروسکوپ الکترونی عبوری و طیف‌سنجی رامان برای تعیین مشخصات نانوصفحات، استفاده شده است (پیوست ۲).

۲-۲- آماده‌سازی و اندازه‌گیری خواص رئولوژیکی سوسپانسیون

پلی‌اتیلن گلایکول ۴۰۰ به عنوان زمینه و ذرات کروی شیشه‌ای با دانه‌بندی ۶۳ تا ۱۰۱ میکرون با درصدهای حجمی ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ توسط همزن مکانیکی همزده شدند. سپس از ۰٫۰۱ تا ۰٫۱ درصد وزنی نانوذره مولیبدن دی‌سولفاید نسبت به پلی‌اتیلن گلایکول به مخلوط اضافه شد. برای پراکنش بهتر و باز شدن کلوخه‌ها از امواج فراصوت با شدت ۲۰۰ وات و ۴۰۰ وات به مدت ۲ دقیقه استفاده شد.

اندازه‌گیری‌های رئولوژیکی سامانه‌های سامانه‌های حاضر در قالب جاروب زمان و جاروب فرکانس، همگی با استفاده از رئومتر مدل MCR-۳۰۱ ساخت شرکت آنتون پار انجام شد. برای اندازه‌گیری مشخصه‌های رئولوژیکی از اسپیندل با هندسه صفحات موازی با قطر ۲۵ میلی‌متر و فاصله ۰٫۸ میلی‌متر استفاده شد. برای مطالعه خواص ویسکوالاستیک سوسپانسیون‌های ساخته شده از آزمون جاروب فرکانس استفاده شد. این دستگاه اطلاعات مربوط به مدول‌های ذخیره، اتلاف و مختلط، گرانروی حقیقی و موهومی و مختلط و نیز مولفه فاکتور اتلاف را در اختیار قرار می‌دهد.

1 Zhongying

به منظور دســـتیابی به ناحیه خطی درصـــد کرنش و انجام آزمون‌های جاروب فرکانس در مقداری که در داخل ناحیه خطی نمودار تغییرات مدول اتلافی با درصد کرنش باشد این تست برای ۴ نمونـه در درصـــدهـای حجمی مختلف ۱۰،۲۰،۳۰ و ۴۰ دانه شیشه‌ای انجام شد.

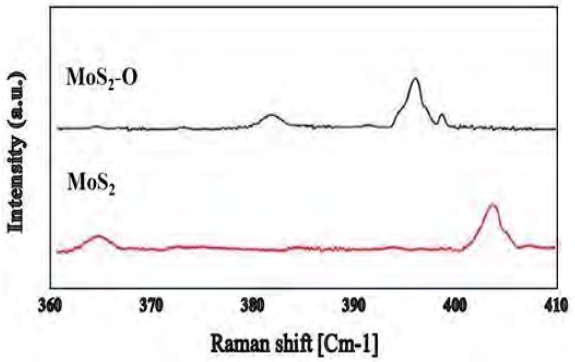
آزمون جاروب فرکانس در حالت نوســـانی و با اســـتفاده از صـفحات موازی انجام شد، فاصله گپ ۰٫۸ میلی‌متر انتخاب شده و تمامی تســت‌ها در دمای ۲۷ درجه سـانتی‌گراد و فشار اتمسفر انجام شد.

سـوسـپانسـیون‌های تهیه شده بلافاصله بین صفحات موازی قرار گرفتـه و جاروب فرکانس در بازه ۰٫۱ تا ۶۲۵ هرتز در دمای ۲۷ درجه سانتی‌گراد روی آن‌ها انجام و خواص رئولوژیکی (η*، G´ و G´´) ثبت شـــد. آزمون جاروب فرکانس برای نمونه‌های با درصـد حجمی ۱۰،۲۰،۳۰ و ۴۰ دانه شیشه‌ای و از ۰٫۰۱ با گام ۰٫۰۱ تا ۰٫۱ درصد وزنی نسبت به زمینه پلی‌اتیلن گلایکول انجام شـــد. بدین‌صـــورت ۴۵ نمونه تهیه شـــده و تمامی آزمون‌ها با درصدهای ذکر شده انجام شدند.

به منظور بررسی تغییرات رفتار رئولوژیکی سوسپانسیون‌های سـاخته شده با دما از آزمون جاروب دما استفاده شد. این آزمون تغییرات گرانروی مختلط و مـدول‌های ذخیره، اتلافی و مختلط را بـا تغییرات دما از ۲۷ درجه ســـانتی‌گراد تا ۶۰ درجه با تغییرات فرکانس از ۰٫۱ تا ۱۰۰ هرتز و نرخ کرنش به دست آمده از آزمون جاروب کرنش در نظر گرفته شد.

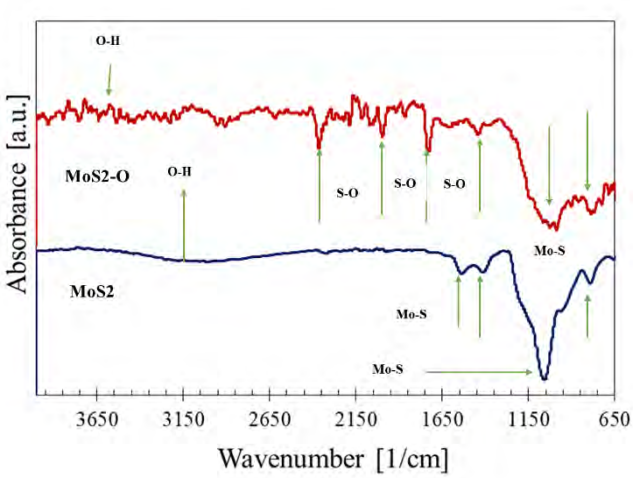
۳- یافته‌ها

به منظور بررسـی میزان باز شـدن لایه‌ها و تغییر در ساختار بین لایه‌ای، از آزمون رامان اســـتفاده شـــد. نتایج حاصـــل از این آزمون در شـکل ۱ نشـان داده شـده اسـت. دو پیک مهم A۱ g (بیرون لـایـه‌ای) و E۱۲ g (مربوط بـه بـانـد Mo-S) در عـدد موج‌های ۴۰۳ و ۳۵۴ cm-1 مورد بررسی قرار گرفتند. همان‌طور که در شـکل مشـخص است، با انجام عملیات لایه‌برداری، این دو پیک به سـمت یکدیگر نزدیک شـده‌اند. یعنی پیک E۱۲ g به بـالـاتر از ۳۸۰ cm-1 و پیـک A۱ g بـه کمتر از ۴۰۰cm-1 منتقل شـده اسـت که وجود این تغییر بسـیار مهم نشـان‌دهنده تغییر در ساختار لایه‌ای و باز شدن صفحات مولیبدن دی‌سولفاید اسـت. نکته مهمی که در اینجا مطرح می‌شـود، نسـبت دو پیک (A۱ g / E۱۲ g) اســـت. نســـبت ثابت این پیک‌ها در مراحل مختلف سـنتز بیانگر این اسـت که با حفظ سـاختار کلی، لایه‌ها تنها باز شـده‌اند. در این پژوهش، این نسبت برای تمامی نمونه‌ها حدود ۱٫۵ است.



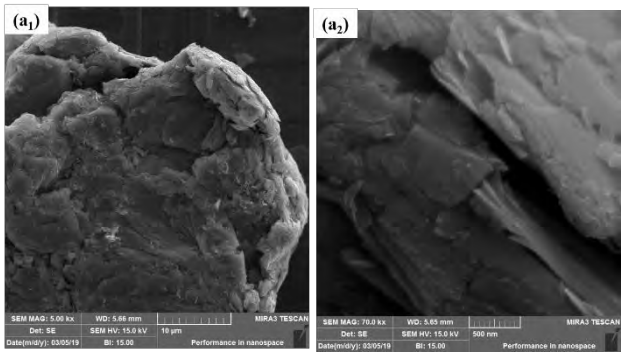
شکل ۱. آزمون Raman نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید

طیف FT-IR برای نـانوذرات در محـدوده عـدد موج cm^{-1} ۴۰۰۰ -۴۰۰ در شـکل ۲ آورده شده است. با توجه به شکل مشـــاهده می‌شـــود که نمونه خام MoS_2 فاقد گروه‌های عاملی اســـت و تنها یک پیک کوچک در عدد موج حدود $۳۴۵۰cm^{-1}$ دارد کـه مربوط به گروه OH و نمایانگر رطوبت اندک موجود در نمونه اســـت. در این پژوهش، هدف اصـــلی از اصـــلاح مولیبدن دی‌سولفاید ایجاد گروه‌های عاملی به‌ویژه S-O بود. با انجام عمل اکسیداسیون و شستشوی مناسب، پیوند مذکور با موفقیت ایجاد شـــد و وجود پیـک در عـدد موج حدود $۱۱۱۰cm^{-1}$ در نمونه اکسید شده بیانگر صحت این مدعاست.

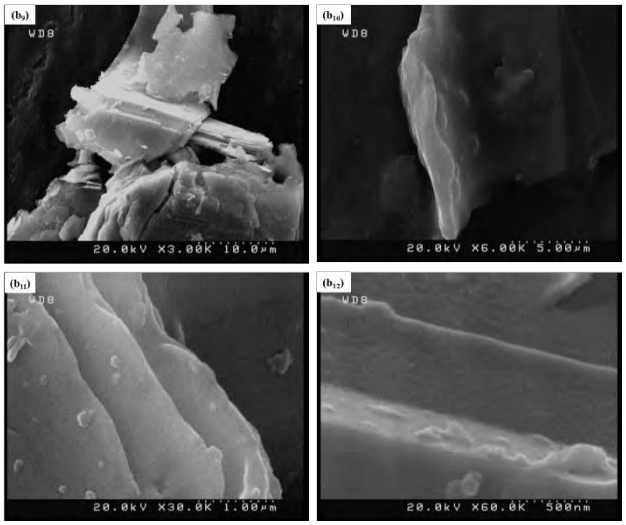


شکل ۲. آزمون FT-IR نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید

به منظور بررسی و مطالعه ریخت‌شناسی سطحی نانوذرات تهیه شده، از آزمون میکروسکوپ الکترونی روبشی استفاده شد. شکل‌های ۳ و ۴ نشان دهنده نتایج حاصل از آزمون FESEM برای نمونه‌ها است. به منظور بررسی هرچه بهتر مورفولوژی، چند نوع تصویر با بزرگ‌نمایی متفاوت (مقیاس ۵۰۰ نانومتر و ۱میکرومتر و ۲ و۱۰ میکرومتر) از هر نمونه تهیه شد. با انجام فرایند اسیدشویی و اکسیداسیون و شوک حرارتی از تصاویر FESEM مشخص است که به خوبی فاصله بین لایه‌ای افزایش یافته و حتی در مواردی وجود تک لایه‌ها دیده می‌شود. همچنین نمونه‌ای که شوک حرارتی دیده است به وضوح فواصل بین لایه‌ای آن افزایش یافته است. در طی عملیات اکسیداسیون، شوک حرارتی و فراصوت، ضخامت لایه‌ها به‌شدت کم شده و به حدود ۱۰۰ نانومتر رسیده است. تصاویر FESEM نمونه‌ها بعد از انجام فرایند اختلاط فراصوت، نشان‌دهنده یک‌سری تغییرات مورفولوژیکی از جمله اندازه صفحات کوچکتر و کاهش ضخامت لایه‌ها است.



شکل ۳. آزمون FE-SEM نمونه خام مولیبدن دی‌سولفاید



شکل ۴. آزمون FE-SEM نمونه نانو صفحات مولیبدن دی‌سولفاید ورقه‌ای شده

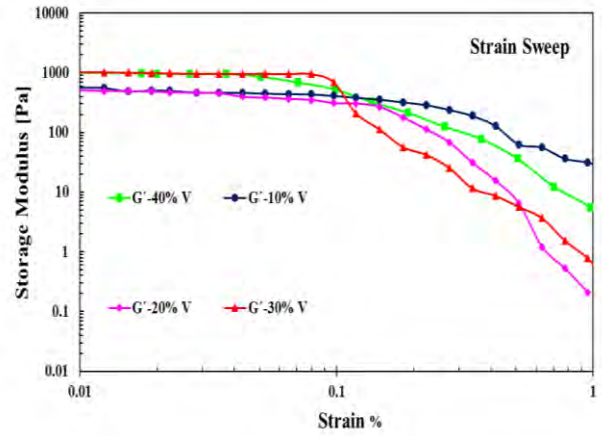
رئومتری

برای مطالعه رفتار رئولوژیکی سوسپانسیون‌ها از آزمون‌های مختلف با استفاده از رئومتر چرخشی استفاده شد که در زیر به صورت جداگانه هر یک از آزمون‌ها بررسی می‌شوند.

جاروب کرنش

به منظور تعیین ناحیه ویسکوالاستیک خطی و تعیین نرخ کرنش برای استفاده در سوسپانسیون‌های ۱۰ تا ۴۰ درصد حجمی دانه‌های شیشه، از آزمون جاروب کرنش استفاده شد و مدول ذخیره بر حسب افزایش نرخ کرنش در نمونه‌های ۱۰ تا ۴۰ درصد تعیین شد. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، با افزایش

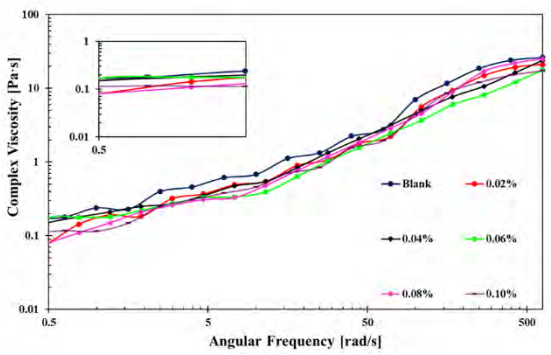
درصد حجمی ذرات شیشه ناحیه خطی ثابت کاهش یافته است. بنابراین، به طور میانگین برای نمونه ۱۰٪ نرخ کرنش ۰٫۱، نمونه ۲۰٪ نرخ کرنش ۰٫۰۸، نمونه ۳۰٪ نرخ کرنش ۰٫۰۶ و برای نمونه ۴۰ درصد حجمی دانه‌های شیشه نرخ ۰٫۰۵ درصد کرنش برای تست جاروب فرکانس به‌دست آمد.



شکل ۵. تغییرات مدول ذخیره بر حسب نرخ کرنش در سوسپانسیون خام ده تا چهل درصد حجمی دانه شیشه‌ای

جاروب فرکانس

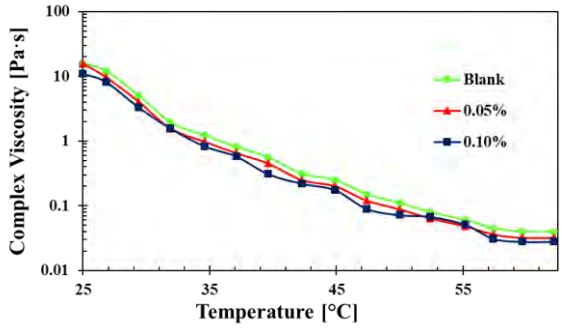
به منظور بررسی تغییرات گرانروی مختلط، مدول ذخیره و اتلافی سوسپانسیون‌ها بر حسب تغییرات فرکانس زاویه‌ای با نرخ کرنش ذکر شده برای نمونه‌های ۱۰ تا ۴۰ درصد حجمی دانه‌های شیشه‌ای از فرکانس ۶۲۸ رادیان بر ثانیه یا ۱۰۰ هرتز تا ۰٫۵ رادیان بر ثانیه یا تقریبا ۰٫۰۵ هرتز آزمون جاروب فرکانس انجام شد (شکل ۶). در نمونه‌های ۱۰ تا ۴۰ درصد حجمی به طور کلی مشاهده شد که با افزایش درصد نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید از ۰٫۰۲ درصد وزنی نسبت به زمینه پلی‌اتیلن گلایکول تا ۰٫۱ درصد وزنی، گرانروی مختلط کاهش می‌یابد. همچنین نمودار تغییرات مدول اتلافی بر حسب تغییرات زاویه‌ای حاکی از این است که با کاهش گرانروی در اثر افزودن نانوذرات در دمای محیط مدول اتلافی با اتلاف انرژی بیشتر شده که این امر خود می‌تواند موجب کاهش گرانروی شود.



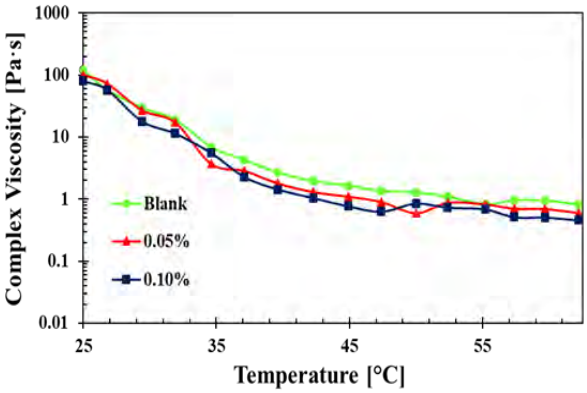
شکل ۶ تغییرات گرانروی پیچیده بر حسب فرکانس زاویه‌ای در سوسپانسیون خام ده درصد حجمی دانه شیشه‌ای فاقد و حاوی نانوصفحات اصلاح شده مولیبدن دی‌سولفاید با مقادیر مختلف

جاروب دما

با استفاده از آزمون جاروب دما تغییرات گرانروی مختلط، مدول ذخیره و اتلافی بر حسب تغییرات هم‌زمان دما و فرکانس، از دمای ۲۷ درجه تا ۶۰ درجه و فرکانس ۱۰۰ تا ۰٫۰۵ هرتز یا ۶۲۸ تا ۰٫۵ رادیان بر ثانیه بررسی شد. نتایج نشان داد که با افزایش دما میزان کاهش گرانروی مختلط افزایش یافته است ولی همچنان تغییرات گرانروی با افزایش درصد نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید ۰٫۰۵ و ۰٫۱ درصد وزنی نسبت به پلی‌اتیلن گلایکول مشخص است. این امر نشان‌دهنده این است که تغییرات دما حداقل تا ۶۰ درجه سانتی‌گراد اثری بر قابلیت این نانوصفحات در کاهش گرانروی نمی‌گذارد. همچنین مدول ذخیره نیز با این تغییرات بررسی شدند که همان‌طور که انتظار می‌رفت با افزایش دما تفاوت چندانی در نمونه‌های دارای نانوصفحات و خام وجود ندارد اما نرخ کاهش مدول ذخیره با افزایش دما به میزان اندکی کاهش یافته است. در مورد مدول اتلافی نتایج حاکی از این است که با افزایش دما همچنان مدول اتلافی در نمونه‌های دارای نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید بیشتر شده است. نمونه‌ای از نتایج به‌دست آمده در مورد سوسپانسیون ۱۰ و ۴۰ درصد حجمی با مقادیر مختلف نانوذره در شکل ۷ و ۸ نشان داده شده است.



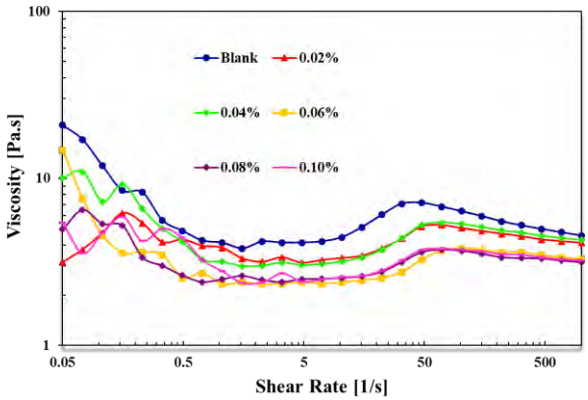
شکل ۷. تغییرات گرانروی پیچیده بر حسب دما در سوسپانسیون خام ده درصد حجمی دانه شیشه‌ای فاقد و حاوی نانوصفحات اصلاح شده مولیبدن دی‌سولفاید



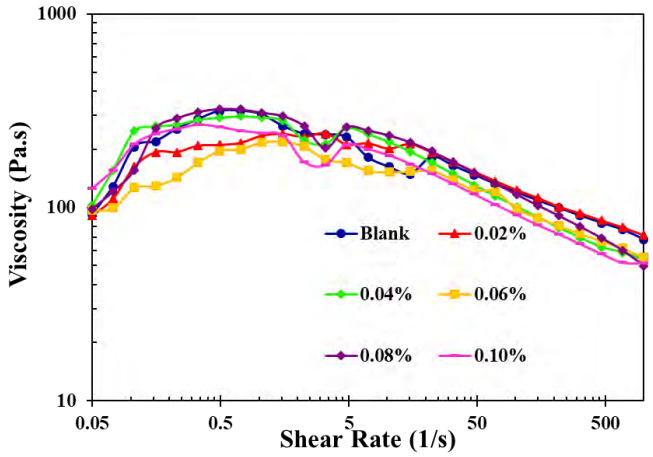
شکل ۸. تغییرات گرانروی پیچیده بر حسب دما در سوسپانسیون خام چهل درصد حجمی دانه شیشه‌ای فاقد و حاوی نانوصفحات اصلاح شده مولیبدن دی‌سولفاید

جریان گرانروی دینامیکی

به منظور بررسی تغییرات گرانروی برشی بر حسب تغییرات نرخ برش آزمون جریان گرانروی دینامیکی گرفته شد. این آزمون در حالت پایا یعنی پس از ۵ ثانیه از قرارگیری نمونه زیر اسپیندل صفحات موازی انجام شد. نتایج حاکی از آن بود که با افزایش درصد نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید تا ۰٫۱ درصد در دمای ثابت ۲۷ درجه سانتی‌گراد، گرانروی دینامیکی کاهش یافته است. این امر با افزایش درصد میکروفیلر یا دانه‌های شیشه‌ای نیز مشاهده می‌شود اما رفتار از سیال نیوتنی به سیال کاهش یابنده گرانروی با افزایش نرخ برش تغییر یافته است. در شکل‌های ۹ و ۱۰،نمودار جریان گرانروی دینامیکی برای نمونه‌های حاوی ۲۰ و ۴۰ درصد دانه شیشه‌ای و مقادیر مختلف نانوذره مشاهده می‌شود.



شکل ۹. تغییرات گرانروی بر حسب نرخ برش در سوسپانسیون خام بیست درصد حجمی دانه شیشه‌ای فاقد و حاوی نانوصفحات اصلاح شده مولیبدن دی‌سولفاید



شکل ۱۰. تغییرات گرانروی بر حسب نرخ برش در سوسپانسیون خام چهل درصد حجمی دانه شیشه‌ای فاقد و حاوی نانوصفحات اصلاح شده مولیبدن دی‌سولفاید

۴-بحث و نتیجه‌گیری

نتایج این پژوهش نشان داد که با مطالعه بر روی سنتز نانوذرات مولیبدن دی‌سولفاید و استفاده از آن‌ها به عنوان یک جامد روان‌کننده از طریق کاهش اصطکاک میان ذرات جامد می‌توان به صورت بالقوه خواص رئولوژیکی و در نتیجه فرایندپذیری سوسپانسیون‌های غلیظ را بهبود بخشید. استفاده از این نانوذره بر روی سوسپانسیون پلی‌اتیلن گلایکول/ دانه‌های

شیشه‌ای در مقیاس کمتر از ۰٫۱ درصد وزنی نسبت به فاز زمینه و بررسی رفتار رئولوژیکی این مخلوط تا ۴۰ درصد حجمی میکروفیلر (φ= 0.68) منجر به کاهش گرانروی مختلط و گرانروی دینامیکی ضمن حفظ خواص الاستیک سوسپانسیون شد. این روان‌سازی با استفاده از افزایش فاصله بین صفحات مولیبدن می‌تواند از طریق کاهش اصطکاک بین ذره‌ای، کاهش فصل مشترک میان زمینه و میکروفیلر و ایجاد پدیده سرخوردگی نانوصفحات مولیبدن دی‌سولفاید ایجاد شود. یکی دیگر از دلایلی که می‌توان برای این پدیده در نظر گرفت، حبس حلال میان فاصله میان نانو ورقه‌های مولیبدن دی‌سولفاید است. به‌طورکلی، نتایج این تحقیق نشان داد که درصورت افزودن نانوذرات مناسب در درصد حجمی مشخص، به سوسپانسیون‌های پلیمری، می‌توان خواص رئولوژیکی این سوسپانسیون‌ها را در راستای افزایش فرایندپذیری آنها تغییر داد.

مراجع

[1] C. Erisken et al., “Modeling and rheology of HTPB based composite solid propellants,” Polym. Compos., vol. 19, no. 4, pp. 463–472, 1998.

[2] S. O. A. Gomez, C. Erisken, L. Yilmazer, F. Pekel, “Mechanical and burning properties of highly loaded composite propellants,” J. Appl. Polym. Sci., vol. 67, no. August, pp. 1457–1464, 1998.

[3] H. Esiyok and M. E. Candarli, “Theoritical and experimental Packing density study of hydroxyl terminated polybutadiene-ammounium percholorate based propellant and its influence on burning rate,” Int. J. Energ. Mater. Chem. Propuls., vol. 13, no. 5, pp. 455–469, 2014.

[4] E. Authority, “ATK Space Propulsion Products Catalog,” vol. 4, no. 8, 2008.

[5] Shusser, M., Composite rocket propellants. Wiley Encyclopedia of Composites, 2012.

[6] H. Keizers, et al. “Modelling of composite propellant properties,” 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Huntsville, AL, USA, 17-19 July, 2000.]7[A. R. Studart, E. Amstad, and L. J. Gauckler, “Colloidal Stabilization of Nanoparticles in Concentrated Suspensions,” Langmuir 23 (3), pp. 1081-1090, 2007.

[8] A. R. Studart, E. Amstad, M. Antoni, L. J. Gauckler, “Rheology of Concentrated Suspensions Containing Weakly Attractive Alumina Nanoparticles,” Journal of the American ceramic society, Vol. 89, 8, pp. 2418-2425, 2006.

[9] J. E. Aristizábal-Fontal, F. B. Cortés, C. A. Franco, “Viscosity reduction of extra heavy crude oil by magnetite nanoparticle-based ferrofluids, adsorption science and technology,” vol 36, 1-2, pp. 23-45, 2018.

[10] S. Shahnazar, S. Bagheri S. Bee and A. Hamid, “Enhancing lubricant properties by nanoparticle additives,” International Journal of Hydrogen Energy,” vol 41, 4, pp. 3153-3170, 2016.

[11] B. S. Ajay Vardhaman, M. Amarnath, J. Ramkumar K. Mondal, “Enhanced tribological performances of zinc oxide/MWCNTs hybrid nanomaterials as the effective lubricant additive in engine oil,” Materials Chemistry and Physics, vol 253, 123447, 2020.

[12] A. S. Prashant and C. Mamatha, “A review on tribological performance of lubricants with nanoparticles additives,” materials today proceedings, vol 25, pp. 586-591, 2020.

[13] D. A. Voiry, and M. Chhowalla, “Metallic IT phase MoS_2 nanosheets as supercapacitor electrode materials,” Nat. Nanotechnol., vol. 10, no. 4, pp. 313–8, 2015.

[14] Z. H. Khan, A. Kumar, S. Husain, and M. Husain, “Introduction to Nanomaterials,” Advances in Nanomaterials, New Delhi, Springer India, pp. 1-23, 2016.

[15] Z. Wang, Y. Zhang, M. Liu, A. Peterson, and R. Hurt, “Oxidation suppression during hydrothermal phase reversion allows synthesis of monolayer semiconducting MoS_2 in stable aqueous suspension”, Nanoscale, 9, pp. 5398-5403, 2017.

[16] R. N. Bolster, I. L. Singer, J. C. Wegand, S. Fayeulle and C. R. Gossett, “Preparation by ionbeam-assisted deposition, analysis and tribological behavior of MoS_2 films,” Surf. Coatings Technol., vol. 46, no. 2, pp. 207-216, 1991.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 97-111
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.323058.1044

Article Info

Received: 2022-1-4
Accepted: 2022-2-14

Keywords

Fluid layer;
Monopropellant thruster;
Spray cone; Injector
internal geometry;
Pressure-swirl injector

Design and Analysis of Pressure- Swirl Fuel Injector with Full-Cone Spray for Catalytic Thruster

Hadiseh Karimaei [*,1]

1,*. Ari, karimaei@ari.ac.ir, Corresponding author

Abstract

The monopropellant thrusters of the situation control system are a requirement for the development and application of satellites and space capsules in space, which are high-tech and expensive. In this paper, the design and simulation of a pressure- swirl injector with full-cone spray as a fuel injector of a monopropellant thruster are presented. For this injector, internal flow simulation was performed in order to predict its output flow characteristics including spray cone angle, output velocity distribution, mass flow rate, spray pattern, etc. For this purpose, VOF fluid volume method is used and the flow turbulence is simulated using the k-eps model. This type of injector is actually a combination of straight flow injector and swirl flow injector. Jet straight flow in the center of the injector and swirl flow along the injector wall are flowed. Both flow regimes are combined in the swirl chamber and the spray is formed as a full-cone. If the ratio of the outlets is selected correctly, the radial and environmental distribution of the liquid jet will be uniform. This injector is preferred to the capillary type (straight flow) and the swirl type. The pressure-swirl injector spray angle is larger than the capillary type, which improves the coverage of the catalyst bed, at the same time, spray angle is not as large as the swirl injector, which enlarges the radial dimensions of the decomposition chamber. Based on the results, it was ensured that the injector provides the desired mass flow rate (about 5.8 gr/s) at a certain design pressure difference (3 bar) and determines a suitable spray pattern. It also provides the desired spray angle (about 35°).

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۹۷-۱۱۱
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.323058.1044

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۰/۱۴

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۲۵

واژه‌های کلیدی

لایه سیال، رانشگر تک‌مولفه‌ای، مخروط اسپری، هندسه داخلی انژکتور، انژکتور فشاری-پیچشی.

طراحی و تحلیل انژکتور سوخت‌پاش فشاری-پیچشی با اسپری توپر برای رانشگر کاتالیستی

حدیثه کریمایی [1*]

۱،*. استادیار، گروه علوم فضایی، پژوهشگاه هوافضا، karimaei@ari.ac.ir (نویسنده مسئول)

چکیده

رانشگرهای تک‌مولفه‌ای سیستم کنترل وضعیت، یک نیاز برای توسعه و کاربردی‌سازی ماهواره‌ها و کپسول‌های فضایی هستند که از فناوری بالا و گران‌قیمتی نیز برخوردارند. در این مقاله، طراحی و محاسبات یک انژکتور فشاری- پیچشی با اسپری مخروطی توپر به عنوان انژکتور سوخت یک رانشگر تک‌مولفه‌ای کم‌پیشران، ارائه شده است. برای این انژکتور، شبیه‌سازی جریان داخلی به منظور پیش‌بینی مشخصه‌های جریان خروجی آن شامل زاویه مخروط پاشش، توزیع سرعت خروجی، دبی جرمی، الگوی پاشش و غیره انجام گرفته است. بدین منظور، از روش حجم سیال VOF استفاده شده و آشفتگی جریان نیز با استفاده از مدل k-ε شبیه‌سازی شده است. این نوع انژکتور، در واقع ترکیبی از انژکتور جریان مستقیم و انژکتور گریز از مرکز است. جریان مستقیم در مرکز انژکتور و جریان پیچشی در کنار دیواره انژکتور جریان دارد. اگر نسبت دهانه‌های خروجی به درستی انتخاب شود، توزیع شعاعی و محیطی جت مایع یکنواخت می‌شود. این انژکتور برای سامانه‌های کم‌پیشران نسبت به نوع کاپیلاری (جریان مستقیم) و جریان پیچشی ارجحیت دارد. زیرا هم چتر پاشش مخروطی توپر و بزرگتری نسبت به نوع جریان مستقیم دارد که پوشش‌دهی کاتالیست را بهتر می‌کند، در عین حال چتر پاششی که ایجاد می‌کند به بزرگی انژکتور جریان پیچشی نیست که ابعاد شعاعی محفظه را بزرگ کند. با بررسی نتایج، این اطمینان حاصل شد که انژکتور طراحی شده، دبی جرمی مورد نظر (حدود ۵/۸ گرم بر ثانیه) را در اختلاف فشار معین طراحی (۳ بار نسبی) تامین می‌کند و الگوی پاشش مناسبی رقم می‌زند. همچنین زاویه پاشش مورد نظر (حدود ۳۵ درجه) نیز توسط آن تامین می‌شود.

۱- مقدمه

میکرورانشگرهای تک‌مولفه‌ای، بهترین گزینه برای تصحیح و انتقال مداری ماهواره‌ها هستند. به همین منظور، آن‌ها به طور گسترده‌ای در سفینه‌های فضایی برای ماموریت‌های مختلف استفاده می‌شوند. ماهواره‌ها برای اهداف مختلفی از قبیل تزریق ماهواره به مدار ماموریت، جبران نیروی کششی، افزایش و کاهش سرعت ماهواره و کنترل سه محور نیاز به میکرورانشگرها دارند. هیدرازین، به عنوان پرمصرف ترین سوخت میکرورانشگرها شناخته می‌شود. ضربه ویژه (Isp) هیدرازین حدود ۲۰٪ بیشتر از پراکسید هیدروژن است. میکرورانشگرهای تک مولفه‌ای هیدرازینی به دلیل قابلیت راه‌اندازی مجدد نامحدود و قابلیت اطمینان بالا، کاربرد زیادی دارند [1,2]. انژکتور یکی از عناصر اصلی میکرورانشگر است و عملکرد میکرورانشگر تحت تاثیر آن است. عملکرد اصلی انژکتور، پاشش مناسب سوخت و در نتیجه جذب آن در گرانول‌های کاتالیزور است. پاشش سوخت در میکرورانشگرها باید تمام سطح مقطع بستر را بپوشاند تا کارایی تجزیه افزایش یابد. یکی از مهمترین عوامل به منظور بهبود تجزیه هیدرازین در میکرورانشگرها، توزیع مناسب و یکنواخت اندازه قطرات هیدرازین در محفظه تجزیه است [3].

شانکار[1] و همکاران [4,5] یک میکرورانشگر هیدرازینی ۱۰ نیوتنی را بررسی کردند. انژکتور استفاده شده توسط آن‌ها از نوع انژکتور کاپیلاری[2] یا جریان مستقیم[3] بود. این نوع انژکتور ساده‌ترین نوع انژکتور است و به دلیل سادگی ساخت، به صورت گسترده مورد استفاده قرار گرفته است. یکی از نقاط ضعف انژکتورهای جریان مستقیم، زاویه پاشش کوچک آن‌ها است که موجب می‌شود انژکتور کل محفظه تجزیه را پوشش ندهد. هینکل[4] و همکاران [6]، یک میکرورانشگر هیدرازینی ۳۵ نیوتنی را مطالعه کردند. آن‌ها برای سیستم پاشش سوخت از یک صفحه انژکتور کاپیلاری هفت سوراخه برای پاشش هیدرازین استفاده کردند. آرایش صفحه انژکتور به این صورت است که یک انژکتور در وسط و بقیه انژکتورها در اطراف قرار دارند. بر اساس مطالعات آن‌ها، پاشش هیدرازین به داخل محفظه تجزیه به خوبی صورت گرفته و مشخصه‌های مورد نیاز میکرورانشگر توسط این صفحه انژکتور تامین می‌شود. فرانکن[5] و همکاران [7] یک رانشگر ۱ نیوتنی با سوخت آب اکسیژنه را بررسی کردند. آن‌ها در این طراحی به منظور پاشش آب اکسیژنه به داخل محفظه کاتالیستی از انژکتور کاپیلاری استفاده کردند.

حسینعلی‌پور و همکاران [8,9]، جریان داخلی انژکتورهای مختلف را بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که توزیع مناسب پاشش انژکتور به هندسه داخلی آن وابسته است. کریمائی [10] یک انژکتور گریز از مرکز را با دو ورودی مماسی به عنوان انژکتور یک میکرورانشگر تک مولفه‌ای هیدرازینی ۱۰ نیوتونی را طراحی و شبیه‌سازی کرد. جریان داخل انژکتور به منظور پیش‌بینی مشخصه‌های جریان خروجی و اطمینان از شکل‌گیری حفره گاز درون آن شبیه سازی شد. وی نتیجه گرفت که دبی جرمی مورد نیاز میکرورانشگر (۵ گرم بر ثانیه) در اختلاف فشار معین طراحی توسط انژکتور تامین می‌شود و حفره هوا داخل انژکتور تا انتهای آن تشکیل می‌شود. کریمائی و همکاران [11] برای طراحی میکرورانشگر تک‌مولفه‌ای هیدرازینی ۱۰ نیوتونی از یک انژکتور جریان پیچشی با ورودی‌های مماسی و مخروط اسپری توخالی با زاویه متوسط استفاده کردند. آن‌ها نتیجه گرفتند که انژکتور طراحی شده قابلیت تامین دبی جرمی مورد نیاز میکرورانشگر را دارد.

عبدالحمید[6] و همکاران [12] در یک مطالعه تجربی از انژکتور فشاری- پیچشی[7] برای پاشش سوخت در محفظه تجزیه یک میکرورانشگر استفاده کردند. آن‌ها پارامترهای هندسی مختلف انژکتور را در فشارهای مختلف مورد بررسی قرار داده و بهینه‌ترین حالت را معرفی نمودند. نادا[8] و همکاران [13] تاثیر استفاده از انژکتورهای مختلف را بر روی عملکرد یک میکرورانشگر هیدرازینی بررسی کردند. به همین منظور، آن‌ها دو نوع انژکتور شامل یک انژکتور جریان مستقیم و دیگری انژکتور فشاری-پیچشی را مطالعه کردند. به منظور بهینه‌سازی پارامترهای هندسی انژکتور، نمودارهای طراحی انژکتور توسط آن‌ها معرفی شد. آن‌ها بیان کردند که انژکتور فشاری- پیچشی

1 Shankar
2 Capillary
3 Straight Injection
4 Hinckel
5 Franken
6 Hamid AHA
7 Pressure swirl injector
8 Nada

گزینه مناسب‌تری برای رانشگرهای تک‌پایه است ولی در عین حال، روش ساخت پیچیده‌تری دارد. انژکتورهای فشاری- پیچشی، مزایای انژکتور جریان مستقیم و انژکتور گریز از مرکز را با هم دارند به این صورت که زاویه پاشش مناسب بوده و چتر پاشش نیز توپر است که برای پاشش در محفظه‌های تجزیه میکروموتورها بسیار مناسب است. علاوه‌بر این، دبی جرمی قسمت مرکزی انژکتور با چتر پاشش توخالی برابر با صفر است که موجب می‌شود پاشش هیدرازین در محفظه به صورت یکنواخت صورت نگرفته و قسمت مرکزی محفظه را شامل نشود ولی با این نوع انژکتور قسمت مرکزی بستر نیز خوب پوشش‌دهی می‌شود [14].

در این مقاله، روند طراحی انژکتور سوخت یک میکرورانشگر تک‌مولفه‌ای کاتالیستی هیدرازینی ۱۰ نیوتنی ارائه شده است. این انژکتور از نوع انژکتور فشاری- پیچشی است. انژکتور فشاری- پیچشی، ترکیبی از انژکتور جریان مستقیم و انژکتور گریز از مرکز است. جریان مستقیم در مرکز انژکتور و جریان پیچشی در کنار دیواره انژکتور جریان دارد. هر دو رژیم جریان در محفظه چرخش با یکدیگر ترکیب شده و چتر پاشش به صورت مخروطی توپر در نازل تخلیه انژکتور تشکیل می‌شود. اگر نسبت دهانه‌های خروجی به درستی انتخاب شود، توزیع شعاعی و محیطی جت مایع یکنواخت می‌شود. انژکتورهای فشار متوسط فشاری- پیچشی با ایجاد اسپری به صورت مخروط توپر برای اسپری سیال‌های مختلف در بسیاری از صنایع کاربرد دارد. افزایش سطح موثر تماس قطرات با گاز محیط موجب افزایش نرخ انتقال حرارت و بهبود اختلاط و تبخیر می‌شود. در این پژوهش، ابتدا مدل‌سازی و سپس تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی برای انژکتور انجام شد و مشخصه‌های لایه سیال خروجی از آن استخراج شد. هدف از مدل‌سازی جریان داخلی انژکتور در مقاله حاضر، اطمینان از تامین مشخصه‌های مورد نیاز است. در تکرارهای طراحی[1] مختلف، امکان ساخت و آزمایش‌کردن انژکتور وجود ندارد و اصولاً پس از نهایی کردن طراحی، انژکتور ساخته می‌شود و در آزمایشگاه آزمایش می‌شود. به همین دلیل، تحلیل عددی می‌تواند در مراحل طراحی بسیار کمک‌کننده باشد و به اصلاح طراحی کمک کند. سپس در ادامه پژوهش حاضر، طراحی و شبیه‌سازی صفحه انژکتور جریان مستقیم مورد بررسی قرار می‌گیرند و نتایج مشخصه‌های مورد نیاز ارائه می‌شود. طراحی این انژکتور برای یک تراستر تک مولفه‌ای ساخته شده با هدف بومی‌سازی در ایران انجام شده است که قبلا انژکتور آن از نوع جریان پیچشی ساخته شده بود.

۲- اصول طراحی انژکتور فشاری- پیچشی

پارامترهای اساسی طراحی انژکتور شامل موارد زیر است که عملکرد بهینه انژکتور توسط آن‌ها تعیین می‌شود. این پارامترها عبارت‌اند از [15]:

۱. دبی خروجی از انژکتور:

$$\dot{m}_{\varphi D} = \mu_{\varphi} F_c \sqrt{2 \Delta p_{\varphi} \rho_*} \quad (۱)$$

که در آن $\dot{m}_{\varphi D}$ دبی واقعی انژکتور، μ_{φ} ضریب دبی، F_c سطح مقطع نازل انژکتور، Δp_{φ} اختلاف فشار دو طرف انژکتور و ρ_* چگالی سیال عامل است.

۲. ضریب دبی انژکتور:

$$\mu_{\varphi} = \frac{\dot{m}_{\varphi D}}{\dot{m}_{\varphi I}} \quad (۲)$$

که در آن $\dot{m}_{\varphi I}$ دبی ایده‌آل انژکتور است. مقدار ضریب دبی انژکتور از نسبت دبی عملی خروجی از انژکتور به دبی ایده‌آل خروجی (سطح مقطع پر از سیال) به‌دست می‌آید که همواره کوچکتر از ۱ است. از طرفی مقدار دبی ایده‌آل خروجی از انژکتور برابر با حاصل‌ضرب سرعت تئوری خروجی سیال (W_T) در چگالی سیال در سطح مقطع نازل انژکتور است.

$$W_T = \sqrt{\frac{2 \Delta p_{\varphi}}{\rho_*}} \quad (۳)$$

1Design Iteration

۳. اختلاف فشـــار بین دو ســـر انژکتور (ΔP_{φ}) یکی از پارامترهای مهم طراحی است که مقدار آن برای انواع انژکتور متفاوت است.

$$\Delta p_{\varphi} = p_{BX} - p_B \qquad (۴)$$

در رابطه (۴)، p_{Bx} فشار سیال در راهه ورودی و p_B فشار در ســـمت خروجی اســـت. این مقدار تعیین‌کننده دبی خروجی از انژکتور اســـت. به همین ترتیب، مشـــخصـــات انژکتور (ســـرعت خروجی ســـیـــال، دبی جرمی جریان، ضـــریب دبی و زاویه چتر پاشش) تابعی از اختلاف فشار بین دو طرف انژکتور است.

۴. زاویه چتر پاشـــش (α)، تابعی از اختلاف فشـــار اســـت و برای انژکتورهای جریان مستقیم صنعتی بین ۳۰ تا ۸۰ درجه است.

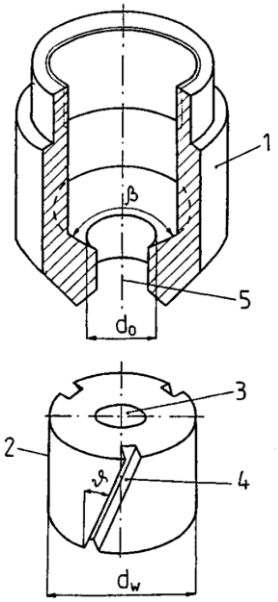
انژکتور فشـــاری- پیچشـــی از دو قســـمت از جمله بدنه و بخش پیچشـــی جریان تشـــکیل شـــده اســـت. شکل(۱) [3] نمایی از این انژکتور را نشـــان می‌دهد. بخش پیچشـــی جریان معمولا به شکل استوانه‌ای است. این استوانه دارای یک کانال محوری برای جریان بدون چرخش و شیارهای تولید کننده جریان پیچشی است. قطر بخش پیچشـــی d_w بســـتـــه بـــه قطر دهانه نازل خروجی d_0 از جدول(۱) تعیین می‌شـــود. محفظه چرخش (محفظه اختلاط دو رژیم جریان) بین بخش پیچشـــی و نازل خروجی قرار دارد. زاویه مخروطی محفظه چرخش (β) در بیشتر موارد ۶۰ تا ۱۲۰ درجه اســـت. سطح مقطع شیارهای بخش پیچشی، به صورت مستطیلی یا مربعی اســـت. این شـــیارها با زاویه ν نسبت به جهت محور قرار گرفته‌اند. ماشـــین‌کاری شـــیارها و بدنه نســـبتا ساده است. معمولا بیشـــینه تعداد شـــیارها سه عدد است. بر اساس جدول (۲)، زاویه شیب شیارها بر زاویه پاشش α تأثیرگذار است. همچنین، بیشینه زاویه شـــیب شـــیارها برابر با ۳۰ درجه اســـت. معمولا انژکتورها با بخش پیچشـــی ســـیال اســـتوانه‌ای برای تامین دبی جریان پایین کاربرد دارند. آن‌ها زاویه پاشش نسبتا کمی دارند و بیشینه مقدار آن برابر با ۸۰ درجه اســـت. از مزایای این انژکتورها، ســـادگی در طراحی و امکان جایگزینی بخش پیچشـــی است. به همین دلیل، آن‌ها بیش از ســـایر انژکتورهای فشـــاری- پیچشـــی کاربرد دارند. عیب آن‌ها احتمال گرفتگی شیارها است [3].

جدول ۱. تعیین قطر بخش پیچشی dw بسته به قطر دهانه نازل خروجی d0 [3]

d_0 [mm]	<۲	۱۵-۲	<۱۵
d_w [mm]	۱۵	۳۰	d_0 ۲

جدول ۲. زاویه شیب شیار بر حسب زاویه پاشش [3]

α [deg]	۳۰	۵۰-۳۰	۷۵-۵۰	<۷۵
ν [deg]	۱۰	۱۵	۲۵	۳۰



شکل ۱. انژکتور فشاری- پیچشی. ۱- بدنه، ۲- بخش پیچشی جریان، ۳- دهانه ورودی محوری، ۴- شیارها، ۵- دهانه نازل [3]

همان‌طور که بیان شـــد، چتر پاشش ایجاد شده توسط انژکتور فشاری- پیچشی به صورت توپر است. بر همین مبنا، این انژکتور گزینه مناسبی برای سیستم پاشش سوخت در میکرورانشگرهای تک‌مولفه‌ای اســـت زیرا چتر پاشـــش توپر تمام محفظه تجزیه را درگرفتـــه و موجب افزایش تجزیه هیدرازین می‌شـــود. بر همین اســـاس، انژکتور فشـــاری- پیچشـــی از نوع بخش پیچشـــی جریان اســـتوانه‌ای برای ســـامانه پاشـــش میکرورانشـــگر تک‌مولفه‌ای ۱۰ نیوتنی انتخاب شد. تعداد شیارهای بخش پیچشی جریان انژکتور

برابر با سه عدد انتخاب شد تا از حیث تقارن مخروط پاشش نیز مشکلی پیش نیاید. انژکتور فشاری- پیچشی مورد نظر بر اساس معلومات جدول (۳) طراحی می‌شود. در خصوص تعیین مقدار دبی جرمی باید گفت، با توجه به اینکه ضربه ویژه (ایمپالس) هیدرازین و همچنین نیروی پیشران، مشخص هستند، می توان مقدار دبی جرمی تزریق سوخت را محاسبه نمود. مقدار دبی جرمی از رابطه (۵) به‌دست می‌آید [15]:

$$\dot{m} = \frac{F^{(kg)}}{I_S^{(s)}} \qquad (۵)$$

دبی جرمی مورد نیاز میکرورانشگر برابر با ۵ گرم بر ثانیه است. با استفاده از رابطه فوق، مقدار دبی جرمی انژکتور با لحاظ ۱۵٪ حاشیه اطمینان طراحی و ساخت، معادل ۰٫۰۰۵۷ کیلوگرم بر ثانیه محاسبه شد.

جدول ۳. معلومات طراحی انژکتور

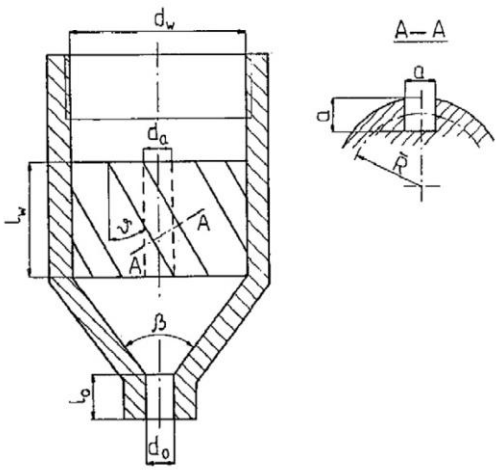
ویسکوزیته دینامیکی مایع (kg/m.s)	ویسکوزیته سینماتیکی مایع (m^2/sec)	چگالی سوخت (kg/m^3)	دبی جرمی (kg/s)
۰٫۰۰۰۹	۰٫۰۰۰۰۰۱	۱۰۲۱	۰٫۰۰۵۷

با انجام این مراحل، انژکتور جریان پیچشی یک پایه مورد نظر بر اساس معلومات جدول (۳) طراحی شد و تغییرات فاکتورهای مهم طراحی برای بهینه‌سازی در محدوده مجاز توسط طراح انجام شد. مجهولات کلیدی در طراحی این انژکتور، که به کمک روش فوق محاسبه شده‌اند، در جدول (۴) نشان داده شده است. این انتخاب با درنظر گرفتن مناسب‌ترین اختلاف فشار دو سر انژکتور معادل ۳ بار، در نظر گرفتن ملاحظات هندسی و ساخت انژکتور، مقدار دبی جرمی که باید توسط این انژکتور تزریق شود و همچنین سرعت متوسط مناسب پاشش سیال از خروجی انژکتور بر روی بستر کاتالیستی صورت گرفته است. در قسمت پیچشی جریان انژکتور، سه شیار و یک ورودی محوری انتخاب شد.

۳- شبیه‌سازی انژکتور فشاری- پیچشی

سطح مشترک بین یک مایع و یک گاز به اصطلاح سطح آزاد[1] نامیده می‌شود. در پدیده پاشش یک سوخت مایع و پودرشدن آن،

جدول ۴. مشخصات هندسی انژکتور طراحی شده



پارامتر	مقدار	واحد
a	۰٫۲۸	[mm]
Lw	۱	[mm]
da	۰٫۴	[mm]
β	۱۲۰	[deg]
l0	۱	[mm]
dw	۴	[mm]
v	۱۵	[deg]
d0	۰٫۷	[mm]

مرز بین لایه مایع و هوا یک سطح آزاد است. بنابراین، باید از روش‌های عددی مخصوص بررسی سطح آزاد بین مایع و گاز استفاده کرد. خصوصیات دو فاز که در اینجا سوخت مایع و هوا است به نرم‌افزار داده می‌شود. برای حل جریان و یافتن سطح آزاد بین دو فاز، از روش حجم سیال (VOF)[2] استفاده شد و به منظور مدل‌کردن آشفتگی از مدل K-ε استفاده شد. در روش حجم سیال، اگر نسبت حجمی هر سیال (q^{th}) را f_q بنامیم، سه حالت مختلف می‌تواند وجود داشته باشد [5]: برای سلول خالی از سیال q^{th} ، سلول پر از سیال q^{th} و سلول شامل سطح آزاد

1 Free surface

2 Volume of fluid

برای سیال q^{th}، به ترتیب $f_q=0$ ، $f_q=1$ و $0\langle f_q \langle 1$ صادق است. بر اساس این مقدار از f_q، خواص و پارامترهای مختلف در هر سلول از حوزه حل مشخص می‌شوند. این مدل در واقع یک روش ردیابی سطح[1] است که به شبکه‌بندی ثابت (اویلری) اعمال می‌شود. این روش برای دو یا چند سیال (فاز) مخلوط نشدنی، که فصل مشترک آن‌ها جداگانه است، اعمال می‌شود. دنبال کردن سطح آزاد بین فازهای مختلف با حل یک معادله پیوستگی برای فازهای مختلف صورت می‌گیرد که در انتها برای هر سلول باید شرط زیر برقرار باشد [9]:

$$\sum_{q=1}^{n} f_q = 1 \qquad (۶)$$

معادلات حاکم روش حجم سیال به این صورت است که یک مجموعه از معادلات مومنتوم توسط سیال‌های تشکیل‌دهنده جریان دوفازی به شراکت گذاشته می‌شوند و سهم حجمی هر کدام از سیالات در هر یک از سلول‌های محاسباتی ردگیری می‌شوند. در روش VOF، برای کل حوزه حل یک معادله مومنتم حل می‌شود و سپس با استفاده از حوزه سرعت به دست آمده، مقادیر سرعت در هر فاز مشخص می‌شود [11]:

$$\begin{aligned} &\nabla.v=0 \\ &\rho(F)\left(\frac{\partial v}{\partial t}+v.\nabla.v\right)= \\ &-\nabla P+\rho(F)g+\nabla.\left[\mu(F)\left(\nabla v+(\nabla v)^T\right)\right] \\ &+F_S \end{aligned} \qquad (۷)$$

همان‌طورکه مشخص است، این معادله مومنتم شامل متغیرهای نسبت حجمی سیالات نمی‌شود و تنها از طریق چگالی و لزجت از این مقادیر تأثیر می‌پذیرد. در واقع، در حل معادلات حاکم، به منظور تعیین مشخصات سیال در سلول‌های نیمه‌پر نظیر سلول‌های شکل (۲) بر اساس مقدار F به‌دست آمده در آن سلول مشخصات محاسبه شده و در معادلات جایگزین می‌شود. پس از به‌دست آمدن مقادیر سرعت با استفاده از معادله مومنتم، بر اساس تعریف مسئله صورت گرفته سایر مقادیر اسکالر (نظیر f، κ،ε) به‌دست می‌آیند. خصوصیات محلی سیال به صورت زیر است [10]:

$$\begin{aligned} \rho(F)&=\rho_l F+\rho_g(1-F) \\ \mu(F)&=\mu_l F+\mu_g(1-F) \end{aligned} \qquad (۸)$$

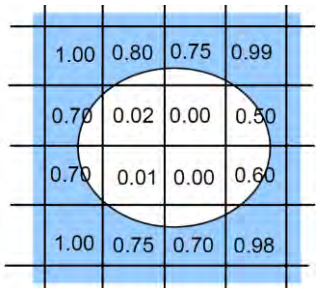
نیروی سطحی پیوسته به صورت زیر است:

$$F_S=\sigma\frac{\rho\kappa n}{1/2(\rho_G+\rho_L)} \qquad (۹)$$

که k انحنای محلی و n بردار نرمال واحد است.

$$\kappa=\nabla.\hat{n},\quad \hat{n}=n/|n|,\quad n=\nabla F \qquad (۱۰)$$

حرکت فصل مشترک متحرک توسط حل معادله جابه‌جایی[2] F به‌صورت زیر است [11]:



شکل (۲): وضعیت سلول‌ها در تحلیل VOF- پر، نیمه‌پر و خالی

$$\frac{\partial F}{\partial t}+v.\nabla F=0 \qquad (۱۱)$$

حال به بررسی مدل آشفتگی می‌پردازیم. در اینجا به طور خاص مدل k-ε RNG بیان می‌شود. در این روش، آشفتگی جریان بر اساس یک تکنیک آماری دقیق به کمک روابط ریاضی به‌دست می‌آید. معادلات حاکم در این مدل به صورت روابط زیر است:

1 Surface-tracking technique

2 Advection Equation

معادلهٔ K:

$$\rho\frac{Dk}{Dt}=\frac{\partial}{\partial x_i}\left[\alpha_k\mu_{eff}\frac{\partial k}{\partial x_i}\right]+G_k-\rho\varepsilon \qquad (۱۲)$$

معادلهٔ ε:

$$\rho\frac{D\varepsilon}{Dt}=\frac{\partial}{\partial x_i}\left[\alpha_\varepsilon\mu_{eff}\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}\right]+C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}\left(G_k+G_{3\varepsilon}\right)-C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k}-R \qquad (۱۳)$$

که μ_{eff} لزجت مؤثر گردابه‌ای است. مقادیر اعداد پرانتل آشفتگی $\alpha_\varepsilon,\alpha_k$ ، از فرمول‌های تحلیلی به‌دست می‌آیند. ترم R اضافه شده به معادلهٔ ε در مدل RNG نسبت به مدل حالت استاندارد، با اصلاح محاسبهٔ لزجت گردابه‌ای باعث اصلاح این معادله در نواحی‌ای که نرخ کرنش زیاد (جریان‌های با سرعت بالا) است، می‌شود.

شکل (۳) هندسه شبکه‌بندی شده انژکتور را نشان می‌دهد. فضایی به‌صورت یک نیم‌کره به‌عنوان فضای تخلیه نازل درنظر گرفته شده است تا اثر پایین‌دست نیز در مدل لحاظ شده باشد. مرزهای نیم‌کره‌ای که به عنوان فضای بیرون در نظر گرفته شده است، طوری انتخاب شده است که آثار مرزها بر میدان حل ناچیز باشد. مدل‌سازی سه‌بعدی هندسه نازل و شبکه‌بندی آن در نرم‌افزار ورک‌بنچ[1] انجام گرفته است. معادلات حاکم (ناویر-استوکس) توسط نرم‌افزار انسیس فلوئنت[2] ۱۹ حل شدند. شرایط مرزی بدین صورت است که در مرز خروجی (محیط اطراف) اختلاف فشار صفر منظور شده است. در ورودی، شرط مرزی فشار لحاظ شده است. در دیواره‌ها، شرط مرزی دیواره با شرط عدم لغزش به کار رفته است. تحلیل به‌صورت هم‌دما انجام شده و از معادله انرژی صرف‌نظر شده است. جریان به صورت سه‌بعدی، پایا، آشفته و تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شد. برای حل از حل‌گر فشار- مبنا[3] استفاده شد و معادلات مومنتوم و پیوستگی به طور پی‌درپی حل شدند. برای وابسته کردن میدان سرعت و فشار، الگوریتم سیمپل سی[4] انتخاب شد. این الگوریتم در بین خانواده روش‌های سیمپل[5] عملکرد بهتری دارد. برای میان‌یابی فشار، روش پرستو[6] به‌کار گرفته شد، چون استفاده از این روش به پایداری جریان و روند همگرایی آن کمک می‌کند. معادلات مومنتوم، کسر حجمی سیال و معادلات آشفتگی برای دقت بالاتر همگی با روش کوئیک گسسته‌سازی شدند. معادلات ناویر استوکس به صورت تراکم ناپذیر، پایا و سه‌بعدی حل شده و از معادله انرژی صرف‌نظر شده است. نرم‌افزار فلوئنت برای حل معادلات انتگرالی بقای جرم، ممنتوم و کمیت‌های دیگری نظیر توربولانس از روش حجم کنترل استفاده می‌کند، که به وسیله شبکه‌های محاسباتی که در نرم‌افزارهای تولید شبکه‌بندی ایجاد می‌شوند، محیط به حجم کنترل‌هایی گسسته می‌شود. از معادلات اساسی در حجم‌های کنترل مجزا برای تولید معادلات جبری متغیرهای وابسته گسسته شده مثل سرعت و فشار، انتگرال‌گیری می‌شود. سپس معادلات گسسته شده را خطی کرده برای به‌دست آوردن مقادیر متغیرها، حل دسته معادلات خطی شده انجام می‌گیرد.

استقلال از شبکه برای این هندسه بررسی شد و در نهایت نتیجه گرفته شد که تعداد ۴۲۰ هزار سلول محاسباتی در حوزه حل کافی است. در واقع، با ریز کردن مش به بیش از این تعداد، تغییری در پاسخ حاصل نشد، از این‌رو، تعداد ۴۲۰ هزار مش در دامنه حل نهایی شد. این بررسی برای پارامترهای مهم مورد بررسی (سرعت متوسط پاشش و دبی جرمی خروجی در دهانه انژکتور) در جدول (۵) نشان داده شده است. صحه‌گذاری این روش حل عددی قبلاً در مراجع [8] و [9] توسط نویسنده انجام شده است.

1 Work bench
2 Ansys Fluent
3 Pressure-based
4 SimpleC
5 Simple
6 Presto

۴- نتایج تحلیل انژکتور فشاری- پیچشی

به منظور در نظر گرفتن تاثیر پارامترهای هندسی بر مشخصه‌های جریان خروجی از انژکتور نظیر ضخامت لایه سیال

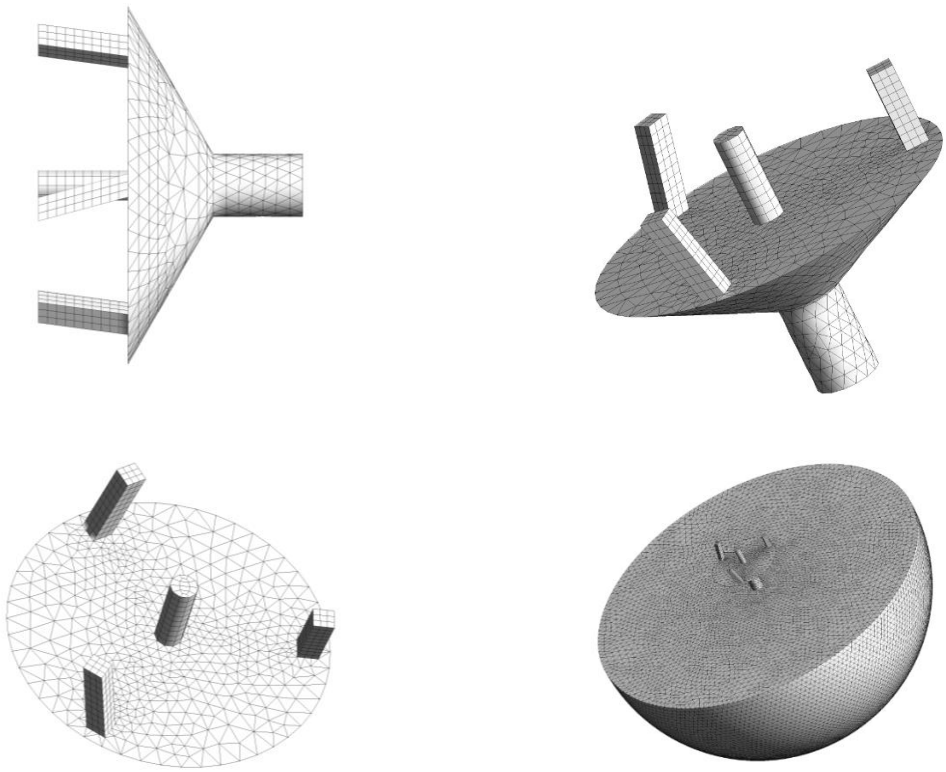
جدول ۵. بررسی استقلال شبکه محاسباتی (مش) از حل عددی در خط شعاعی دهانه نازل تخلیه انژکتور

ردیف	تعداد المان	سرعت متوسط [m/sec]	دبی جرمی [kg/sec]
۱	۱۱۵۳۶۵	۱۴,۱۲	۰,۰۰۵۷۶
۲	۴۲۰۲۸۸	۱۶,۲	۰,۰۰۵۷۰
۳	۷۲۵۸۷۴	۱۶,۲	۰,۰۰۵۷۰
۴	۹۵۱۳۵۰	۱۶,۲	۰,۰۰۵۷۰

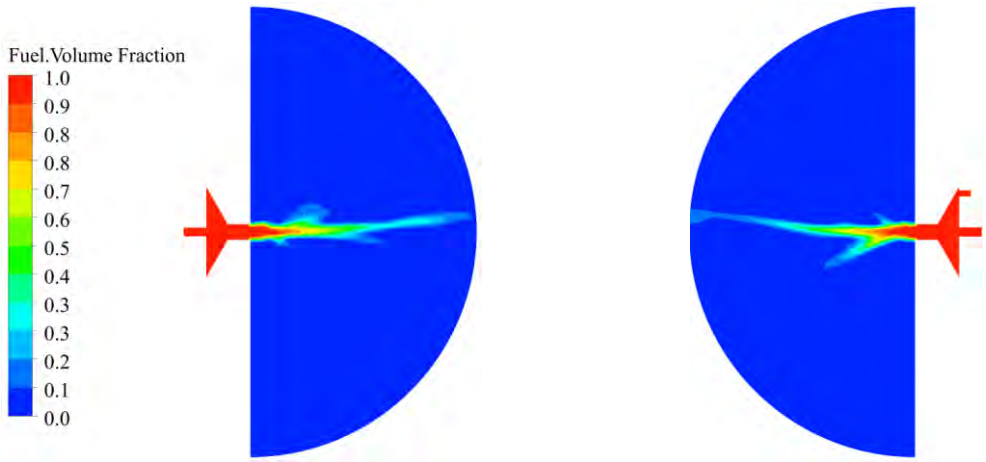
خارج شده، دبی جرمی در اختلاف فشار معین دو سر انژکتور و سرعت متوسط سیال خروجی، تحلیل جریان داخلی انژکتور به کمک نرم‌افزار فلوئنت انجام گرفت. سیال بعد از عبور از ورودی‌ها و قسمت همگرای انژکتور، از نازل انژکتور خارج می‌شود. در این قسمت، پارامتر فشار و پارامترهای هندسی و تاثیر آن‌ها بر روی سرعت خروجی و دبی جرمی انژکتور مورد بررسی قرار می‌گیرد. مشخصات طراحی نهایی انژکتور قبلا در جدول (۴) نشان داده شده است. این انتخاب با درنظر گرفتن مناسب‌ترین اختلاف فشار دو سر انژکتور معادل ۳ بار، در نظر گرفتن ملاحظات هندسی و ساخت انژکتور، مقدار دبی جرمی که باید توسط این انژکتور تزریق شود و همچنین سرعت متوسط مناسب پاشش سیال از خروجی انژکتور بر روی بستر کاتالیستی صورت گرفته است.

شکل (۴)، کانتور کسر حجمی سوخت را نشان می‌دهد. کسر حجمی، یک پارامتر مهم در ارزیابی جریانات دوفازی محسوب می‌شود، زیرا نماینگر این است که سطح مشترک دو فاز مختلف (مایع و گاز) در کجا شکل گرفته است. این پارامتر یک مقدار بدون بعد است که میزان آن از صفر تا یک متغیر است. رنگ قرمز به منزله سلول پر از سوخت و رنگ آبی به منزله سلول خالی از سوخت است. با استفاده از این کانتور، زاویه مخروط پاشش نیز حدود ۳۵ درجه به‌دست می‌آید. زاویه اسپری، همان زاویه مخروط خروجی از انژکتور تعریف می‌شود. در نرم‌افزار، قرارداد می‌شود که سطح تماس بین دو سیال، جایی در نظر گرفته شود که مقدار کسر حجمی سیال در آن برابر ۰,۵ باشد. یعنی مقادیر بالاتر از ۰,۵ تا ۱ به سلول‌های پر از سوخت مایع تعلق دارد و مقادیر ۰ تا ۰,۵ به سلول‌های پر از گاز تعلق دارد.

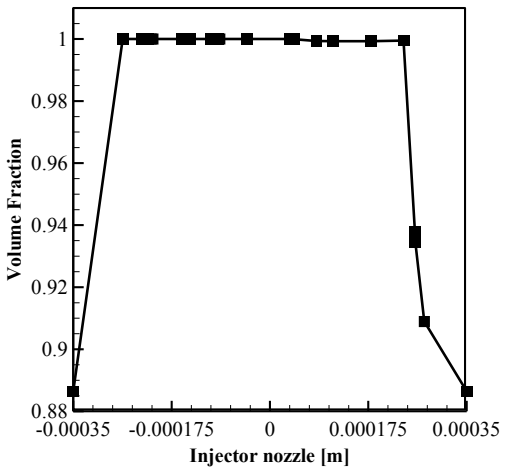
شکل (۵)، نمودار کسر حجمی سوخت در خط قطری دهانه نازل تخلیه انژکتور را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشخص است کسر حجمی سوخت تمام سلول‌های مقطع خروجی نازل (به غیر از نزدیک دیواره) برابر با یک است و در نتیجه چتر پاشش انژکتور کاملاً توپر است.



شکل ۳. هندسه شبکه‌بندی شده انژکتور



شکل ۴. کانتورهای کسر حجمی سوخت در دو مقطع طولی

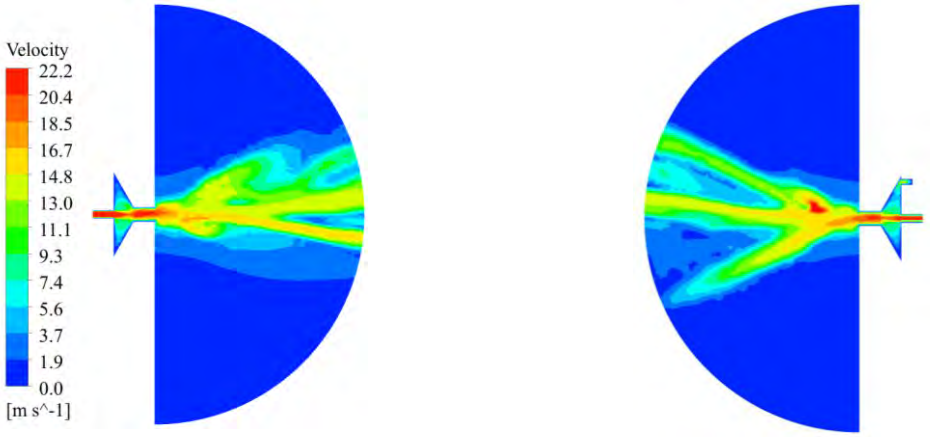


شکل ۵. نمودار کسر حجمی سوخت در خط قطری دهانه تخلیه انژکتور

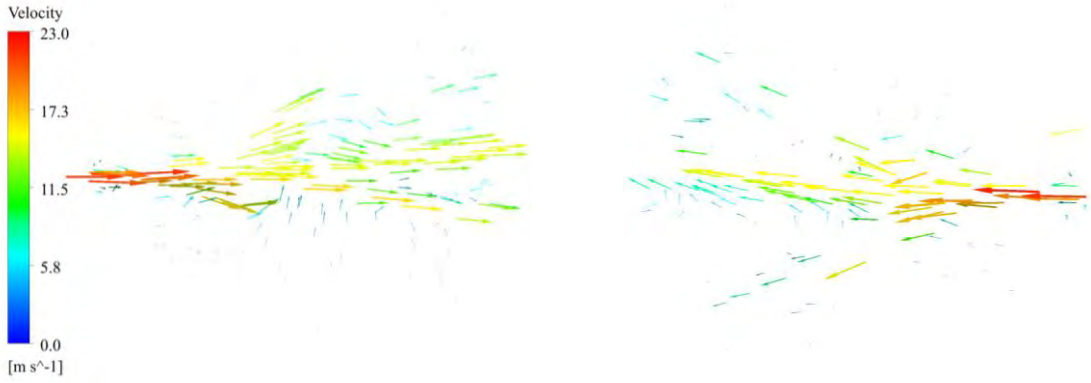
در شکل (۶)، کانتور اندازه سرعت نشان داده شده است. میانگین اندازه سرعت سیال در خروجی نازل معادل ۱۶٫۲ متر بر ثانیه و دبی جرمی سوخت برابر ۰٫۰۰۵۷ کیلوگرم بر ثانیه به‌دست آمد. بردارهای سرعت در شکل (۷) و شکل (۸) نشان داده شده است. به ترتیب بردارهای سرعت در مقطع طولی نازل و محیط تخلیه، همچنین در مقطع عرضی دهانه خروجی و مجراهای ورودی نشان داده شده‌اند که در واقع ماهیت پیچشی جریان و طریقه شکل گرفتن جریان پیچشی در ابتدای ورود جریان از طریق مجراها به محفظه چرخش و همچنین مقدار سرعت در هر ناحیه را نشان می‌دهند. در واقع، این بردارها به منظور فهم فیزیک و الگوی جریان درون انژکتور و محیط تخلیه ارائه شده‌اند. نکته قابل توجه این است که، سرعت محوری و محیطی تقریباً از یک مرتبه اندازه هستند. همچنین رفتار سرعت و افت و خیزهای آن از این نمودارها کاملاً قابل ارزیابی است. میانگین اندازه سرعت سیال در خروجی نازل معادل ۱۶ متر بر ثانیه به‌دست آمد. دبی جرمی سوخت ورودی نیز از این تحلیل با مقدار طراحی کاملا همخوانی دارد. با بررسی نتایج، این اطمینان حاصل شد که انژکتور طراحی شده، دبی جرمی مورد نظر را در اختلاف فشار معین طراحی می تواند تامین کند. همچنین زاویه پاشش مورد نظر نیز توسط آن تامین می‌شود.

همچنین، توزیع سرعت محوری، شعاعی و محیطی در خط قطری دهانه خروجی انژکتور در شکل (۹) ارائه شده‌اند. بر همین اساس در مرکز انژکتور جریان به‌صورت مستقیم و در نزدیک دیواره به‌صورت پیچشی از نازل خارج می‌شود. در ادامه، کانتورهای فشار در دو مقطع طولی در شکل (۱۰) نشان داده شده است که به خوبی افت فشار در انژکتور از پشت انژکتور که فشار تزریق ۳ بار نسبی را دارد تا محیط تخلیه که فشار ۱ بار نسبی را دارد، قابل مشاهده است. این کانتور در دو برش ارائه شده است که صفحات برش با هم ۹۰ درجه اختلاف فاز دارند و به هم عمود هستند. مدل انژکتور طراحی شده بر مبنای روش‌های طراحی و تحلیل در بخش‌های قبلی، در نرم‌افزار سالیدورک[1] تهیه شده است. در شکل (۱۱)، شماتیک انژکتور طراحی شده ارائه شده است. همچنین شماتیک بخش پیچشی جریان در شکل (۱۲) نشان داده شده است. این انژکتور از این‌رو به صورت ماژولار طراحی شده است که قابلیت جانمایی روی تراسترهای کم‌پیشران و همین‌طور قابلیت نصب روی صفحه انژکتور ستاپ آزمایشگاهی را داشته باشد.

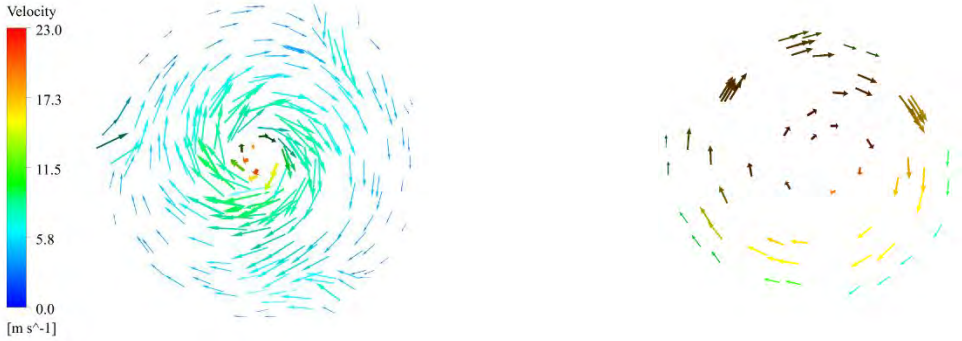
1 Solid works



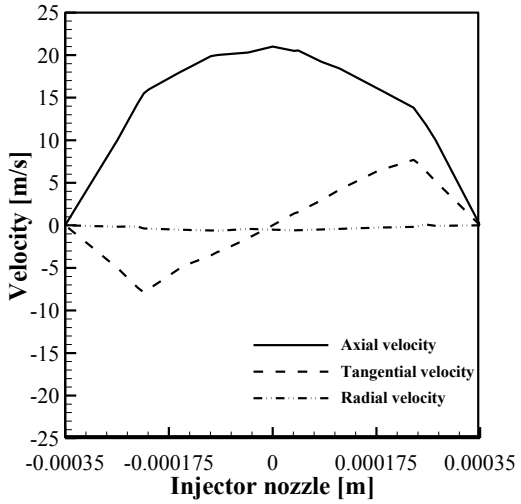
شکل۶. کانتورهای اندازه سرعت در دو مقطع طولی



شکل ۷. بردارهای سرعت در دو مقطع طولی

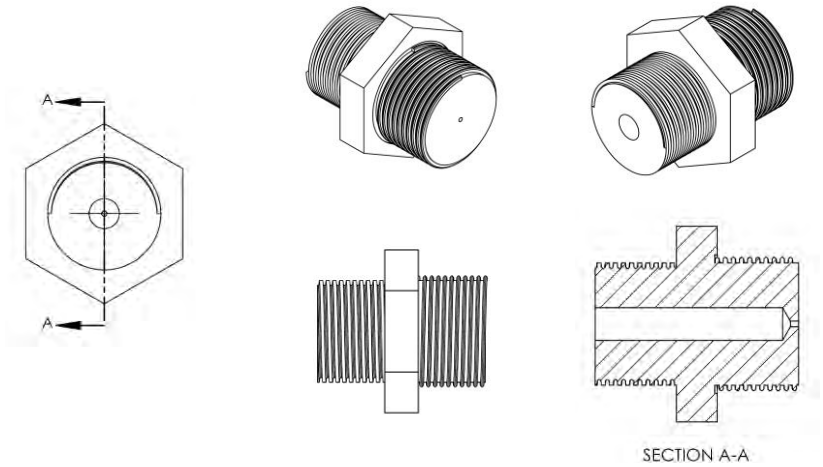


شکل ۸. بردارهای سرعت در راهه ورودی (سمت چپ) و نازل خروجی انژکتور (سمت راست)

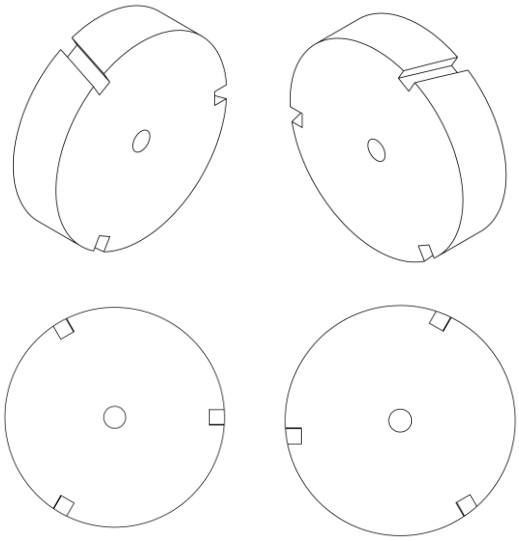


شکل ۹. توزیع سرعت محوری، شعاعی و محیطی در دهانه خروجی انژکتور

شکل ۱۰. کانتورهای فشار در دو مقطع طولی



شکل ۱۱. شماتیک انژکتور طراحی شده



شکل ۱۲. شماتیک بخش پیچشی جریان انژکتور طراحی شده

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله، رویه طراحی، شبیه‌سازی و تحلیل یک انژکتور فشاری- پیچشی تک‌پایه با سه ورودی زاویه‌دار و یک ورودی محوری به منظور استفاده در یک رانشگر تک‌مولفه‌ای کاتالیستی کم‌پیشران ۱۰ نیوتنی ارائه شده است. پارامترهای هندسی انژکتور در مرحله طراحی با درنظر گرفتن خصوصیات فیزیکی سوخت مورد نظر (در اینجا هیدرازین) محاسبه شده‌اند. با بررسی نتایج، این اطمینان حاصل شد که انژکتور طراحی شده، دبی جرمی مورد نظر (حدود ۵/۸ گرم بر ثانیه) را در اختلاف فشار معین طراحی (۳ بار نسبی) می تواند تامین کند و الگوی پاشش مناسبی را رقم بزند. همچنین زاویه پاشش مورد نظر (حدود ۳۵ درجه) نیز توسط آن تامین می‌شود. در واقع، این انژکتور به‌گونه‌ای طراحی شد تا مشخصه‌های مناسب برای استفاده در این کاربری خاص را تامین کند. با توجه به اینکه مطالعه مشخصات جریان داخلی انژکتور، به‌دلیل اندازه کوچک انژکتور، به‌صورت تجربی سخت است، این روش عددی می‌تواند جایگزین مناسبی برای روش‌های تجربی باشد که اولاً هزینه بسیاری را در بر دارد و ثانیاً دستگاه‌های اندازه‌گیری دقیق نیز همیشه در دسترس نیست و به علت هزینه زیاد خرید و نگهداری دارای صرفه اقتصادی نیستند. از این‌رو می‌تواند به‌عنوان ابزاری مفید در روند تحلیل، طراحی و بهینه‌سازی انژکتورها در کاربردهای صنعتی مختلف با هدف کاهش هزینه‌ها به‌کار رود. این نوع انژکتور به دلیل پیچیدگی هندسه داخلی آن و همچنین به دلیل ابعاد بسیار کوچک در کاربری‌های کم‌پیشران با مشکلاتی در فرایند ساخت و تولید بالاخص در داخل کشور مواجه می‌است. در صورتی‌که بتوان موانع ساخت را رفع نمود، این انژکتور برای سامانه‌های کم‌پیشران نسبت به نوع کاپیلاری (جریان مستقیم) و نوع جریان پیچشی ارجحیت دارد، زیرا مخروط اسپری حاصله از آن نه مانند نوع جریان پیچشی آنقدر بزرگ و توخالیست که پوشش دهی بستر کاتالیستی را با مشکل مواجه کند و نه مانند نوع کاپیلاری (جریان مستقیم) آنقدر کم‌سرعت و کوچک‌زاویه است که پوشش‌دهی کامل بستر کاتالیستی را با مشکل مواجه کند. با انژکتور جریان مستقیم به دلیل چتر کوچک و توپر انژکتور، طراح محفظه کاتالیستی قادر است تا ابعاد شعاعی محفظه را به اندازه چشم‌گیری کاهش دهد. از طرفی طرح انژکتور فشاری- پیچشی یک طرحی است که شرایطی که ایجاد می‌کند به نوعی میانگین شرایط انژکتور جریان مستقیم و انژکتور جریان پیچشی است. یعنی، مزایای هر دو طرح را در خود دارد. در واقع، هم چتر پاشش بزرگتری نسبت به نوع جریان مستقیم دارد که پوشش‌دهی کاتالیست را بهتر می‌کند، در عین حال چتر پاششی که ایجاد می کند به بزرگی حالت انژکتور جریان پیچشی نیست که ابعاد شعاعی محفظه را بزرگ کند. از طرفی، مثل انژکتور جریان پیچشی، چتر پاشش توخالی ندارد که پوشش‌دهی بخش مرکزی بستر کاتالیستی را با مشکل مواجه کند. سرعت جریان خروجی نیز بین دو حالت فوق است. بنابر توضیحات فوق، در صورتی‌که موانع بر سر راه ساخت انژکتورهای فشاری- پیچشی برای کاربری های کم-پیشران نظیر ۱۰ نیوتنی (با توجه به ابعاد بسیار ریز آن و هندسه داخلی پیچیده آن) رفع شود، یک انتخاب خوب برای جانمایی در تراستر ۱۰ نیوتنی تک‌مولفه‌ای کاتالیستی خواهد بود.

مراجع

[1] C.D. Brown, *Spacecraft propulsion*, Washington DC, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996, pp. 120-130.

[2] C.Y. Han, J.M. Choi, "Thermal analysis of spacecraft propulsion system and its validation", *KSME Int J.*, Vol. 18, No.5, pp. 847–56, 2004.

[3] L. Bayvel, Z. Orzechovski, *liquid atomization*, Washington DC, Taylor & Francis, 1993, pp. 115-125.

[4] V. Shankar, K.A. Ram, K.A. Bhaskaran, "Prediction of the concentration of hydrazine decomposition products along a granular catalytic bed", *Acta Astronaut*, Vol. 11, No.6, pp. 287–99, 1984.

[5] V. Shankar, K. Anantha Ram, KA. Bhaskaran, "Experimental investigations of the 10 N catalytic hydrazine thruster", *Acta Astronaut*, Vol. 12, No.4, pp. 237–49, 1985.

[6] J.N. Hinckel, J.A.R. Jorge, T.G.S. Neto, M.A. Zacharias, JAL. Palandi, Low cost catalysts for hydrazine monopropellant thrusters, *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt Propuls Conf Exhib,* 2009.

[7] T. Franken, F. Valencia-Bel, B.V.S. Jyoti, B. Zandbergen, Design of a 1-N monopropellant thruster for testing of new hydrogen peroxide decomposition technologies, *Aerosp Eur Conf 2020*, Fr 25-28 Febr 2020.

[8] S.M. Hosseinalipour, H. Karimaei, "A new model based on coupling of MEP/CFD/ILIA for prediction of primary atomization", *Can J Chem Eng,* Vol. 97, No.4, pp. 792–802, 2016.

[9] S.M. Hosseinalipour, H. Karimaei, E. Movahednejad, F. Ommi, "Application of maximum entropy principle for estimation of droplet-size distribution using internal flow analysis of a swirl injector", Int J Spray Combust Dyn, Vol. 8, No.3, pp. 205–16, 2016.

[10] H. Karimaei, “Design of Physical Configuration of a 10N Monopropellant Hydrazine Thruster”, *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 11, No.1, pp. 9–19, 2019. (in persian)

[11] H. Karimaei, M. Salimi, H. Naseh, E. Jokari, “Design and Simulation of Fuel Injector of a 10N Monopropellant Hydrazine Thruster”, *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 12, No.3, pp. 13–22, 2019. (in persian)

[12] A.H.A. Hamid, "Atan R. Spray characteristics of jet-swirl nozzles for thrust chamber injector", *Aerosp Sci Technol*., Vol. 13, No.4, pp. 192–6, 2009.

[13] T.R. Nada, AA. Hashem, "Geometrical characterization and performance optimization of monopropellant thruster injector", *Egypt J Remote Sens Sp. Sci*., Vol. 15, No.2, pp. 161–9, 2012.

[14] H. Karimaei, R. Ghorbani, SM. Hosseinalipour, "Implementation of linear stability theory on hollow cone-shaped liquid sheet", *Period Polytech Mech Eng*, Vol. 64, No.3, pp. 179–88, 2020.

[15] F. Ommi, *Space Propulsion and Rocket*, 2nd edition, Tarbiat Modarels Publication, 2017, pp. 90-100 (in persian)

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 112-125
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.323452.1046

Article Info

Received: 2021-7-17
Accepted: 2022-1-2

Keywords

Reaction wheel, FMEA, Reliabilty, ECSS standards

Potential Failure Modes and Effects Analysis in the Reaction Wheel Actuator and Operational Elimination of their Effects

Morteza Farhid [*,1], Hossein Beheshti[2], Masoud Abbaspour[3], Mohammad Aslanimanesh[4]

1,*. Space Thrusters Institute, Tabriz, Iran, m_farhid@sut.ac.ir, Corresponding author
2. Space Thrusters Institute, Tabriz, Iran, hbbeyramy@gmail.com
3. Space Thrusters Institute, Tabriz, Iran, m.abbaspour.t@gmail.com
4. Sharif University of technology, aslanimanesh@yahoo.com

Abstract

In this paper, the results of the process of analyzing potential failure situations on the operational product of the reaction wheel condition control operator are discussed and the effects of the identified failure situations are eliminated or reduced. The technique of analyzing failure modes and their effects is the first technique in meeting the requirements of reliability in design. In this regard, the block diagram of the functional flow of the reaction wheel is presented for the first time and the dependence of the functions is presented statically in the form of a matrix. To achieve this goal, the different parts of this operation are identified and their failure modes and the cause of failures of each part are determined. Also, the effects of failure of different levels will be determined locally, at the equipment level, at the subsystem level and at the system level. In addition, the way to diagnose failure and deal with the effect of failure is presented and related analysis is performed, which is a quantitative analysis and will determine the parameters of severity of error effect, probability number and criticality number, calculation and critical items. Then, based on the identified critical sections, a list of critical items is also extracted. The information extracted from the analysis of failure modes and their effects, while helping to improve the reliability of the design of the reaction wheel operator, will provide the designer with important data for fault and error management during the test and mission stages.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱۱۲-۱۲۵
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.323452.1046

تجزیه و تحلیل حالات خرابی بالقوه در عملگر چرخ عکس العملی کنترل وضعیت ماهواره و رفع عملیاتی اثرات ناشی از آنها

مرتضی فرهید [۱*]، حسین بهشتی [۲]، مسعود عباسپور [۲]، محمد اصلانی منش [۲]

۱،*. پژوهشکده رانشگرهای فضایی، m_farhid@sut.ac.ir (نویسنده مسئول)
۲. پژوهشکده رانشگرهای فضایی، hbbeyramy@gmail.com
۲. پژوهشکده رانشگرهای فضایی، m.abbaspour.t@gmail.com
۲. پژوهشکده رانشگرهای فضایی، aslanimanesh@yahoo.com

چکیده

در این مقاله، به نتایج فرایند تحلیل حالات خرابی بالقوه بر روی محصول عملیاتی عملگر کنترل وضعیت چرخ عکس‌العملی پرداخته شده و نسبت به رفع یا کاهش اثرات حالات خرابی شناسایی شده اقدام می‌شود. تکنیک تجزیه و تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها، به عنوان اولین تکنیک در اجابت الزامات قابلیت اطمینان در طراحی است. در این راستا، بلوک دیاگرام جریان کارکردی چرخ عکس-العملی برای اولین بار ارائه و وابستگی کارکردها به‌صورت استاتیکی در قالب ماتریسی نمایش داده شده است و برای تعیین چگونگی تشخیص عیب احتمالی و همچنین رفع آن در صورت رخداد، تحلیل‌های اثر خرابی صورت می‌پذیرد. برای رسیدن به این هدف، بخش‌های مختلف این عملگر مشخص شده و حالات خرابی آنها و علت خرابی‌های هر بخش و همچنین اثرات خرابی سطوح مختلف به صورت محلی، در سطح تجهیز، در سطح زیرسیستم و در سطح سیستم مشخص می‌شود. علاوه بر این، راه تشخیص خرابی و مقابله با اثر خرابی نیز ارائه و تحلیل مرتبط انجام می‌شود که به صورت یک تحلیل کمی بوده و پارامترهای شدت اثر خطا، عدد احتمال و عدد بحرانی‌بودن، محاسبه و آیتم‌های بحرانی تعیین می‌شود. در ادامه، بر اساس بخش‌های بحرانی شناسایی شده، فهرست اقلام بحرانی نیز استخراج می‌شود. اطلاعات استخراج شده از تجزیه و تحلیل حالات خرابی و اثرات آن‌ها ضمن کمک به بهبود قابلیت اطمینان طراحی عملگر چرخ عکس‌العملی، داده‌های مهمی را برای مدیریت خرابی و خطا در مراحل تست و ماموریت در اختیار طراح قرار می‌دهد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۴/۲۶

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۱۲

واژه‌های کلیدی

عملگر چرخ عکس العملی، قابلیت اطمینان، تجزیه و تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها ، استاندارد ECSS

۱- مقدمه

طبق استاندارد فضایی اتحادیه اروپا[1]، تکنیک تحلیل حالت خرابی و تأثیرات آن[2]، برای شناسایی سیستماتیک خرابی‌های بالقوه در محصول یا فرایند و نیز ارزیابی اثرات آنها به منظور انجام اقدامات لازم در راستای حذف یا کاهش تأثیرات این خرابی‌ها اجرا می‌شود [۱]. امروزه این تکنیک که قدمت آن به کاربردهای نظامی دهه ۱۹۵۰ برمی‌گردد، یک روش متداول برای تخمین قابلیت اطمینان و تجزیه و تحلیل ریسک در بسیاری از حوزه‌های کاری به شمار می‌رود [۳،۲]. این تکنیک ابتدا در استاندارد MIL-P-1629 و سپس در سال ۱۹۸۰ با عنوان MIL-STD-1629A ارائه شد. در دهه ۱۹۶۰، ناسا شروع به استفاده از ساختار تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها در برنامه‌های فضایی پرریسک کرد که از صنعت هواپیمایی این کشور در ۱۹۶۷ اقتباس شده بود. در دهه ۱۹۷۰، این تکنیک به صنایع دیگر از جمله صنایع دریایی و خودرویی نیز گسترش یافت [۵،۴]. از این ابزار برای شناسایی، اولویت‌بندی، برطرف نمودن خرابی‌های بالقوه شناسایی‌شده، مشکلات و خرابی-های یک سیستم در دست طراحی یا تولید استفاده می‌شود .بنابراین، باتوجه به تعریف تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها و حساسیت عملگرهای فضایی به خرابی‌های موجود می‌توان با استفاده از این تکنیک ابتدا خرابی‌های بالقوه خط تولید را شناسایی و با محاسبهٔ ریسک‌های آنها، اقدام به تعریف اقدامات اصلاحی و اقدامات پیشگیری کرد. عددی با عنوان شماره اولویت ریسک[3] که خروجی رویکرد تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها است در واقع نشان‌دهنده حساسیت حالت خرابی است. این عدد در مواردی، ممکن است برای حالت‌های مختلف خرابی برابر باشد.

تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها، روشی برای پشتیبانی از تحلیل قابلیت اطمینان، دردسترس‌بودن، قابلیت نگهداری و ایمنی سیستم[4] است تا متخصصان هر حوزه از طریق تجزیه و تحلیل سیستماتیک و مستندات آن درک بهتری از عملکرد مطلوب محصول داشته باشند [۶-۸]. در نتیجه، تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها اغلب اولین رویکرد برای مطالعات قابلیت اطمینان سیستم تلقی می‌شود زیرا از شناسایی حالت‌های بالقوه خرابی و فلسفه نیاز به استراتژی‌های کاهش خرابی پشتیبانی می‌کند. تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی ماژول الحاقی[5] در راستای تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها است که در آن، حالت‌های خرابی بر اساس میزان بحرانی بودن آنها که معیار ترکیبی از شدت و احتمال رخداد خرابی می‌باشد، کلاس‌بندی می‌شوند [۱].

تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها در فن دیگری با عنوان تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی گسترش یافته است که می تواند به عنوان ترکیبی از روش معمول و تجزیه و تحلیل حالت بحرانی (CA) در نظر گرفته شود. از تحلیل حالت بحرانی، به طور معمول برای ترسیم احتمال حالت‌های خرابی در برابر شدت عواقب آنها استفاده می‌شود. بنابراین، تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی با ارائه اصولی برای اولویت‌بندی مهم‌ترین موارد بحرانی در مراحل اولیه طراحی، امکان کشف حالت‌های خرابی در طراحی سیستم را فراهم می‌کند. این روش اجازه می‌دهد تا از طریق تغییرات ساده طراحی، مهم‌ترین عامل بحرانی را حذف یا اثر آن را به حداقل رساند که می‌تواند سهم مهمی در عملکرد بهینه سیستم‌ها داشته باشد [۴]. مفهوم کلی تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی شامل تجزیه و تحلیل رفتار قطعات سیستم هم‌زمان با خرابی قطعات است که عمدتاً با هدف تأیید طراحی انجام می‌شود. در مهندسی فضا، این اصل کلی در برنامه آپولو در اواسط دهه ۱۹۶۰ [۹] و بعداً در تعداد زیادی از برنامه‌های ماهواره‌ای دنبال شده است. چنین ارتباط فضامحوری نیز توسط ناسا تأیید شده است که مقالات و مشارکت‌های منتشر شده درباره تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها، تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی را بررسی کرده و آنها را در ۱۰ موضوع اصلی (هوانوردی، فضانوردی، شیمی و مواد، مهندسی، علوم زمینی، علوم زندگی، علوم ریاضی و کامپیوتر، فیزیک، علوم اجتماعی و اطلاعاتی، علوم فضایی و عمومی) و ۷۶ زیرمجموعه بر اساس نگرش ناسا و راهنمای طبقه-بندی موضوعی، دسته‌بندی کرده است [۱۰-۹].

در سیستم‌های کنترل وضعیت بسیار دقیق و همچنین برای مانورهای نسبتاً سریع در عملکرد ماهواره‌ها در فضا، عملگرهای

1 ECSS
2 Failure Mode and Effects Analysis (FMEA)
3 Risk Priority Number(RPN)
4 RAMS (Reliability, Availability, Maintainability, and Safety)
5 Failure Modes, Effects and Criticality Analysis (FMECA)

چرخ‌های عکس‌العملی (چرخ واکنشی) به‌خاطر امکان کنترل پیوسته و روان، بهترین گزینه هستند [۱۵]. از چرخ عکس‌العملی به‌عنوان یک عملگر برای کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از گشتاور واکنشی تولید شده هنگام تغییر مومنتوم زاویه‌ای و سرعت چرخ متصل به شفت موتور استفاده می‌شود. رکن‌آبادی و همکاران در سال ۲۰۰۹ مدل‌سازی مانور وضعیت بهینهٔ هر ماهواره برای حصول وضعیت مطلوب با استفاده از عملگرهای فعال چرخ عکس‌العملی با دینامیک حرکت وضعی ماهواره‌ای انجام دادند[۱۶]. برای اطمینان از عملکرد مطمئن و جلوگیری از خرابی ناخواسته چرخ عکس‌العملی، تشخیص عیب و پیش‌بینی عمر این عملگر در حین کار از اهمیت بالایی برخوردار است.

چرخ‌های عکس العملی به‌عنوان یکی از متداول‌ترین عملگرهای مورد استفاده در سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌ها مستعد خرابی‌های سخت‌افزاری هستند [۱۷]. هرگونه تغییرات ناگهانی در پارامترهای غیرقابل اندازه‌گیری چرخ عکس‌العملی می‌تواند در حین کار در فضا رخ دهد. اگر چنین تغییراتی به طور دقیق و با تاخیر معقول ردیابی نشود، ممکن است خرابی‌های فاجعه‌باری رخ دهد. بنابراین، الگوریتمی که بتواند پارامترها را تخمین بزند و تغییرات ناگهانی را با دقت ردیابی کند، می‌تواند به توسعه ماهواره‌های ایمن کمک کند که در آن‌ها افزونگی سخت‌افزار به دلیل فضا و توان محدود امکان‌پذیر نیست. رحیمی و همکاران در سال ۲۰۱۷، یک طرح تطبیقی برای انطباق ماتریس کوواریانس حالات/پارامترهای فیلتر کالمن در صورت ناگهانی تغییرات در پارامترهای غیرقابل اندازه‌گیری سیستم پیشنهاد دادند [۱۸].

در [۱۹] نیز عابدینی و همکاران در سال ۲۰۱۹، یک الگوریتم کنترل مقاوم در برابر خطا برای یک ماهواره سه محوری پیشنهاد دادند. در این راستا، یک الگوریتم کنترل وضعیت لغزشی تطبیقی پیشنهاد شده است که قابلیت تخمین خطا در عملگرهای ماهواره و تصحیح اثرات آنها را دارد. نشان داده شده است که خرابی‌های بحرانی به‌دست آمده منجر به تغییرات کوچک یا شدید در گشتاورهای تولید شده چرخ‌های عکس‌العملی می‌شود که برای اصلاح اثرات آنها یک مرحله نظارتی پیشنهاد شده است. همچنین در سال‌های ۲۰۱۸-۲۰۲۰ نیز سیستم کنترل وضعیت ماهواره با توجه به اغتشاشات پارامتریکی، اغتشاشات خارجی، تأخیرهای ورودی متغیر با زمان، خطاهای عملگرها و اشباع بررسی شده است[۲۰-۲۲].

در مقالات قبلی، فقط چند مطالعه برای پیش‌بینی رفتار موتور بدون جاروبک جریان مستقیم (BLDC)[1]مورد استفاده در عملگر چرخ عکس‌العملی وجود دارد که طول عمر در حین عملکرد را پیش‌بینی می‌کند، درحالی‌که بسیاری از آنها برای تشخیص در دسترس هستند. مثلاً در [۱۱] وانگ[2] و همکاران در سال ۲۰۱۳، حالت خرابی و مکانیزم مبتنی بر تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها از طریق موارد خرابی که در میدان رخ می‌دهد تخمین زده و روشی را برای پیش‌بینی خرابی با استفاده از دامنه‌های فرکانس پس از تبدیل فوریه سریع (FFT[3]) به‌عنوان ویژگی تخریب پیشنهاد کرده است. همچنین لی[4] و همکاران با استفاده از روش مدل‌سازی سری زمانی ولتاژ اندازه‌گیری شده بر پایه داده‌های آزمایش شتاب‌یافته، روشی برای تخمین طول عمر برای موتور جریان مستقیم ارائه دادند [۱۲].

ژنگ[5] و همکاران نیز، تخمین طول عمر موتورهای القایی را بر اساس یک روش ساده تخریب تسریع شده مطالعه کرده و در نهایت طول عمر و قابلیت اطمینان موتور را با استفاده از توزیع ویبول[6] و تخمین درست‌نمایی بیشینه (MLE[7]) پیش‌بینی و ارزیابی کرده‌اند. بااین‌حال، مطالعات قبلی، بیشتر مبتنی بر رویکرد داده‌محور است که برای استخراج ویژگی‌های تخریب از استدلال تجربی یا شهودی بوده و ازاین‌رو، از نظر تفسیر فیزیکی از ارزش محدودی برخوردار هستند [۱۳-۱۴]. در این مقاله مراحل پیاده‌سازی این تکنیک برای اولین‌بار بر روی عملگر مأموریتی چرخ عکس‌العملی طراحی و ساخته شده توسط این پژوهشکده برای یک ماهواره عملیاتی آورده شده و نتایج آن به‌صورت عملی

1 Brushless DC
2 Wang
3 Fast Fourier Transform
4 Li
5 Zheng
6 Weibull
7 maximum likelihood estimation

در حذف یا کاهش اثرات خرابی لحاظ شده است. طول عمر این عملگر، ۱/۵ سال در مدار مربوطه است.

۱-۱- مراحل پیاده‌سازی تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها در طراحی چرخ عکس‌العملی

همان‌گونه که بیان شد، تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها رویکردی گام‌به‌گام برای شناسایی حالات بالقوه خرابی و شکست در فرایند طراحی و تولید یک کالا با هدف پیشگیری از وقوع این خرابی‌ها و حالات شکست بوده و به‌عنوان اولین تکنیک در اجابت الزامات قابلیت اطمینان در طراحی است.

در این مقاله، هدف نهایی از انجام تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها را می‌توان به‌صورت زیر خلاصه کرد:

- مشخص‌کردن حالت‌های خرابی مختلف
- تعیین اثر حالت‌های خرابی در چهار سطح محلی تجهیز
- مشخص‌کردن روش‌های تشخیص خرابی
- تعیین راه‌های مقابله با خرابی
- تعیین آیتم‌های بحرانی در تجهیز چرخ عکس‌العملی

۱-۲- تجزیه کارکردی[1] عملگر چرخ عکس‌العملی

اساساً تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها یک روش پایین‌به‌بالا است به این مفهوم که با لحاظ هر حالت خرابی و ارزیابی اثرات آن در محصول یا فرایند تحت آنالیز اجرا می‌شود. معمولاً در اجرای تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها برای سیستم‌های پیچیده از رویکرد فانکشنال یا کارکردی برای تجزیه‌وتحلیل استفاده می‌شود. معماری تجزیه می‌تواند به طرق مختلف انجام پذیرد. روش اول، تجزیه بر اساس جریان کار در محصول است و روش دوم، به‌صورت درخت‌واره یا سلسله‌مراتبی است. باتوجه به اینکه عمده خرابی‌های ناشی از نقص طراحی در حین تعاملات کارکردها با هم رخ می‌دهند، ترجیح این مقاله بر مبنای تجزیه مبتنی بر جریان کارکردی است. فهرست زیرکارکردها، کارکردهای مربوطه و کدگذاری آنها مطابق جدول ۱ است.

جدول 1. فهرست کارکردها و کدگذاری آنها

کد زیرکارکرد	عنوان کارکرد
SF0	دریافت و انتقال دستورات بر اساس پروتکل CAN
SF1	بررسی دوره‌ای رسیدن داده، خواندن داده خام، پردازش داده دریافتی، تشخیص جریان، تشخیص مقدار، تغییر متغیرهای هدف
SF2	مستهلک کردن انرژی دورانی مقاوم موتور ترمز
SF3	راه‌اندازی موتور
SF4	ایجاد نیروی مغناطیسی (استاتور)
SF5	تغییر سرعت دورانی چرخ (روتور)
SF6	تنظیم ولتاژ مرحله اول
SF7	تنظیم ولتاژ مرحله دوم
SF8	اندازه‌گیری سرعت لحظه‌ای
SF9	تحمل نیروهای تکیه‌گاهی بیرونی چرخ
SF10	حذف لرزش‌های پایه‌های نگهدارنده چرخ با اتصال به بدنه ماهواره
SF11	ایزولاتور DC DC
SF12	تبادل سیگنال فرمان کنترل وضعیت، گشتاور، توان، نیرو، جابه‌جایی بین ماهواره و چرخ

۱-۳- شناسایی روابط و تعاملات بین کارکردها

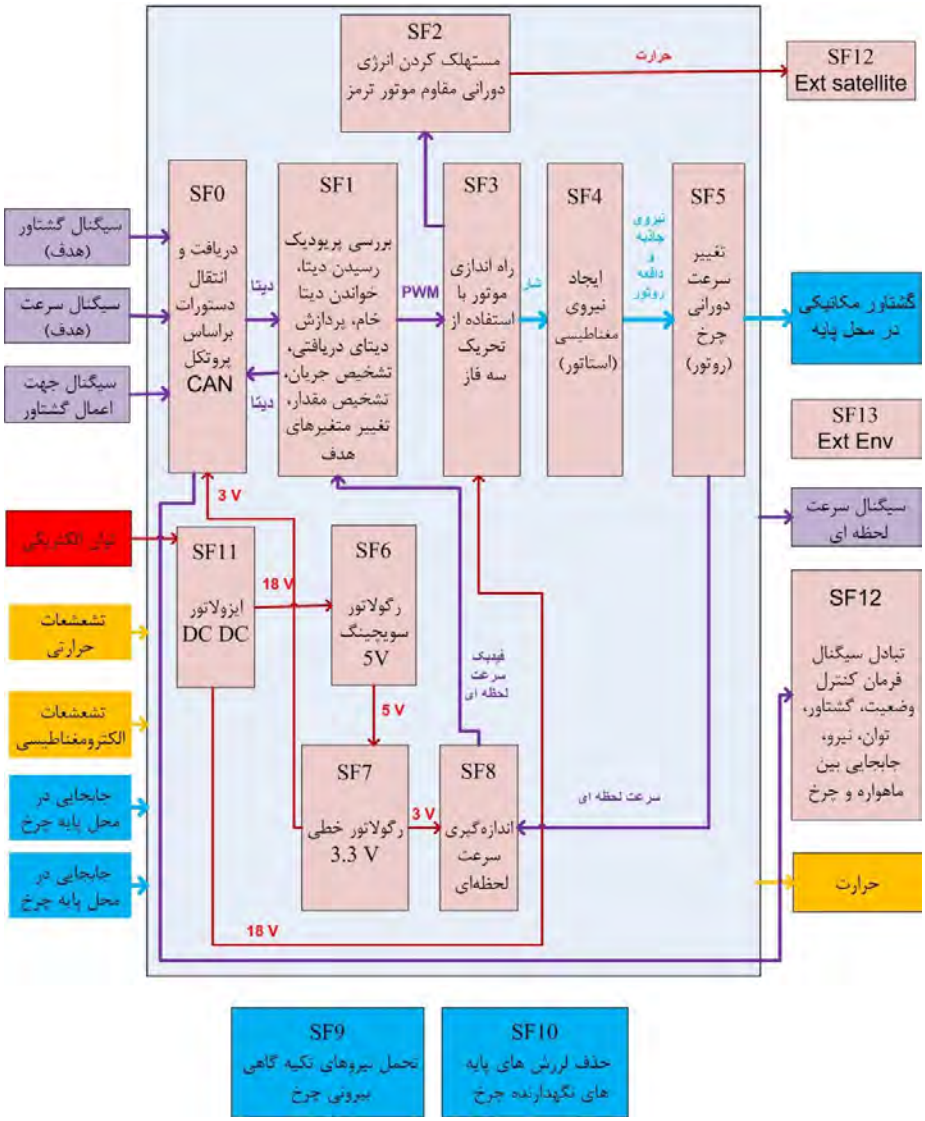
ازآنجایی‌که در طراحی، مدیریت ضعیف روابط و تعاملات بین کارکردها، می‌تواند منشأ بروز خطاها و خرابی‌ها در تجهیز باشد، تعیین این وابستگی و مدیریت سیستمی آنها نقش بسیار زیادی در ارتقای قابلیت اطمینان تجهیز در طراحی خواهد داشت. برای این منظور، ماتریس وابستگی مطابق جدول ۲ به روش صفر و یک تعیین می‌شود [۸]. عدد یک در هر یک از درایه‌های ماتریس بیانگر رابطه مستقیم و تأثیرگذاری بین کارکردهای متناظر بوده و عدد صفر نشان‌دهنده عدم رابطه مستقیم است. در این مقاله، روابط بین بلوک‌های کارکردی بر اساس نمودار جریان کارکردی شکل ۱ تعیین شده است. لازم به ذکر است، دو عنوان انتهایی سطر و ستون به ترتیب به محیط پیرامونی تجهیز در داخل ماهواره و به محیط بیرونی ماهواره (SF12-EXT-Satellite) اشاره دارد.

1 Functional Decomposition

این بلوک‌ها نقش یکپارچه‌سازی مکانیکی کل چرخ را به عهده دارند و فرض بر این است که این بلوک با تعاملات مکانیکی (نیرویی و جابه‌جایی) با بقیه بلوک‌ها ارتباط دارد.

۱-۴- تشریح ساختار فیزیکی و کارکردی تجهیز چرخ عکس‌العملی

به‌منظور اجرای تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها شناسایی تجهیز از طریق ارائه درخت اجزای فیزیکی چرخ عکس‌العملی مطابق شکل ۲ صورت می‌گیرد. برای سادگی، فقط کلیات درخت اجزای فیزیکی آورده شده ولی در محاسبات تک‌به‌تک اجزا دخالت دارند.



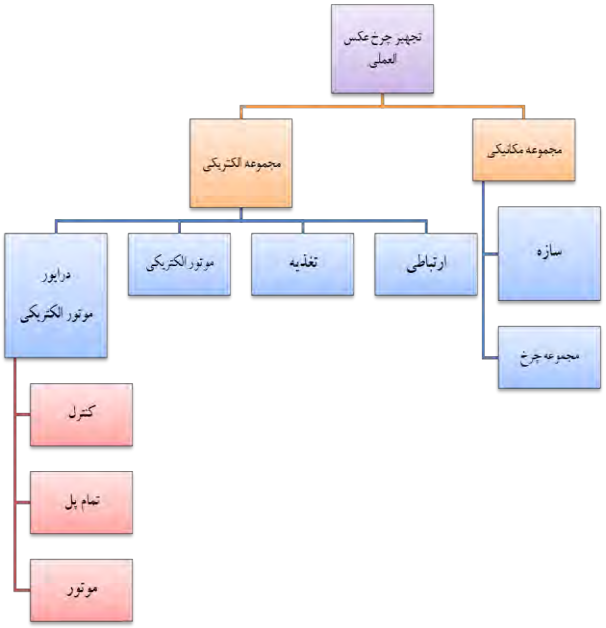
شکل ۱. بلوک دیاگرام جریان کارکردی چرخ عکس‌العملی ماهواره

جدول ۲. ماتریس وابستگی کارکردهای چرخ عکس‌العملی در حین عملکرد

	SF0	SF1	SF2	SF3	SF4	SF5	SF6	SF7	SF8	SF9	SF10	SF11	SF12 EXT-Satellite
SF0	1	1	0	0	0	0	0	1	0	1	1	0	1
SF1	1	1	0	0	0	0	0	0	1	1	1	0	0
SF2	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	1	0	0
SF3	0	1	0	1	0	0	0	0	0	1	1	1	0
SF4	0	0	0	1	1	0	0	0	0	1	1	0	0
SF5	0	0	0	0	1	1	0	0	0	1	1	0	0
SF6	0	0	0	0	0	0	1	0	0	1	1	1	0
SF7	0	0	0	0	0	0	1	1	0	1	1	0	0
SF8	0	0	0	0	0	1	0	1	1	1	1	0	0
SF9	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
SF10	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
SF11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1
SF12 EXT- Satellite	1	0	1	0	0	1	0	0	1	1	1	0	1

۲- معیارهای تعیین بحرانی بودن اجزای تجهیز چرخ عکس‌العملی

در تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها (تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی) میزان و شدت بحرانی بودن مودهای خطای مورد بررسی قرار می‌گیرد و در نهایت آیتم‌های بحرانی استخراج می‌شوند. در این تحلیل، دو پارامتر مهم احتمال رخداد و شدت رخداد در نظر گرفته شده و حاصل‌ضرب این دو پارامتر تعیین‌کننده میزان بحرانی بودن خرابی موردنظر خواهد بود. برای هرکدام از این دو پارامتر، اعدادی بین ۱ تا ۴ اختصاص داده شده و اگر حاصل‌ضرب آنها که میزان بحرانی بودن را تعیین می‌کند بزرگ‌تر از ۶ باشد، این خرابی جزء خرابی‌های بحرانی به‌حساب آمده و باید در فهرست اقلام بحرانی ذکر شود. مطابق با استاندارد ECSS، شدت و احتمال رخداد خرابی مطابق با جداول زیر تعیین می‌شوند. جدول ۳، طریقه تعیین مقدار SN بر اساس شدت اثر خرابی را نشان می‌دهد. عدد احتمال (PN)، بر اساس داده‌های نرخ رخداد خرابی (در صورت در دسترس‌بودن آنها) یا بر اساس یک دیدگاه کیفی و قضاوت مهندسی (در صورت در دسترس نبودن داده‌های مربوطه)، بر اساس جدول ۴ اختصاص داده می‌شود. عدد بحرانی (CN)، از حاصل‌ضرب عدد شدت در عدد احتمال به‌صورت CN=SN*PN، به دست آورده می‌شود.



شکل ۲. درخت اجزای مختلف تجهیز چرخ عکس العملی

جدول ۳. مقادیر مربوط به SN بر اساس شدت اثر خرابی ها

سطح شدت	شدت نتیجه خطا	SNمقدار
۱	فاجعه‌بار	۴
۲	بحرانی	۳
۳	قابل چشم‌پوشی	۲
۴	بی‌اهمیت	۱

جدول ۴. مقادیر مربوط به PN بر اساس احتمال بروز خرابی‌ها و نرخ خرابی در هر یک میلیارد ساعت FIT

سطح	محدوده احتمالات	محدوده نرخ خرابی	PN
محتمل	$P>1E-1$	FIT > 8018	۴
اتفاقی (هر از گاهی)	$1E-3<P \leq 1E-1$	76.1416 < FIT <8018	۳
بعید	$1E-5<P \leq 1E-3$	0.7610 < FIT <76.1416	۲
کاملا بعید	$P \leq 1E-5$	FIT < 0.7610	۱

جدول ۵. اطلاعات مربوط به داده‌های نرخ خرابی مربوط به بلوک‌های تجهیز

نام بلوک	اجزای بلوک	تعداد بلوک	FIT		
			هر FIT قطعه	کل FIT قطعه	بلوکFIT
کنترل	مطابق با جزئیات جدول ۶	۱	مطابق با جزئیات جدول ۶	مطابق با جزئیات جدول ۶	117.5
FBridge		۱			6214.046
برد موتور		۱			692.106
موتور الکتریکی		۱			334.069
تغذیه		۱			21294.77
ارتباطی		۱			1459.06
سازه		۱			17708.36
مجموعه چرخ		۱			1628.083

جدول۵، فهرست اجزای تشکیل‌دهنده چرخ عکس‌العملی مطابق شکل ۲ را به همراه نرخ خرابی نشان می‌دهد. داده‌های پایه نرخ خرابی‌ها بر اساس بانک‌های داده قابلیت اطمینان قطعات الکترونیکی (EPRD) و بانک‌های داده قابلیت اطمینان قطعات غیرالکترونیکی (NPRD) استخراج شده است. عدد احتمال بر اساس جدول ۴ تعیین شده و وارد جداول بعدی می‌شود. در نهایت با در نظر گرفتن عدد شدت خرابی و عدد احتمال مقدار عدد بحرانی محاسبه می‌شوند.

۳- تشکیل جداول تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها

مطابق الگوی ارائه شده در استاندارد ECSS و داده‌های طراحی، جداول تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها تدوین شد. در این مقاله، جداول مورد نظر مطابق با استاندارد، شامل اجزای تشکیل‌دهنده چرخ عکس‌العملی مورد نظر، حالت خرابی، علت خرابی، فاز ماموریت، اثرات خرابی، طبقه‌بندی شدت خرابی و روش جبران خرابی مورد نظر است. این داده‌ها بر اساس اطلاعات تیم طراحی تدوین شده است. در جدول ۶، احتمال مربوط به رخداد خرابی به تفکیک قطعات تا سطح سیستم ارائه شده است. در جدول ۷، احتمال مربوط به رخداد خرابی در سطوح بالاتر از قطعات (شامل سطوح مونتاژی و سیستم) محاسبه و ارائه شده است. در جدول ۸، نتایج نهایی تحلیل حالات خرابی ارائه می‌شود که به‌خاطر حجم بالای این جدول به یک مورد بسنده شده است و برای نمونه یکی از اجزا (محفظه پایین) ارائه شده است.

جدول ۶. احتمال رخداد خطا(PN) مربوط به قطعات تجهیز چرخ عکس العملی

مجموعه	واحد مونتاژی سطح ۱	واحد مونتاژی سطح ۲	قطعات	تعداد	MFPH	FIT	PN
					کل قطعات		
مجموعه الکتریکی	درایور موتور الکتریکی	کنترل	IC	۱	0.0108	10.8	۲
			Resistor	۲	0.0002	0.2	۱
			IC	۱	0.0108	10.8	۲
			Resistor	۳	0.0003	0.3	۱
			IC	۱	0.0108	10.8	۲
			Oscillator	۱	0.0334	33.4	۲
			Inductor	۱	0.0006	0.6	۱
			Capacitor	۱	0.0002	0.2	۱
			Capacitor	۷	0.0504	50.4	۲
		FBridge	Switch	۳	0.0594	59.4	۳
			Resistor	۳	0.0003	0.3	۱
			Resistor	۳	0.0003	0.3	۱
			Resistor	۲	0.0002	0.2	۱
			Diode	۱	3.076923	3076.923	۳
			Diode	۱	3.076923	3076.923	۳
		موتور	Sensor	۳	0.531	531	۳
			Sensor	۱	0.0083	8.3	۲
			Resistor	۲	0.0002	0.2	۱
			Resistor	۳	0.0003	0.3	۱
			Sensor	۱	0.061753	61.753	۲
			Sensor	۱	0.061753	61.753	۲
			Capacitor	۲	0.0144	14.4	۲
			Capacitor	۲	0.0144	14.4	۲
	موتور الکتریکی		Stator	۱	0.09567	95.67	۳
			Wire	۱	0.23831	238.31	۳
			Magnet	۱	0.000089	0.089	۱
	تغذیه	بورد تغذیه	Capacitor	۱	0.0071	7.1	۲
			Capacitor	۲	0.0142	14.2	۲
			Capacitor	۱	0.0071	7.1	۲
			Capacitor	۴	0.0284	28.4	۲
			Capacitor	۲	0.0142	14.2	۲
			Capacitor	۲	0.0142	14.2	۲
			Capacitor	۱	0.0071	7.1	۲
			Diode	۲	0.052	52	۲
			Diode	۳	9.230769	9230.769	۴
			Diode	۱	0.026	26	۲
			Fuse	۱	0.0013	1.3	۲
			Inductor	۱	0.0006	0.6	۱
			Resistor	۱	0.0001	0.1	۱
			Resistor	۱	0.0001	0.1	۱
			Resistor	۱	0.0001	0.1	۱
			Resistor	۱	0.0001	0.1	۱
			Resistor	۱	0.0001	0.1	۱
			Resistor	۱	0.0001	0.1	۱
			Resistor	۱	0.0001	0.1	۱
			Converter	۱	10.6503	10650.3	۴
			Regulator	۱	0.609	609	۳
			Regulator	۱	0.6318	631.8	۳

مجموعه	واحد مونتاژی سطح ۱	واحد مونتاژی سطح ۲	قطعات	تعداد	MFPH	FIT	PN
					کل قطعات		
	ارتباطی	ارتباطی	Capacitor	۴	0.0288	28.8	۲
			Interface	۲	1.42986	1429.86	۳
			Resistor	۲	0.0002	0.2	۱
			Capacitor	۱	0.0002	0.2	۱
مجموعه مکانیکی	سازه	پایه و ملحقات	Cover Assembly	۱	0.550238	550.238	۳
			Mounting Base	۱	1.368124	1368.124	۳
			Bearing	۱	0.001187	1.187	۲
			Insulator	۱	0.000396	0.396	۱
			Bushing	۱	0.02335	23.35	۲
			Clip	۱	0.912083	912.083	۳
			Bolt	۳	0.006	6	۲
			Bolt	۴	0.008	8	۲
			Bolt	۳	0.006	6	۲
			Bolt	۸	0.016	16	۲
			Bolt	۱	0.002	2	۲
			Bolt	۲	0.004	4	۲
			Bearing	۱	0.001187	1.187	۲
			Cover Assembly	۱	0.594449	594.449	۳
			Washer	۸	1.806136	1806.136	۳
			Washer	۱	0.225767	225.767	۳
			Nut	۳	3.044286	3044.286	۳
			Nut	۸	8.118096	8118.096	۳
			Nut	۱	1.014762	1014.762	۳
			Connector	۱	0.0063	6.3	۲
	مجموعه چرخ	چرخ	Wheel	۱	0.225767	225.767	۳
			Bushing	۱	0.02335	23.35	۲
			Nut	۱	0.018364	18.364	۲
			Bolt	۳	0.006	6	۲
			Washer	۳	0.677301	677.301	۳
			Washer	۳	0.677301	677.301	۳

جدول ۷. نرخ خرابی و احتمال رخداد خطا (PN) مربوط به سطوح مختلف مونتاژی تجهیز چرخ عکس‌العملی

مجموعه	واحد مونتاژی سطح ۱	واحد مونتاژی سطح ۲	نرخ خرابی بر حسب MFPM(*1000=FIT)				احتمال رخداد خطا از جدول ۳			
			واحد مونتاژی سطح ۲	واحد مونتاژی سطح۱	در سطح مجموعه ها	کل تجهیز	واحد مونتاژی سطح ۲(PN)	واحد مونتاژی سطح۱(PN)	در سطح سیستم ها(PN)	کل تجهیز(PN)
مجموعه الکتریکی	درایور موتور الکتریکی	کنترل	۰,۱۱۷	۷,۰۲۳	۳۰,۱۱	۴۹,۴۴	اتفاقی(۳)	اتفاقی(۳)	محتمل(۴)	محتمل(۴)
		FBridge	۶,۲۱۴				اتفاقی(۳)			
		سنجش دور موتور	۰,۶۹۲				بعید (۲)			
	موتور الکتریکی	موتور		۰,۳۳				اتفاقی(۳)		
	تغذیه	بورد تغذیه		۲۱,۲۹				محتمل(۴)		
	ارتباطی	ارتباطی		۱,۴۵۹۰۶				اتفاقی(۳)		
مجموعه مکانیکی	سازه	پایه و ملحقات		۱۷,۷	۱۹,۳۳			محتمل(۴)	محتمل(۴)	
	مجموعه چرخ	چرخ		1662				اتفاقی(۳)		

جدول ۸. اطلاعات تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها به تفکیک اجزای درخت تجهیز (به صورت نمونه)

بلوک	محفظه پایین
عملیات مربوطه(کارکرد)	اتصال چرخ به ماهواره و نگهداشتن چرخ
حالت خرابی	تشدید ناشی ازدوران چرخ
علت خرابی	کوپلینگ فرکانس طبیعی چرخ با اجزای محصول (چرخ عکس العملی) ناشی از خطای شبیه سازی
فاز یا حالت عملیاتی مأموریت	مد ماموریت چرخ
اثرات محلی	لق شدن پیچ و مهره اتصال به بدنه
اثرات نهایی روی چرخ عکس العملی	اغتشاشات ارتعاشی
طبقه‌بندی شدت خرابی	1SP
روش آشکارسازی خرابی / تعیین نشانه‌های قابل مشاهده	رادیوگرافی ترک - بررسی سفت بودن پیچ و مهره با ترک متر
روشهای جبران خرابی در عملیات	NA
SN	1
PN	3
CN	3

۱- تحلیل نتایج حاصل از تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها

بر اساس اطلاعات نتایج استخراج شده در جدول تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها اطلاعات بهبود قابلیت اطمینان در طراحی از طریق مدیریت خرابی‌ها به منظور اجابت الزامات قابلیت اطمینان به شرح زیر تعیین شد:

الف) تعیین وظایف چرخ عکس‌العملی و اثرات نهایی در صورت بروز عیب (برای نمونه فقط یک جز آورده شده است)

جدول ۹ . وظایف تجهیز چرخ عکس‌العملی و نقش آن در تحقق اهداف زیرسیستم‌های مرتبط

بلوک	عملیات مربوطه (کارکرد)	حالت خرابی	علت خرابی	اثرات محلی	اثرات نهایی روی چرخ عکس‌العملی
محفظه پایین	اتصال چرخ به ماهواره و نگهداشتن چرخ	تشدید ناشی ازدوران چرخ	کوپلینگ فرکانس طبیعی چرخ با اجزای محصول (چرخ عکس العملی) ناشی از خطای شبیه سازی	لق شدن پیچ و مهره اتصال به بدنه	اغتشاشات ارتعاشی

ب) شناسایی آیتم‌های بحرانی

مطابق با جدول ۸، مقادیر عدد بحرانی برای تمامی بلوک‌ها محاسبه می‌شود. آیتم‌های بحرانی دارای یکی از ویژگی‌های زیر هستند:

۱. آیتم‌هایی که دارای نتایج فاجعه‌بار یا عدد شدت اثر برابر ۴ هستند.
۲. آیتم‌هایی که دارای عدد بحرانی بزرگتر از ۶ هستند.

برای استخراج این آیتم‌ها باید ماتریس بحرانی بودن را بر اساس جدول ۱۰ تشکیل داد. در این راستا، ماتریس بحرانی تشکیل و در آن بخش‌های بحرانی مشخص شده است.

جدول ۱۰ . ماتریس بحرانی بودن

سطح شدت	SN	سطح احتمال			
		P>1E-1	1E-3<P ≤ 1E-1	1E-5<P ≤ 1E-3	P ≤ 1E-5
		PN			
		۴	۳	۲	۱
فاجعه‌بار	۴	۱۶	۱۲	۸	۴
بحرانی	۳	۱۲	۹	۶	۳
مهم	۲	۸	۶	۴	۲
قابل چشم‌پوشی	۱	۴	۳	۲	۱

جدول ۱۱. اعداد CN,PN,SN و بخش‌ها و اقلام بحرانی(CIL)

CN	PN	SN	عملیات مربوطه(کارکرد)	تجهیز یا بلوک
۹	۳	۳	جلوگیری از حرکت عمودی چرخ فولادی	مهره چرخ
۶	۲	۳	بررسی پریودیک رسیدن دیتا، خواندن دیتا، پردازش دیتای دریافتی، تغییر متغیرهای هدف	میکروکنترلر Microchip
۶	۲	۳		

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله، تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها و تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی تجهیز چرخ عکس العملی ارائه شد. در تحلیل تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها انواع حالت خرابی مشخص شده و اثرات آن در سطوح مختلف مشخص شد. همچنین راه تشخیص هر حالت خرابی و راه مقابله با آن ارائه شد. در تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی که یک تحلیل کمی است، پارامترهای شدت اثر خرابی SN، عدد احتمال خرابی PN و عدد بحرانی بودن CN محاسبه شده و آیتم‌های بحرانی تعیین شده است. اطلاعات استخراج شده از تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها ضمن کمک به بهبود قابلیت اطمینان طراحی چرخ عکس‌العملی، داده‌های مهمی را برای مدیریت خرابی و خطا در مراحل تست و ماموریت در اختیار طراح قرار داد.

مراجع

[1] *Failure modes, effects (and criticality) analysis (FMEA/FMECA),ECSS-Q-ST-30-02C, 2009.*

[2] W. Gılchrıst,. "Modeling failure mode and effect analysis," International Journal of Quality & Reliability Management vol 10, no 5, pp. 16-23 ,1993.

[3] H. Hatami Nasab, M.R Afzalabadi., M.H Afzalabadi, "Using FMEA Technique in Risk analysis", The First International Conference of Oil – Gas – Petrochemical and Power Plant, ICOGPP, 2012.

[4] Y. Chen, C. Ye, B. Liu,; R. Kang, , "Status of FMECA Research and Engineering Application," In Proceedings of the IEEE 2012 Prognostics and System Health Management Conference, Beijing, China, 23–25, May 2012.

[5] *Failure Modes and Effects Analysis (FMEA)—A Bibliography NASA. NASA/SP—2000-6110; NASA:Washington, DC, USA, 2000.*

[6] M. Culjkovic, B. von Guérard, "Choice of RAMS analyses to increase the cost efficiency of risk management process," In Proceedings of the Product Assurance Symposium and Software Product Assurance Workshop, Noordwijk, The Netherlands, 19–21; pp. 71–75. 1996.

[7] F. Mozaffari,; A. Eidi, L. Mohammadi,; Z .Alavi, "Implementation of FMEA to improve the reliability of GEO satellite payload," In Proceedings of the 2013 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS), Orlando, FL, USA, vol. 28, pp. 2–7, 2013.

[8] S. Bungo," Reliability Analysis of SWAMPSAT," M.S Thesis, University of Florida, Gainesville, FL, USA,; pp. 1–157. 2011.

[9] M.C Sinor.; "The failure analysis matrix: A usable model for ranking solutions to failures in information systems", Nova Southeastern University, 2000.

[10] J. Lim, H.-W. Lim," Study on failure prediciton method of BLDC motor driver," J. Adv. Eng. Technol. vol 9, no2, pp. 105–109, 2016.

[11] L. Wang, Z. Liu, H. Xue, B. Wan," Life prediction of DC motor using time series analysis based on accelerated degradation test-ing," Res. J. Appl. Sci. Eng. Technol. vol 6, no 24, pp. 4553–4558, 2013.

[12] D. Zheng et al," Study on the life prediction of induction motors based on accelerated degradation testing method," in 9th International Conference on Reliability, Maintainability and Safety (ICRMS), IEEE , 2011.

[13] S.A Asundi, N.G Fitz-Coy," CubeSat mission design based on a systems engineering approach," In Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, pp. 1–9, 2–9, March 2013.

[14] *M.J. Sidi, Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach, vol. 7, Cambridge University Press: Cambridge, 2000.*

[15] M. Navabi, M. Hosseini," Modeling and Spacecraft Attitude Control Using Reaction Wheel with Feedback Linearization." its Performance Study Subject to Power and EULERINT. Modares Mechanical Engineering.; vol 18, no1, pp.51-61. 2018 (in persian).

[16] H. Miri Rokn abadi, et al." Spacecraft Optimal Attitude Control by means of Reaction Wheels." Journal of space science & technology; vol 2, no 5, pp. 35-42. 2009.

[17] D. Hu, A. Sarosh, Y.-F. Dong," A novel KFCM-based fault diagnosis method for unknown faults in satellite reaction wheels," ISA Trans, vol 51 ,pp. 309–316, 2012.

[18] A.Rahimi,K. Dev Kumar Hekmat, Ali ghanbari ,"Fault estimation of satellite reaction wheels using covariance based adaptive unscented Kalman filter," Acta Astronautica vol 134, pp. 159-169, May 2017.

[19] MR Abedini, M.Abedi " Design of a robust fault-tolerant control algorithm based on failure mode effects criticality analysis for a three-axis satellite," Proceedings of the Institution of Mechanical

Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering,vol 233, no1, pp.91-110.,2019.

[20] Liming FAN, Hai HUANG, Kaixing ZHOU," Robust fault-tolerant attitude control for satellite with multiple uncertainties and actuator faults ",Chinese Journal of Aeronautics ,vol 33, no 12 , pp. 3380-339,. 2020.

[21] C. Liu, G. Vukovich, Z.W. Sun, et al," Observer-based fault-tolerant attitude control for spacecraft with input delay J Guid Control Dyn," vol 41, no 9, 2018.

[22] H. Gao, G.F. Ma, Y.Y. Lyu, et al.," Data-driven model-free adaptive attitude control of partially constrained combined spacecraft with external disturbances and input saturation," Chin J Aeronaut, vol 32, no5, pp. 1281-1293, 2019.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 126-137
2022

DOI:

10.22034/jssta.2022.325135.1047

Article Info

Received: 2022-1-17
Accepted: 2022-2-20

Keywords

Monopropellant, Hydrazine, Thruster, Catalyst

Experimental Investigation of the Performance of a Monopropellant Hydrazine Thruster in Atmospheric Conditions

Mohamad Ali Amirifar [*,1], Alireza Rajabi[2], Nooredin Ghadiri Masoom[3], Zahra Amirsardari[4], Majid Kamranifar[5]

1,*. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, , Corresponding author, ma.amirifar@isrc.ac.ir
2. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, alirezaarajabi@gmail.com
3. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, n.ghadiri@isrc.ac.ir
4. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, amirsardari@ut.ac.ir
5. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, majidkamranifar@gmail.com

Abstract

In this research, the performance of a monopropellant hydrazine thruster in atmospheric conditions has been investigated experimentally. For this purpose, after designing and constructing the thruster according to the functional requirements of the thruster, a test was designed and after that, the desired thruster was tested in atmospheric conditions. The test results show that the tested thruster can generate 2000 pulses with a width of 0.5 seconds and a periodicity of one second with reproducibility. It was shown that the life of this thruster is more than 2000 pulses and the thruster was able to produce very small beats of 3 mNS in reproducibility. Also, comparing the results of the current thruster sample with the experimental results of other thrusters showed how by selecting the appropriate dimensions for the injector, catalyst chamber and nozzle, the characteristics of pressure rise time, minimum impulse, pulse centroid and pressure drop time in the Thruster can be well controlled. Reducing the injector diameter (by keeping the flow rate constant by increasing the injection pressure) reduces the impulse (within a constant pulse width) and increases the pressure rise time. Reducing the dimensions of the catalyst chamber also reduces the increase and decrease time of the pressure, resulting in a smaller pulse centroid.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱۲۶-۱۳۷
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.325135.1047

تاریخچه داوری
دریافت: ۱۴۰۰/۱۰/۲۷
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۰۱

واژه‌های کلیدی
حداکثر هفت کلمه به‌عنوان کلمات
تراستر، تک پیشرانه، هیدرازین،
کاتالیست، رانشگر

بررسی تجربی عملکرد یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی در شرایط اتمسفریک

محمدعلی امیری فر*[۱]، علیرضا رجبی[۲]، نورالدین قدیری معصوم[۳]، زهرا امیرسرداری[۴]، مجید کامرانی‌فر[۵]

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

۲. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، پژوهشگاه فضایی ایران، alirezaarajabi@gmail.com

۳. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، پژوهشگاه فضایی ایران، n.ghadiri@isrc.ac.ir

۴- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، پژوهشگاه فضایی ایران، amirsardari@ut.ac.ir

۵. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، پژوهشگاه فضایی ایران، majidkamranifar@gmail.com

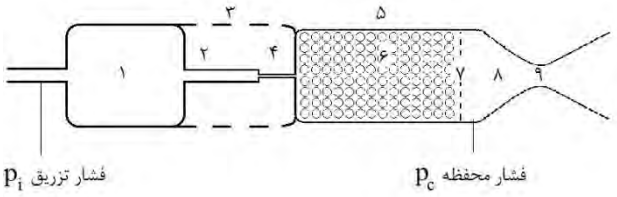
چکیده

در این پژوهش عملکرد یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی در شرایط اتمسفریک به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور، پس از طراحی و ساخت تراستر با توجه به الزامات عملکردی تراستر، آزمونی طراحی شد و پس از آن، تراستر مورد نظر در شرایط اتمسفریک مورد آزمایش قرار گرفت. نتایج آزمون نشان می‌دهد که تراستر آزمایش شده می‌تواند ۲۰۰۰ پالس با عرض ۰/۵ ثانیه و دوره تناوب یک ثانیه را به صورت تکرارپذیری تولید کند. همچنین نتایج نشان داد که عمر این تراستر بیش از ۲۰۰۰ پالس است و تراستر توانسته است ضربه‌هایی بسیار کوچک به اندازه ۳ میلی‌نیوتن‌ثانیه را به صورت تکرارپذیری تولید کند. مقایسه نتایج نمونه تراستر فعلی با نتایج تجربی تراسترهای دیگر نیز نشان داد که چگونه با انتخاب ابعاد مناسب برای انژکتور، محفظه کاتالیست و نازل می‌توان مشخصات زمان افزایش فشار، کمترین ضربه، مرکز پالس و زمان افت فشار در تراستر را به خوبی کنترل کرد. کاهش قطر انژکتور (با ثابت نگاه‌داشتن دبی پایا با افزایش فشار تزریق)، سبب کاهش ضربه تولیدی (در عرض پالس ثابت) و افزایش زمان رشد فشار می‌شود. کوچک کردن ابعاد محفظه کاتالیست نیز سبب کاهش زمان افزایش و افت فشار و در نتیجه کوچک شدن مرکز پالس می‌شود.

۱- مقدمه

تراسترها یکی از ابزارهای مورد نیاز در کنترل وضعیت، اصلاح و انتقال مداری ماهواره‌ها هستند و نقش اساسی در به نتیجه رسیدن اهداف عملیاتی یک ماهواره دارند، زیرا اولین قدم در راستای انجام ماموریت ماهواره رسیدن به موقعیت و وضعیت پیش‌بینی شده است. تراسترها دارای انواع مختلفی همچون شیمیایی و الکتریکی هستند. تراسترهای شیمیایی به انواع سوخت جامد، گاز سرد، تک‌پیشرانه و دوپیشرانه تقسیم می‌شوند. انتخاب تراستر برای یک ماموریت فضایی به سطح آمادگی فناوری، الزامات ماموریتی و سیستمی و ملاحظات دیگر وابسته است. تراسترهای تک‌پیشرانه، ضربه ویژه بالاتری نسبت به تراسترهای گاز سرد دارند و از طرفی نسبت به تراسترهای دوپیشرانه ساده‌تر و دارای قابلیت اطمینان بالاتر هستند [۱]. تراسترهای تک‌پیشرانه در بسیاری از ماموریت‌های فضایی استفاده شده و همچنان نیز کاربرد دارند.

در تراسترهای تک‌پیشرانه، با خروج گاز داغ حاصل از تجزیه کاتالیستی پیشرانه مایع از نازل نیروی پیشران تولید می‌شود. اجزای یک تراستر تک‌پیشرانه عبارت‌اند از شیر تراستر، لوله موبین و جداساز حرارتی، انژکتور، محفظه کاتالیست، کاتالیست‌ها، صفحه جداکننده، محفظه رانش و نازل (شکل ۱). پیشرانه در تراسترهای تک‌پیشرانه می‌تواند از مشتقات هیدرازین، هیدروژن پراکسید یا پیشرانه‌های سبز جدید باشد. هیدرازین به دلیل محتوای انرژی بالای خود از ابتدا مورد توجه توسعه‌دهندگان تراسترها بوده است [۲]. از طرفی، خطرهای زیست‌محیطی هیدرازین [۳] سبب می‌شود که به‌کارگیری و توسعه تراسترهای هیدرازینی هزینه بالایی داشته باشد. با این حال، ویژگی‌های عملکردی که توسط هیدرازین قابل دست‌یابی است و نیز قابیت اعتماد بالای آن، سبب شده این پیشرانه همچنان گزینه اصلی برای ماموریت‌های فضایی باشد.



شکل ۱. طرح تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی. ۱- شیر تراستر، ۲-لوله موبین، ۳- جداساز حرارتی، ۴- انژکتور، ۵- محفظه کاتالیست، ۶- کاتالیست‌ها، ۷- صفحه نگاه‌دارنده، ۸- محفظه رانش، ۹- نازل

ارن[1] و همکارش در سال ۲۰۰۰ میلادی، عملکرد یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی تقویت شده با محدوده نیروی رانش ۰/۴ تا ۱ نیوتن را ارزیابی نمودند [۴]. هو[2] و همکارانش در سال ۲۰۱۵ میلادی با ارائه یک مدل نظری، فرایند تجزیه حالت پایای پیشرانه‌های مایع در تراسترهای تک‌پیشرانه را تحلیل و نتایج آن را با مطالعه تجربی تجزیه هیدرازین در بستر کاتالیست اعتبارسنجی نمودند [۵]. کیم[3] و همکارانش در سال ۲۰۱۵ میلادی، با استفاده از نتایج تست گرم یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی ۷۰ نیوتنی، پارامترهای عملکردی نظیر فشار، دما و دبی جرمی را برحسب مقادیر مختلف طول مشخصه محفظه تراست ارزیابی نمودند [۶]. اشمیت[4] و ویلسون[5] تغییرات فشار بیشینه یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی را بر حسب طراحی انژکتور، شرایط کاری (دما و فشار تغذیه)، سیکل کاری و عرض پالس گزارش کرده‌اند [۷]. همچنین مرکز پالس برای پالس‌هایی با دوره تناوب و سیکل کاری‌های مختلف را نیز گزارش کرده‌اند. موینیهان[6] سه تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی ۰/۴۵ نیوتنی را مورد آزمایش قرار داده و نتایجی از قبیل ضربه نرمال‌شده با تراست نامی را گزارش کرده است [۸].

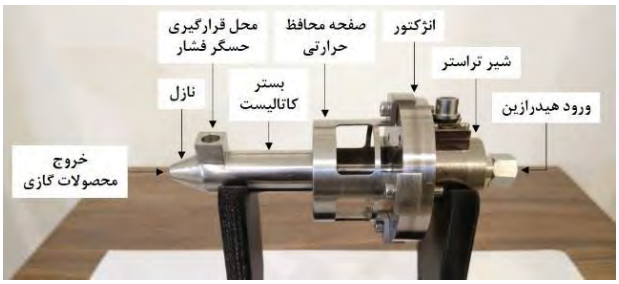
طراحی، توسعه و ساخت تراسترهای فضایی یکی از ماموریت‌های پژوهشگاه فضایی ایران است. یکی از پروژه‌هایی که در این راستا تعریف شده است، ساخت یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی با سطح نیروی رانش نامی یک نیوتن (در شرایط خلا) است. در این راستا، یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی برای آزمون در محیط اتمسفریک طراحی و ساخته شد. تمامی اجزای این تراستر، در پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران و

1 Oren
2 Hou
3 Kim
4 Schmitz
5 Wilson
6 Moynihan

با همکاری شرکت‌های داخلی طراحی و ساخته شد. هدف از مقاله حاضر، ارائه نتایج آزمون عملکردی تراستر ساخته شده و بررسی تجربی پارامترهای عملکردی آن است. در این راستا ابتدا اجزای تراستر، مسیر آزمون، حسگرهای استفاده شده و روند آزمون معرفی می‌شود. سپس نتایج آزمون تراستر و پارامترهای عملکردی آن بررسی و تحلیل می‌شود.

۲-اجزای تراستر و مسیر آزمون

تصویر تراستر ساخته شده در شکل ۲ نشان داده شده است. این تراستر به همراه کاتالیست آن قبلا طی اختراعی ثبت و گزارش شده است [۹]. جنس بدنه و انژکتور این تراستر از آلیاژ هاینس[1] است و اتصال این دو قسمت با جوشکاری پلاسما انجام شده است. روش جلوگیری از مسمومیت کاتالیست در حین فرایند جوشکاری پلاسما، قبلا در مرجع [۱۰] گزارش شده است. در اطراف لوله مویین از یک صفحه محافظ حرارتی استفاده شده است تا حرارت انتقالی از بدنه به شیر تراستر را کاهش داده و از افزایش دمای شیر جلوگیری نماید. در انتهای بستر کاتالیست و قبل از نازل، یک محل قرارگیری حسگر فشار تعبیه شده است.



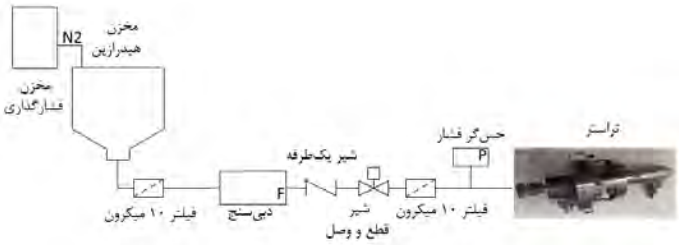
شکل ۲. تصویری از تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی

مشخصات تراستر ساخته شده شامل مشخصات انژکتور، محفظه کاتالیست، نازل، کاتالیست و پیشرانه در جدول ۱ نمایش داده شده است. روش توسعه و ساخت کاتالیست این تراستر در مراجع [۱۱] و [۱۲] و شیر تراستر نیز طی اختراعی ثبت و گزارش شده است [۱۳].

جدول ۲. مشخصات تراستر ساخته شده

مشخصه	مقدار	واحد
قطر انژکتور تراستر	۰/۱۸	میلی‌متر
قطر گلوگاه نازل	۰/۶۸	میلی‌متر
نسبت مساحت نازل	۳	-
دبی جرمی جریان	۰/۴۶	گرم بر ثانیه
جنس بدنه تراستر	هاینس	-
قطر محفظه کاتالیست	۱۲	میلی‌متر
طول محفظه کاتالیست	۳۶	میلی‌متر
جنس کاتالیست	ایریدیوم بر پایه گاما - آلومینا	-
پیشرانه	هیدرازین با خلوص ۹۸ درصد	-

شماتیک مسیر آزمون در شکل ۳ نشان داده شده است. فشارگذاری بر روی مخزن هیدرازین توسط مخزن پرفشار گاز نیتروژن و به کمک رگولاتور فشار انجام می‌گیرد. بعد از مخزن هیدرازین، به ترتیب یک فیلتر ۱۰ میکرون وی‌لاک[2]، دبی‌سنج برونک‌هرست[3]، شیر یک‌طرفه، شیر قطع و وصل، فیلتر ۱۰ میکرون وی‌لاک، حسگر فشار TML، و تراستر قرار دارد.



شکل ۳. شماتیک مسیر آزمون تراستر تک پیشرانه هیدرازینی

1 Haynes
2 Veelock
3 Bronkhorst

۳-طرح آزمون

طراحی آزمون به‌گونه‌ای انجام شـــده اســـت تا عملکرد مورد نیاز تراســـتر در قالب الزامات عملکردی مورد بررســـی قرار گیرد. الزامات عملکردی تراســـتر تک پیشـــرانه هیدرازینی در جدول ۲ ارائه شده است:

جدول ۲. الزامات عملکردی تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی

پارامتر	مقدار نامی	معیار پذیرش
تعداد سیکل	۲۰۰۰	بیشتر از ۲۰۰۰
نیروی رانش پایا	۰/۶۵ نیوتن	± ۱۰٪
سرعت مشخصه پایا	۱۳۰۰ متر بر ثانیه	± ۱۰٪
کمترین ضربه جزیی	۵۰ میلی نیوتن ثانیه	با انحراف معیار استاندارد ۱۰٪

روند انجام آزمون (ســـناریوی تســـت)، در ۴۸ مرحله طراحی شـــده اســـت. گـام‌های انجام آزمون از مرحله ابتدایی تا انتهای آزمون در جدول ۳ آمده است.

جدول ۳. روند انجام آزمون تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی

گام‌های انجام آزمون تراستر تک پیشرانه هیدرازینی
۱) ۰/۵ ثانیه روشـن ۲) ۶۰ ثانیه خاموش ۳) ۰/۵ ثانیه روشن۴) ۶۰ ثانیه خاموش ۵) ۰/۵ ثانیه روشـن۶) ۱۲۰ ثانیه خاموش ۷) ۲ ثانیه روشن ۸) ۶۰ ثانیه خاموش ۹) ۵ ثانیه روشـــن ۱۰) ۵۰ ثانیه خاموش ۱۱) ۱۰۰ ثانیه روشـــن ۱۲) ۳۰ ثانیه خاموش ۱۳) ۱۰۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪ ۱۴) ۳۰ ثانیه خاموش ۱۵) ۱۰ ثانیه روشـن ۱۶) ۲۰ ثانیه خاموش ۱۷) ۱۰ ثانیه روشن ۱۸) ۲۰ ثانیه خاموش ۱۹) ۱۰ ثانیه روشن ۲۰) ۳۰ ثانیه خاموش۲۱) ۱۰۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪ ۲۲) ۳۰ ثانیه خاموش ۲۳) ۱۰ ثانیه روشن۲۴) ۲۰ ثانیه خاموش ۲۵) ۱۰ ثانیه روشن ۲۶) ۲۰ ثانیه خاموش ۲۷) ۱۰ ثانیه روشن ۲۸) ۳۰ ثـانیـه خـاموش۲۹) ۱۰۰ پـالس با طول پالس ۱ ثانیه و ســـیکل کاری ۲۰٪ ۳۰) ۳۰ ثانیه خاموش ۳۱) ۱۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و ســـیکل کاری ۱۰٪ ۳۲) ۳۰ ثانیه خاموش ۳۳) ۱۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و ســیکل کاری ۵٪ ۳۴) ۳۰ ثانیه خاموش ۳۵) ۱۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و ســـیکل کاری ۳٪ ۳۶) ۳۰ ثانیه خاموش ۳۷) ۱۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و ســـیکل کاری ۲٪ ۳۸) ۳۰ ثانیه خاموش ۳۹) ۱۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و ســـیکل کاری ۱٪ ۴۰) ۳۰ ثانیه خاموش ۴۱) ۱۰۰ پالس با عرض پالس ۱ ثانیه و ســـیکل کاری ۰/۸٪ ۴۲) ۳۰ ثانیه خاموش ۴۳) ۱۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و ســیکل کاری ۰/۶٪ ۴۴) ۳۰ ثانیه خاموش ۴۵) ۱۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و ســیکل کاری ۰/۵٪ ۴۶) ۳۰ ثانیه خاموش ۴۷) ۵۰۰ پالس با طول پالس ۱ ثانیه و ســیکل کاری ۵۰٪ ۴۸) خاموش و انتهای آزمون.

۴-نتایج و بحث

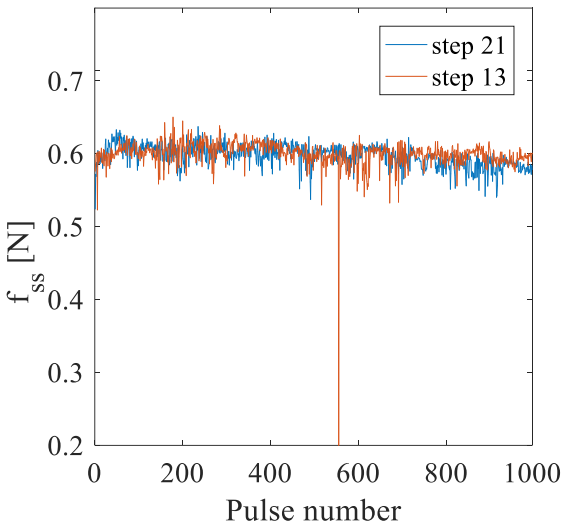
در این بخش نتایج آزمون در سه قسمت ارائه می‌شود: عمر، عملکرد پایا، عملکرد پالســـی. در قســـمت عمر، نتایج مربوط به ۲۰۰۰ پالس اعمالی به تراستر با عرض ۰/۵ ثانیه و دوره تناوب ۱ ثانیه ارائه می‌شـود. در قسمت عملکرد پایا، پارامترهای عملکردی پایای تراســـتر، شامل تراست و سرعت مشخصه، گزارش و ارزیابی می‌شـود. در بخش عملکرد پالسی، نتایج مربوط به کمترین ضربه جزیی و سایر پارامترهای عملکردی در پالس‌های کوتاه گزارش و بررسی می‌شود.

۴-۱- عمر

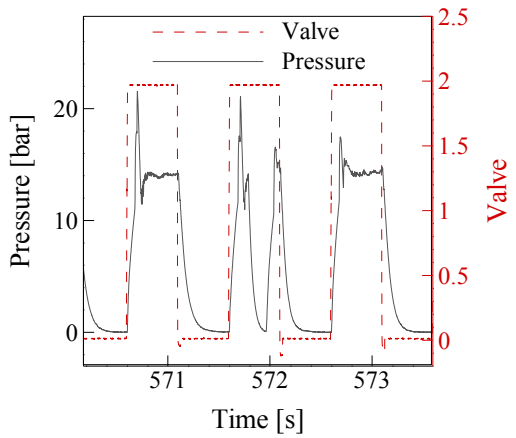
توانـایی عملکرد تراســـتر در تولیـد دو هزار پـالس را از دو دیدگاه می‌توان ســـنجید: ۱) عملکرد پالســـی تراســـتر، ۲) افت احتمـالی عملکرد پـایـای تراســـتر پس از تولید پالس‌ها. در این قســـمت عملکرد پالســـی تراســـتر بر اســـاس این پارامترها ارزیابی می‌شود: تراست، ضربه، سرعت مشخصه پالسی و مرکز پالس.

تراســـت پایا در دو هزار پالســـی که در گام‌های ۱۳ و ۲۱ از روند آزمون (جدول ۳) تولید شد که در شکل ۴ مشاهده می‌شود. تولید تراســـت در این ۲۰۰۰ پالس با تکرارپذیری مناســـبی انجام شـده اسـت. تراسـت متوسط در این ۲۰۰۰ پالس ۰/۶۰ نیوتن و انحراف معیار تراست ۰/۰۲ نیوتن است.

تنها در یک پالس از این ۲۰۰۰ پالس، تراســـتر به درســـتی عمل نکرده اســـت. فشـــار محفظه در پالس ۵۷۲ پس از لحظه‌ای افت، دوباره رشـــد کرد (شـــکل ۵). دبی تراســـتر نیز در این میانه پالس مورد نظر کاهش غیر منتظره‌ای داشت. بنابراین احتمالا این عملکرد غیرمنتظره، ناشی از یک گرفتگی لحظه‌ای بوده است.

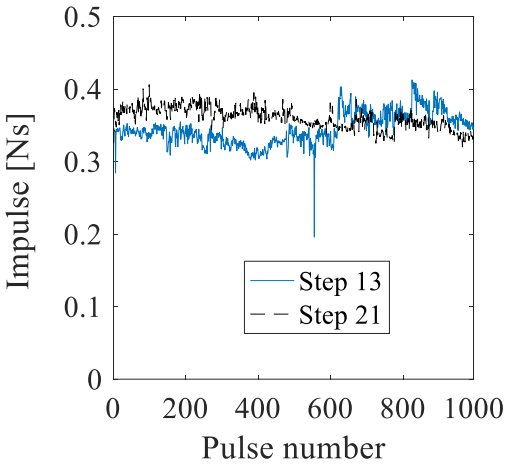


شکل ۴. تراست پایا برای دو گام از آزمون که در هر کدام ۱۰۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪ تولید شد



شکل ۵. تغییرات فشار (بار) و جریان شیر تراستر (بی بعد) از لحظه عملکرد غیرعادی تراستر

تعریف ضـــربـه جزیی عبـارت اســـت از انتگرال زیر نمودار تراست- زمان طی یک بازه زمانی مشخص. ضربه در ۲۰۰۰ پالس با تکرارپذیری مناسـبی تولید شـده اسـت. ضـربه تولیدی در این ۲۰۰۰ پالس، در شـکل ۶ رسم شده است. ضربه تولیدی متوسط در ۱۰۰۰ پـالس اول ۰/۳۵ نیوتن‌ثـانیـه بـا انحراف معیـار ۰/۰۲ نیوتن‌ثانیه بود. ضربه تولیدی متوسط در ۱۰۰۰ پالس دوم، ۰/۳۶ نیوتن‌ثانیه با انحراف معیار ۰/۰۲ نیوتن‌ثانیه بود.



شکل ۶. ضربه برای دو گام از آزمون که در هر کدام ۱۰۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪ تولید شد

دلیـل اختلـاف اندک (۳٪) ضـــربه در گام‌های ۱۳ و ۲۱ را می‌توان این‌گونه توضیح داد، به دلیل آن‌که پس از نیمه گام ۱۳، شـیر تراسـتر دچار نشتی شد، نیروی رانش تراستر در زمان قطع ولتاژ شیر صفر نمی‌شد. بنابراین، انتگرال تراست برای هر پالس از نیمه ۱۰۰۰ پالس اول به بعد کمی افزایش یافت. این افزایش در نمودار مربوط به گام ۱۳ در شـکل ۶ به‌خوبی مشـخص اسـت. همین افزایش ضـربه در تمام پالس‌های گام ۲۱ نیز ادامه داشت. بنابراین، ضـربه متوسـط در گام ۲۱، از ضربه متوسط در گام ۱۳ بیشتر بود.

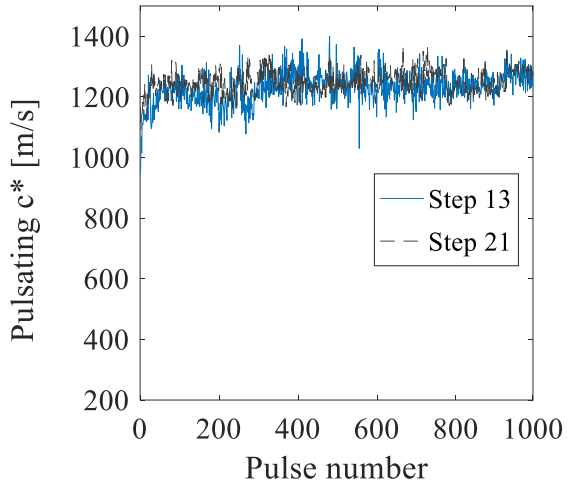
محاسـبه سـرعت مشـخصه در عملکرد پالسی با عملکرد پایا متفاوت اسـت. از آنجاکه تراسـتر در عملکرد پالسی به حالت پایا نمی‌رسـد، اندازه‌گیری مقدار لحظه‌ای فشـار و دبی در پالس‌های کوتاه با عدم قطعیت زیاد همراه اسـت. بنابراین، از تعریف سرعت مشخصه پالسی برای ارزیابی عملکرد پالسی استفاده می‌شود.

سـرعت مشـخصه عبارت است از، حاصل‌ضرب فشار محفظه در مساحت گلوگاه بخش بر دبی جرمی پیشرانه. سرعت مشخصه نشـان‌دهنده تاثیر فرایند تجزیه در تولید گازهای داغ از پیشـرانه مایع اسـت. در مورد سـرعت مشـخصـه نیز، مانند ضـربه ویژه، اندازه‌گیری مقدار لحظه‌ای در پالس‌های کوتاه دشـوار و با خطای زیاد همراه اسـت. بنابراین، برای سـرعت مشـخصـه نیز از تعریف سـرعت مشخصه پالسی استفاده می‌شود. سرعت مشخصه پالسی عبارت اسـت از، حاصـل‌ضرب انتگرال فشار محفظه در یک پالس

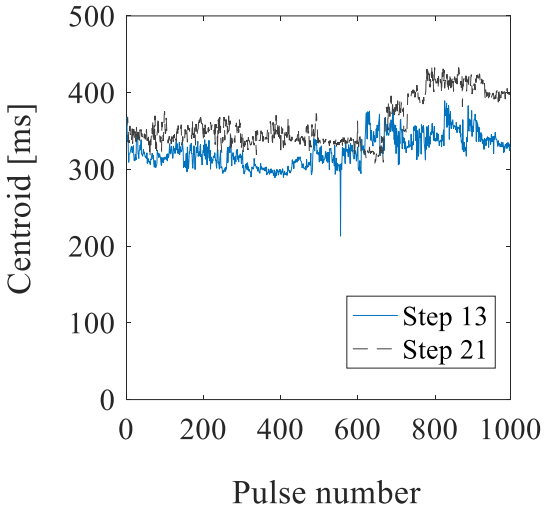
در مساحت گلوگاه بخش بر جرم پیشرانه مصرف شده در آن پالس.

سرعت مشخصه پالسی در ۲۰۰۰ پالس در شکل ۷ مشاهده می‌شود. سرعت مشخصه پالسی متوسط در این ۲۰۰۰ پالس ۱۲۳۹ متر بر ثانیه و انحراف معیار آن ۵۰ متر بر ثانیه (بازه اطمینان ۹۹٪ مقدار متوسط برابر با ۴± متر بر ثانیه) بود. سرعت مشخصه پالسی، ۶٪ کمتر از سرعت مشخصه پایا در همین آزمایش بود. افت سرعت مشخصه در عملکرد پالسی نسبت به عملکرد پایا، طبیعی است. بنابراین، تراستر در این پالس‌ها با کارآیی بالا و تکرارپذیر عمل کرده است.

مرکز پالس، فاصله زمانی بین لحظه اعمال ولتاژ شیر تا تولید ۵۰٪ ضربه توسط تراستر است. مرکز پالس برای ۲۰۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪ در شکل ۸ رسم شده است. مرکز پالس متوسط در این ۲۰۰۰ پالس، ۳۴۴ میلی‌ثانیه با انحراف معیار ۴۱ میلی‌ثانیه بود. اگر ضربه بدون تاخیر و با شکل پالس مربعی تولید می‌شد، مرکز پالس در یک پالس با عرض ۵۰۰ میلی‌ثانیه، باید ۲۵۰ میلی‌ثانیه می‌بود.



شکل ۷. سرعت مشخصه پالسی برای دو گام از آزمون که در هر کدام ۱۰۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪ تولید شد



شکل ۸. مرکز پالس برای دو گام از آزمون که در هر کدام ۱۰۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪ تولید شد

۴-۲- عملکرد پایا

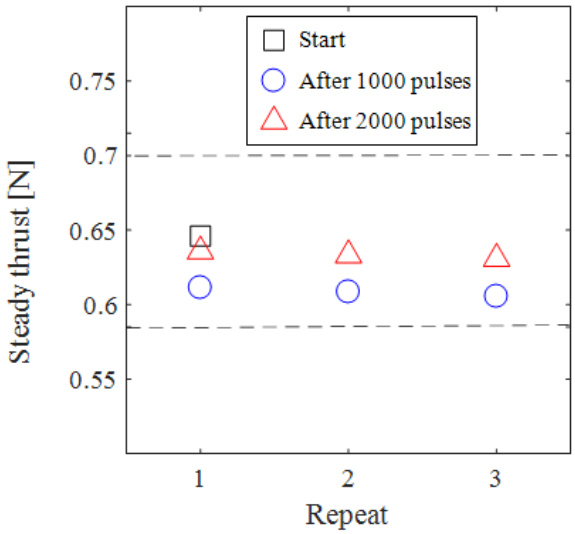
برای آن‌که عملکرد پایای تراستر ارزیابی شود، یک فرمان با طول ۱۰۰ ثانیه در ابتدای روند آزمایش به تراستر اعمال شد. در مدت ۱۰۰ ثانیه تراستر کاملا گرم شده و مشخصه‌های عملکردی آن ثابت می‌شوند. از طرف دیگر، برای آن‌که مشخص شود که عملکرد تراستر پس از تعداد زیادی پالس افت نکرده است، تراست پایا و سرعت مشخصه قبل و بعد از انجام ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ پالس با هم مقایسه می‌شوند.

تراست پایا در شروع آزمون، پس از ۱۰۰۰ پالس و پس از ۲۰۰۰ پالس در شکل ۹ رسم شده است. تراست در محدوده قابل قبول تست (۱۰٪±۰/۶۵N) بود. تغییرات تراست بعد از ۲۰۰۰ پالس نسبت به تراست بعد از ۱۰۰۰ پالس به دلیل تغییر فشار بالادست بود؛ در میانه تست (بعد از ۱۰۰۰ پالس اول)، فشار بالادست افزایش داده شد. بعد از ۱۰۰۰ پالس، گام ۱۳ فشار بالادست ۱۶/۸ بار بود که به ۱۷/۹ بار افزایش یافت.

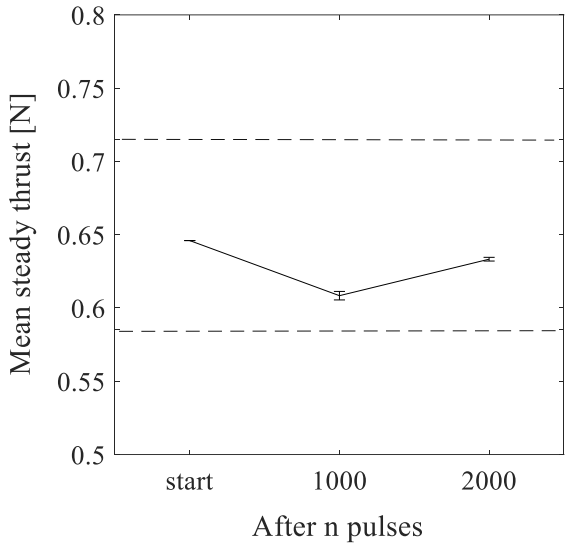
لازم به توضیح است که در تست انجام شده حجم مخزن آزمایش نسبتا کوچک بود (۵ لیتر). بخشی از این حجم مخزن توسط پیشرانه (۱ لیتر) و بخش بزرگتری از آن توسط گاز فشارگذار (نیتروژن) پر می‌شود. هنگامی که بخشی از پیشرانه

مصرف شود گاز فشارگذار بخش بیشتری از فضای مخزن را اشغال می‌کند (منبسط می‌شود). در نتیجه اگر میزان زیادی از پیشرانه مصرف شود (در زمان‌های طولانی تست)، فشار گاز فشارگذار کاهش می‌یابد. اگر نیاز باشد که عملکرد پایا ثابت بماند لازم است در میانه‌ی تست گاز بیشتری به مخزن آزمایش اضافه شود تا فشار آن به مقدار اولیه افزایش یابد. در میانه‌ی تست، بعد از ۱۰۰۰ پالس اول، این افزایش فشار گاز درون مخزن آزمایش توسط اپراتور انجام شد. ولی تنظیم دقیق فشار به دلیل دقت رگولاتور و آزمایشگر امکان‌پذیر نشد. در نتیجه فشار در ابتدای ۱۰۰۰ پالس دوم بیشتر از فشار مخزن در ابتدای ۱۰۰۰ پالس اول بود.

تراست متوسط تکرارهای شکل ۹، در شکل ۱۰ رسم شده است. تغییرات مقدار متوسط تراست به علت تغییر فشار بالادست بود و تغییر رفتار تراستر را نشان نمی‌دهد. بنابراین، تراست پایا به دلیل تولید ۲۰۰۰ پالس تغییری نکرده است.



شکل ۹. تراست پایا در شروع آزمون، پس از ۱۰۰۰ و پس از ۲۰۰۰ پالس. محدوده قابل قبول تراست با خط‌چین نشان داده شده است



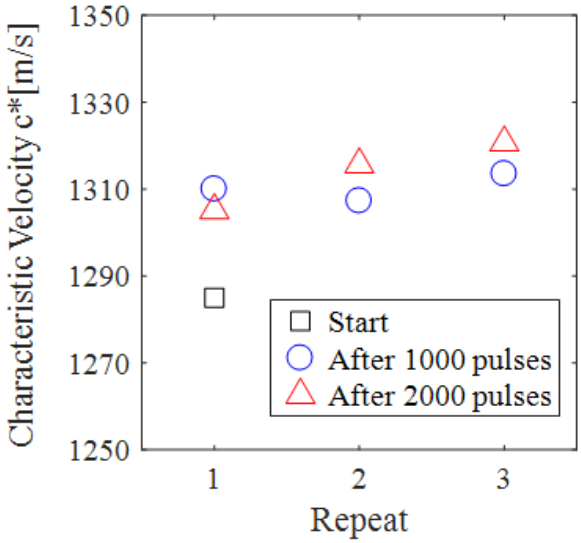
شکل ۱۰. تراست متوسط با پیشرفت روند تست. خطوط خطا بازه دو انحراف معیار را نشان می‌دهد. خط‌چین‌ها نشان‌دهنده بازه قابل قبول نتایج تست است

سرعت مشخصه در شروع آزمون، پس از اعمال هزار پالس و پس از دو هزار پالس، در شکل ۱۱ رسم شده است. سرعت مشخصه پس از این تعداد پالس، تغییر قابل ملاحظه‌ای نداشته است. تغییرات سرعت مشخصه پس از ۱۰۰۰ پالس اول و پس از ۱۰۰۰ پالس دوم بسیار ناچیز است (کمتر از ۰/۵ درصد). افزایش جزیی سرعت مشخصه از شروع آزمون به دلیل افزایش دمای تراستر بوده است. دمای کاتالیست به دلیل انتقال حرارت و به دلیل شکل روند آزمون (سناریوی اعمال پالس‌ها) در طول تست تغییر می‌کند و این تغییر دما به تغییر سرعت مشخصه (کارآیی کاتالیست) می‌انجامد. در شروع آزمون، یک پالس بلند اعمال شد که سرعت مشخصه آن محاسبه شده است. اما پس از ۱۰۰۰ پالس و همچنین پس از ۲۰۰۰ پالس، سه پالس طولانی ۱۰ ثانیه‌ای وجود داشت که سرعت مشخصه برای آن شش پالس محاسبه شده و در شکل ۱۱ قابل مشاهده است. لازم به ذکر است که کریشناماچاری[1] و همکاران [۱۴] سرعت مشخصه ۱۱۶۶ متر بر ثانیه را در تست زمینی یک تراستر یک نیوتنی تک‌پیشرانه هیدرازینی اندازه‌گیری کرده‌اند. اشمیت[2] و همکاران [۱۵] سرعت مشخصه ۱۲۷۴ متر بر ثانیه را گزارش کرده‌اند.

1 Krishnamachary

2 Schmitz

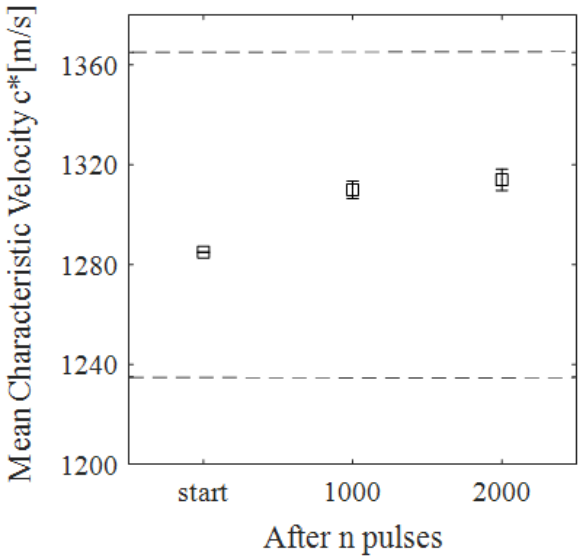
سرعت مشخصه ایده‌آل یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی با توجه به میزان تجزیه آمونیاک بین ۱۲۲۰ تا ۱۳۵۰ متر بر ثانیه تغییر می‌کند [۱۶].



شکل ۱۱. سرعت مشخصه در شروع آزمایش (Start)، پس از ۱۰۰۰ پالس، و پس از ۲۰۰۰ پالس

مقدار میانگین سرعت مشخصه در شروع آزمایش، پس از ۱۰۰۰ پالس و پس از ۲۰۰۰ پالس در شکل ۱۲ رسم شده است. سرعت مشخصه میانگین ۱۳۱۲ متر بر ثانیه بود. سرعت مشخصه متوسط مورد انتظار ۶۵± ۱۳۰۰ متر بر ثانیه بود. سرعت مشخصه میانگین بعد از ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ پالس تفاوت معنی‌داری نداشته است. افزایش سرعت مشخصه پس از ۱۰۰۰ پالس نسبت به شروع تست به دلیل افزایش دمای تراستر بوده است.

بنابراین، عملکرد پایای تراستر در این آزمون پس از تولید ۲۰۰۰ پالس تغییر معنی‌داری نداشته است. سرعت مشخصه و تراست پایا در ابتدای آزمون و پس از تولید ۲۰۰۰ پالس در محدوده قابل قبول بود. پس می‌توان گفت، عمر این تراستر بیشتر از ۲۰۰۰ پالس است.

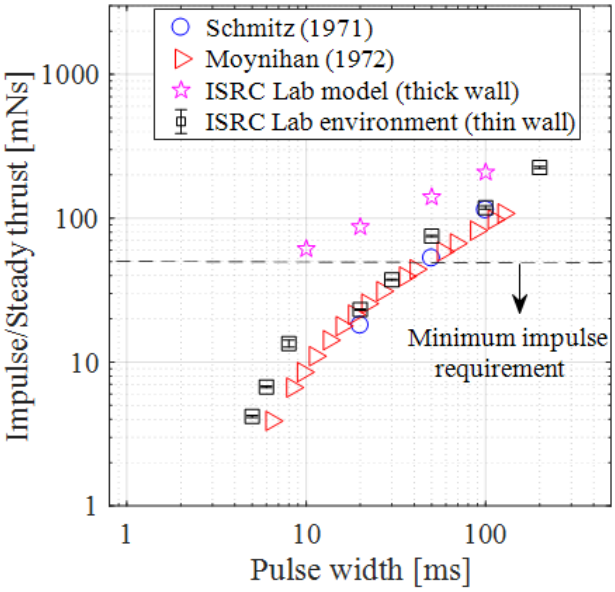


شکل ۱۲. سرعت مشخصه میانگین با پیشرفت روند تست. خطوط خطا بازه دو انحراف معیار را نشان می‌دهد. خط‌چین‌ها نشان‌دهنده بازه قابل قبول نتایج تست است

۴-۳- عملکرد پالسی

در این قسمت، پارامترهای عملکرد پالسی تراستر شامل ضربه جزیی و مرکز پالس گزارش و ارزیابی می‌شوند. نتایج این بخش مربوط به پالس‌هایی با دوره تناوب ۱ ثانیه و عرض پالس بین ۵ تا ۲۰۰ میلی‌ثانیه است. برای هر عرض پالس، ۱۰۰ پالس به تراستر اعمال شد. این پالس‌ها در گام‌های ۲۹ تا ۴۵ آزمون تعریف شده بود. ضربه جزیی در این مطالعه، با استفاده از فشار محفظه محاسبه می‌شود. ضربه جزیی سطح زیر نمودار تراست-زمان در یک بازه زمانی مشخص است. ضربه در این آزمایش، تقریبا به صورت خطی با عرض پالس افزایش یافته است. کمترین ضربه تولید شده، برابر ۳ میلی‌نیوتن‌ثانیه در عرض پالس ۵ میلی‌ثانیه به دست آمده است. در شکل ۱۳، ضربه نرمال شده با تراست پایا در نمونه محیط آزمایشگاهی حاضر (Lab environment) با ضربه نرمال گزارش شده در مراجع [۷] و [۸] و همچنین ضربه نرمال نمونه آزمایشگاهی (Lab model) که قبلا تست شده بود [۱۷] و [۱۸]، مقایسه شده است. ضربه نرمال و رفتار آن در نمونه حاضر بسیار به ضربه گزارش شده در مراجع معتبر یاد شده نزدیک است. ضربه نرمال در نمونه آزمایشگاهی تراستر بسیار بزرگ‌تر بود. اختلاف ضربه در این مدل نسبت به

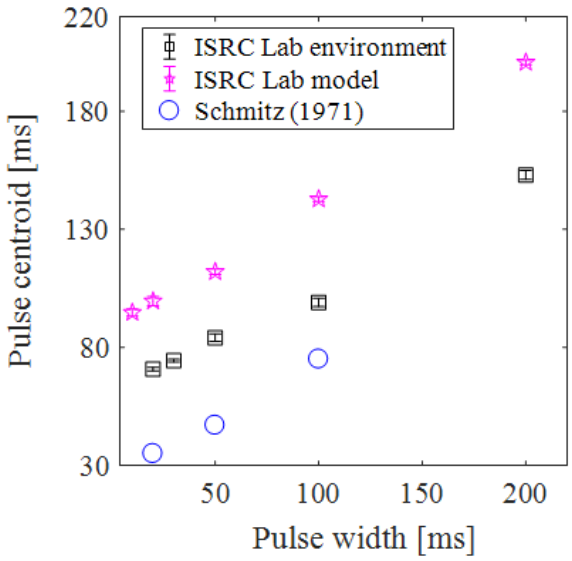
مدل آزمایشگاهی با اختلاف ابعاد انژکتور در این دو تراستر توجیه می‌شود. کوچک بودن انژکتور در این تراستر نسبت به تراستر قبلی سبب شده که دبی عبوری از آن در پالس‌های کوتاه بسیار کمتر باشد. قطر انژکتور در نمونه محیط آزمایشگاهی (نمونه حاضر) ۰/۱۸ میلی‌متر و در نمونه آزمایشگاهی (نمونه جدار ضخیم) ۰/۲۱۸ میلی‌متر بود. این تفاوت دبی ورودی به تراستر تفاوت ضربه تولیدی توسط این دو تراستر را توجیه می‌کند.



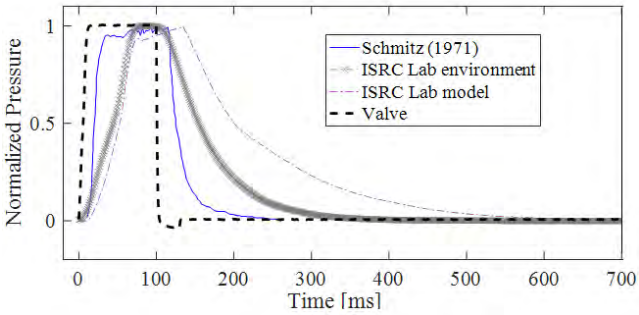
شکل ۱۳. ضربه جزیی نرمال شده با تراست پایا در مقایسه با تراستر نیروی هوایی آمریکا (اشمیت [۷])، تراستر ناسا (موینیهان [۸]) و تراستر نمونه آزمایشگاهی [۱۷] و [۱۸]. خطوط خطا نشان‌دهنده بازه اطمینان ۹۹٪ است

در شکل ۱۴، مرکز پالس در این تراستر با تراستر نمونه آزمایشگاهی و تراستر مرجع [۷] مقایسه شده است. مرکز پالس در تراستر حاضر از تراستر مدل آزمایشگاهی کوچک‌تر بود. دلیل آن کوچک‌تر بودن قطر انژکتور در تراستر فعلی نسبت به تراستر مدل آزمایشگاهی است. کوچک‌تر بودن انژکتور سبب می‌شود در پالسی با عرض یکسان جرم کمتری از پیشرانه وارد تراستر شود، در نتیجه گاز کمتری تولید شود. از آنجاکه حجم دو تراستر یکسان بود، گاز کمتر فشار محفظه را کمتر بالا برده و سریع‌تر تخلیه می‌شود. بنابراین، در مجموع در تراستر حاضر پالسی کوچک‌تر و کوتاه‌تر تولید می‌شود. این یعنی تراستر حاضر ضربه کمتر و مرکز پالس کوچکتری تولید می‌کند.

برای ایجاد شهود بهتر از تفاوت مرکز پالس در تراسترهای شکل ۱۴، شکل پالس تراستر فعلی، مدل آزمایشگاهی و تراستر مرجع [۷] در شکل ۱۵ مقایسه شده است. تراستر نمونه آزمایشگاهی و محیط آزمایشگاهی تقریبا در یک زمان به فشار بیشینه رسیده‌اند. اما فشار در نمونه مرجع سریع‌تر شروع به افت می‌کند و زودتر تخلیه می‌شود. بنابراین، در مجموع پالس نمونه فعلی کوچک‌تر است و مرکز پالس کوچک‌تری دارد. هم سرعت رشد فشار و هم سرعت تخلیه فشار در تراستر مرجع [۷] بیشتر است. دلیل این سرعت بیشتر کوچک بودن نسبت حجم تراستر به دبی در تراستر مرجع است.



شکل ۱۴. مرکز پالس در تراستر فعلی (Lab environment)، مدل آزمایشگاهی (Lab model) و تراستر نیروی هوایی آمریکا (Schmitz[7]). خطوط خطا نشان‌دهنده بازه اطمینان ۹۹٪ است



شکل ۱۵. شکل پالس فشار نمونه برای فرمانی با عرض ۱۰۰ میلی‌ثانیه و دوره تناوب ۱ ثانیه

افزایش فشار در تراستر ناشی از تجمع گاز در آن و کاهش فشار ناشی از تخلیه گازهای موجود در محفظه است. بنابراین، زمان افزایش فشار و کاهش فشار در تراستر متناسب با نسبت حجم تراستر به دبی خالص ورودی به آن است. از این‌رو، هرچه نسبت حجم به دبی در یک تراستر کوچک‌تر باشد تراستر سریع‌تری خواهیم داشت.

۵- نتیجه

این پژوهش، با هدف بررسی تجربی عملکرد یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی در محیط اتمسفریک انجام شد. نتایج نشان داد، که تراستر آزمایش شده می‌تواند ۲۰۰۰ پالس با عرض ۰/۵ ثانیه و دوره تناوب ۱ ثانیه را به صورت تکرارپذیری تولید کند. همچنین، بر اساس نتایج، نیروی رانش و سرعت مشخصه پایای تراستر در محدوده مجاز قرار داشت. مقایسه نیروی رانش و سرعت مشخصه پایای تراستر در ابتدای آزمون، پس از ۱۰۰۰ پالس و پس از ۲۰۰۰ پالس هیچ‌گونه افتی را در عملکرد تراستر نشان نداد. بنابراین، عمر این تراستر بیش از ۲۰۰۰ پالس بوده است. در عملکرد پالسی، نشان داده شد که تراستر توانسته ضربه‌هایی بسیار کوچک به اندازه ۳ میلی‌نیوتن‌ثانیه را به صورت تکرارپذیری تولید کند. همچنین مقایسه نتایج نمونه تراستر فعلی با نتایج مدل آزمایشگاهی و تراستر اشمیت [۷] نشان داد که چگونه با انتخاب ابعاد مناسب برای انژکتور، محفظه کاتالیست و نازل می‌توان مشخصات زمان افزایش فشار، کمترین ضربه، مرکز پالس و زمان افت فشار در تراستر را به‌خوبی کنترل کرد. کاهش قطر انژکتور (با ثابت نگاه‌داشتن دبی پایا با افزایش فشار تزریق)، سبب کاهش ضربه تولیدی (در عرض پالس ثابت) و افزایش زمان رشد فشار می‌شود. کوچک کردن ابعاد محفظه کاتالیست، سبب کاهش زمان افزایش و افت فشار و در نتیجه کوچک شدن مرکز پالس می‌شود. همچنین، بر میزان کاتالیست قابل حمل و احتمال عمر تراستر نیز موثر است. انتخاب ابعاد یاد شده، با مصالحه در الزامات تراستر قابل بهینه‌سازی است.

مراجع

[1] H. Jung, J. H. Kim, "Test and Evaluation of a 70 N-class Hydrazine Thruster for Application to the Precise Attitude Control of Space Vehicles," in 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, 2013.

[2] T. W. Price, D. D. Evans, "The Status of Monopropellant Hydrazine Technology," 1968.

[3] S. Baek, W. Jung, H. Kwon, S. Kang, "Development of High-Performance Green-Monopropellant Thruster with Hydrogen Peroxide and Ethanol," Journal of Propulsion and Power, vol. 34, no. 5, pp. 1256-, 2018.

[4] A. Oren, and C. Gutfinger. "Performance evaluation of an augmented hydrazine thruster." In 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, p. 3761. (2000).

[5] B. Hou, X. Wang, T. Li, and T. Zhang. "Steady-state behavior of liquid fuel hydrazine decomposition in packed bed." AIChE Journal 61, no. 3 (2015): 1064-1080.

[6] J. S. Kim, H. Jung, S. H. Bae, D. S. Bae, and J. H. Kim. "Performance Evaluation of a 70 N Hydrazine Thruster According to the Variation of Characteristic Length." In 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, p. 4162. (2015).

[7] B. W. Schmitz و W. W. Wilson, "Long Life Monopropellant Hydrazine Engine Development Program," Air Force Rocket Propulsion Laboratory, Edwards, California, 1971.

[8] P. I. Moynihan, "Minimum Impulse Tests of 0.45-N Liquid Hydrazine Catalytic Thrusters," JPL Quarterly Technical Review, 1972.

[۹] م. ع. امیری فر و همکاران، "ساخت کاتالیست ایریدیوم/ آلومینا برای استفاده در یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی،" ۱۳۹۹۵۰۱۴۰۰۰۳۰۰۱۲۹۲، ۱۷ اردیبهشت ۱۳۹۹.

[10] Z. Amirsardari, Y. Vahidshad, M. A. Amirifar, et al, “Method for Preventing the Contamination of Iridium Nanocatalyst during Plasma Arc Welding Procedure,” Journal of Failure Analysis and Prevention, 2021.

[11] Z. Amirsardari, A. Dourani, M. A. Amirifar, et al, “Dentate number and functionality of O, N-donor ligands for the growth and catalytic reaction of iridium nanoparticles,” Chemical Papers,Vol 74, P 3233-3241, 2020.

[12] Z. Amirsardari, A. Dourani, M. A. Amirifar, et al, “Comparative characterization of iridium loading on catalyst assessment under different conditions,” International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials, Vol 28, P 1233-1239, 2021.

[۱۳] م. ع. امیری فر و همکاران، "شیر تراستر سلونوئیدی با ساختار فشرده و سازگار با هیدرازین،" ۱۳۹۸۵۰۱۴۰۰۰۳۰۰۷۶۶۱، ۴ آذر ۱۳۹۸.

[14] S. Krishnamachary, S. K. Mohan, S. G. Kulkarni, D. Jayaraman, M. R. Rao, L. D. Singh and S. K. Prasad, "Propellant Grade Hydrazine in Mono/Bi-propellant Thrusters: Preparation and Performance Evaluation," Defence Science Journal, vol. 65, no. 1, pp. 31-38, 2015.

[15] B. Schmitz, D. Williams, W. Smith and D. Maybee, "Design and Scaling Criteria for Monopropellant Hydrazine Rocket Engines and Gas Generators Employing Shell 405 Catalyst," in 2nd Propulsion Joint Specialist Conference, 2012.

[16] G. P. Sutton and O. Biblarze, Rocket Propulsion Elements, 7th ed., Wiley, 2001.

[۱۷] م. ع. امیری فر و همکاران، "آزمون گر کاتالیستی تک پیشرانه هیدرازین با کنترل دقیق جریان ورودی به بستر،" ۱۳۹۸۵۰۱۴۰۰۰۳۰۰۶۱۱۵، ۱۵ مهر ۱۳۹۸.

[۱۸] ع. رجبی، م. ع. امیری فر، ز. امیرسرداری و همکاران، "آزمون گرم نمونه آزمایشگاهی رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی،" چهارمین نشست تخصصی دستاوردهای علمی و فنی پژوهشگاه فضایی ایران، ۱۳۹۷.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 138-146
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.310259.1035

Article Info

Received: 2021-10-13
Accepted: 2022-1-25

Keywords

Satellite telephony, Walker delta Constellation, Orbital design, Constellation design

Investigating Orbital Configurations for a LEO Satellite Telephony Constellation over the Territory of Iran

Mohammad Haji Jafari [*,1], Sahar Aminabadi[2]

1,*. Imam Khomeini International University - Buin Zahra Higher Education Center of Engineering and Technologyhajijafari@bzte.ac.ir, Corresponding author
2. Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Iran, sahar.amin2011@gmail.com

Abstract

In this paper, we investigate the orbital characteristics of a constellation consisting of 24 LEO satellites. All the configurations are based on the Walker Delta model, which include single-regulated (one constellation) and double- regulated (intertwined two constellations) models. For the sake of comparability, it is assumed that the orbital period of all satellites is 127 minutes and regarding the maximum altitude of 2000 km, the three eccentricities of zero (circle), 0.19 (with an apogee of 2000 km) and 0.097 (=0.19/2) with the longest presence time on the mission area, are considered. In order to limit the search space, the inclination of all orbits is assumed 40 degrees and three values of 320, 340 and 360 degrees are considered for the argument of perigee in elliptical orbits. Examining the various scenarios, it can be seen that, Assuming the need for at least two observable satellites, basically, it can be found that for the argument of perigee of 320 degrees provides the best coverage beside the least standard deviation. As expected, the higher eccentric orbits perform better regardless of changes in signal strength. on the other hand, Double-regulated configurations can be associated with a larger number of satellites in view, which generally is accompanied by higher standard deviations. In General, a configuration may be chosen according to mission requirements and no one should be regarded as the absolute optimum.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱۳۸-۱۴۶
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.310259.1035

بررسی پیکربندی‌های مداری برای یک منظومه تلفن ماهواره‌ای نزدیک زمین در محدوده سرزمینی ایران

محمد حاجی جعفری [۱*]، سحر امین‌آبادی [۲]

۱،*. دانشگاه بین‌المللی امام خمینی ره - مرکز آموزش عالی فنی و مهندسی بوئین‌زهرا، hajijafari@bzte.ac.ir
(نویسنده مسئول)

۲. دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، sahar.amin2011@gmail.com

چکیده

در این مقاله تلاش شده ویژگی‌های مداری یک منظومه متشکل از ۲۴ ماهواره نزدیک زمین بررسی شود. در این بین، منظومه‌هایی مبتنی بر طرح دلتای واکر درنظر گرفته شده که شامل مدل‌های تک‌منتظم (یک منظومه) و دومنتظم (دو منظومه تودرتو) می‌شوند. به‌منظور مقایسه‌پذیری فرض شده که دوره مداری تمامی ماهواره‌ها ۱۲۷ دقیقه بوده و با توجه به ارتفاع بیشینه ۲۰۰۰ کیلومتری، سه مقدار خروج از مرکز صفر (دایره)، ۰٫۱۹ (با اوج ۲۰۰۰ کیلومتری) و ۰٫۰۹۷ (۰٫۱۹÷۲=) با بیشترین زمان حضور روی منطقه مأموریت لحاظ شده است. به‌منظور محدود کردن فضای جستجو، میل تمامی مدارها ۴۰ درجه فرض شده و سه مقدار ۳۲۰، ۳۴۰ و ۳۶۰ درجه برای آرگومان حضیض در مدارهای بیضوی لحاظ شده است. با بررسی سناریوهای مختلف دیده می‌شود که با فرض ضرورت وجود دست‌کم دو ماهواره در دید، اصولاً زاویه آرگومان حضیض ۳۲۰ درجه بهترین پوشش در ازای کم‌ترین انحراف‌معیار ارائه می‌کند. مدارهای با خروج از مرکز بالاتر با صرف‌نظر از تغییرات در قدرت سیگنال، عملکرد بهتری دارند. این در حالی است که پیکربندی‌های دومنتظم می‌توانند با تعداد ماهواره در دید بیشتری همراه باشند که البته اصولا با انحراف‌معیار بیشتری همراه است. در کل، انتخاب از میان طرح‌های مختلف تنها با توجه به نیازمندی‌های ماموریتی امکان‌پذیر است و صرفا یک طرح را نمی‌توان نسبت به دیگران برتر دانست.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۷/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۰۵

واژه‌های کلیدی

تلفن ماهواره‌ای، منظومه دلتای واکر، طراحی مدار، طراحی منظومه

۱- مقدمه

با افزایش گستره استفاده از سامانه‌های فضایی در سال‌های اخیر، بسیاری از کشورها به ساخت و توسعه ماهواره در حوزه‌های گوناگون پرداخته‌اند. درحالی‌که پیش‌تر از تک ماهواره‌ها برای برآورده کردن نیازهای عملیاتی استفاده می‌شد، به‌دلیل مشکلاتی نظیر هزینه بالا، وزن پرتاب زیاد و تأخیر در ارسال داده‌ها، این رویه به‌سوی استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای متمایل شده است [۱].

منظومه‌های ماهواره‌ای به گروهی از ماهواره‌ها اطلاق می‌شود که به‌صورت هم‌زمان برای اهداف نظامی، اینترنت، تلفن ماهواره‌ای، ارتباطی، مسیریابی، سنجشی و ... به‌کاربرده شده و می‌توانند پوشش جهانی یا منطقه‌ای داشته باشند. مأموریت‌های علمی، نظامی، مخابراتی و سنجشی قسمتی از مهم‌ترین کاربری‌های فضایی هستند که طی سال‌های گذشته، توسط ماهواره‌ها محقق شده‌اند. استفاده هم‌زمان از چند ماهواره، سبب کوچک و سبک شدن هر سامانه شده و در نتیجه توسعه‌دهندگان می‌توانند برای پرتاب ماهواره‌ها، از ماهواره‌برهای سبک‌تری استفاده کنند که خود باعث کاهش هزینه‌های مربوط به ساخت، پرتاب و تسهیل پوشش می‌شود. تفاوت عمده در استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای و سامانه‌های متمرکز، در افزایش عملکرد، طرح‌های مدولاسیون پیشرفته، آنتن‌های چندپرتویی و طرح‌های استفاده مجدد از بسامد است [۴-۲]. اسپیس‌ایکس، وان‌وب[1] و تلست[2]، سه منظومه ماهواره‌ای فعال در مدار نزدیک زمین به‌شمار می‌آیند [۵].

استفاده از تلفن‌های ماهواره‌ای به‌منزله توسعه و تکمیل فناوری‌ها، نوآوری‌های رادیویی، گسترش پوشش و قابلیت اطمینان، کاهش اندازه، هزینه و مصرف توان دستگاه‌های رادیویی و بهبود کارایی آن‌هاست. استفاده از این وسایل امکانات لازم برای برقراری ارتباط بین کشتی‌ها، وسایل نقلیه زمینی و هواپیماها با ایستگاه‌های زمینی را فراهم می‌آورد [۶]. به‌کارگیری یک منظومه از ریزماهواره‌ها در کاربری تلفن ماهواره‌ای کمک می‌کند تا علاوه‌بر برآوردن نیازهای داخلی در تمامی موقعیت‌های جغرافیایی کشور، بتوان این خدمات را به کشورهای همسایه نیز صادر کرد. به‌علاوه، زیرساخت ایجاد شده امکان برقراری ارتباط امن داخلی را فراهم می‌سازد. از معروف‌ترین سامانه‌های تلفن ماهواره‌ای می‌توان به ثریا[3]، ایریدیوم[4]، گلوبال‌استار[5] و اینمارست[6] و اورب‌کام[7] اشاره نمود [۷]. درحالی‌که ثریا از یک، و اینمارست از چهار ماهواره در مدار زمین‌آهنگ استفاده می‌کنند، دیگران متکی به منظومه‌های ماهواره‌ای در مدارهای نزدیک زمین هستند.

منظومه‌های ماهواره‌ای با پوشش جهانی و منطقه‌ای اغلب از مدل‌های دلتا[8] [۸] یا قطبی [۹] بهره می‌برند. واکر در سال ۱۹۷۷ دو مدل دلتا[9] و ستاره‌ای[10] را ارائه داد که می‌توان از هر دو برای پوشش منطقه‌ای و جهانی استفاده نمود [۸]. از سوی دیگر ، رایدر[11] در سال ۱۹۸۵ مدل منظومه مدارهای قطبی دایروی را پیشنهاد داد که می‌توان آن را نسخه خاصی از دلتای واکر تلقی نمود [۹]. علاوه‌بر دو مدل فوق، مدل‌های دیگری نظیر مدل منظومه گل[12] [۱۰]، و مدل منظومه ماهواره‌ای پس‌گرای نزدیک زمین[13] [۱۱] نیز توسعه یافته‌اند. بهینه‌سازی این مدل‌ها باتوجه به نیازمندی‌های عملیاتی موضوع بسیاری از پژوهش‌ها بوده است [۱۴-۱۲]. با این وجود، تقریبا تمامی منظومه‌های عملیاتی کنونی برای کاربری تلفن ماهواره‌ای در مدارهای نزدیک زمین از مدل دلتای واکر یا قطبی استفاده می‌کنند [۷].

علاوه‌بر مدل‌های سنتی (تک‌منتظم) می‌توان از مدل‌های نامنتظم یا چندمنتظم نیز استفاده کرد. از جمله در پژوهش ژائو[14] و همکاران با هدف بهبود دقت موقعیت نسبی در منظومه ماهواره‌ای بایدو[15] از مدل نامنتظم (چند ارتفاع و زاویه فراز[16]

1 Oneweb
2 Telesat
3 Thuraya
4 Iridium
5 Globalstar
6 Inmarsat
7 Orbcom
8 Walker
9 delta
10 star
11 Rider
12 Flower constellation
13 Leo retrograde
14 Zhao
15 Beidou
16 Elevation

متفاوت) استفاده شده است [۱۵]. هم‌چنین هی[1] و هیوجن‌تابلر[2] در سال ۲۰۱۸ توانستند با به‌کارگیری منظومه‌های نامنتظم و به‌دست آوردن حدود بهینه برای میل مداری، ارتفاع، تعداد منظومه‌های ادغام شده و نسبت تعداد ماهواره در هر منظومه، به توزیع یکنواخت‌تری از ماهواره‌های در دید دست یابند [۱۶]. پژوهش دیگری در سال ۲۰۲۰ به ادغام مدل‌های واکر و قطبی و مدارهای متعامد دایروی و استفاده از بهینه‌سازی برای یافتن تعداد ماهواره برحسب زاویه فراز مناسب در پوشش جهانی پرداخته است. تمامی این پژوهش‌ها با تکیه‌بر مدل‌های نامنتظم و چندمنتظم و هم‌چنین بهینه‌سازی، سعی در بهبود عملکرد منظومه ماهواره‌ای داشته‌اند. اسپیس‌ایکس[3] و تلست[4] دو منظومه ماهواره‌ای نامنتظم هستند که در حال حاضر در مدار نزدیک زمین فعالیت می‌کنند [۱۷].

در این مقاله بنا است با بررسی ویژگی‌های عملکردی پیکربندی‌های مختلف برای منظومه‌های ماهواره‌ای در مدار نزدیک به زمین، مزیت آن‌ها برای استفاده در کاربری تلفن ماهواره‌ای در محدوده سرزمینی ایران بررسی شود که مدل دلتای واکر در آن‌ها نقش محوری دارد. با آگاهی از مشکلات ذاتی در این مدل، علاوه‌بر مدل سنتی (تک‌منتظم) برخی از طرح‌ها از دو مدل تودرتو (دومنتظم) تشکیل شده‌اند تا تأثیر این اقدام نیز به‌شکل نسبی لحاظ شود. ازآنجایی‌که پژوهش پیش رو یک بهینه‌سازی تمام‌عیار با درنظر گرفتن پارامترهای مختلف طراحی در دامنه مجاز را شامل نمی‌شود، تنها چند مقدار گسسته در دامنه برای برخی از پارامترها درنظر گرفته شده است. این در حالی است که تعداد دیگری از پارامترها ثابت فرض شده‌اند که در ادامه به تفضیل بیان خواهد شد.

۲- مبانی نظری

در مکانیک مدارهای فضایی اگر از نیروهای گرانشی اجسام به غیر از جسم مرکزی و گردنده، و دیگر نیروهای اغتشاشی چشم‌پوشی شده و دو جسم کاملا کروی فرض شوند، می‌توان از تقریب دو جسم استفاده کرد. بر این اساس، اگر جسم گردنده از جسم مرکزی به اندازه کافی کوچک‌تر باشد، می‌توان حرکت جسم گردنده را توسط معادله ۱ توصیف نمود. با این فرض دوره حرکت جسم گردنده در صورت تشکیل مدار بسته (بیضوی و دایروی) از معادله ۲ پیروی خواهد نمود. به‌روشنی می‌توان دریافت که با ثابت ماندن نیم‌قطر اصلی، دوره مدار مستقل از میزان خروج ازمرکز، ثابت باقی می‌ماند.

$$r = \frac{h^2}{\mu}\frac{1}{1+e\cos\theta} \quad (۱)$$

$$T = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (۲)$$

برخلاف مدارهای دایروی که سرعت در آنها ثابت است (رابطه ۳)، سرعت در مدارهای بیضوی از رابطه 4 پیروی می‌کند. همان‌گونه که دیده می‌شود با افزایش ارتفاع مداری، سرعت ماهواره کاهش می‌یابد که به معنای افزایش زمان دید توسط ناظر زمینی است [۱۸].

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (۳)$$

$$E = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \quad (۴)$$

درصورت به‌کارگیری هم‌زمان چندین ماهواره در مدارهای مختلف، می‌توان موقعیت و سرعت نسبی آنها را نسبت به هم محاسبه نمود. همان‌گونه که در قسمت مقدمه اشاره شد، ابزار اصلی در این پژوهش منظومه دلتای واکر است.

برای دلتای واکر t تعداد کل ماهواره‌ها، p تعداد صفحات مداری و $f \in (0...p-1)$ یا پارامتر فاز تغییر توزیع متغیر آنومالی حقیقی در

1 He
2 Hugentobler
3 SpaceX
4 Telsat

صفحات مجاور را تعریف می‌کند. در این منظومه‌ها طول گره صعودی و انحراف میانگین به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\Delta\Omega_{kj} = 2\pi\frac{(k-1)}{p} \quad (۵)$$

$$\Delta M_{kj} = 2\pi\frac{p}{t}(j-1) + 2\pi\frac{f}{t}(k-1) \quad (۶)$$

$\Delta\Omega_{kj}$ و ΔM_{kj}، طول گره صعودی و انحراف میانگین ماهواره‌های منظومه ماهواره‌ای نسبت‌به ماهواره مرجع و k و j نیز به‌ترتیب نشان‌دهنده ماهواره موجود در مدار k با موقعیت j است [۱۹].

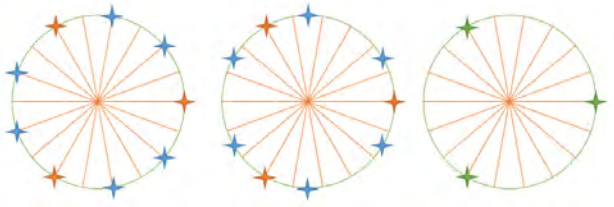
هر چند که در مدارهای نزدیک زمین به‌دلیل اثرات غیرکروی بودن نمی‌توان به‌سادگی از فرض دو جسم استفاده نمود، ولی با توجه به منتظم بودن مدارها، بیشتر اغتشاشات اثری مشابه داشته و اصولاً باعث حرکت نقطه گره صعودی و افزایش میل مداری می‌شوند. در حالی‌که اثر نخستین برای منظومه ماهواره‌ای منتظم مشکل حادی محسوب نمی‌شود، لازم است که زاویه میل مداری کنترل شود. با توجه به این موضوع در این پژوهش از فرض دو جسم استفاده شده و تأثیر اغتشاشات مداری از جمله عدم کرویت زمین چشم‌پوشی شده است.

۳-روش کار

در حالی‌که به‌منظور دستیابی به ویژگی‌های بهینه یک منظومه ماهواره‌ای برای برقراری ارتباطات تلفنی در مدارهای نزدیک به زمین، نیاز به بررسی جامع تمامی پارامترهای تأثیرگذار از جمله جنبه‌های فنی، هزینه‌ای و زمانی برای برقراری یک تعامل و مصالحه سازنده و جدی است؛ این کار در عمل پیچیده بوده و الزامات یک پژوهش چندضابطه‌ای را طلب می‌کند. در مقاله پیش‌رو، نگارندگان تنها روی بخش فنی تمرکز کرده و برای نمایش مفاهیم، بسیاری از پارامترهای مداری را ثابت فرض کرده یا تنها به ازای چند مقدار مشخص بررسی نموده‌اند. این رویکرد به‌دلیل بررسی حدودی ویژگی‌های عملکردی بوده و راه را برای اعتبارسنجی مدل‌های دقیق‌تر در بستر بهینه‌سازی فراهم می‌سازد.

پیش از بررسی مدل‌ها لازم است که به شکل شفاف درباره پارامترهای شبیه‌سازی صحبت به میان آید. همان‌گونه که گفته شد، مدل اصلی مورد استفاده، دلتای واکر بوده که به صورت تک‌منتظم و دومنتظم برای تعداد ۲۴ ماهواره لحاظ شده است (شبیه سامانه گلوبال‌استار [۶]). تمامی ماهواره‌ها (در نقش یک ترانسپوندر) مشابه هم و ایران به عنوان مرکز ناحیه بررسی پوشش انتخاب شده است. ایستگاه زمینی همواره با ماهواره‌ها در ارتباط بوده و سیگنال مورد استفاده در این منظومه ماهواره‌ای همانند سامانه ایریدیوم در باند ال در نظر گرفته شده است [۱۴]. مقدار کمینه زاویه فراز[1] را نیز به‌مانند بسیاری از منظومه‌های ماهواره‌ای نزدیک زمین، می‌توان برابر با ۵ درجه فرض کرد [۲۰]. با این وجود، به‌دلیل سرعت نسبی زیاد بین ماهواره‌ها و پدیده جابه‌جایی داپلر[2]، لینک بین‌ماهواره‌ای لحاظ نشده و فرض شده که دو ایستگاه رله زمینی کار ارتباط بین ماهواره‌ای را هنگامی انجام می‌دهند که یک ماهواره در دید مشترک طرفین ارتباط نباشد.

۲۴ ماهواره را می‌توان به دو شکل سنتی و تودرتو در منظومه‌های دلتای واکر جای داد. شکل ۱ طول نقاط گره صعودی را برای پیکربندی‌های سنتی (تک‌منتظم)، و تودرتو (طرح ۱ و طرح ۲) برای سه نمونه (از نمای قطب شمال) نشان می‌دهد.



شکل ۱. طول گره صعودی برای پیکربندی؛ به‌ترتیب از راست به چپ: دلتای تک‌منتظم (۳×۸)؛ دلتای دومنتظم مستقل (۶×۲)+(۳×۴)؛ دلتای دومنتظم نامستقل (۶×۲)+(۳×۴). هر قطاع در شکل بالا ۲۰ درجه است.

در مدل تک‌منتظم، نقاط گره صعودی دو منظومه به‌گونه‌ای چیده شده‌اند که صرفاً با هم همپوشانی نداشته باشند. در واقع، دو منظومه از هم مستقل بوده و نقاط گره صعودی صرفاً با هم

1 Minimum elevation angle

2 Doppler effect

تلاقی ندارند. در مدل دومنتظم، نقاط گره صعودی در منظومه متناوب و با فاصله‌گذاری زاویه‌ای برابر لحاظ شده‌اند؛ به‌گونه‌ای که صرف‌نظر از تعداد ماهواره، از منظر طول نقاط گره صعودی در هر مدار گویی یک طرح تک‌منتظم به‌کار رفته است.

در مدل سنتی، ۸ پیکربندی برای ۲۴ ماهواره قابل تصور است: (۲۴×۱)، (۱۲×۲)، (۸×۳)، (۶×۴)، (۴×۶)، (۳×۸)، (۲×۱۲) و (۱×۲۴) که به‌ترتیب نشانگر تعداد ماهواره در مدار و تعداد مدار هستند. روشن است که در این حالت، طول گره صعودی (Ω) مدارها به صورت یکنواخت در صفحه استوایی تنظیم می‌شود. علاوه‌بر روش منتظم که از آن تحت عنوان تک‌منتظم یاد می‌شود، می‌توان دو یا چند منظومه ماهواره‌ای را به شکل تودرتو در نظر گرفت. برای دو دسته ۱۲ تایی برای مثال تنها طرح‌های (۴×۳)+(۲×۶) و (۳×۴)+(۶×۲) امکان‌پذیر است.

ماهواره‌ها در مدارهایی با میل (i) ۴۰ درجه قرارگرفته‌اند که کاملاً اختیاری بوده و صرفاً به‌دلیل نزدیکی به عرض جغرافیایی محدوده سرزمینی ایران انتخاب شده است. با فرض تاب‌آوری در نقاط کم‌تابش محدوده پایینی کمربند ون‌آلن[1] تا ارتفاع ۲۰۰۰ کیلومتری و فرض ثابت ماندن دوره مداری به میزان ۲,۱۲ ساعت (با فرض عدم وجود اغتشاشات مداری)، بیشترین خروج از مرکز (e) قابل تصور برای مدار ۰,۱۹ است. با توجه به هدف خاص این مقاله، بهینه‌گزینی در فضای پیوسته خروج از مرکز (۰ تا ۰,۱۹ در این مسئله) صرفاً نقاط ابتدا (دایروی e=0) ، انتها (بیضوی۲ e=0.19) و میانی (بیضوی۱ e=0.097) برای بررسی حدودی نتایج انتخاب شده‌اند. از نظر عملکردی، مدارهای بیضوی امکان دید طولانی‌تر را فراهم می‌کنند، ولی از دید قدرت سیگنال امکان بروز نوسان وجود دارد [۲۱،۲۲]. رویه‌ای مشابه برای آرگومان حضیض (ω) در پیش گرفته شده است. این پارامتر در سه مقدار ۳۲۰، ۳۴۰ و ۳۶۰ درجه بررسی شده که هدف آن افزایش مدت زمان دید زمینی ماهواره‌های واقع در مدار با قرار دادن نقطه اوج بر فراز نیم‌کره شمالی است. فارغ از طرح مورد استفاده (تک یا دومنتظم)، پارامترهای مداری را می‌توان برای مدارهای دایروی و بیضوی در قالب جدول ۱ جمع‌بندی نمود.

جدول ۱. عناصر مداری در مدارهای دایروی، بیضوی۱، و بیضوی۲

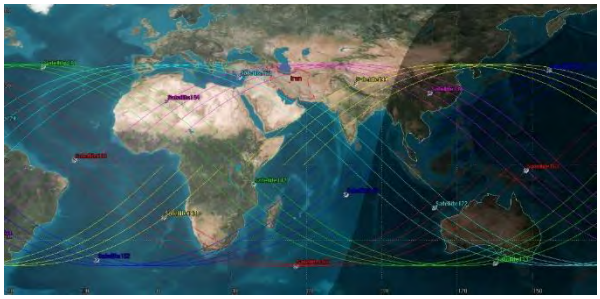
	دایروی	بیضوی۱	بیضوی۲
شعاع اوج (km)	۸۳۷۱	۹۹۵۹	۹۱۸۸
شعاع حضیض (km)	۸۳۷۱	۶۷۸۳	۷۵۵۴
دوره (hr)	۲,۱۲	۲,۱۲	۲,۱۲
میل مداری (deg)	۴۰	۴۰	۴۰
خروج‌ازمرکز	۰	۰,۱۹	۰,۰۹۷
آرگومان حضیض (deg)	۰	۳۲۰/ ۳۴۰/ ۳۶۰	۳۲۰/ ۳۴۰/ ۳۶۰
آنومالی حقیقی	۰-۳۶۰	۰-۳۶۰	۰-۳۶۰
طول گره صعودی	۰-۳۶۰	۰-۳۶۰	۰-۳۶۰

پس از مدل‌سازی سناریوهای مختلف، میزان پوشش‌دهی در کنار تعداد ماهواره‌های در دید آنی توسط کاربر زمینی، در محدوده سرزمینی ایران بررسی شده است. در تمامی سناریوها، زاویه کمینه افق محلی ۵ درجه لحاظ شده که نشانگر اثرات عوارض زمینی است. معیار اصلی در گزینش طرح‌های برتر، ابتدا وجود کم‌ترین تعداد ماهواره در دید در تمامی لحظات (در این‌جا بازه‌های ۵ دقیقه‌ای در طول یک شبانه‌روز) بوده و سپس به میانگین تعداد ماهواره‌های در دید، در کنار انحراف‌معیار پرداخته شده است. درمجموع، طرحی بهتر است که حداقل به صورت پیوسته ۲ ماهواره در دید را تضمین کرده [۱۲] و به شکل هم‌زمان بیشترین میانگین ماهواره دردید را در کنار کم‌ترین انحراف‌معیار ارائه نماید.

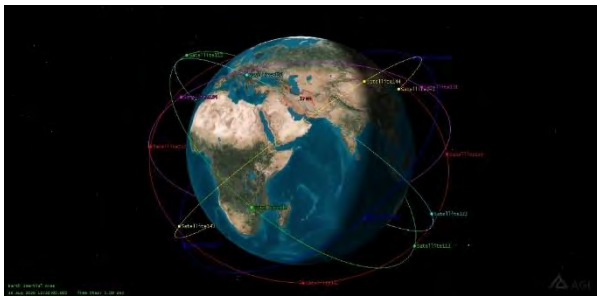
۴- نتایج

در این مقاله، در طرح سنتی ۸ پیکربندی برای ۳ خروج از مرکز و ۳ زاویه آرگومان حضیض (برای دایروی تنها یک زاویه؛ مجموعاً ۵۶ پیکربندی) بررسی شده است. به‌علاوه، برای دو طرح دومنتظم مستقل و نامستقل، به ازای پیکربندی‌های (۴×۳)+(۲×۶) و (۳×۴)+(۶×۲)، تنها زاویه آرگومان حضیض ۳۲۰ درجه لحاظ شده است. در مجموع، ۶۸ سناریو بررسی شده تا تخمینی از کیفیت پاسخ پوشش در شرایط شبیه‌سازی برای نقاط مشخصی از فضای طراحی حاصل شود. در ادامه، فرایند شبیه‌سازی برای تنها سناریوی (۶×۴) به‌عنوان نمونه آورده شده است. نماهای دوبعدی و سه‌بعدی منظومه در شکل‌های ۲ و ۳ آورده شده است.

1 Van Allen

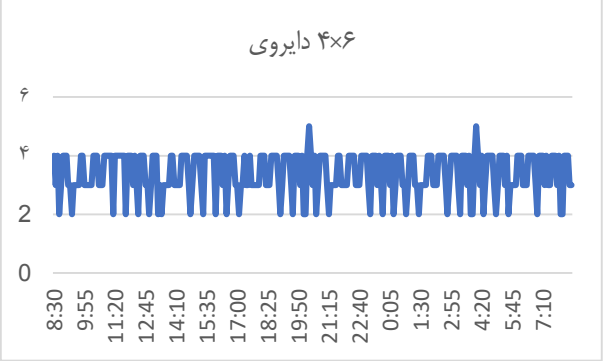


شکل ۲. نمای دوبعدی منظومه (۶×۴)

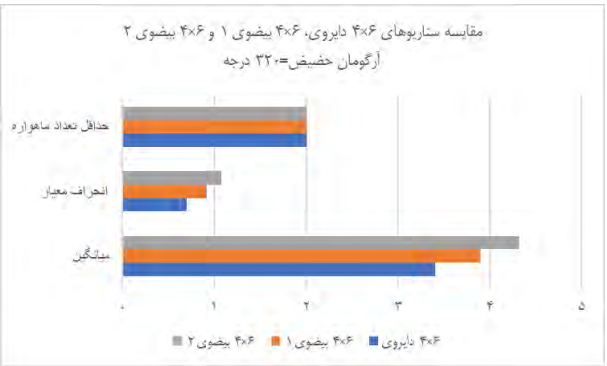


شکل ۳. نمای سه‌بعدی منظومه (۶×۴)

با بررسی تعداد گذرهای منظومه بر فراز ایران در بازه‌های زمانی ۵ دقیقه‌ای در طول یک شبانه‌روز، میزان و یکنواختی پوشش و هم‌چنین کمینه تعداد ماهواره‌ها بر فراز ایستگاه زمینی به‌دست می‌آید. برای نمونه، در شکل ۴ و برای منظومه (۶×۴)، کمینه تعداد ماهواره در دید ۲ بوده و میانگین ماهواره در دید ۳,۴۱ با انحراف‌معیار ۰,۶۹ است. در شکل ۵ سه پارامتر کمینه ماهواره در دید، انحراف‌معیار ماهواره‌های در دید و میانگین آنها برای منظومه‌های تک‌منتظم (۶×۴) با آرگومان حضیض ۳۲۰ درجه آورده شده است.

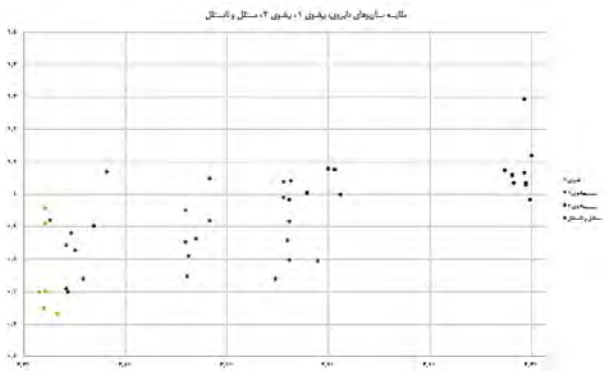


شکل ۴. تعداد گذرهای منظومه (۶×۴) دایروی در یک شبانه‌روز

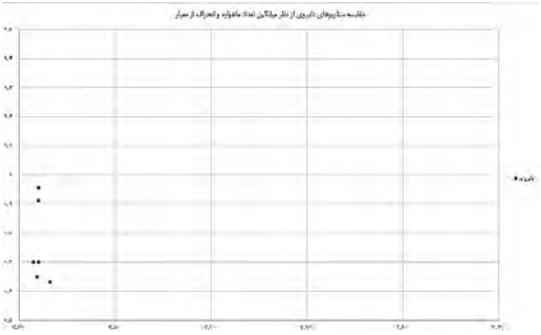


شکل ۵. مقایسه سناریوهای تک‌منتظم (۶×۴)؛
(Ω=320 و e=0,0.19,0.097)

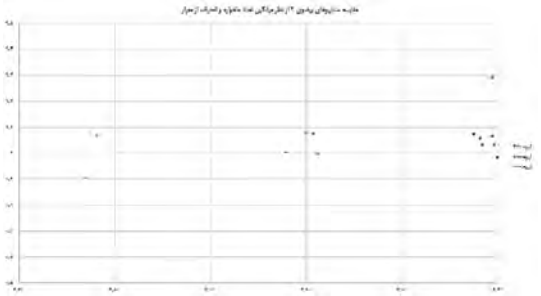
پارامترهای کمینه، میانگین و انحراف‌معیار تعداد ماهواره‌های در دید در بازه‌های زمانی ۵ دقیقه‌ای در طول یک شبانه‌روز، به‌عنوان سه معیار اصلی عملکرد سامانه انتخاب شده‌اند. در شکل ۶، ۴۴ سناریو (۶۸ سناریو) از منظر میانگین تعداد ماهواره در دید و انحراف معیار با هم مقایسه شده‌اند که در آنها دست‌کم ۲ ماهواره در دید حضور دارند. این در حالی است که شکل‌های ۷ تا ۱۰ این نتایج را به‌تفکیک نوع پیکربندی دایروی، بیضوی۱، بیضوی۲ و دومنتظم نمایش داده‌اند.



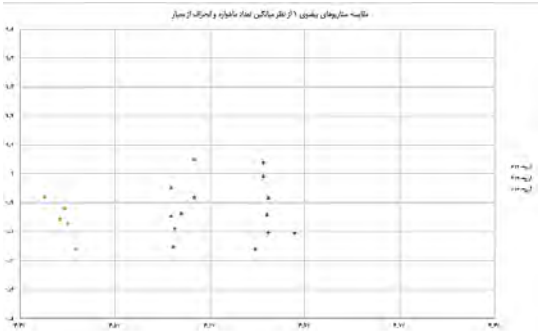
شکل ۶. مجموعه پرتو سناریوهای دایروی، بیضوی۱، بیضوی۲ و دومنتظم، ازمنظر میانگین ماهواره در دید و انحراف‌معیار



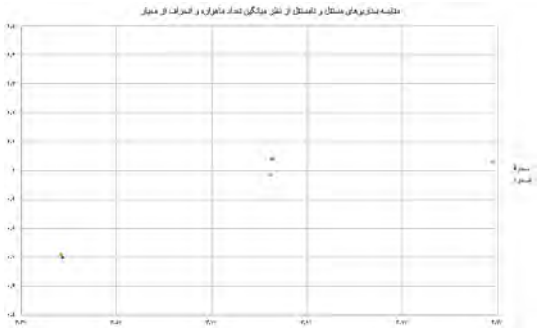
شکل ۷. مجموعه پرتو سناریوهای دایروی، ازمنظر میانگین ماهواره در دید و انحراف‌معیار



شکل ۸. مجموعه پرتو سناریوهای بیضوی۱، ازمنظر میانگین ماهواره در دید و انحراف‌معیار



شکل ۹. مجموعه پرتو سناریوهای بیضوی۲، ازمنظر میانگین ماهواره در دید و انحراف‌معیار



شکل ۱۰. مجموعه پرتو سناریوهای دومنتظم، ازمنظر میانگین ماهواره در دید و انحراف‌معیار

آنچـه از نتـایج برمی‌آید، بهبود میانگین ماهواره‌های در دید به‌ازای کشـیدگی بیشـتر شـکل مداری است. این پدیده اصولا به افزایش انحراف‌معیار می‌انجامد (شـکل‌های ۷ تا ۹). افزایش زاویه آرگومان حضیض از ۳۲۰ تا ۳۶۰، به کاهش تعداد ماهواره در دید می‌انجـامد که البته تاثیری نامحســوس روی مقدار انحراف‌معیار دارد (شـکل ۸ و ۹). طرح‌های دومنتظم نسبت به پیکربندی‌های سـنتی امکان دسـتیابی به مقدار میانگین ماهواره در دید در حد نسبت بالایی را فراهم می‌آورند که البته به ازای انحراف‌معیار قابل توجه اسـت (شکل ۱۰). درکل، انتخاب از میان طرح‌های مختلف تنها با توجه به نیازمندی‌های ماموریتی امکان‌پذیر اسـت و صـرفا یک طرح را نمی‌توان نسبت به دیگر طرح‌ها برتری داد.

۵-نتیجه‌گیری

در این مقاله با محدودسازی تغییرات پارامترهای پیکربندی‌های منظومه‌های مداری، یک بررسی حدودی از کیفیت عملکرد آن‌ها در کاربری یک سامانه تلفن ماهواره‌ای انجام پذیرفت. درکل، با ثابت نگاه‌داشتن دوره مداری (T)، میل مداری (i)، آرگومان حضیض (ω) و خروج از مرکز (e) برای سه مقدار مختلف لحاظ شد. برای تمامی این تغییرات، ۸ پیکربندی مختلف برای طرح سنتی شبیه‌سازی و مقایسه شد که ۶۸ سناریو را نتیجه می‌دهد. در تمامی سناریوها زاویه کمینه فراز ۵ درجه در نظر گرفته شد و فرض شد که وجود دست‌کم دو ماهواره در دید در تمامی زمان‌ها کفایت می‌کند.

آن‌چه از سناریوهای تک‌منتظم برمی‌آید، برتری آرگومان حضیض ۳۲۰ درجه بر دیگر مقادیر از منظر میانگین ماهواره در دید و انحراف‌معیار است. از سوی دیگر، در حالی‌که خروج از مرکز بیشتر باعث بهبود مقدار میانگین ماهواره در دید می‌شود، انحراف‌معیار بیشتری را باعث می‌شود. علاوه‌بر طرح‌های سنتی، بررسی ۶ طرح دومنتظم نشان می‌دهد که می‌توان روی برخی از آن‌ها حساب ویژه‌ای باز کرد. هرچند که در این طرح‌ها از منظر میانگین تعداد ماهواره در دید برتری‌هایی دیده می‌شود، هم‌چنان میزان انحراف‌معیار ماهواره‌های در دید برای آن‌ها بالاست. در کل، انتخاب از میان طرح‌های مختلف تنها باید با توجه به

نیازمندی‌های ماموریتی صورت گیرد و صرفا یک طرح را نمی‌توان نسبت به طرح‌های دیگر برتری داد.

نتایج این پژوهش در آینده می‌تواند با پیاده‌سازی در یک ابزار بهینه‌سازی در فضای گسسته- پیوسته و با تعریف دقیق‌تر نیازمندی‌های سامانه، به خروجی‌های ارزشمندتری منجر شود. تعریف محدوده‌های مجاز تغییر پارامترهای مختلف، دخالت دادن محدودیت‌های گیرنده‌های زمینی، مباحث هزینه‌ای و اطمینان‌پذیری و دیگر مسائل می‌تواند سودمندی بیشتری به دنبال داشته باشد.

مراجع

[1] M. Sweeting, "Modern small satellites-changing the economics of space," *Proc. IEEE*, vol. 106, no. 3, pp. 343–361, 2018.

[2] D. Arnas, D. Casanova, and E. Tresaco, "Time distributions in satellite constellation design," *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, vol. 128, no. 2, pp. 197–219, 2017.

[3] I. del Portillo, B. G. Cameron, and E. F. Crawley, "A technical comparison of three low earth orbit satellite constellation systems to provide global broadband," *Acta Astronaut.*, vol. 159, pp. 123–135, Jun. 2019, doi: 10.1016/j.actaastro.2019.03.040.

[4] T. Wu, S. Wu, and L. Zhu, "Design of common track satellite constellations for optimal regional coverage," in *2006 6th International Conference on ITS Telecommunications*, 2006, pp. 1252–1255.

[5] N. Pachler, I. del Portillo, E. F. Crawley, and B. G. Cameron, "An Updated Comparison of Four Low Earth Orbit Satellite Constellation Systems to Provide Global Broadband," in *2021 IEEE International Conference on Communications Workshops (ICC Workshops)*, Jun. 2021, pp. 1–7. doi: 10.1109/ICCWorkshops50388.2021.9473799.

[6] S. D. Ilcev, *Global Mobile Satellite Communications: For Maritime, Land and Aeronautical Applications*. Springer Science & Business Media, 2005.

[7] D. Martin, P. Anderson, and L. Bartamian, *Communication Satellites*, 5th edition. El Segundo, California : Reston, Virgina: AIAA, 2007.

[8] J. G. Walker, "Continuous whole-earth coverage by circular-orbit satellite patterns," Royal Aircraft Establishment Farnborough (United Kingdom), 1977.

[9] L. Rider, "Optimized polar orbit constellations for redundant earth coverage," *J. Astronaut. Sci.*, vol. 33, pp. 147–161, 1985.

[10] K. Park, M. P. Wilkins, and D. Mortari, "Uniformly distributed flower constellation design study for global navigation system," 2004.

[11] J. Zhang, F. Deng, X. He, L. Li, and L. Zhang, "Designing LEO retrograde orbit satellite constellation for regional coverage," in *22nd AIAA International Communications Satellite Systems Conference & Exhibit 2004 (ICSSC)*, 2004, p. 3159.

[12] D.-M. Ma, "Regional positioning system using low earth orbit constellations," *Acta Astronaut.*, vol. 58, no. 8, pp. 387–394, 2006.

[13] R. L. Galski, "Preliminary Design of Satellite Constellations for a Brazilian Regional Positioning System by Means of an Evolutionary Algorithm," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 4, no. 1, p. 52, 2012.

[14] D.-M. Ma, Z.-C. Hong, T.-H. Lee, and B.-J. Chang, "Design of a micro-satellite constellation for communication," *Acta Astronaut.*, vol. 82, no. 1, pp. 54–59, 2013.

[15] S. Wu, X. Zhao, C. Pang, L. Zhang, and Y. Wang, "A new strategy of stochastic modeling aiming at BDS hybrid constellation in precise relative positioning," *Adv. Space Res.*, vol. 63, no. 9, pp. 2757–2770, May 2019, doi: 10.1016/j.asr.2018.04.007.

[16] X. He and U. Hugentobler, "Design of Mega-Constellations of LEO Satellites for Positioning," in *China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2018 Proceedings*, May 2018, pp. 663–673. doi: 10.1007/978-981-13-0005-9_54.

[17] F. Ma *et al.*, "Hybrid constellation design using a genetic algorithm for a LEO-based navigation augmentation system," *GPS Solut.*, vol. 24, no. 2, p. 62, Mar. 2020, doi: 10.1007/s10291-020-00977-0.

[18] H. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students: Revised Reprint*. Butterworth-Heinemann, 2020.

[19] D. Arnas and D. Casanova, "Nominal definition of satellite constellations under the Earth gravitational potential," *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, vol. 132, no. 3, pp. 1–20, 2020.

[20] M. N. Pachery and M. R. Bhatnagar, "Double differential modulation for LEO-based land mobile satellite communication," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 56, no. 4, pp. 3339–3346, 2020.

[21] G. Maral, J.-J. de Ridder, B. G. Evans, and M. Richharia, "Low earth orbit satellite systems for communications," *Int. J. Satell. Commun.*, vol. 9, no. 4, pp. 209–225, 1991.

[22] S. Cakaj, B. Kamo, A. Lala, and A. Rakipi, "The coverage analysis for low earth orbiting satellites at low elevation," *Int. J. Adv. Comput. Sci. Appl.*, vol. 5, no. 6, 2014.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 147-166
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.315191.1038

Article Info

Received: 2021-11-16
Accepted: 2022-2-18

Keywords

Time-optimal control, Attitude and position dynamics, Orbital rendezvous maneuver, Pseudospectral method, Bang-Bang control structure

Time-optimal Control of Spacecraft Rotational and Translational Dynamics in Orbital Rendezvous Maneuver

Sayyed Majid Esmailifar[1], Sayyed Mohammad Mousavi [*,2], Mohammad Chiniforoushan [3]

1. Student, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, msv.mohammad101@aut.ac.ir
2,*. Faculty member at Amirkabir University of technology, esmailifar@aut.ac.ir, Corresponding author
3. Researcher, Iranian Space Research Center, m.c.foroushan@aut.ac.ir

Abstract

In this research, the time-optimal 6 degrees of freedom (6DOF) orbital rendezvous maneuver problem for an inertially asymmetric rigid spacecraft with independent attitude and position control actuators has been investigated. It is also assumed that the spacecraft is equipped with the thruster actuators and the control forces and torques are generated along the three principal axes of the spacecraft. In order to obtain the time-optimal 6DOF maneuver state and control trajectories, at first, the relative translational and rotational dynamics of the spacecraft are described. Then, the Gauss pseudospectral method is used to solve the time-optimal control problem in the presence of constraints on control forces and torques. Also, the costates are estimated to first-order optimality proof of the obtained solutions. The Numerical simulation results show that for the assumed time-optimal 6DOF maneuver problem, the control structure for all of the control forces and torques is 'bang-bang'. Eventually, the optimality of the obtained solutions is verified by checking the fulfillment of Pontrygain's minimum principle.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱۴۷-۱۶۶
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.315191.1038

کنترل زمان بهینه وضعیت و موقعیت یک فضاپیما در مانور مجاورت مداری

سید محمد موسوی[۱]، سید مجید اسماعیلی‌فر [۲*]، محمد چینی‌فروشان[۳]

۱. دانشجوی دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، msv.mohammad101@aut.ac.ir
۲،*. هیات علمی دانشگاه صنعتی امیرکبیر، esmailifar@aut.ac.ir (نویسنده مسئول)
۳. پژوهشگر پژوهشگاه فضایی ایران، m.c.foroushan@aut.ac.ir

چکیده

در این پژوهش مسئله مانور مجاورت مداری شش درجه آزادی زمان بهینه برای یک فضاپیمای صلب، نامتقارن[۱] و با عملگرهای کنترلی مجزا برای کنترل وضعیت[۲] و موقعیت[۳] مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین فرض شده است که فضاپیما به عملگرهای تراستری مجهز است و نیروها و گشتاورهای کنترلی در جهت و حول سه محور ممان اینرسی اصلی فضاپیما ایجاد می‌شوند. برای به‌دست آوردن مسیرهای حالت و ورودی کنترلی مانور شش درجه آزادی زمان بهینه، در ابتدا دینامیک‌های انتقالی و دورانی نسبی فضاپیما توصیف شده‌اند. سپس، برای حل مسئله کنترل بهینه کمترین زمان با در نظرگرفتن قیود بر روی نیروها و گشتاورهای کنترلی، از روش شبه طیفی گاوس[۴] استفاده شده است. همچنین، به منظور اثبات بهینگی مرتبه اول حل به‌دست آمده، تخمین کمک حالت انجام شده است. نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد که برای مسئله مانور شش درجه آزادی، زمان بهینه مورد نظر، ساختار کنترلی برای تمام نیروها و گشتاورهای کنترلی بنگ- بنگ[۵] است. در نهایت نیز با استفاده از اصل کمینه پونتریاگین[۶]، بهینگی مرتبه اول حل به‌دست آمده اثبات شده است.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۸/۲۵

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۲۹

واژه‌های کلیدی

کنترل بهینه کمترین زمان، مانور مجاورت مداری، دینامیک انتقالی و دورانی، روش شبه طیفی گاوس، ساختار کنترلی بنگ- بنگ

1 Asymmetric
2 Attitude
3 Position
4 Gauss pseudospectral method
5 Bang-Bang
6 Pontrygain’s minimum principle

علائم و اختصارات

ماتریس اینرسی فضاپیمای تعقیب‌کننده	I_B
عملگر مشتق زمانی دورانی نسبت به دستگاه دلخواه α	D^{α}
بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی تعقیب‌کننده نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف با مولفه‌های $\omega_i, i = 1,2,3$	ω^{BL}
بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع مداری هدف نسبت به دستگاه اینرسی زمین-مرکز	ω^{LI}
بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی تعقیب‌کننده نسبت به دستگاه اینرسی زمین-مرکز	ω^{BI}
بردار گشتاورهای کنترلی وارد بر فضاپیمای تعقیب‌کننده با مولفه‌های $T_i, i = 1,2,3$	T
بردار پارامترهای رودریگز اصلاح‌یافته با مولفه‌های $\sigma_i, i = 1,2,3$	σ
مولفه‌های بردار اصلی اویلر به ازای $i = 1,2,3$	e_i
زاویه دوران حول محور اصلی اویلر	Φ
بردار سرعت مرکز جرم فضاپیمای تعقیب‌کننده نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف	v_B^L
بردار موقعیت مرکز جرم فضاپیمای تعقیب‌کننده نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف	s_{BL}
جرم فضاپیمای تعقیب‌کننده	m
سرعت زاویه‌ای مداری	ω_n
بردار نیروهای کنترلی وارد بر فضاپیمای تعقیب‌کننده با مولفه‌های $F_i, i = 1,2,3$	F
ماتریس انتقال از دستگاه بدنی تعقیب‌کننده به دستگاه مرجع مداری هدف	T^{LB}
تابع هزینه	J
بردار حالت	$x(t)$
بردار ورودی کنترلی	$u(t)$
زمان	t
جمله‌ی مربوط به قیود مرزی در تابع هزینه	ϕ
جمله‌ی زیر انتگرال در تابع هزینه	g
بردار توابع حالت	f
قیود مرزی	ϕ
قیود مساوی و نامساوی مسیر	C
متغیر زمان در روش شبه طیفی گاوس	τ
مسیر حالت تقریب‌زده‌شده با چندجمله‌ای‌های لاگرانژ	$X(\tau)$
تعداد نقاط تطبیق	N
چندجمله‌ای لاگرانژ (برازش بر نقاط تطبیق و نقطه‌ی ابتدایی)	L
چندجمله‌ای لاگرانژ (برازش بر نقاط تطبیق)	L^*
مسیر ورودی کنترلی تقریب‌زده‌شده با چندجمله‌ای‌های لاگرانژ	$U(\tau)$
ماتریس مشتق‌گیری	D
وزن‌های گاوسی برای نقاط تطبیق	w
قیود مرزی در مسئله‌ی با چند زیربازه	$\mathcal{L}$
تابع همیلتونین	H
بردار کمک‌حالت	λ
بردار ضرائب لاگرانژ مربوط به قیود مسیر	μ
بردار ضرائب لاگرانژ مربوط به شرایط مرزی	ν
ضرائب KKT	$\widetilde{\Lambda}$
بردار کمک‌حالت تخمین‌زده‌شده	Λ
تعداد نقاط تطبیق در هر زیربازه	n
تعداد زیربازه‌ها	n_I
کران پایین متغیرهای حالت و ورودی کنترلی در تمام نقاط تطبیق و t_f	B_l
کران بالای متغیرهای حالت و ورودی کنترلی در تمام نقاط تطبیق و t_f	B_u
حدس اولیه متغیرهای حالت و ورودی کنترلی در تمام نقاط تطبیق و t_f	S_0
حل بهینه بدست‌آمده از حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی	S_{opt}
بالانویس‌ها	
دستگاه بدنی تعقیب‌کننده	B
دستگاه مرجع مداری هدف	L
پایین نویس‌ها	
مربوط به زمان ابتدایی	0
مربوط به زمان انتهایی	f

۱- مقدمه

استفاده از مانور زمان بهینه در وسائل نقلیه هوافضایی یکی از موضوعات مورد علاقه در حوزه‌های مختلف مهندسی هوافضا است. به‌طور خاص در ماموریت‌های فضایی، مانور وضعیت زمان بهینه در کاربردهایی مانند مانور نشانه‌روی برای تنظیم جهت‌گیری آنتن فضاپیماهای مخابراتی، مانور وضعیت ماهواره‌های تصویربرداری برای رهگیری چند هدف بر روی زمین یا مانور وضعیت تلسکوپ‌های فضایی برای مشاهده اجرام آسمانی استفاده می‌شود [۱]. علاوه‌بر مانور وضعیت زمان بهینه، مانور شش درجه آزادی شامل مانور هم‌زمان وضعیت و موقعیت نیز می‌تواند مورد توجه واقع شود. این مانور را می‌توان به عنوان یک مود عملیاتی در شرایط اضطراری، برای مانور مجاورت و اتصال یک فضاپیما با فضاپیمای دیگر مانند ایستگاه فضایی بین‌المللی در نظرگرفت [۲-۴].

مانور وضعیت زمان بهینه در پژوهش‌های متعددی مورد مطالعه قرار گرفته است. بیلیموریا[1] و وای[2] [۵]، مسئله مانور وضعیت زمان بهینه برای یک فضاپیمای متقارن[3] و صلب، با فرض سه محور کنترلی متعامد و قید مکعبی[4] بر روی گشتاورهای کنترلی (مقدار مولفه‌های بردار ورودی کنترلی از یک مقدار مشخص کمتر باشد)، را مورد بررسی قرار داده‌اند. نتایج ارائه شده در این مرجع نشان می‌دهد که مانور چرخش حول محور اصلی اویلر زمان بهینه نیست و ساختار ورودی کنترلی زمان بهینه در هر سه محور کنترلی به‌صورت بنگ- بنگ است. بای[5] و جانکینز[6] [۶]، نتایج جدیدی برای مانور وضعیت بررسی شده در مرجع [۵]، ارائه داده‌اند. در این مرجع، نشان داده شده است که ساختار ورودی کنترلی زمان بهینه برای یک مانور وضعیت مشخص، یکتا نیست. همچنین با فرض قید کروی[7] بر روی گشتاورهای کنترلی (نرم دوم بردار ورودی کنترلی از یک مقدار مشخص کمتر باشد)، مانور چرخش حول محور اصلی اویلر زمان بهینه است. شِن[8] و چیوترَس[9] [۷]، مانور وضعیت زمان بهینه برای یک فضاپیمای متقارن محوری[10] و تحریک ناقص[11] را بررسی کرده‌اند.

در تعدادی از پژوهش‌ها، مسئله مانور وضعیت زمان بهینه برای یک فضاپیمای نامتقارن با در نظر گرفتن مفروضات مختلف حل شده است. هو[12] و همکاران [۸]، مانور وضعیت زمان بهینه را برای یک فضاپیمای دارای اجزای منعطف و با در نظر گرفتن مانور وضعیت هموار[13] مورد مطالعه قرار داده‌اند. جین سونگ[14] و همکاران [۹]، مسئله مانور وضعیت زمان بهینه را برای یک فضاپیما با عملگرهای مغناطیسی حل کرده‌اند. اُلیوَریس[15] و اِستافِتی[16] [۱۰]، مسئله مانور وضعیت زمان بهینه را برای یک فضاپیمای تحریک ناقص، با عملگرهای چرخ عکس‌العملی و تراستر برای ایجاد گشتاور حول دو محور ممان اینرسی اصلی، بررسی کرده‌اند. در این مرجع مقدار گشتاورهای کنترلی عملگرها و ماکزیمم اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی مقید شده‌اند. همچنین اُلیوَریس و اِستافِتی [۱۱]، مسئله مانور وضعیت زمان بهینه را برای یک مانور چندهدفه با در نظر گرفتن قیود بر روی مقدار گشتاورهای کنترلی، ماکزیمم اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی و همچنین ماکزیمم سرعت زاویه‌ای فضاپیما، مورد بررسی قرار داده‌اند. در بعضی از مراجع مسئله مانور وضعیت زمان بهینه، با فرض وجود قیود بر روی وضعیت فضاپیما حل شده است [۱۲-۱۵].

یافتن مانور زمان بهینه منجر به یک مسئله کنترل بهینه کمترین زمان می‌شود که غالبا برای حل آن از روش‌های حل عددی استفاده می‌شود. از نقطه نظر روش‌های حل مسئله کنترل

1 Bilimoria
2 Wie
3 Symmetric
4 Cubical constraint
5 Bai
6 Junkins
7 Spherical constraint
8 Shen
9 Tsiotras
10 Axisymmetric
11 Underactuated
12 Hu
13 Smooth attitude maneuver
14 Jinsong
15 Olivares
16 Staffetti

بهینه، روش‌هایی مانند روش پرتابی[1] [۵-۷]، روش شبه‌طیفی[2] [۸, ۱۳, ۱۶]، روش هموتوپی[3] [۱۷, ۱۸]، ترکیب روش‌های شبه طیفی و هموتوپی [۱۹, ۲۰]، ترکیب روش‌های تکاملی مانند ازدحام ذرات[4]، تکامل تفاضلی[5] و کاوش باکتری[6] با روش شبه‌طیفی [۲۱]، ترکیب روش‌های دینامیک معکوس[7] و روش ترمیم شیب متوالی[8] [۲۲]، ترکیب روش‌های دینامیک معکوس و شبه‌طیفی [۱۵] و همچنین ترکیب روش‌های دینامیک معکوس و ازدحام ذرات [۱۲, ۲۳, ۲۴] برای یافتن مانور وضعیت زمان بهینه یک فضاپیما استفاده شده‌اند. اخیرا نیز روش‌هایی مانند برنامه‌ریزی محدب متوالی[9] [۲۵] و بهینه‌سازی فاقد مشتق[10] [۲۶] نیز برای حل این مسئله به‌کار رفته‌اند. لازم به ذکر است که استفاده از بعضی از این روش‌ها برای حل مسئله کنترل بهینه، منجر به حل نزدیک بهینه می‌شود.

به‌طور کلی، روش‌های عددی برای حل مسئله کنترل بهینه به دو دسته روش‌های مستقیم[11] و غیرمستقیم[12] تقسیم می‌شوند [۲۷-۳۲]. در روش‌های غیرمستقیم، با استفاده از حساب تغییرات و اصل کمینه پونتریاگین [۳۳]، شرایط بهینگی مرتبه اول زمان- پیوسته به‌صورت یک مسئله مقدار مرزی در دو نقطه مجزا[13] به‌دست می‌آید. این مسئله شامل دو دسته معادلات دیفرانسیل حالت و کمک‌حالت است و برای حل آن از روش پرتابی استفاده می‌شود [۲۸]. با توجه به آن‌که برای متغیرهای کمک‌حالت تعبیر فیزیکی وجود ندارد، یافتن حدس اولیه مناسب برای شرایط اولیه متغیرهای کمک‌حالت در روش پرتابی، دشوار است. در روش‌های مستقیم، مسئله کنترل بهینه زمان- پیوسته با استفاده از روش‌های گسسته‌سازی، گسسته شده و به یک مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی[14] تبدیل می‌شود [۲۸]. سپس مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی مانند روش‌های مبتنی بر شیب[15] و روش‌های تکاملی[16] حل می‌شود [۲۹]. یک دسته از روش‌های مستقیم، روش‌های تطبیقی سراسری[17] هستند [۲۹, ۳۰, ۳۴]. در این روش‌ها، مسیرهای حالت و ورودی کنترلی در نقاط تطبیق گسسته شده و با استفاده از چندجمله‌ای‌های سراسری تقریب زده می‌شوند. یک دسته از روش‌های تطبیقی سراسری که در سال‌های اخیر توسعه یافته‌اند، روش‌های شبه‌طیفی هستند. از جمله این روش‌ها می‌توان به روش شبه‌طیفی گاوس [۳۵-۳۹]، روش شبه‌طیفی لوباتو[18] [۴۰] و [۴۱] و روش شبه‌طیفی رادائو[19] [۴۲-۴۴] اشاره کرد. با استفاده از روش‌های شبه‌طیفی، قیود دینامیکی زمان- پیوسته، گسسته شده و به قیود جبری تبدیل می‌شوند. قیود دینامیکی، قیود مسیر و قیود مرزی به همراه تابع هزینه، مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی را تشکیل می‌دهند.

در روش شبه‌طیفی گاوس، شرایط بهینگی مرتبه اول برای حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی (شرایط KKT[20]) معادل فرم گسسته شده شرایط بهینگی مرتبه اول زمان -پیوسته هستند [۳۵, ۳۶]. در این حالت مجموعه ضرائب KKT که از حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی به‌دست می‌آیند، متناظر با مقدار متغیرهای کمک حالت در نقاط تطبیق هستند. بنابراین، با حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی و به‌دست آوردن ضرائب KKT، می‌توان از این ضرائب برای تخمین مسیرهای کمک‌حالت استفاده کرد. با استفاده از مسیرهای متغیر کمک‌حالت می‌توان بهینگی مرتبه اولِ حلِ به‌دست آمده را اثبات‌کرد.

در این پژوهش، مسئله مانور شش درجه آزادی زمان بهینه شامل مانور هم‌زمان وضعیت و موقعیت، مورد بررسی قرار گرفته

1 Shooting method
2 Pseudospectral method
3 Homotopy method
4 Particle swarm optimization (PSO)
5 Differential evolution (DE)
6 Bacteria foraging optimization (BFO)
7 Inverse-dynamics
8 Sequential gradient-restoration
9 Sequential convex programming (SCP)
10 Derivative-free optimization
11 Direct methods
12 Indirect methods
13 Two-point boundary value problem (TPBVP)
14 Nonlinear programming (NLP)
15 Gradient-based methods
16 Heuristic algorithms
17 Global collocation methods
18 Lobatto Pseudospectral method
19 Radau Pseudospectral method
20 Karush-Kuhn-Tucker conditions

است. به‌عنوان نمونه، این مسئله برای انجام مانور مجاورت یک فضاپیمای تعقیب‌کننده[1] با یک فضاپیمای هدف[2]، فرمول‌بندی شده و با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس حل شده است. ملاحظاتی از جمله متقارن یا نامتقارن بودن فضاپیما، درنظر گرفتن دینامیک مداری در مدل‌سازی دینامیک‌های انتقالی و دورانی فضاپیما و همچنین درنظر گرفتن کوپلینگ میان کنترل وضعیت و موقعیت فضاپیما، پیچیدگی مسئله و حل به‌دست آمده برای آن را تحت تاثیر قرار می‌دهد. در حل این مسئله فرض‌شده که عملگرهای تراستری کنترل وضعیت و موقعیت، مجزا و نسبت به دستگاه بدنی ثابت هستند. در این حالت ورودی کنترلی بهینه برای کنترل موقعیت فضاپیما، تحت تاثیر وضعیت آن خواهد بود و بین کنترل وضعیت و موقعیت فضاپیما کوپلینگ وجود دارد. بر اساس مطالعات انجام شده بر روی پیشینه پژوهش حاضر، نوآوری این پژوهش در موارد زیر است:

- توسعه مسئله مانور وضعیت زمان بهینه به مسئله مانور شش درجه آزادی زمان بهینه شامل مانور هم‌زمان وضعیت و موقعیت، برای یک فضاپیمای نامتقارن،
- اعمال دینامیک مداری و کوپلینگ میان کنترل وضعیت و موقعیت در مدل‌سازی دینامیکی فضاپیما،
- ارائه حل بهینه برای مسئله مذکور به‌گونه‌ای که حل به‌دست آمده شرایط بهینگی مرتبه اول را برآورده می‌کند.

به‌طور کلی در سیستم‌های دینامیکی غیرخطی و مرتبه بالا ($n \geq 3$)، برای مسئله کنترل بهینه کمترین زمان، حل بسته[3] وجود ندارد و حل این مسئله با روش‌های متداول در کنترل بهینه (روش‌های مستقیم و غیرمستقیم) منجر به یک ساختار کنترلی حلقه باز می‌شود [۴۵]. در کاربردهای واقعی به‌منظور دستیابی به عملکرد مقاوم سیستم نسبت به عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات باید یک قانون کنترلی حلقه بسته برای ردیابی مسیرهای حالت بهینه طراحی شود. بنابراین، در حل مسئله کنترل بهینه کمترین زمان و به‌دست آوردن مسیرهای حالت و ورودی کنترلی بهینه می‌توان از اثر عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات و همچنین مدل‌سازی دینامیک عملگرها صرف نظر کرد و اثرات آنها را در طراحی قانون کنترلی حلقه بسته اعمال کرد.

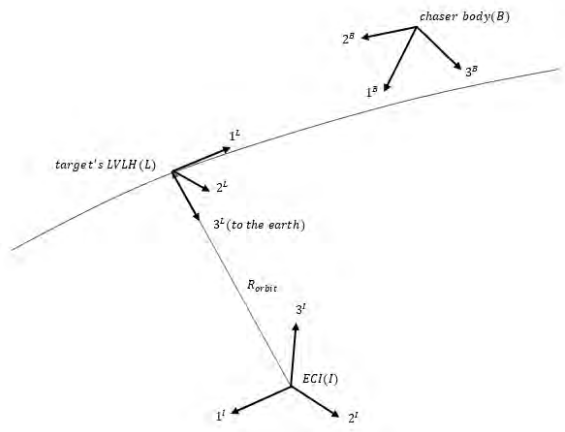
در ادامه، ابتدا مدل دینامیکی نسبی فضاپیمای تعقیب‌کننده نسبت به فضاپیمای هدف بیان می‌شود. سپس، مسئله کنترل بهینه کمترین زمان تعریف شده و با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس به مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی تبدیل می‌شود. با حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی، مسیرهای حالت و ورودی کنترلی زمان بهینه به‌دست می‌آیند. مانند بسیاری از مسئله‌های کنترل بهینه کمترین زمان، مسیرهای ورودی کنترلی بنگ- بنگ هستند که از نظر سیستمی این ورودی کنترلی را می‌توان با استفاده از تراسترهای on-off به فضاپیما اعمال کرد. در انتها، با استفاده از ضرائب KKT به‌دست آمده از حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی، مسیرهای کمک‌حالت تخمین‌زده شده و اثبات بهینگی مرتبه اول، مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲- مدل دینامیکی نسبی

زمانی که فاصله نسبی بین دو فضاپیما زیاد باشد، حرکت انتقالی آنها معمولا در دستگاه مختصات اینرسی زمین-مرکز[4] توصیف می‌شود. زمانی که فاصله بین دو فضاپیما در مقایسه با فاصله شعاعی آنها تا مرکز جرم زمین، بسیار کم باشد، معمولا حرکت انتقالی نسبی آنها در دستگاه مختصات مرجع مداریِ[5] فضاپیمای هدف توصیف می‌شود. مرکز این دستگاه، مختصات منطبق بر مرکز جرم فضاپیمای هدف است و محورهای آن به این صورت تعریف می‌شوند: محور z به صورت شعاعی به سمت مرکز جرم زمین است. محور x در صفحه مدار، عمود بر محور z و در جهت بردار سرعت است. محور y عمود بر صفحه مدار و کامل‌کننده قانون دست راست است. دستگاه مختصات اینرسی زمین- مرکز، دستگاه مختصات مرجع مداری فضاپیمای هدف و

1 Chaser spacecraft
2 Target spacecraft
3 Closed-form solution
4 Earth-centered inertial coordinate system (ECI)
5 Local vertical-local horizontal coordinate system (LVLH)

دستگاه مختصات بدنی فضاپیمای تعقیب‌کننده در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱. دستگاه مختصات اینرسی زمین- مرکز I، دستگاه مختصات مرجع مداری فضاپیمای هدف L، دستگاه مختصات بدنی فضاپیمای تعقیب‌کننده B

با فرض اینکه دستگاه بدنی هدف منطبق بر دستگاه مرجع مداری هدف است، برای یک مانور مجاورت می‌توان دینامیک دورانی نسبی دستگاه بدنی تعقیب کننده را نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف توصیف کرد. برای توصیف دینامیک دورانی دستگاه بدنی تعقیب کننده نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف که یک دستگاه غیراینرسیایی است از فرم برداری معادله اویلر در معادله (۱) استفاده می‌شود [۴۶]:

$$I_B[D^B[\omega^{BL}]^B] + [\omega^{BL}]^B \times (I_B[\omega^{BL}]^B) + I_B[D^L[\omega^{LI}]^B] + [\omega^{LI}]^B \times (I_B[\omega^{BI}]^B) = [T]^B \quad (۱)$$

که در آن حروف B، L و I به ترتیب بیانگر دستگاه بدنی تعقیب کننده، دستگاه مرجع مداری هدف و دستگاه اینرسی زمین- مرکز هستند. D^B بیانگر عملگر مشتق زمانی دورانی نسبت به دستگاه بدنی تعقیب‌کننده است. ماتریس $I_B = diag([I_1, I_2, I_3]) \in \mathbb{R}^{3\times3}$، ماتریس اینرسی فضاپیمای تعقیب کننده حول محورهای ممان اینرسی اصلی آن است. در اینجا فرض‌شده که محورهای دستگاه بدنی تعقیب کننده بر محورهای ممان اینرسی اصلی آن منطبق است. بردارهای $[\omega^{BL}]^B = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T \in \mathbb{R}^3$، $[\omega^{LI}]^B \in \mathbb{R}^3$ و $[\omega^{BI}]^B \in \mathbb{R}^3$ به ترتیب بیانگر بردارهای سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی تعقیب کننده نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف، سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع مداری هدف نسبت به دستگاه اینرسی زمین- مرکز و سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی تعقیب کننده نسبت به دستگاه اینرسی زمین- مرکز هستند. این سه بردار در دستگاه بدنی تعقیب‌کننده بیان شده‌اند. بردار $[T]^B = [T_1, T_2, T_3]^T \in \mathbb{R}^3$ بیانگر بردار گشتاورهای کنترلی وارد بر فضاپیمای تعقیب کننده است و در دستگاه بدنی تعقیب کننده بیان شده است. با فرض اینکه فضاپیمای هدف در مدار دایروی قرار داشته باشد، بردار ω^{LI} ثابت است. در نتیجه، معادله اویلر در معادله (۱) به‌صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$I_B[D^B[\omega^{BL}]^B] + [\omega^{BL}]^B \times (I_B[\omega^{BL}]^B) + [\omega^{LI}]^B \times (I_B[\omega^{BI}]^B) = [T]^B \quad (۲)$$

به‌منظور توصیف سینماتیک دورانی دستگاه بدنی تعقیب کننده نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف، از پارامترهای رودریگز اصلاح‌یافته[1] استفاده شده است. این پارامترها به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\sigma = [\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T = \begin{bmatrix} e_1 \tan(\frac{\Phi}{4}) \\ e_2 \tan(\frac{\Phi}{4}) \\ e_3 \tan(\frac{\Phi}{4}) \end{bmatrix} \quad (۳)$$

که در آن e_1، e_2 و e_3 مولفه‌های بردار اصلی اویلر و زاویه Φ بیانگر زاویه دوران حول محور اصلی اویلر است. معادله دیفرانسیل

1 Modified Rodrigues parameters (MRP)

سینماتیک دورانی با استفاده از پارامترهای رودریگز اصلاح‌یافته، در فرم برداری به‌صورت معادله (۴) بیان می‌شود [۴۷]:

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4} B(\sigma)[\omega^{BL}]^B \tag{۴}$$

با تعریف $\sigma^2 = \sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2$، ماتریس $B(\sigma)$ به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$B(\sigma) = \begin{bmatrix} 1-\sigma^2+2\sigma_1^2 & 2(\sigma_1\sigma_2-\sigma_3) & 2(\sigma_1\sigma_3+\sigma_2) \\ 2(\sigma_2\sigma_1+\sigma_3) & 1-\sigma^2+2\sigma_2^2 & 2(\sigma_2\sigma_3-\sigma_1) \\ 2(\sigma_3\sigma_1-\sigma_2) & 2(\sigma_3\sigma_2+\sigma_1) & 1-\sigma^2+2\sigma_3^2 \end{bmatrix} \tag{۵}$$

به‌منظور توصیف دینامیک و سینماتیک انتقالی فضاپیمای تعقیب کننده نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف، با فرض اینکه فاصله نسبی بین دو فضاپیمای تعقیب کننده و هدف به‌نسبت فاصله شعاعی آنها تا مرکز زمین بسیار کم باشد و در شرایطی که اغتشاشات مداری قابل صرف‌نظر باشند، از معادله (۶) استفاده می‌شود [۴۸]. این معادله با نام معادله «هیلز»[1] شناخته می‌شود:

$$\begin{bmatrix} D^L[v_B^L]^L \\ D^L[s_{BL}]^L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{3\times3} & N_{3\times3} \\ -I_3 & 0_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} [v_B^L]^L \\ [s_{BL}]^L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m}[F]^L \\ 0_{3\times1} \end{bmatrix}$$

$$M_{3\times3} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -2\omega_n \\ 0 & 0 & 0 \\ 2\omega_n & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{۶}$$

$$N_{3\times3} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_n^2 & 0 \\ 0 & 0 & -3\omega_n^2 \end{bmatrix}$$

که در آن ω_n، سرعت زاویه‌ای مداری و m جرم فضاپیمای تعقیب کننده است. D^L، بیانگر عملگر مشتق زمانی دورانی نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف است. بردارهای $[v_B^L]^L = [v_1, v_2, v_3]^T \in \mathbb{R}^3$ و $[s_{BL}]^L = [s_1, s_2, s_3]^T \in \mathbb{R}^3$ به ترتیب بیانگر بردارهای سرعت و موقعیت مرکز جرم فضاپیمای تعقیب کننده نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف هستند. این دو بردار، در دستگاه مرجع مداری هدف بیان شده‌اند. بردار $[F]^L \in \mathbb{R}^3$، بیانگر بردار نیروهای کنترلی وارد بر فضاپیمای تعقیب کننده است و در دستگاه مرجع مداری هدف بیان شده است.

با توجه به آن‌که مولفه‌های نیروهای کنترلی معمولا در دستگاه بدنی فضاپیمای تعقیب کننده بیان می‌شوند، بنابراین، برای به‌دست آوردن مولفه‌های نیروی کنترلی در دستگاه مرجع مداری هدف باید تبدیل زیر انجام شود:

$$[F]^L = T^{LB}[F]^B \tag{۷}$$

که در آن $[F]^B = [F_1, F_2, F_3]^T \in \mathbb{R}^3$، بیانگر بردار نیروهای کنترلی وارد بر فضاپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه بدنی تعقیب کننده است. همچنین T^{LB}، بیانگر ماتریس انتقال از دستگاه بدنی تعقیب کننده به دستگاه مرجع مداری هدف است.

۳-تعریف مسئله کنترل بهینه

مسئله کنترل بهینه در فرم کلی به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

کمینه‌سازی تابع هزینه به فرم بولزا[2] در معادله (۸)، به‌گونه‌ای که قیود مسئله شامل قیود دینامیکی، شرایط مرزی و قیود نامساوی مسیر که به ترتیب در معادلات (۹) تا (۱۱) بیان‌شده‌اند، برآورده شوند:

$$J = \phi\big(x(t_0), t_0, x(t_f), t_f\big) + \int_{t_0}^{t_f} g(x(t), u(t), t)dt \tag{۸}$$

1 Hill's equations

2 Bolza

$$\frac{dx}{dt} = f(x(t), u(t), t) \tag{۹}$$

$$\phi\big(x(t_0), t_0, x(t_f), t_f\big) = 0 \tag{۱۰}$$

$$C(x(t), u(t), t) \leq 0 \tag{۱۱}$$

که $x(t) \in \mathbb{R}^n$ و $u(t) \in \mathbb{R}^m$ به ترتیب بیانگر بردارهای حالت و ورودی کنترلی و t_0 و t_f به ترتیب بیانگر زمان ابتدایی و زمان انتهایی بازه حل مسئله هستند. بر این اساس، مسئله کنترل بهینه کمترین زمان وضعیت و موقعیت فضاپیما به‌صورت شش درجه آزادی، به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

کمینه‌سازی تابع هزینه در معادله (۱۲) به‌گونه‌ای که قیود دینامیکی، شرایط مرزی و قیود بر روی نیروها و گشتاورهای کنترلی، که به ترتیب در معادلات (۱۳) تا (۱۵) بیان‌شده‌اند، برآورده شوند.:

$$J = t_f \tag{۱۲}$$

$$D^B[\omega^{BL}]^B = I_B^{-1}([T]^B - [\omega^{BL}]^B \times (I_B[\omega^{BL}]^B) - [\omega^{LI}]^B \times (I_B[\omega^{BI}]^B))$$

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4}B(\sigma)[\omega^{BL}]^B$$

$$\begin{bmatrix} D^L[v_B^L]^L \\ D^L[s_{BL}]^L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m}T^{LB}[F]^B \\ 0_{3\times1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} M_{3\times3} & N_{3\times3} \\ -I_3 & 0_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} [v_B^L]^L \\ [s_{BL}]^L \end{bmatrix} \tag{۱۳}$$

$$M_{3\times3} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -2\omega_n \\ 0 & 0 & 0 \\ 2\omega_n & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$N_{3\times3} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_n^2 & 0 \\ 0 & 0 & -3\omega_n^2 \end{bmatrix}$$

$$x_0 = [[\omega^{BL}]^B, \sigma, [v_B^L]^B, [s_{BL}]^B]_{t=t_0}^T$$
$$x_f = [[\omega^{BL}]^B, \sigma, [v_B^L]^B, [s_{BL}]^B]_{t=t_f}^T \tag{۱۴}$$

$$|T_i| \leq T_{i,max}, \quad i = 1,2,3$$
$$|F_i| \leq F_{i,max}, \quad i = 1,2,3 \tag{۱۵}$$

در این مسئله بردار حالت و ورودی کنترلی به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$x = [[\omega^{BL}]^B, \sigma, [v_B^L]^L, [s_{BL}]^L]^T$$
$$u = [[T]^B, [F]^B]^T \tag{۱۶}$$

۴- روش شبه‌طیفی گاوس

مسئله کنترل بهینه توصیف شده در معادلات (۱۲) تا (۱۵) با استفاده از روش‌های حل عددی قابل حل است. یک دسته از روش‌های حل عددی مسائل کنترل بهینه، روش‌های شبه‌طیفی هستند. در این روش‌ها با گسسته‌سازی مسیرهای حالت و ورودی کنترلی در نقاط تطبیق و با استفاده از برازش چندجمله‌ای‌های لاگرانژ[1] بر این نقاط، مسیرهای حالت و ورودی کنترلی تقریب زده می‌شوند. پس از آن برآورده‌سازی قیود دینامیکی تنها در نقاط تطبیق مورد بررسی قرار گرفته و بدین ترتیب، قیود دینامیکی به یک مجموعه قیود جبری تبدیل می‌شوند. با این تبدیل، مسئله کنترل بهینه زمان- پیوسته گسسته شده و به یک مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی تبدیل می‌شود. در این پژوهش، برای حل مسئله کنترل بهینه از روش شبه‌طیفی گاوس استفاده شده است. در این روش نقاط تطبیق، ریشه‌های چندجمله‌ای لژاندر[2] هستند

1 Lagrange interpolating polynomials

2 Legendre polynomial

و با نام نقاط «لژاندر-گاوس»[1] شناخته می‌شوند. از آنجایی‌که این نقاط در بازه $(-1,1)$ قرارمی‌گیرند، باید بازه زمانی حل مسئله کنترل بهینه، با استفاده از تبدیل بیان شده در معادله (۱۷)، از $t \in [t_0, t_f]$ به $\tau \in [-1,1]$ تبدیل شود.

$$\tau = \frac{2t}{t_f - t_0} - \frac{t_f + t_0}{t_f - t_0} \tag{۱۷}$$

با استفاده از این تبدیل، فرم کلی مسئله کنترل بهینه که در معادلات (۸) تا (۱۱) بیان شده است، به فرم معادلات (۱۸) تا (۲۱) تبدیل می‌شود:

$$\begin{aligned} J &= \phi\big(x(-1), t_0, x(1), t_f\big) \\ &+ \frac{t_f - t_0}{2}\int_{-1}^{1} g\big(x(\tau), u(\tau), \tau; t_0, t_f\big)d\tau \end{aligned} \tag{۱۸}$$

$$\frac{dx}{d\tau} = \frac{t_f - t_0}{2} f\big(x(\tau), u(\tau), \tau; t_0, t_f\big) \tag{۱۹}$$

$$\phi\big(x(-1), t_0, x(1), t_f\big) = 0 \tag{۲۰}$$

$$C\big(x(\tau), u(\tau), \tau; t_0, t_f\big) \le 0 \tag{۲۱}$$

در روش شبه‌طیفی گاوس، مسیرهای حالت با استفاده از برازش چندجمله‌ای‌های لاگرانژ بر مجموعه نقاط تطبیق $-1 < \tau_1 < \cdots < \tau_N < 1$ و نقطه ابتدایی $\tau_0 = -1$، به‌صورت معادله (۲۲) تقریب زده می‌شوند [۴۹]:

$$x(\tau) \approx X(\tau) = \sum_{i=0}^{N} X(\tau_i) L_i(\tau) \tag{۲۲}$$

که در آن، $L_i(\tau)$ چندجمله‌ای‌های لاگرانژ هستند و به‌صورت زیر تعریف می‌شوند [۴۹]:

$$L_i(\tau) = \prod_{j=0, j\neq i}^{N} \frac{\tau - \tau_j}{\tau_i - \tau_j}, \qquad i = 0, \dots, N \tag{۲۳}$$

همچنین، با درنظر گرفتن نقاط تطبیق $\tau_k, k = 1, \dots, N$، مسیرهای ورودی کنترلی با استفاده از برازش چندجمله‌ای‌های لاگرانژ $L_i^*(\tau)$ به‌صورت معادله (۲۴) تقریب زده می‌شوند [۴۹]:

$$u(\tau) = U(\tau) = \sum_{i=1}^{N} U(\tau_i) L_i^*(\tau) \tag{۲۴}$$

که در آن $L_i^*(\tau)$ به‌صورت زیر تعریف می‌شود [۴۹]:

$$L_i^*(\tau) = \prod_{j=1, j\neq i}^{N} \frac{\tau - \tau_j}{\tau_i - \tau_j} \tag{۲۵}$$

می‌توان نشان داد که چندجمله‌ای‌های لاگرانژ در معادلات (۲۳) و (۲۵)، خاصیت انزوا[2] را به‌صورت معادله (۲۶) برآورده می‌کنند [۴۹]:

$$\begin{aligned} L_i(\tau_j) &= \begin{cases} 1, & i = j \\ 0, & i \neq j \end{cases} \\ L_i^*(\tau_j) &= \begin{cases} 1, & i = j \\ 0, & i \neq j \end{cases} \end{aligned} \tag{۲۶}$$

با مشتق‌گیری از معادله (۲۲)، مشتق $x(\tau)$ در نقاط تطبیق τ_k، به‌صورت معادله (۲۷) است [۳۶]:

1 Legendre-Gauss(LG)

2 Isolation property

$$\dot{x}(\tau_k) \approx \dot{X}(\tau_k) = \sum_{i=0}^{N} x(\tau_i)\dot{L}_i(\tau_k), \quad k = 1, \dots, N \tag{۲۷}$$

مشتق چندجمله‌ای‌های لاگرانژ در نقاط تطبیق $\dot{L}_i(\tau_k)$، را می‌توان به فرم ماتریس مشتق‌گیری $D \in \mathbb{R}^{N\times N+1}$ بیان کرد. درایه‌های این ماتریس مشتق‌گیری با استفاده از معادله (۲۴) محاسبه می‌شوند [۳۶]:

$$D_{ki} = \dot{L}_i(\tau_k) = \sum_{l=0}^{N} \frac{\prod_{j=0,j\neq i,l}^{N}(\tau_k - \tau_j)}{\prod_{j=0,j\neq i}^{N}(\tau_i - \tau_j)} \tag{۲۸}$$

که در آن $i = 0, \dots, N$ و $k = 1, \dots, N$ است. با استفاده از ماتریس مشتق‌گیری D، قیود دینامیکی بیان شده در معادله (۱۹) به یک مجموعه قیود جبری به‌صورت معادله (۲۹) تبدیل می‌شوند [۳۶]:

$$\sum_{i=0}^{N} D_{ki}X_i - \frac{t_f - t_0}{2} f(X_k, U_k, \tau_k; t_0, t_f) = 0, \quad k = 1, \dots, N \tag{۲۹}$$

که در آن $X_k \equiv X(\tau_k) \in \mathbb{R}^n$ و $U_k \equiv U(\tau_k) \in \mathbb{R}^m$ که $k = 1, \dots, N$ است، به ترتیب بیانگر بردارهای حالت و ورودی کنترلی هستند. در روش شبه‌طیفی گاوس، تحقق قیود دینامیکی تنها در نقاط تطبیق مورد بررسی قرار می‌گیرد. بنابراین، مقدار متغیرهای حالت در زمان انتهایی X_f یا X_{N+1}، با استفاده از کوادراتور گاوس[1] به‌صورت معادله (۳۰) مقید می‌شود [۵۰]:

$$X_f = X_0 + \frac{t_f - t_0}{2}\sum_{k=1}^{N} w_k f(X_k, U_k, \tau_k; t_0, t_f) \tag{۳۰}$$

که در آن w_k، وزن‌های گاوسی هستند. همچنین تابع هزینه زمان- پیوسته در معادله (۱۸)، با استفاده از کوادراتور گاوس به‌صورت معادله (۳۱) تقریب زده می‌شود [۳۶]:

$$J = \phi(X_0, t_0, X_f, t_f) + \frac{t_f - t_0}{2}\sum_{k=1}^{N} w_k g(X_k, U_k, \tau_k; t_0, t_f) \tag{۳۱}$$

در نهایت فرم گسسته شرایط مرزی و قیود مسیر که به ترتیب در معادلات (۲۰) و (۲۱) بیان شده‌اند، به‌صورت معادلات (۳۲) و (۳۳) است:

$$\phi(X_0, t_0, X_f, t_f) = 0 \tag{۳۲}$$

$$C(X_k, U_k, \tau_k; t_0, t_f) \leq 0, \qquad (k = 1, \dots, N) \tag{۳۳}$$

تابع هزینه بیان شده در معادله (۳۱) به همراه قیود جبری در معادلات (۲۹)، (۳۰)، (۳۲) و (۳۳)، یک مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی را تشکیل می‌دهند. با حل این مسئله، یک حل تقریبی برای مسئله کنترل بهینه زمان-پیوسته که در معادلات (۸) تا (۱۱) توصیف شده است، به‌دست می‌آید.

در بعضی مسائل کنترل بهینه، در مسیرهای حالت و ورودی کنترلی ناپیوستگی‌هایی وجود دارد. یک ایده مناسب برای افزایش دقت حل به‌دست آمده در این مسائل، تقسیم بازه زمانی حل مسئله کنترل بهینه به چند زیربازه است. در این حالت برآورده‌سازی قیود دینامیکی جبری (معادله ۲۹)، در نقاط تطبیق درون هر زیربازه مورد بررسی قرار می‌گیرد. سپس، به‌منظور برقراری پیوستگی مسیرهای حالت، شرایط مرزی در فصل مشترک زیربازه‌ها مقید می‌شود [۳۵, ۳۷]. بنابراین، شرایط مرزی بیان شده در معادله (۳۲) با معادله (۳۴) جایگزین می‌شود:

$$\begin{gathered} \mathcal{L}^{(1)}(X_0^{(1)}, t_0^{(1)}) = 0 \\ \mathcal{L}_{(r)}^{(r+1)}(X_f^{(r)}, t_f^{(r)}, X_0^{(r+1)}, t_0^{(r+1)}) = 0 \\ \mathcal{L}^{(P)}(X_f^{(P)}, t_f^{(P)}) = 0 \end{gathered} \tag{۳۴}$$

که در آن P ، تعداد زیربازه‌ها و $r = 1, \dots, P-1$ است [۳۷].

1 Gauss quadrature

۵- تخمین کمک‌حالت

مسئله کنترل بهینه زمان- پیوسته تبدیل یافته در معادلات (۱۸) تا (۲۱) را می‌توان با استفاده از حساب تغییرات و اصل کمینه پونتریاگین [۳۳] برای به‌دست آوردن شرایط بهینگی مرتبه اول، حل کرد. شرایط بهینگی مرتبه اول با محاسبه تغییرات مرتبه اول تابع همیلتونین[1] H در معادله (۳۵) به‌دست می‌آیند:

$$\begin{aligned} H(x,\lambda,\mu,u,\tau;t_0,t_f) &= g(x,u,\tau;t_0,t_f) \\ &+ \lambda^T f(x,u,\tau;t_0,t_f) \\ &- \mu^T C(x,u,\tau;t_0,t_f) \end{aligned} \tag{۳۵}$$

که در آن $\lambda \in \mathbb{R}^n$ بردار کمک‌حالت و $\mu \in \mathbb{R}^c$ بردار ضرایب لاگرانژ مربوط به قیود مسیر است. شرایط بهینگی مرتبه اول در معادله (۳۶) بیان شده‌اند [۴۵]:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{d\tau} &= \frac{t_f - t_0}{2} f(x(\tau),u(\tau),\tau;t_0,t_f) \\ &= \frac{t_f - t_0}{2}\frac{\partial H}{\partial \lambda} \\ \frac{d\lambda}{d\tau} &= \frac{t_f - t_0}{2}\left(-\frac{\partial g}{\partial x} - \lambda^T \frac{\partial f}{\partial x} + \mu^T \frac{\partial C}{\partial x}\right) \\ &= -\frac{t_f - t_0}{2}\frac{\partial H}{\partial x} \\ 0 &= \frac{\partial g}{\partial u} + \lambda^T \frac{\partial f}{\partial u} - \mu^T \frac{\partial C}{\partial u} = \frac{\partial H}{\partial u} \\ \phi(x(\tau_0),t_0,x(\tau_f),t_f) &= 0 \\ \lambda(\tau_0) &= -\frac{\partial \phi}{\partial x(\tau_0)} + \nu^T \frac{\partial \phi}{\partial x(\tau_0)} \\ \lambda(\tau_f) &= \frac{\partial \phi}{\partial x(\tau_f)} - \nu^T \frac{\partial \phi}{\partial x(\tau_f)} \\ H(t_0) &= \frac{\partial \phi}{\partial t_0} - \nu^T \frac{\partial \phi}{\partial t_0} \\ H(t_f) &= -\frac{\partial \phi}{\partial t_f} + \nu^T \frac{\partial \phi}{\partial t_f} \\ \mu_j(\tau) &= 0, \quad when\ C_j(x,u,\tau;t_0,t_f) < 0, \quad j = 1,\dots,c \\ \mu_j(\tau) &\le 0, \quad when\ C_j(x,u,\tau;t_0,t_f) = 0, \quad j = 1,\dots,c \end{aligned} \tag{۳۶}$$

که در آن $\nu \in \mathbb{R}^q$ ، بردار ضرایب لاگرانژ مربوط به شرایط مرزی است.

در روش شبه‌طیفی گاوس می‌توان از ضرایب KKT که از حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی به‌دست می‌آیند، برای تخمین کمک‌حالت (λ) و اثبات بهینگی مرتبه اول استفاده کرد. با استفاده از این ضرایب می‌توان برای یک مسئله کنترل بهینه زمان- پیوسته، مقدار متغیرهای کمک‌حالت را در نقاط تطبیق و نقاط مرزی تخمین زد. تخمین کمک حالت در روش شبه‌طیفی گاوس بر اساس قضیه زیر انجام می‌شود:

قضیه ۱ (قضیه نگاشت کمک‌حالت[2]): با استفاده از ضرایب KKT می‌توان مقدار متغیرهای کمک‌حالت را در زمان ابتدایی، زمان انتهایی و نقاط تطبیق به‌صورت معادله (۳۷) تخمین زد:

$$\begin{aligned} \Lambda_k &= \frac{\tilde{\Lambda}_k}{w_k} + \tilde{\Lambda}_f \\ \Lambda_0 &= \tilde{\Lambda}_0, \quad \Lambda_f = \tilde{\Lambda}_f \end{aligned} \tag{۳۷}$$

که در آن $\tilde{\Lambda}_k$، $\tilde{\Lambda}_0$ و $\tilde{\Lambda}_f$ به ترتیب ضرایب KKT مربوط به قیود دینامیکی در نقاط تطبیق، شرایط مرزی در زمان ابتدایی و شرایط مرزی در زمان انتهایی هستند. Λ_k، Λ_0 و Λ_f به ترتیب بردار کمک‌حالت تخمین زده شده در نقاط تطبیق، زمان ابتدایی و زمان انتهایی هستند [۳۶].

1 Hamiltonian

2 Costate mapping theorem

۶- شبیه‌سازی عددی

در این بخش مسئله‌کنترل بهینه توصیف شده در معادلات (۱۲) تا (۱۵) با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس حل شده است. با استفاده از این روش، مسئله کنترل بهینه زمان- پیوسته به مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی تبدیل شده و سپس با استفاده از روش برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی[1] حل شده است. با توجه به اینکه در مسئله کنترل بهینه کمترین زمان، زمان انتهایی آزاد است، بنابراین، متغیرهای مسئله کنترل بهینه علاوه‌بر مقدار متغیرهای حالت و ورودی کنترلی در نقاط تطبیق، شامل زمان انتهایی مانور t_f، نیز می‌شوند. شبه کد حل مسئله کنترل بهینه با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس و همچنین تخمین مسیرهای کمک‌حالت با استفاده از ضرایب KKT در جدول ۱ بیان شده است.

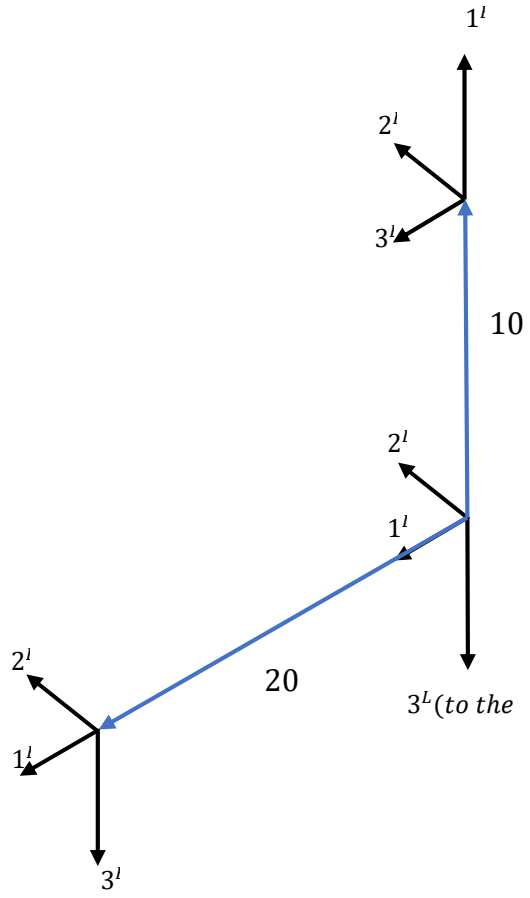
جدول ۱. شبه کد حل مسئله کنترل بهینه با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس

شماره مرحله	عملیات
۱	- تعیین شرایط اولیه و انتهایی بردار متغیرهای حالت (x_0 و x_f) - تعیین تعداد زیربازه‌ها و تعداد نقاط تطبیق در هر زیربازه (n_I و n) - تعیین کران بالا و پایین برای متغیرهای حالت و ورودی کنترلی در تمام نقاط تطبیق و t_f (B_u و B_l) - تعیین حدس اولیه برای متغیرهای حالت و ورودی کنترلی در تمام نقاط تطبیق و t_f (S_0)
۲	- تعیین تابع قیود مساوی غیرخطی برای محاسبه قیود دینامیکی جبری از معادله (۲۹) و قیود مرزی از معادلات (۳۰) و (۳۴) (نام تابع: NonlinConst_fun) - تعیین تابع محاسبه مقدار تابع هزینه از معادله (۳۱) (نام تابع: Cost_fun)
۳	- یافتن حل بهینه مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی با روش SQP $[S_{opt}, \tilde{\Lambda}]$ = SQP (Cost_fun, NonlinConst_fun, S_0, B_l, B_u)
۴	- تخمین مسیرهای کمک‌حالت با استفاده از ضرایب KKT، $\tilde{\Lambda}$ از معادله (۳۷)

سناریوی این شبیه‌سازی به‌صورت یک مانور مجاورت شش درجه آزادی بین دو فضاپیما که در یک مدار قرار گرفته‌اند، است. در زمان ابتدایی، فضاپیمای تعقیب کننده ۲۰ متر جلوتر از فضاپیمای هدف قرارگرفته و دستگاه بدنی تعقیب کننده منطبق بر دستگاه مرجع مداری هدف است. در زمان انتهایی مانور، فضاپیمای تعقیب کننده باید در موقعیت ۱۰ متری بالای فضاپیمای هدف قرار بگیرد و همچنین دستگاه بدنی تعقیب کننده باید یک دوران خالص حول محور 2^B داشته باشد. شماتیک این سناریو در شکل ۲ نشان داده شده است. پارامترهای فضاپیمای تعقیب کننده که بر اساس مشخصات فضاپیمای NASA X-ray Timing Explorer(XTE) انتخاب شده، در جدول ۲ بیان شده است [۵۱]. همچنین، مقدار متغیرهای حالت فضاپیمای تعقیب کننده در زمان ابتدایی و انتهایی مانور، در جدول ۳ بیان شده است. در این شبیه‌سازی، فرض شده است که محورهای بدنی فضاپیمای تعقیب کننده دارای عملگرهای تراستری مجزا برای تولید نیروها و گشتاورهای کنترلی هستند. همچنین با توجه به اینکه در این شبیه‌سازی هدف به‌دست آوردن مسیرهای حالت و ورودی کنترلی بهینه است، مدل عملگرهای تراستری به‌صورت ایده‌آل درنظر گرفته شده است. ملاحظات مربوط به اعمال ورودی کنترلی بهینه توسط عملگر (مانند تاخیر، ناهمواری سطح تراست و ...) باید در طراحی سیستم کنترل مورد بررسی قرار گیرد.

تعداد زیربازه‌ها در گسسته‌سازی مسئله کنترل بهینه با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس، ۲۰ و تعداد نقاط تطبیق در هر زیربازه، ۳ درنظر گرفته شده است. همچنین، فرض‌شده که بازه‌ی زمانی زیربازه‌ها یکسان است. نتایج شبیه‌سازی این سناریو در شکل‌های ۳ تا ۱۰ نشان داده شده است. تاریخچه زمانی نشان داده شده برای تغییرات زوایای اویلر در شکل ۷ با ترتیب دوران YXZ است.

1 Sequential quadratic programming (SQP)



شکل ۲. شماتیک سناریوی شبیه‌سازی مانور مجاورت مداری شش درجه آزادی

جدول ۲. مشخصات فضاپیمای تعقیب کننده

مشخصات فضاپیمای تعقیب‌کننده	واحد	مقدار
ممان‌های اینرسی	Kg.m^2	$I_1 = 5621, I_2 = 4547, I_3 = 2364$
جرم	Kg	$m = 3200$
ماکزیمم گشتاورهای کنترلی قابل تولید	Nm	$T_{max} = [50,50,50]^T$
ماکزیمم نیروهای کنترلی قابل تولید	N	$F_{max} = [320,320,320]^T$
ارتفاع مداری	Km	$h_{orbit} = 580$

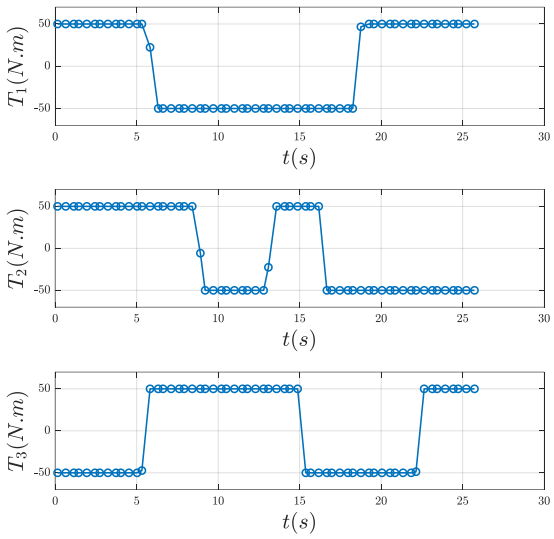
جدول ۳. مقدار متغیرهای حالت فضاپیمای تعقیب کننده در زمان ابتدایی و زمان انتهایی مانور

متغیرهای حالت فضاپیمای تعقیب کننده	واحد	شرایط ابتدایی	شرایط انتهایی
$[\omega^{BL}]^B$	rad/s	$[0,0,0]^T$	$[0,0,0]^T$
σ	واحد ندارد	$[0,0,0]^T$	$\left[0, \tan\left(\frac{90°}{2}\right), 0\right]^T = [0,0.4142,0]^T$
$[v_B^L]^L$	m/s	$[0,0,0]^T$	$[0,0,0]^T$
$[s_{BL}]^L$	m	$[20,0,0]^T$	$[0,0,-10]^T$

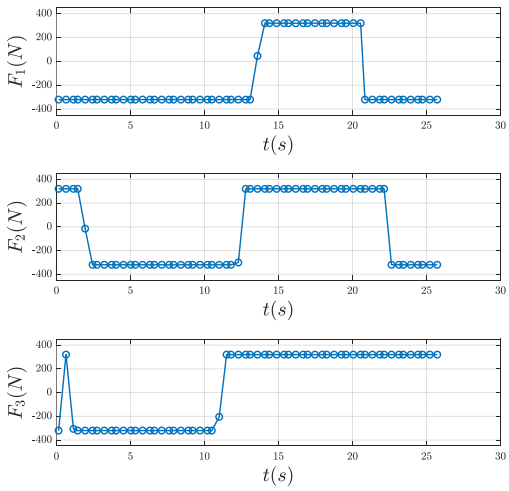
در پژوهش‌های گذشته [۵-۷, ۱۰] نشان داده شده است که ساختار کنترلی برای یک مانور وضعیت زمان بهینه، با درنظر گرفتن قید مکعبی بر روی مقدار گشتاورهای کنترلی، به‌صورت بنگ- بنگ است. به‌طور مشابه، نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های ۳ و ۴ نشان می‌دهد که برای یک مانور شش درجه آزادی زمان بهینه، با درنظر گرفتن قید مکعبی بر روی مقدار نیروها و گشتاورهای کنترلی نیز، ساختار کنترلی به‌صورت بنگ- بنگ است. مدت زمان مانور شش درجه آزادی زمان بهینه در سناریوی مورد نظر $t_f = 25.8727\ sec$ است. بیلیموریا و وای [۵] برای مانور وضعیت زمان بهینه یک فضاپیما با کنترل سه‌محوره‌ی مجزا نشان داده‌اند که اگرچه مانور وضعیت، یک چرخش خالص حول یک محور بدنی باشد، اما گشتاورهای کنترلی حول محورهای بدنی دیگر نیز برای دستیابی به زمان کمتر برای مانور وضعیت درگیر می‌شوند. نتایج سناریوی مورد نظر در شکل‌های ۳ و ۴ نشان می‌دهد که این موضوع را می‌توان برای یک مانور شش درجه آزادی زمان بهینه نیز تعمیم داد.

همان‌طور که در شکل‌های ۵ تا ۹ نشان داده شده است، بردارهای سرعت زاویه‌ای، وضعیت، سرعت نسبی و موقعیت فضاپیمای تعقیب کننده به شرایط انتهایی مطلوب در جدول ۳

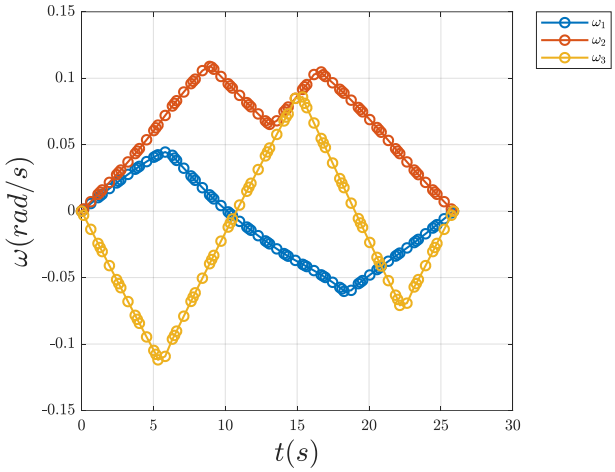
می‌رسند. شماتیک سه‌بعدی مانور شش درجه آزادی زمان بهینه برای سناریوی مورد نظر در شکل ۱۰ نشان داده شده است.



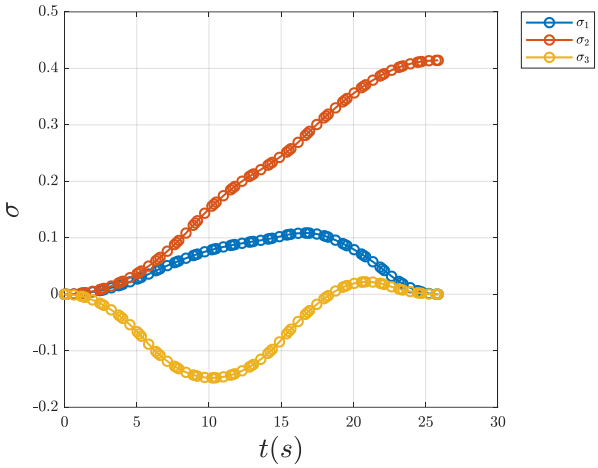
شکل ۳. تاریخچه زمانی گشتاورهای کنترلی



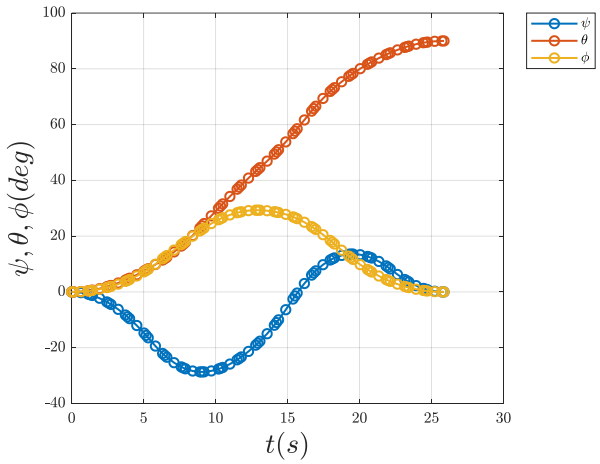
شکل ۴. تاریخچه زمانی نیروهای کنترلی



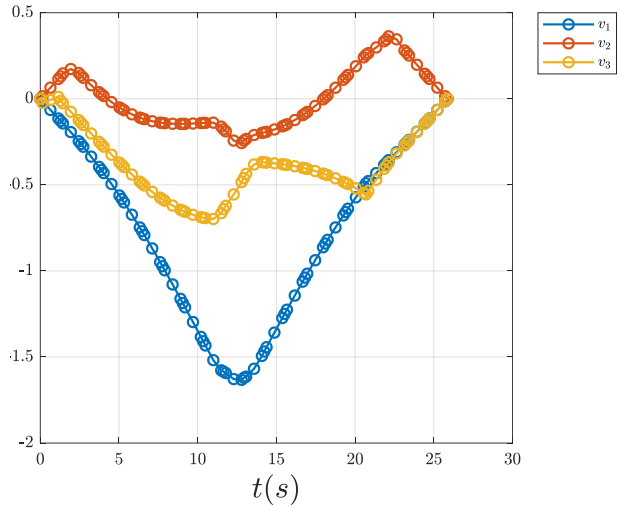
شکل ۵. تاریخچه زمانی مولفه‌های سرعت زاویه‌ای



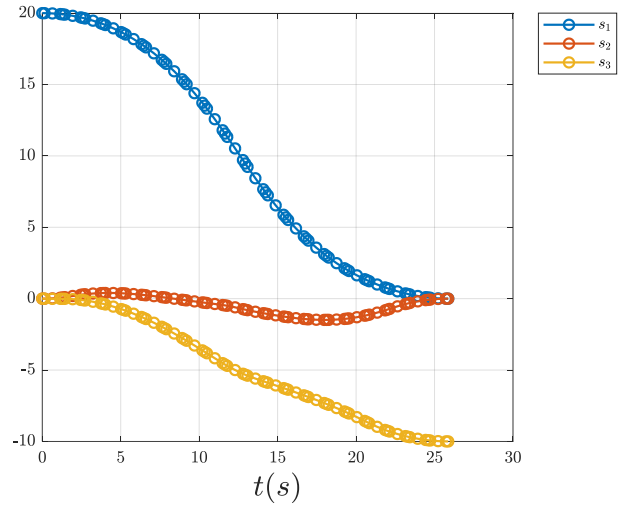
شکل ۶. تاریخچه زمانی پارامترهای رودریگز اصلاح‌یافته



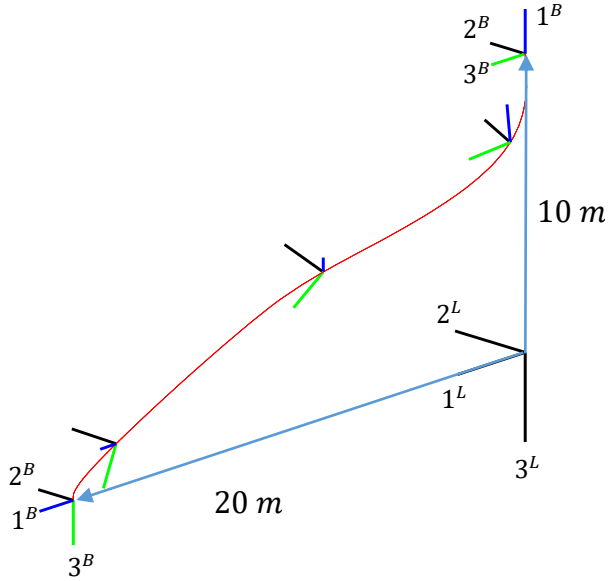
شکل ۷. تاریخچه زمانی زوایای اویلر



شکل ۸. تاریخچه زمانی مولفه‌های سرعت نسبی

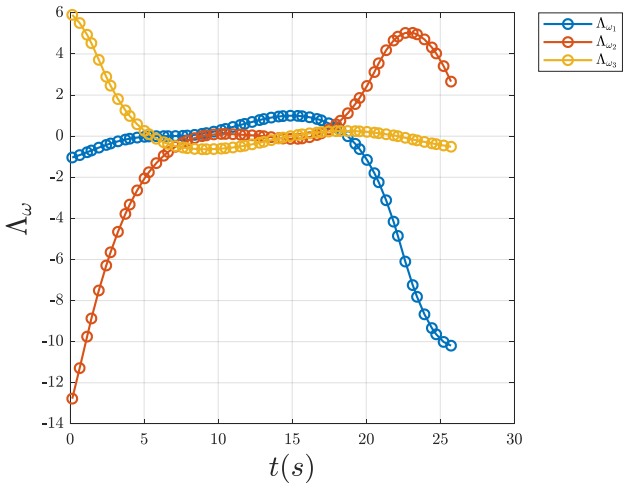


شکل ۹. تاریخچه زمانی موقعیت

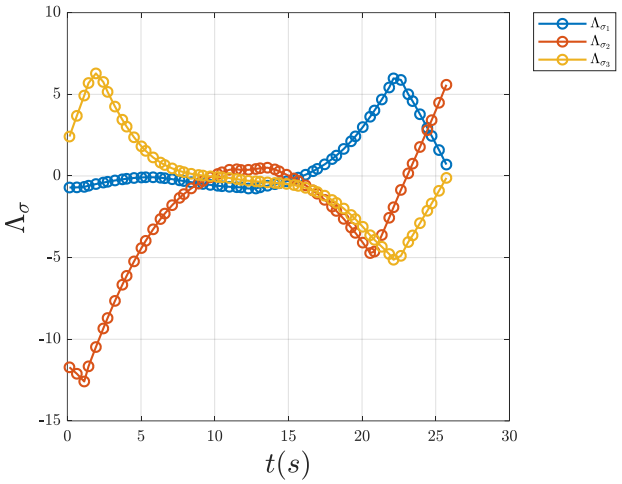


شکل ۱۰. شماتیک سه‌بعدی مانور شش درجه آزادی زمان بهینه

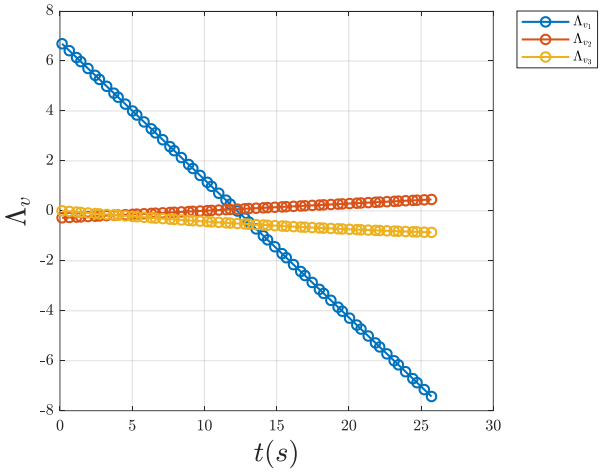
به‌منظور اثبات بهینگی مرتبه اول حل به‌دست آمده، از تخمین کمک‌حالت استفاده می‌شود. بر اساس قضیه ۱، با استفاده از ضرایب KKT که از حل مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی به‌دست می‌آیند، می‌توان متغیرهای کمک‌حالت را در نقاط تطبیق و نقاط مرزی تخمین زد. نتایج تخمین کمک‌حالت در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ نشان داده شده است.



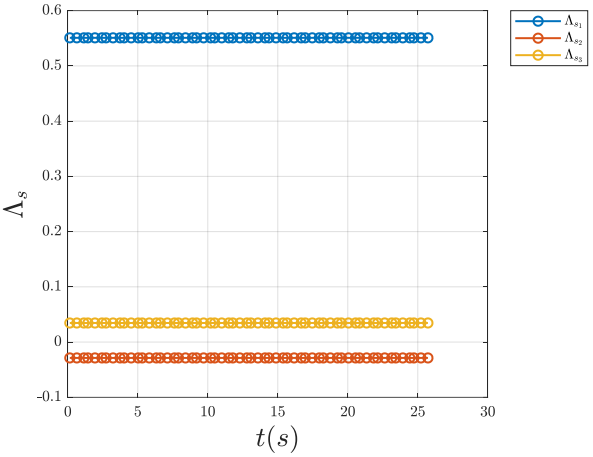
شکل ۱۱. تاریخچه زمانی کمک‌حالت‌های مربوط به سرعت زاویه‌ای



شکل ۱۲. تاریخچه زمانی کمک‌حالت‌های مربوط به پارامترهای رودریگز اصلاح‌یافته



شکل ۱۳. تاریخچه زمانی کمک‌حالت‌های مربوط به سرعت نسبی



شکل ۱۴. تاریخچه زمانی کمک‌حالت‌های مربوط به موقعیت

با درنظر گرفتن تابع هزینه به‌صورت معادله (۸)، برای مسئله کنترل بهینه کمترین زمان مورد نظر، تابع‌های $\phi(x(t_0),t_0,x(t_f),t_f)$ و $g(x(t),u(t),t)$ به‌صورت زیر هستند:

$$\begin{aligned}&\phi(x(t_0),t_0,x(t_f),t_f)=t_f\\&g(x(t),u(t),t)=0\end{aligned} \qquad (۳۸)$$

همچنین در این شبیه‌سازی، شرایط مرزی $\phi(x(t_0),t_0,x(t_f),t_f)$ مشخص هستند و تابعی از t_f نیستند (مطابق جدول ۳). بنابراین، بر اساس شرایط بهینگی مرتبه اول در معادله (۳۶) خواهیم داشت:

$$H(t_f)=-1$$

از طرفی تابع همیلتونین در معادله (۳۵) برای مسئله کنترل بهینه مورد نظر به‌صورت معادله (۳۹) است:

$$H(x,\lambda,\mu,u,\tau;t_0,t_f)=\lambda^T f(x,u,\tau;t_0,t_f) \qquad (۳۹)$$

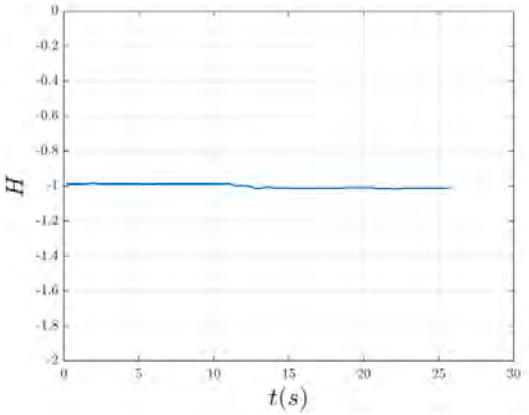
با توجه به قیود دینامیکی در معادله (۱۳)، تابع همیلتونین در معادله (۳۹) تابعی از زمان نیست. در نتیجه:

$$\frac{\partial H}{\partial t} = 0$$

بنابراین، تابع همیلتونین باید در طول بازه زمانی مانور زمان بهینه ثابت و برابر با ۱- باشد.

$$H(t) = -1$$

نمودار زمانی تابع همیلتونین در شکل ۱۵ نشان می‌دهد که در طول بازه زمانی مانور، تابع همیلتونین محاسبه شده تقریبا ثابت و مقدار تقریبی آن برابر با ۱- است. بنابراین حل به‌دست آمده شرایط بهینگی مرتبه اول را برآورده می‌کند.



شکل ۱۵. تاریخچه زمانی همیلتونین

در این قسمت برای سناریوهای مختلف، نتایج به‌دست آمده از حل مسئله کنترل بهینه با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس با نتایج نرم افزار GPOPS [۵۲] مقایسه شده است. بدین منظور، مسئله مانور شش درجه آزادی زمان بهینه با در نظر گرفتن موقعیت‌های اولیه مختلف فضاپیمای تعقیب کننده نسبت به دستگاه مرجع مداری هدف حل شده است. مدت زمان مانور شش درجه آزادی زمان بهینه برای سناریوهای مختلف در جدول ۴ بیان شده است.

جدول ۴. نتایج تطبیقی روش شبه‌طیفی گاوس و نرم افزار GPOPS برای سناریوهای مختلف

موقعیت اولیه(m)	t_f روش شبه‌طیفی گاوس (sec)	t_f نرم افزار GPOPS (sec)	درصد تغییرات(٪)
$[20,0,0]^T$ سناریوی اصلی	25.8727	25.87	0.0104
$[20,4,0]^T$	26.1674	26.0336	0.5113
$[20,4,4]^T$	25.9360	26.1652	0.8837
$[20,4,-5]^T$	25.6607	25.8986	0.9271
$[25,-5,-5]$	28.7185	28.2784	1.5325

با توجه به نتایج ارائه شده در جدول ۴، نتایج به‌دست آمده از حل مسئله کنترل بهینه با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس، مطابقت مناسبی با نتایج حل مسئله کنترل بهینه با استفاده از نرم افزار GPOPS دارد و حتی در مواردی مدت زمان مانور زمان بهینه کمتر نیز است.

۷-نتیجه‌گیری

در این پژوهش مسئله مانور شش درجه آزادی زمان بهینه برای یک فضاپیما با عملگرهای مجزا برای کنترل وضعیت و موقعیت مورد بررسی قرار گرفت. به‌عنوان یک نمونه از مانور شش درجه آزادی، مسئله کنترل بهینه کمترین زمان برای مانور مجاورت بین دو فضاپیما فرمول‌بندی شده و با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس حل شد. سپس، با استفاده از ضرایب KKT، تخمین کمک‌حالت انجام شد.

نتایج شبیه‌سازی نشان داد که برای مسئله مانور شش درجه آزادی زمان بهینه مورد نظر، ساختار کنترلی به‌صورت بنگ- بنگ

است. به‌منظور صحت‌سنجی حل به‌دست آمده، با استفاده از تخمین کمک‌حالت نشان داده شد که نتایج به‌دست آمده شرایط بهینگی مرتبه اول را برآورده می‌کند. در نهایت برای سناریوهای مختلف، مدت زمان مانور شش درجه آزادی زمان بهینه به‌دست آمده از حل مسئله کنترل بهینه با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس، با نتایج به‌دست آمده از حل مسئله کنترل بهینه با استفاده از نرم افزار GPOPS مقایسه شد. نتایج این مقایسه نشان دادکه حل به‌دست آمده با استفاده از روش شبه‌طیفی گاوس مطابقت خوبی با نتایج نرم‌افزار GPOPS دارد.

مراجع

[1] W. Zhang et al., "WTS: A Weakly towards strongly supervised learning framework for remote sensing land cover classification using segmentation models". *Remote Sensing*, 2021. 13(3): p. 394.

[2] A. Orynbaikyzy, U. Gessner & C. Conrad, "Crop type classification using a combination of optical and radar remote sensing data: a review". *international journal of remote sensing*, 2019. 40(17): p. 6553-6595.

[3] J. Jung et al., "The potential of remote sensing and artificial intelligence as tools to improve the resilience of agriculture production systems". *Current Opinion in Biotechnology*, 2021. 70: p. 15-22.

[4] Q. Xie et al., "Crop height estimation of corn from multi-year RADARSAT-2 polarimetric observables using machine learning". *Remote Sensing*, 2021. 13(3): p. 392.

[5] G.A. Carter, "Responses of leaf spectral reflectance to plant stress". *American Journal of Botany*, 1993. 80(3): p. 239-243.

[6] J. Peñuelas et al., "Reflectance indices associated with physiological changes in nitrogen-and water-limited sunflower leaves". *Remote sensing of Environment*, 1994. 48(2): p. 135-146.

[7] H.C. Stimson et al., "Spectral sensing of foliar water conditions in two co-occurring conifer species: Pinus edulis and Juniperus monosperma". *Remote Sensing of Environment*, 2005. 96(1): p. 108-118.

[8] C. Xu et al., "Monitoring crop water content for corn and soybean fields through data fusion of MODIS and Landsat measurements in Iowa". *Agricultural Water Management*, 2020. 227: p. 105844.

[9] J. Penuelas, I. Filella, C. Biel, L. Serrano & R. Save, "The reflectance at the 950-970 nm region as an indicator of plant water status". *International Journal of Remote Sensing*, 1993. 14: p. 1887-1905.

[10] S.L. Ustin et al., "Estimating canopy water content of chaparral shrubs using optical methods". *Remote Sensing of Environment*, 1998. 65(3): p. 280-291.

[11] J. Carlson, and R. Burgan, "Review of users' needs in operational fire danger estimation: the Oklahoma example". *International Journal of remote sensing*, 2003. 24(8): p. 1601-1620.

[12] E. Chuvieco et al., Improving burning efficiency estimates through satellite assessment of fuel moisture content. Journal of Geophysical Research: Atmospheres, 2004. 109(D14).

[13] W. Kong et al., "Estimating Vertical Distribution of Leaf Water Content within Wheat Canopies after Head Emergence". *Remote Sensing*, 2021. 13(20): p. 4125.

[14] A.F. Goetz et al., "Imaging spectrometry for earth remote sensing". *science*, 1985. 228(4704): p. 1147-1153.

[15] P.J. Curran, J.A. Kupiec and G.M. Smith, "Remote sensing the biochemical composition of a slash pine canopy. Geoscience and Remote Sensing", *IEEE Transactions on*, 1997. 35(2): p. 415-420.

[16] R. Colombo et al., "Estimation of leaf and canopy water content in poplar plantations by means of hyperspectral indices and inverse modeling". *Remote Sensing of Environment*, 2008. 112(4): p. 1820-1834.

[17] M. Hardisky, V. Klemas and M. Smart, "The influence of soil salinity, growth form, and leaf moisture on the spectral radiance of". *Spartina alterniflora*, 1983. 49: p. 77-83.

[18] B. C. Gao, "Normalized difference water index for remote sensing of vegetation liquid water from space". *in Imaging Spectrometry*. 1995. International Society for Optics and Photonics.

[19] G. Krishna et al., "Application of thermal imaging and hyperspectral remote sensing for crop water deficit stress monitoring". *Geocarto International*, 2021. 36(5): p. 481-498.

[20] R. Filgueiras et al., "Soil water content and actual evapotranspiration predictions using regression algorithms and remote sensing data". *Agricultural Water Management*, 2020. 241: p. 106346.

[21] L. Zhang et al., "Monitoring cotton (Gossypium hirsutum L.) leaf ion content and leaf water content in saline soil with hyperspectral reflectance". *European Journal of Remote Sensing*, 2014. 47: p. 593-610.

[22] E.B. Knipling, "Physical and physiological basis for the reflectance of visible and near-infrared radiation from vegetation". *Remote sensing of environment*, 1970. 1(3): p. 155-159.

[23] C.J. Tucker, "Remote sensing of leaf water content in the near infrared". *Remote sensing of Environment*, 1980. 10(1): p. 23-32.

[24] P. Ceccato et al., "Detecting vegetation leaf water content using reflectance in the optical domain". *Remote sensing of environment*, 2001. 77(1): p. 22-33.

[25] P.J. Zarco-Tejada and S. Ustin. "Modeling canopy water content for carbon estimates from MODIS data at land EOS validation sites". *in IGARSS 2001*. Scanning the Present and Resolving the Future. Proceedings. IEEE 2001 International Geoscience and Remote Sensing Symposium (Cat. No. 01CH37217). 2001. IEEE.

[26] M.R. Mobasheri, and S.B. Fatemi, "Leaf Equivalent Water Thickness assessment using reflectance at optimum wavelengths". *Theoretical and Experimental Plant Physiology*, 2013. 25(3): p. 196-202.

[27] R. Pu et al., "Spectral absorption features as indicators of water status in coast live oak (Quercus agrifolia) leaves". *International Journal of Remote Sensing*, 2003. 24(9): p. 1799-1810.

[28] P. Bowyer and F. Danson, "Sensitivity of spectral reflectance to variation in live fuel moisture content at leaf and canopy level". *Remote Sensing of Environment*, 2004. 92(3): p. 297-308.

[29] E.R. Hunt et al., "Remote sensing leaf chlorophyll content using a visible band index". 2011.

[30] D.M. Kim et al., "Highly sensitive image-derived indices of water-stressed plants using hyperspectral imaging in SWIR and histogram analysis". *Scientific reports*, 2015. 5(1): p. 1-11.

[31] F. Rasheed, S. Delagrange, and F. Lorenzetti, "Detection of plant water stress using leaf spectral responses in three poplar hybrids prior to the onset of physiological effects". *International Journal of Remote Sensing*, 2020. 41(14): p. 5127-5146.

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 167-179
2022

DOI:
10.22034/jssta.2022.326454.1049

Article Info

Received: 2022-1-26
Accepted: 2022-2-12

Keywords

High altitude test facility, Thrust optimized parabolic nozzle, Pre-evacuation, Second throat exhaust diffuser

Experimental Study of Pre-evacuation Effect on Second throat Diffuser Starting Process

Nematollah Fouladi [*,1], Sina Afkhami [2], Mahmood PasandidehFard [2]

1,*. Space Transportation Research Institute, Tehran, Iran, n.fouladi@isrc.ac.ir, Corresponding author
2. Department of Aerospace Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, sina.afkhami@gmail.com
3. Department of Aerospace Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, fard_m@um.ac.ir

Abstract

In the present study, the effect of pre- evacuation on starting process of a second throat exhaust diffuser has been investigated experimentally by examining a thrust optimized parabolic nozzle. An experimental setup called high- altitude test facility has been used with compressed air as operating fluid. According to the importance of area ratio parameter (Ad/Ast) of a second throat diffuser, the effect of this parameter variation has been examined on the start- up performance of the nozzle and diffuser. In each of the diffuser geometries, in order to evaluate the instantaneous performances, the pressure in the nozzle chamber has charged instantly in two modes; with and without pre- evacuation. Then, the vacuum chamber pressure and static pressure distribution along the diffuser were measured by a data acquisition system. The results show that pre- evacuation in the test chamber reduces the start- up time of the diffuser by 50 to 60%. In addition, pre- evacuating the test chamber eliminates the destructive transition phenomenon from the flow separation pattern during start- up of the nozzle and diffuser. Also, It has been observed that with the narrowing of the diffuser's second throat duct, the minimum starting pressure of the diffuser increases and eventually flow chocks at the second throat in a certain area ratio.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱۶۷-۱۷۹
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

DOI:
10.22034/jssta.2022.326454.1049

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۰۶

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۲۳

واژه‌های کلیدی

تجهیزات تست ارتفاع بالا، نازل
سهموی بهینه تراست،
پیش‌خلاءسازی، دیفیوزر گلوگاه ثانویه

بررسی تجربی تاثیر پیش‌خلاءسازی در فرآیند راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه

نعمت‌اله فولادی [۱*]، سینا افخمی [۲]، محمود پسندیده‌فرد [۳]

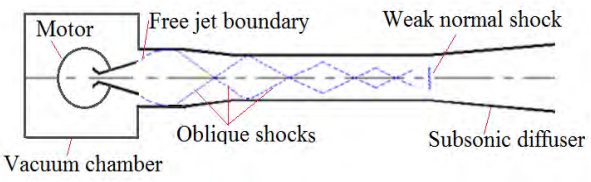
۱،*. استادیار، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، n.fouladi@isrc.ac.ir
(نویسنده مسئول)
۲. گروه هوافضا دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی، sina.afkhami@gmail.com
۳. استاد، گروه هوافضا دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی، مشهد، fard_m@um.ac.ir

چکیده

در تحقیق حاضر، تاثیر پیش خلاءسازی در فرآیند راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه در تست تجربی یک نازل نوع سهموی تراست بهینه بررسی شده است. در این بررسی از یک بستر آزمایشگاهی موسوم به تجهیزات تست ارتفاع بالا در مقیاس کوچک با سیال عامل هوای فشرده استفاده شده است. با توجه به اهمیت پارامتر بی بعد نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه ثانویه آن، تاثیر تغییرات این پارامتر در فرآیند راه اندازی نازل و دیفیوزر مورد بررسی قرار گرفته است. در هریک از هندسه‌های ثابت دیفیوزر، به منظور بررسی عملکرد لحظه‌ای، فشارگذاری در محفظه نازل به صورت آنی در دو حالت همراه و بدون پیش‌خلاءسازی سیستم انجام گرفته و فشار محفظه خلاء و توزیع فشار استاتیکی در طول دیفیوزر اندازه‌گیری شده است. نتایج نشان می‌دهد که اعمال پیش‌خلاءسازی در محفظه تست باعث کاهش ۵۰ تا ۶۰ درصدی زمان راه‌اندازی دیفیوزر می‌گردد. علاوه بر آن، پیش‌خلاءسازی محفظه تست باعث حذف پدیده مخرب گذار از الگوی جدایش جریان در زمان راه‌اندازی نازل و دیفیوزر می‌شود. همچنین مشاهده شده است که با تنگ‌تر شدن مجرای گلوگاه ثانویه دیفیوزر، کمینه فشار راه‌اندازی دیفیوزر افزایش یافته و در نهایت در نسبت سطح مشخصی جریان در گلوگاه ثانویه به حالت خفگی می‌رسد.

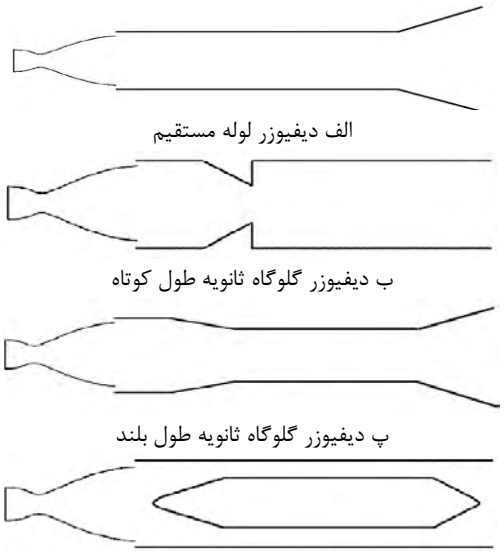
۱- مقدمه

غالبا نازل‌های به‌کار رفته در زیرسیستم پیشرانش مورد استفاده در محیط فضا از نسبت انبساط بالایی برخوردارند. به منظور تست عملکردی موتورهای مجهز به این نازل‌ها در سطح زمین، از بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالا استفاده می‌شود. در شکل ۱، شماتیکی از اجزای به‌کار رفته در هسته مرکزی بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالا نشان داده شده است. موتور درون یک محفظه تست تحت عنوان محفظه خلاء قرار دارد و دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت به انتهای محفظه خلاء متصل شده است. در این سیستم، جریان خروجی از نازل به صورت فرومنبسط از آن خارج شده و با برخورد به دیواره ورودی دیفیوزر باعث شکل‌گیری امواج مایل در ورودی دیفیوزر می‌شود. شکل‌گیری این امواج باعث قطع ارتباط بالادست نازل و پایین دست جریان می‌شود. وجود یک گپ حلقوی در ورودی محفظه خلاء (مابین خروجی نازل و ورودی دیفیوزر) باعث ایجاد مکش جریان به سمت ورودی دیفیوزر شده و در اثر این پدیده، جریان درون محفظه خلاء تخلیه شده و خلاء نسبی در اطراف موتور و نازل برقرار می‌شود. این شرایط خلاء نسبی، در محفظه تا پایان کار موتور برقرار است.



شکل۱. شماتیکی از هسته مرکزی بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالا و جریان داخل آن

به طور معمول چهار نوع دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت در آزمایشگاه شبیه‌ساز ارتفاع بالا مورد استفاده قرار می‌گیرد. نوع اول، دیفیوزر لوله مستقیم است (شکل ۲- الف). این دیفیوزر از یک لوله طویل با قطر ثابت تشکیل می‌شود که غالبا در انتهای آن یک شیپوره واگرا قرار دارد. این نوع دیفیوزر، اتلاف فشار کل بالایی دارد و در نتیجه به فشار موتور بالایی برای راه‌اندازی آن نیازمند است، از این‌رو، برای تست موتورهایی که فشار احتراق آن‌ها پایین است، مناسب نیست [۱ و ۲]. نوع دوم و سوم دیفیوزر، گلوگاه ثانویه است که شبیه به نوع اول بوده با این تفاوت که در قسمتی از طول دیفیوزر، مقطع آن باریک‌تر است (شکل ۲- ب و ۲- ج). در یک دیفیوزر، گلوگاه ثانویه تراکم سیال در طول دیفیوزر با افت فشار کل کمتری همراه است، بنابراین، این نوع دیفیوزر برای تست موتورهای با فشار احتراق پایین‌تر گزینه مناسب‌تری به‌شمار می‌رود.



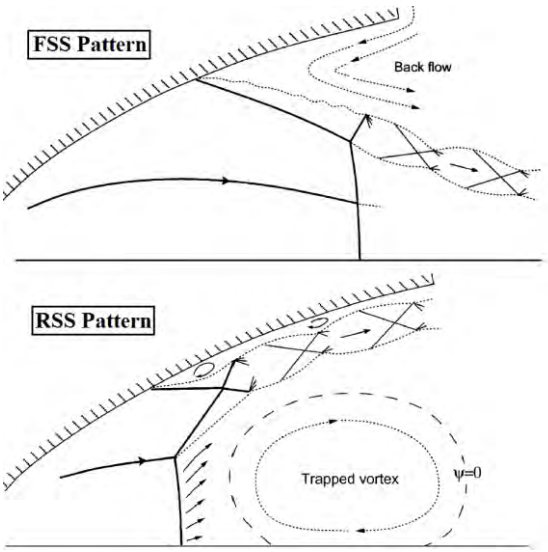
شکل۲. انواع دیفیوزرهای مافوق صوت به‌کار رفته در شبیه‌ساز ارتفاع بالا

دیفیوزر گلوگاه ثانویه طول کوتاه (شکل۲- ب)، عملکرد بهتری نسبت به دیفیوزر لوله مستقیم داشته و نقطه جدایش را درون گلوگاه ثانویه ثابت می‌کند، ولی با این حال، عملکرد دیفیوزر، با افزایش طول گلوگاه ثانویه (شکل ۲- پ) افزایش می‌یابد [۳]. دیفیوزر جسم مرکزی (شکل ۲- ت)، همانند دیفیوزر گلوگاه ثانویه دارای عملکردی مطلوب است. اگرچه این دیفیوزر از نظر ابعادی نسبت به دیفیوزر گلوگاه ثانویه بهینه‌تر است، اما طراحی آن دارای پیچیدگی‌های بیشتری است. علاوه‌بر پیچیدگی طراحی، ساخت و مونتاژ آن نیاز به دقت بالایی است. چالش اصلی این مدل از دیفیوزرها در روش خنک‌کاری جسم مرکزی آن است. بنابراین این نوع دیفیوزر نسبت به دیفیوزر گلوگاه ثانویه کمتر مورد استقبال طراحان بوده است [۳].

یکی از مهم‌ترین پارامترها در فرایند تست ارتفاع بالای نازل یک موتور فضایی، مدت زمان لازم برای ایجاد خلاء نسبی در

محفظه تست از لحظه شروع به کار موتور است که اصطلاحاً زمان راه‌اندازی شـــدن دیفیوزر گفته می‌شـــود. هر چه این مدت زمان کوتاه‌تر باشـــد، جزئیات بیشـــتری از عملکرد یک موتور در لحظه روشـــن شـــدن آن قابل دســـتیابی خواهد بود. زمان راه‌اندازی یک دیفیوزر بـــه شـــرایط اولیـــه حاکم، پروفیل فشـــار احتراق، حجم محفظه تســـت (یا محفظه خلاء) و هندســـه دیفیوزر بســـتگی دارد [۴-۷]. یکی از راه‌هـــای کـــاهش مـــدت زمـــان راه‌اندازی دیفیوزر، اســـتفاده از اجکتور ســـیال ثانویه اســـت [۸]. از دشـــواری‌های این روش می‌توان به طراحی پیچیده، ساخت، اجرا و هزینه‌های بالای آن اشـــاره کرد. ایده اســـتفاده از محدود کننده جریان برگشـــتی معمولی توسط آشکومار[1] و همکاران در سال ۲۰۱۶[۹] و محدود کننـــده جریـــان برگشـــتی یـــک‌طرفه توســـط فولادی در ســـال ۲۰۱۸)[۱۰]، به منظور کاهش مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر ارائه شـــده اســـت. در این روش، با ایجاد یک مانع ثابت یا یک‌طرفه در ورودی محفظـــه خلـــاء جریـــان برگشـــتی به محفظه کاهش داده می‌شـــود. این امر در کـــاهش زمان راه‌اندازی دیفیوزر تاثیر دارد. یکی دیگر از راه‌هـــای کـــاهش دادن مـــدت زمـــان راه‌انـــدازی یک دیفیوزر، پیش خلـــاء کردن بخشـــی از نواحی داخلی دیفیوزر و محفظه تســـت اســـت [۷، ۱۰-۱۳]. در عمل، پیش خلاءســـازی توسط یک پمپ خلاء یا یک اجکتور سیال ثانویه قبل از شروع به روشـــن شـــدن موتور انجام می‌شود. در این روش، به منظور حفظ شـــرایط اولیه، لازم اســـت که نواحی کم فشار داخلی (ناحیه پیش خلاء شـــده) توســـط یک دیافراگم از نواحی پرفشار بیرونی (نواحی متصل به شرایط اتمسفر محلی) جدا شوند. پارک[2] و همکاران در سال ۲۰۰۸ به بررسی عددی و تجربی اثر پیش‌خلاءسازی محفظه تســـت بر عملکرد نـــازل مخروطی در دیفیوزر لولـــه مســـتقیم پرداختنـــد. آنهـــا نشـــان دادند که بر اثر پیش‌خلاءســـازی، زمان راه‌انـــدازی دیفیوزر بـــه طور قـــابـــل توجهی کـــاهش می‌یابد [۱۳]. فولـــادی و همکـــاران در ســـال ۲۰۱۷ بـــه بررســـی عـــددی اثر پیش‌خلـــاءســـازی در زمـــان راه‌انـــدازی دیفیوزر گلوگـــاه ثـــانویـــه پرداختنـــد. آنهـــا نشـــان دادند که قراردادن موقعیت دیافراگم در انتهای دیفیوزر منجر به کوتاه‌ترین زمان راه‌اندازی می‌شـــود [۷]. اکثر تحقیقات تجربی در مقیاس کوچک، به بررســـی پارامترهای هندســـی و عملکردی دیفیوزر در فرایند تست نازل‌های مخروطی پرداختـــه‌اند و بررســـی تجربی تســـت‌های ارتفاع بالای نازل‌های ســـهموی تراست بهینه کمتر مورد تحقیق قرار گرفته است [۱۴-۱۷]. کانتور نازل‌های ســـهموی بهینه تراست با هدف دستیابی به بیشینه نیروی پیشران با طول کمینه نازل در سال ۱۹۵۸ توسط رائو[3] پیشنهاد شده است [۱۸]. این نازل‌ها برای حامل ماهواره‌برها کـــه محیط عملکردی متفاوتی را از ســـطح زمین تا ارتفاعات بالا تجربـــه می‌کننـــد و بـــه منظور جلوگیری از جدایش جریان در فاز عملکردی ســـطح زمین به صـــورت فراوان مورد اســـتفاده قرار گرفته‌اند[۱۹]. عملکرد شـــبیه‌ســـاز ارتفاع بالا در حضـــور نازل‌های ســـهموی بهینه تراست در مقایسه با سایر نازل‌ها به دلیل فیزیک جریـــان داخلی پیچیـــده (موج ضـــربـــه‌ای کمـــانه‌ای در شـــرایط فرامنبســـط متفاوت اســـت [۵، ۶]. مطابق شـــکل ۳، دو الگوی جدایش متداول در نازل‌های ســـهموی ارائه شـــده است. نوع اول، الگوی جدایش مســـتقل از موج ضـــربه‌ای[4] است که جریان پس از جدایش در دیواره نازل، به صـــورت لایه برشـــی مافوق صـــوت، متمـــایـــل بـــه محور نازل تا خروجی نازل امتداد می‌یابد. نوع دوم، الگوی جدایش مقید به موج ضـــربه‌ای[5] اســـت که جریان پس از جدایش به دلیل وجود ممنتوم شـــعاعی غالب، به ســـمت دیواره نازل باز می‌گردد و لایه برشـــی مافوق صـــوت را به‌وجود می‌آورد. این باعث تشکیل حباب یا حباب‌های جدایش جریان در نزدیکی دیواره می‌شـــود. وجود فیزیـــک جریـــان متفـــاوت در نـــازل‌هـــای ســـهموی، موجب شکل‌گیری پدیده‌های فیزیکی متفاوت در حین فرایند تست این نازل‌ها در شبیه‌ساز ارتفاع بالا می‌شود [۵].

1 Ashokkumar
2 Park
3 Rao
4 Free shock separation
5 restricted shock separation



شکل۳. انواع مستقل از موج ضربه‌ای (شکل بالایی) و الگوی مقید به موج ضربه‌ای (شکل پایینی)[۱۹]

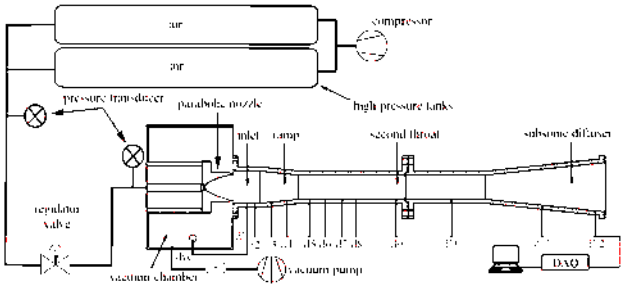
فولادی و همکاران در سال ۲۰۱۹ به بررسی تجربی شبیه‌ساز ارتفاع بالا در حضور نازل سهموی تراست بهینه با استفاده از هوای فشرده پرداختند [۶]. آنها با استفاده از نتایج تجربی، رابطه‌ای برای محاسبه نسبت فشار راه‌اندازی نازل‌های تراست بهینه ارائه کردند. همچنین، نشان دادند که افزایش آنی فشار موتور با شیب بالا و پیش خلاءسازی، فضای داخلی مانع از شکل‌گیری الگوی جدایش مقید به موج ضربه‌ای می‌شود. لازم به ذکر است که در تحقیق مزبور، تنها نسبت سطح مقطع ورودی به گلوگاه ۱/۷ مورد آزمایش قرار گرفته است. در تحقیق حاضر، نازل سهموی تراست بهینه با استفاده از دیفیوزر گلوگاه ثانویه با ۵ نسبت مساحت ورودی به گلوگاه ثانویه مختلف تحت تست عملکردی قرار می‌گیرد. تست‌های تجربی در هر هندسه، با رویکرد فشارگذاری آنی همراه و بدون پیش‌خلاءسازی انجام می‌شود. تمرکز اصلی این پژوهش بر نقش پیش‌خلاءسازی در نحوه شکل‌گیری ساختار امواج در فرایند راه‌اندازی دیفیوزر در نسبت سطح‌های مختلف دیفیوزر است.

در ادامه تحقیق، در بخش ۲ به معرفی تجهیزات تجربی مورد استفاده در آزمایش و روش انجام تست‌ها پرداخته شده است. در بخش ۳، نتایج حاصل از تست‌های تجربی ارائه شده است. در زیربخش ۳-۱، نتایج در حالت بدون پیش‌خلاءسازی، در نسبت سطح‌های مختلف ارائه شده است. در زیربخش ۳-۲، اثر پیش‌خلاءسازی بر مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر در نسبت سطح‌های مختلف بررسی شده است. در زیربخش ۳-۳، به بررسی اثر پیش‌خلاءسازی در شکل‌گیری الگوهای جدایش جریان در هندسه دیفیوزر با نسبت سطح مختلف پرداخته شده و در زیر بخش ۳-۴، توزیع فشار لحظه‌ای در سراسر دیفیوزر طی فرایند راه‌اندازی دیفیوزر در دو حالت همراه و بدون پیش‌خلاءسازی و در نسبت سطح ۱/۸ تحلیل شده است. در نهایت، جمع‌بندی تحقیق در بخش ۴ ارائه شده است.

۲- تجهیزات تجربی و روش انجام آزمایش

۲-۱- تجهیزات آزمایش

به منظور انجام تست‌های مقیاس کوچک با هوای فشرده، از بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالا در پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی استفاده شده است. شکل ۴، تجهیزات تست تجربی شامل نازل سهموی، دیفیوزر گلوگاه ثانویه، سیستم تأمین هوای پرفشار و سیستم داده‌برداری را نشان می‌دهد. هوای مورد نیاز در سیلندرهای پرفشار ذخیره‌شده و میزان عبور هوا توسط رگلاتورهای برقی تنظیم می‌شود. سیستم مزبور، قابلیت تأمین هوا تا فشار ۵۰ بار را دارد. نازل در قسمت ورودی به سیستم تأمین هوای پرفشار وصل شده و در داخل محفظه خلأ قرار داده شده است، به‌طوری‌که هیچ‌گونه اتصالی به آن ندارد. در خروجی نازل، یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه قرارگرفته است. دیفیوزر به محفظه خلأ متصل شده است به‌طوری‌که سطح خروجی نازل و سطح ورودی دیفیوزر در یک صفحه قرار دارند. در این حالت، یک گپ حلقوی در صفحه مزبور در ورودی محفظه خلأ شکل می‌گیرد که می‌تواند مجرای عبور جریان از محفظه خلأ به دیفیوزر و برعکس باشد.



شکل۴. شماتیکی از اجزای به‌کار رفته در بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالای تحقیق حاضر

تمامی قطعات مورد نظر از جنس فولاد ۳۰۷ ساخته شده است. در جدول ۱، پارامترهای هندسی نازل و دیفیوزر ارائه شده است. در این تحقیق، ۱۲ عدد سنسور در طول دیفیوزر به منظور اندازه‌گیری توزیع فشار استاتیک تعبیه شده است. از دو نوع سنسور کولایت[1] و موتورولا[2] برای اندازه‌گیری فشار در طول دیفیوزر و سنسور سنسیس[3] برای اندازه‌گیری فشار موتور استفاده شده است. در جدول ۲، سنسور فشار استفاده شده در هر بخش از سیستم و فاصله هر سنسور از ابتدای سطح ورودی دیفیوزر معرفی شده است. هرکدام از این سنسورها برای استفاده در محدوده فشار خاصی کاربرد دارند. سنسورکولایت برای استفاده در رژیم‌های جریانی مختلف بسیار مناسب است. یکی از مزایای این سنسور، نصب مستقیم آن بر سطح مدل است که باعث به حداقل رسیدن تأخیر زمانی اندازه‌گیری می‌شود. سنسور سنسیس دارای محدوده کاری از صفر تا ۲۰۰ بار است و ویژگی آن هم، اندازه‌گیری فشار به‌صورت مطلق است. آنالیز عدم قطعیت برای بررسی میزان خطای تجهیزات اندازه‌گیری صورت گرفته است که در جدول ۳ نمایش داده شده است. اطلاعات بیشتر در خصوص تجهیزات اندازه‌گیری در مرجع [۲۰] ارائه شده است.

جدول ۱. پارامترهای هندسی نازل و دیفیوزر

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
A_e/A^*	۳۴/۷۰۷	θ_{out}	۶
A_d/A^*	۴۵/۵۹۳	$(L/D)_{st}$	۸
A_d/A_{st}	۲ -۱/۷	$(L/D)_d$	۰/۸
A_o/A_{st}	۴	θ_{in}	۶

جدول ۲. موقعیت سنسورهای تعبیه شده در طول دیفیوزر

شماره	موقعیت (mm)	نوع حسگر	شماره	موقعیت (mm)	نوع حسگر
d1	02	motorola	d7	022	kulite
d2	02	kulite	d8	002	motorola
d3	02	motorola	d9	090	motorola
d4	92	motorola	d10	072	motorola
d5	542	motorola	d11	222	motorola
d6	570	motorola	d12	002	motorola

جدول ۳. مشخصات تجهیزات داده‌برداری

تجهیز	سازنده و مدل	متغیر اندازه‌گیری	عدم قطعیت
ترانسدیوسر فشار	Sensys-M5156	فشار موتور	±۰/۲۰۲٪
سنسور فشار	Kulite-XCQ-062	فشار دیفیوزر+ محفظه خلاء	±۰/۱۴۶٪
ترانسدیوسر فشار	Motorola	فشار دیفیوزر	±۰/۱٪

۲-۲- روش انجام آزمایش

در این پژوهش، ۵ هندسه متفاوت دیفیوزر با نسبت مساحت (A_d/A_{st}=1.7, 1.8, 1.85, 1.9 &2) با دو رویکرد بارگذاری آنی همراه و بدون پیش‌خلاءسازی مورد تست عملکردی قرار گرفته است. در این تست‌ها، با هدف بررسی ناپایای جریان، فشار محفظه نازل به صورت آنی تا فشارهای مشخصی افزایش داده می‌شود و پس از کارکرد به مدت زمان محدود (حدود ۱۰ ثانیه)، به صورت آنی تا فشار اتمسفر پایین آورده می‌شود. به منظور پیش خلاءسازی، ابتدا یک درپوش در انتهای دیفیوزر به منظور آب‌بندی فضای داخلی از محیط اطراف تعبیه می‌شود و با استفاده از یک پمپ خلاء فشار داخل دیفیوزر، محفظه خلاء و نازل موتور به فشار زیر ۰/۰۱ بار رسانده می‌شود. سپس، پس از تنظیم فشار مورد نیاز در منبع، دریچه کنترل برقی در کسری از ثانیه باز شده و سیستم شروع به کار می‌کند. قابل ذکر است که درپوش تعبیه شده در انتهای دیفیوزر یک دیسک فلزی با قطری بزرگتر از قطر خروجی دیفیوزر است. اتصال دریچه با قسمت انتهایی توسط یک واشر حلقوی ایجاد می‌شود. در عمل، در اثر مکش ایجاد شده توسط پیش خلاءسازی، آب‌بندی مناسب انجام می‌شود و نیازی به نگه دارنده دریچه وجود ندارد. بعد از شروع به کار سیستم و با از بین رفتن اختلاف فشار مابین فضای داخلی دیفیوزر و محیط اتمسفر، دریچه از انتهای دیفیوزر کنار می‌رود. در این تست‌ها، فشار اتمسفر برابر bar ۰/۸۸۶ است.

1 kulite
2 motorola
3 sensys

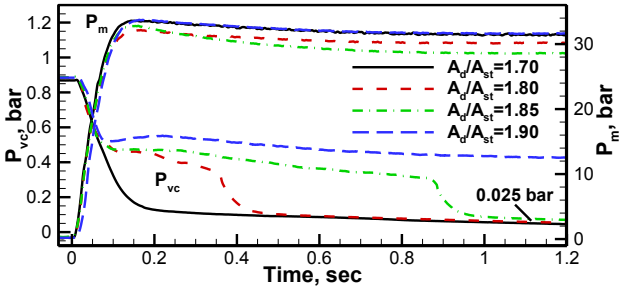
۳-نتایج

در این بخش، نتایج حاصل از تست‌های تجربی ارائه شده است. معیار راه‌اندازی دیفیوزر، برخورد جت سیال منبسط شده از خروجی نازل به ورودی دیفیوزر و برقراری خلاء نسبی در محفظه تست است. بنابراین، فشار خلاء مورد نظر در هر حالت برابر فشار متناسب با انبساط آیزنتروپیک جریان تا ناحیه ورودی دیفیوزر است. به عنوان مثال، در فشار محفظه نازل برابر ۲۵ بار، فشار خلاء نسبی مورد نظر با توجه به روابط آیزنتروپیک برابر ۰/۰۲ بار است. بنابراین، می‌توان فشار خلاء نسبی مورد نظر را با رابطه ۱ به‌دست آورد (P_m بیانگر فشار محفظه نازل است):

$$P_{vc}=0.02\times (P_m/25) \qquad (۱)$$

۳-۱- اثر نسبت سطح گلوگاه ثانویه بر عملکرد دیفیوزر در حالت بدون پیش خلاءسازی

در شکل ۵، بارگذاری آنی (فشار محفظه نازل حدود ۳۱ و ۳۲ بار) بدون پیش خلاءسازی در نسبت سطح (A_d/A_{st}=1.7,1.8,1.85& 1.9) اعمال شده است. مقدار خلاء نسبی مورد نیاز در این فشارهای محفظه نازل با توجه به رابطه ۱، حدود ۰/۰۲۵ بار است. ملاحظه می‌شود که همانند حالت با پیش خلاءسازی، در نسبت سطح ۱/۹ دیفیوزر راه‌اندازی نشده و فشار محفظه خلاء در حدود ۰/۵ بار شده است. همچنین مشاهده می‌شود که روند تخلیه محفظه خلاء در نسبت سطح ۱/۷ با کیفیت بیشتری نسبت به دو حالت دیگر اتفاق افتاده و نسبت سطح (A_d/A_{st}=1.85) در حالت مرزی این پارامتر قرار دارد. با توجه به این نمودار می‌توان نتیجه گرفت که در یک فشار محفظه نازل تقریبا ثابت، با تنگ شدن مجرای گلوگاه ثانویه بیشتر از نسبت سطح ۱/۷، فرایند تخلیه محفظه تست از مطلوبیت کمتری برخوردار است، به طوری‌که، در نسبت سطح ۱/۹ از یک حدی به پایین (۰/۵ bar) فرایند تخلیه محفظه متوقف شده است. از دیدگاه فیزیکی، با تنگ‌تر کردن مجرای گلوگاه ثانویه، فرایند بلعیده شدن ساختار موج ضربه‌ای با دشواری بیشتری انجام می‌شود به طوری که در نسبت سطح ۱/۹ جریان در گلوگاه ثانویه به حالت خفگی می‌رسد.

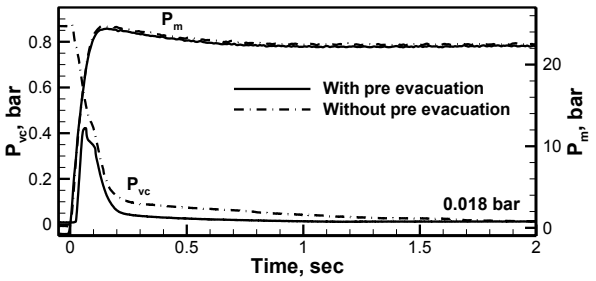


شکل۵. فشار محفظه نازل و محفظه خلاء بر حسب زمان در حالت بارگذاری آنی بدون پیش خلاءسازی و در نسبت سطح‌های مختلف

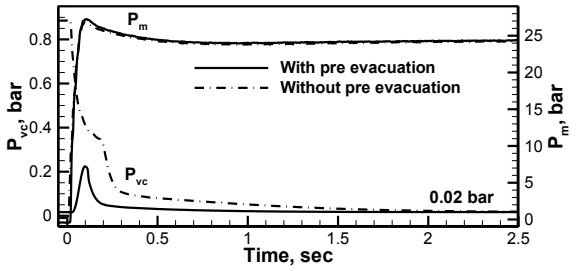
۳-۲- اثر A_d/A_{st} و پیش خلاءسازی بر زمان راه‌اندازی دیفیوزر

به منظور بررسی مدت زمان راه‌اندازی در دو حالت با پیش خلاءسازی و بدون پیش خلاءسازی، نمودار فشار محفظه نازل و محفظه خلاء بر حسب زمان در هر ۵ نسبت مساحت ورودی به گلوگاه ثانویه ارائه شده است. در شکل‌های ۶ تا ۱۰ به ترتیب در نسبت سطح‌های A_d/A_{st} برابر ۱/۷، ۱/۸، ۱/۸۵، ۱/۹ و ۲ و فشار آنی حدود ۲۳/۵، ۲۵/۵ و ۳۶/۷، ۳۹/۳ و ۳۸/۷ بار، مدت زمان راه‌اندازی در دو حالت با پیش خلاءسازی و بدون پیش خلاءسازی مقایسه شده است. لازم به ذکر است، فشار خلاء مورد نیاز در فشارهای ۲۳/۵، ۲۵/۵، ۳۶/۷ و ۳۹ بار، با توجه به رابطه ۱، به ترتیب برابر ۰/۰۱۸، ۰/۰۲، ۰/۰۳ و ۰/۰۳۲ بار در نظر گرفته شده است. در نسبت سطح ۱/۷، مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر برای حالت همراه با پیش خلاءسازی برابر ۰/۸۶ ثانیه و در حالت بدون پیش خلاءسازی در حدود ۱/۷ ثانیه است. این موضوع بیانگر کاهش ۵۶ درصدی زمان راه‌اندازی در اثر پیش خلاءسازی است. در نسبت سطح ۱/۸، مدت زمان راه‌اندازی برای حالت همراه با پیش خلاءسازی برابر ۱ ثانیه و در حالت بدون پیش خلاءسازی در حدود ۲ ثانیه است. این موضوع بیانگر کاهش ۵۰ درصدی زمان راه‌اندازی در اثر پیش خلاءسازی است. در نسبت سطح ۱/۸۵، مدت زمان راه‌اندازی برای حالت همراه با پیش خلاءسازی برابر ۰/۹ ثانیه و در حالت بدون پیش‌خلاءسازی در حدود ۲/۳ ثانیه است. این موضوع بیانگر کاهش ۶۱ درصدی زمان راه‌اندازی در اثر پیش خلاءسازی است. در شکل‌های ۹ و ۱۰ مشاهده می‌شود که در نسبت سطح‌های ۱/۹ و ۲، به دلیل کاهش اندازه مجرای گلوگاه ثانویه از مقدار کمینه مجاز این پارامتر، دیفیوزر

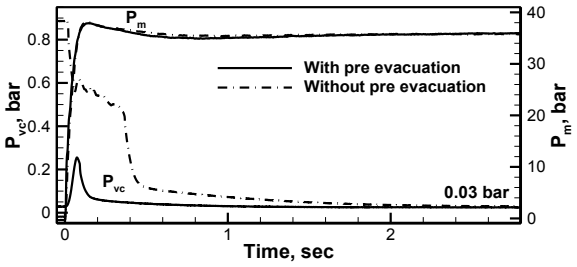
استارت نمی‌شود. دلیل این موضوع، خفگی جریان در گلوگاه ثانویه است که در اثر وقوع این پدیده، ساختار امواج ضربه‌ای توسط گلوگاه ثانویه بلعیده نمی‌شود.



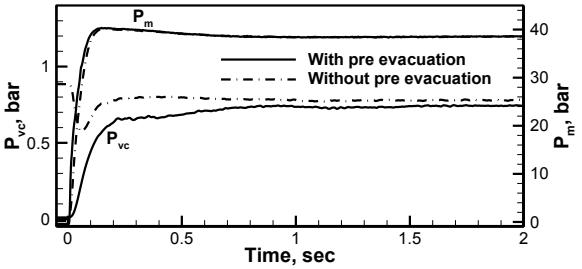
شکل۶. مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آنی بدون پیش‌خ لاءسازی و همراه با پیش خلاءسازی در نسبت سطح ۱/۷



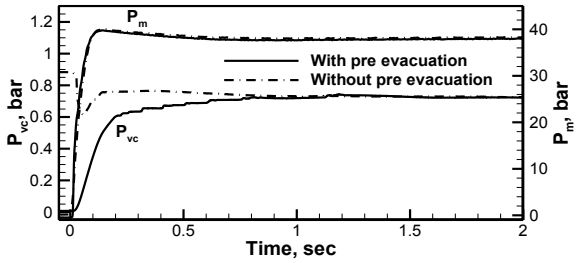
شکل۷- مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آنی بدون پیش خلاءسازی و همراه با پیش خلاءسازی در نسبت سطح ۱/۸



شکل۸- مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آنی بدون پیش خلاءسازی و همراه با پیش خلاءسازی در نسبت سطح ۱/۸۵

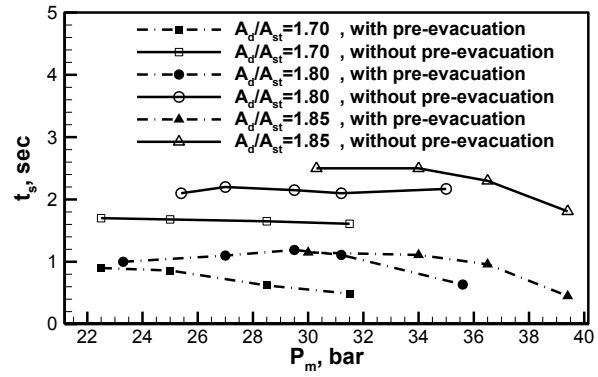


شکل۹. مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آنی بدون پیش خلاءسازی و همراه با پیش خلاءسازی در نسبت سطح ۱/۹



شکل۱۰. مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آنی بدون پیش خلاءسازی و همراه با پیش خلاءسازی در نسبت سطح ۲

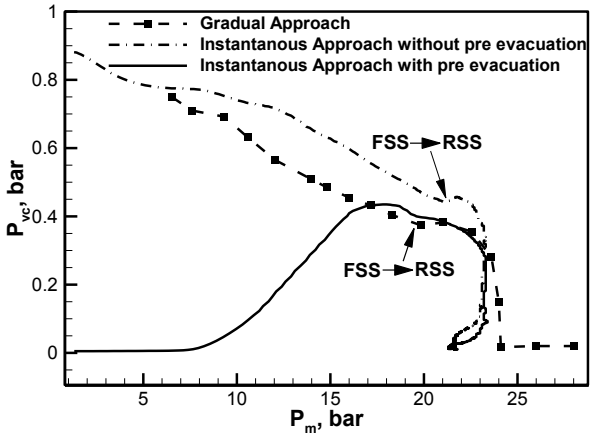
در شکل ۱۱، نمودار زمان راه‌اندازی دیفیوزر بر حسب فشار موتور در نسبت سطح‌های A_d/A_{st} برابر ۱/۷، ۱/۸ و ۱/۸۵ ارائه شده است. همان‌طور که در نمودارهای قبلی اشاره شد، تاثیر پیش خلاءسازی در کاهش مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر قابل ملاحظه است. همچنین، با توجه به شکل مزبور، افزایش فشار موتور به جز یک مورد در نسبت سطح مرزی ۱/۸۵ (فشار محفظه نازل ۳۹ بار)، تأثیر قابل‌توجهی در زمان راه‌اندازی دیفیوزر در حالت بدون پیش خلأسازی نداشته است. این مورد، احتمالا به دلیل مرزی بودن مقدار سطح مقطع گلوگاه ثانویه به حالت کمینه مقدار مجاز این پارامتر است. در حالی‌که با وجود پیش خلأسازی، افزایش فشار موتور در همه موارد باعث کاهش زمان مورد نیاز برای راه‌اندازی دیفیوزر شده است.



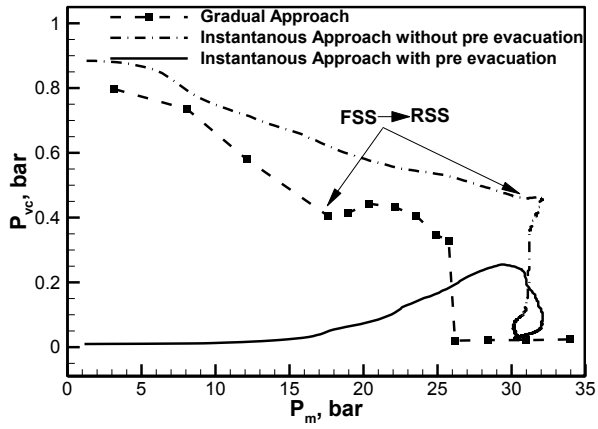
شکل۱۱. زمان راه‌اندازی بر حسب فشار محفظه نازل در حالت‌های همراه و بدون پیش خلاءسازی در نسبت سطح‌های مختلف

۳-۳- بررسی اثر پیش خلاءسازی در حذف پدیده گذار از FSS به RSS

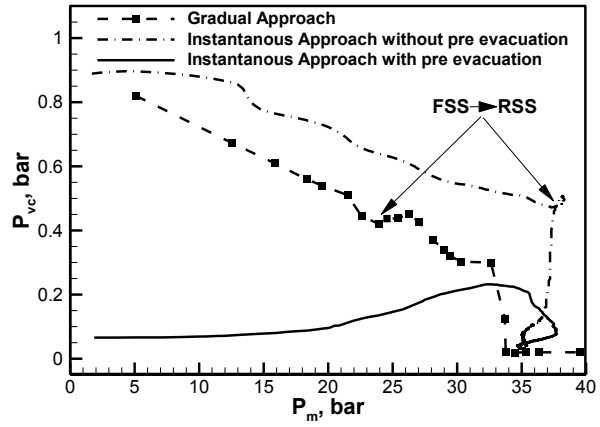
در شکل‌های ۱۲ تا ۱۴، نمودار فشار محفظه خلاء بر حسب فشار موتور در سه رویکرد بارگذاری تدریجی، آنی با پیش‌خلاءسازی و آنی بدون پیش‌خلاء سازی برای سه نسبت سطح A_d/A_{st} برابر ۱/۷، ۱/۸ و ۱/۸۵ ارائه شده است. قابل ذکر است که در رویکرد بارگذاری تدریجی فشار محفظه نازل به صورت تدریجی و پله‌ای افزایش می‌یابد تا عملکرد پایای دیفیوزر در هر فشار محفظه نازل مورد بررسی قرار گیرد. شکل ۱۲، تغییرات فشار محفظه خلاء در سه حالت بارگذاری تدریجی، آنی بدون پیش خلاءسازی و همراه با پیش خلاءسازی در فشار آنی ۲۲/۳ بار با نسبت سطح ۱/۷ ارائه شده است. با توجه به این نمودار مشاهده می‌شود که در حالت بارگذاری تدریجی و بارگذای آنی بدون پیش خلاءسازی، تغییرات فشار محفظه خلاء در حین فرایند افزایش فشار محفظه نازل، مطابق انتظار کاهشی بوده اما از یک نقطه به بعد برخلاف انتظار روندی افزایشی داشته است. در مرجع [۵] فولادی و فراهانی با شبیه‌سازی عددی جریان، دلایل فیزیکی منجر به این حالت را ارائه کرده‌اند. این پدیده مربوط به گذار جریان از FSS به RSS بوده که با شکل‌گیری شوک جریان قوی‌تر همراه بوده و در ادامه فشار محفظه خلاء افزایش یافته است. در حین گذار از FSS به RSS، ساختار امواج قدرتمند کمانه‌ای برقرار می‌شود. این امر باعث افزایش فشار ناحیه بعد از شوک می‌شود. با دقت در منحنی بارگذاری آنی همراه با پیش خلاءسازی مشاهده می‌شود که برخلاف حالت بارگذاری آنی بدون پیش خلاءسازی که در فشار محفظه نازل حدود ۲۱/۵ بار، گذار از FSS به RSS رخ داده بود، اثر پیش خلاءسازی باعث حذف پدیده گذار شده و تغییرات فشار محفظه خلاء در فشارهای بالاتر از ۲۰ بار، با افزایش فشار محفظه نازل به طور یکنواخت و پیوسته کاهشی بوده است. در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ نیز این نمودار برای نسبت سطح‌های ۱/۸ و ۱/۸۵ رسم شده و ملاحظه می‌شود که در این حالت‌ها نیز اعمال پیش خلاءسازی منجر به حذف پدیده گذار از الگوی FSS به RSS شده است.



شکل۱۲. فشار محفظه خلاء بر حسب فشار محفظه نازل در بارگذاری‌های تدریجی، آنی همراه و بدون پیش خلاءسازی در نسبت سطح ۱/۷



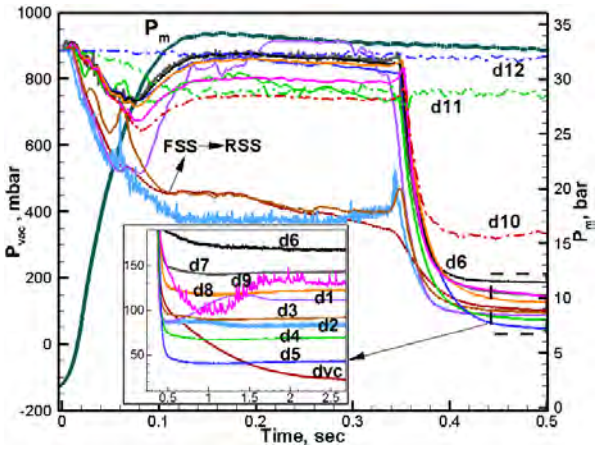
شکل۱۳. فشار محفظه خلاء بر حسب فشار محفظه نازل در بارگذاری‌های تدریجی، آنی همراه و بدون پیش خلاءسازی در نسبت سطح ۱/۸



شکل۱۴. فشار محفظه خلاء بر حسب فشار محفظه نازل در بارگذاری‌های تدریجی، آنی همراه و بدون پیش خلاءسازی در نسبت سطح ۱/۸۵

۳-۴- توزیع فشـــار لحظـه‌ای در طول دیفیوزر در فرایند راه‌اندازی

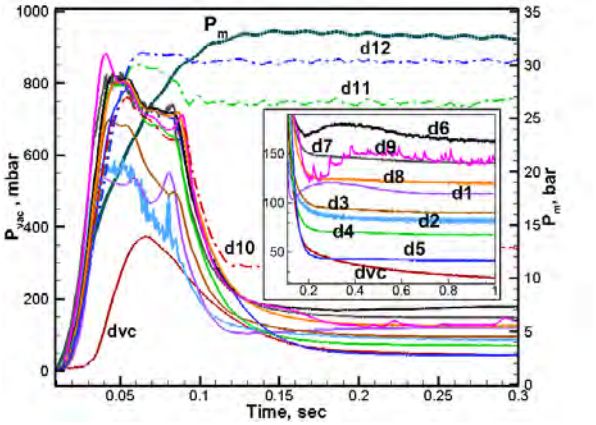
در این بخش، به بررسی تغییرات لحظه‌ای فشار محفظه خلاء و توزیع فشار استاتیکی در دیواره دیفیوزر در حالت بارگذاری آنی همراه و بدون اعمال پیش خلاءسـازی پرداخته می‌شـود. به دلیل شـباهت رفتار جریان در حالت‌های راه‌اندازی شده، تنها نتایج در نسـبت سـطح ۱/۸ ارائه شـده اسـت. مطابق شکل‌های ۱۵ و ۱۶، نمودار فشـار تمامی سـنسـورهای بسـتر تست بر حسب زمان در فراینـد فشـــارگـذاری آنی (حـدود ۳۲ بـار) همراه و بدون پیش خلاءسـازی ارائه شده است. مشاهده می‌شود که پس از پایا شدن جریان، مقادیر و رفتار فشار سنسورها در دو حالت همراه و بدون پیش خلاءسازی تقریبا مشابه یکدیگر است. در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود که در لحظه ابتدایی همه سنسورها فشار اتمسفر را نشان می‌دهند. بعد از گذشـــت حدود ۰/۵ ثانیه، فشـــار به حالت پایا می‌رسـد اما همان‌طور که در زیرشکل بزرگ‌نمایی شده شکل ۱۵ نشـان داده شده است، بعد از گذشت حدود ۲ ثانیه فشار محفظه خلاء به مقدار خلاء نسـبی مورد نظر (۰/۰۲۵ بار) می‌رسـد که بیانگر روند کند تخلیه محفظه خلاء اسـت. همان‌طور که در این شـکل مشـاهده می‌شـود، از ابتدا تا لحظه حدود ۰/۱ ثانیه، فشار محفظه خلاء (dvc) مطابق انتظار کاهشـــی بوده اسـت، اما در لحظه ۰/۱ ثانیه مشـاهده می‌شـود که برخلاف انتظار روند فشـار این ناحیه افزایشی می‌شود که نتیجه گذار از الگوی جدایش FSS به RSS اسـت. با دقت در این نمودار همچنین مشـاهده می‌شود که در لحظه حدود ۰/۱ ثانیه، روند کاهشـی فشار سایر سنسورها نیز تغییر کرده است که نشان‌دهنده تغییر الگوی جدایش است.



شکل۱۵. نمودار فشار لحظه‌ای تمامی سنسورهای بستر آزمون در بارگذاری آنی و بدون پیش خلاءسازی($P_{m,ave}$=31.2 bar)

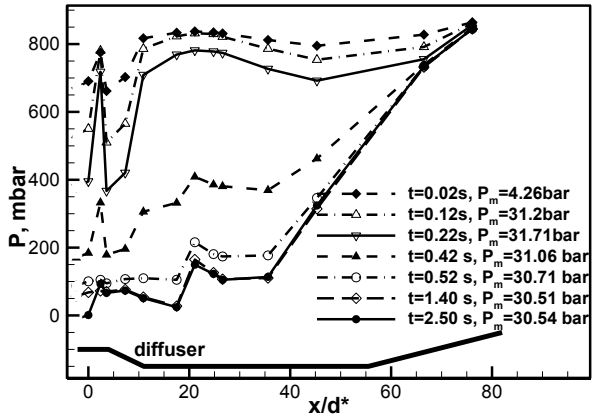
در شـکل ۱۶ مشـاهده می‌شـود که در لحظه ابتدایی تمامی سـنسورها در فشار خلاء حدود ۰/۰۱ بار قرار دارند. همان‌طور که در نمای بزرگ شـده شـکل ۱۶ نشـان داده شـده اسـت، فشـار محفظه خلاء بعد از گذشـت حدود ۱ ثانیه به مقدار خلاء نسـبی مورد نظر (۰/۰۲۵ بار) می‌رسـد که نشان می‌دهد زمان راه‌اندازی در مقایسـه با حالت بدون پیش خلاءسـازی حدود ۵۵ درصـد کاهش یافته اسـت. همان‌طور که در بخش قبل اشـاره شـد که پیش خلاءسـازی باعث جلوگیری از پدیده گذار از FSS به RSS می‌شـود، در شکل ۱۶ نیز مشاهده می‌شود که روند فشار محفظه خلاء از لحظه حدود ۰/۰۷ ثانیه به بعد پیوسته و کاهشی است. با مشـاهده شـکل‌های ۱۵ و ۱۶ و همچنین دقت در داده‌های سـنسـورهـای نـاحیـه ورودی و رمپ دیفیوزر(d1-d4) پس از راه‌اندازی دیفیوزر و پایا شـدن جریان، اینطور اسـتنباط می‌شـود که جت جریان در حوالی سـنسـور d1 به دیواره برخورد کرده است، بنابراین، فشار نقطه d1 بالاتر از سایر سنسورهای این ناحیه شـده اسـت. همچنین با توجه به قرارگیری سنسور d3 در ناحیه رمپ و تراکم جریان ناشـی از این منطقه، فشـار سنسور d3 بالاتر از d2 قرار دارد. به دلیل قرارگیری سنسور d5 در گلوگاه ثانویه و انبسـاط جریان ناشی از افزایش مساحت بین دو سنسور d4 و d5

مشاهده می‌شود که فشار سنسور d5 بسیار کمتر از d4 است. به دلیل وجود امواج مایل و انبساطی در ورودی گلوگاه ثانویه در ابتدا فشار در نقطه d6 افزایش و در نقاط d7 و d8 کاهش یافته است. مشاهده می‌شود که نقطه d9 به بعد، فشار ثبت شده توسط سنسورها دارای نوسانی شدید هستند که این نوسانات ناشی از ناپایداری آشفتگی در منطقه جدایش است. در نقطه d10 که در منطقه جدایش و تقریبا در انتهای گلوگاه ثانویه است ، به دلیل بازیافت فشار توسط امواج مایل ضعیف، نسبت به نقطه d9 دارای فشار بالاتری است. نقطه d11 و d12 که در قسمت واگرای دیفیوزر قرار دارند، مطابق انتظار، فرایند تراکم جریان مادون‌صوت تا فشار اتمسفر در خروجی دیفیوزر را به خوبی نشان می‌دهند.

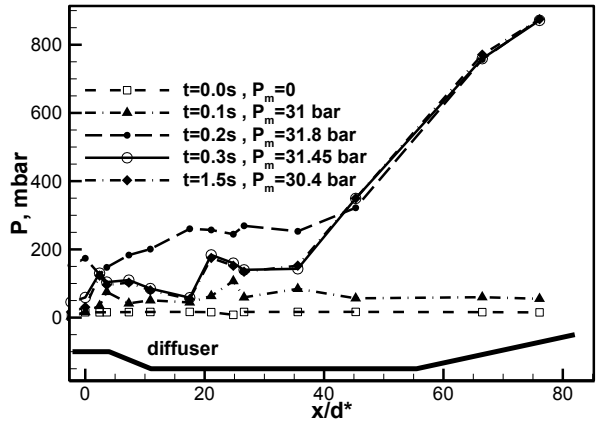


شکل۱۶. نمودار فشار لحظه‌ای کلیه سنسورهای بستر آزمون در بارگذاری آنی و همراه با پیش‌خلاءسازی($P_{m,ave}$=31.2 bar)

در شکل‌های ۱۷ و ۱۸، توزیع فشار استاتیک در طول دیواره دیفیوزر در طی فرایند بارگذاری آنی همراه و بدون پیش خلاءسازی نمایش داده شده است. منحنی توزیع فشار استاتیکی در طول دیفیوزر اهمیت زیادی در بررسی عملکرد یک دیفیوزر دارد. این منحنی بیانگر کیفیت بازیابی جریان در دیفیوزر و تا حدودی نشانگر میزان پایداری جریان در آن است. در حالت کارکرد مطلوب دیفیوزر، نوسانات فشار در بخش‌های اولیه دیفیوزر (ورودی، همگرایی و حتی نیمه اول گلوگاه ثانویه) به دلیل تشکیل زنجیره امواج ضربه‌ای در داخل آن به‌وجود می‌آید. در ادامه، به دلیل کاهش مومنتوم جریان و جدایش جریان از سطح دیفیوزر از نیمه دوم گلوگاه ثانویه، بازیابی فشار فرایند تدریجی‌تری را آغاز می‌کند تا اینکه جریان بعد از عبور از شیپوره واگرا تراکم بیشتری پیدا کرده و فشار آن تا فشار اتمسفر محلی بازیابی می‌شود. مطابق شکل ۱۷ (حالت بدون پیش خلاءسازی)، در زمان‌های اولیه تا ۰/۴۲ ثانیه نوسان‌های شدید فشار در قسمت‌های ورودی و رمپ دیفیوزر وجود دارد که متاثر از جریان آشفته جدا شده در نازل و ورودی دیفیوزر و تداخل امواج ضربه‌ای و لایه مرزی جدا شده است. با گذشت زمان، افزایش فشار محفظه نازل و غلبه مومنتوم جریان بر لایه مرزی جدا شده، در نهایت، جریان مافوق صوت در نیمه اول دیفیوزر شکل می‌گیرد و الگوی جریان مطلوب بعد از ۱/۴ ثانیه در آن برقرار می‌شود.



شکل۱۷. توزیع فشار دیفیوزر در فرایند راه‌اندازی بدون پیش خلاءسازی ($P_{m,ave}$=31.2 bar)



شکل۱۸. توزیع فشار دیفیوزر در فرایند راه‌اندازی همراه با پیش خلاءسازی($P_{m,ave}$=31.2 bar)

مطابق شکل ۱۸ (حالت با پیش خلاءسازی)، توزیع فشار در طول دیفیوزر حتی در زمان‌های اولیه از نوسانات بسیار کمتری برخوردار بوده است. به طوری‌که در زمان ۰/۳ ثانیه توزیع فشار پایدار و مطلوب در طول دیفیوزر برقرار شده است. این امر بیانگر فرایند راه‌اندازی کم اغتشاش نازل و دیفیوزر است که طی آن پدیده مخربی مانند گذار از FSS به RSS در نازل اتفاق نمی‌افتد.

۵-۳- مقایسه فشار راه‌اندازی در نسبت سطح‌های مختلف و در حالت‌های همراه و بدون پیش خلاءسازی

خلاصه‌ای از نتایج تست‌های تجربی انجام شده در این پژوهش در جدول ۴ ارائه شده است. ملاحظه می‌شود که با کاهش سطح مقطع گلوگاه ثانویه بیشتر از نسبت سطح ۱/۷، فشار راه‌اندازی افزایش می‌یابد. همچنین ملاحظه می‌شود که در نسبت سطح ۱/۷، فشار راه‌اندازی در حالت همراه و بدون پیش خلاءسازی برابر بوده است، اما در نسبت سطح‌های ۱/۸ و ۱/۸۵، پیش خلاءسازی باعث کاهش فشار راه‌اندازی شده است. این موضوع به دلیل حذف پدیده گذار از FSS به RSS در حالت پیش‌خلاء است.

جدول ۴- مقایسه پارامترهای عملکردی دیفیوزر در نسبت سطح‌های مختلف

A_d/A_{st}	شرایط اولیه	۱/۷	۱/۸	۱/۸۵	۱/۹	۲
فشار راه اندازی (bar)	بدون پیش خلاء	۲۲/۳	۲۵/۴	۳۱	عدم راه‌اندازی	عدم راه‌اندازی
فشار محفظه خلاء (bar)		۰/۰۱۵	۰/۰۱۹	۰/۰۱۹	-۰/۴۱ ۰/۶۲	-۰/۴۶ ۰/۷۳
مدت زمان راه اندازی (s)		۱/۶۷	۲/۱	۲/۴۶	-	-
فشار محفظه خلاء (bar)	با پیش خلاء سازی	۲۲/۳	۲۳/۳	۲۹/۵	عدم راه‌اندازی	عدم راه‌اندازی
فشار محفظه خلاء (bar)		۰/۰۱۵	۰/۰۱۸	۰/۰۱۸	-۰/۴۱ ۰/۶۲	-۰/۴۶ ۰/۷۳
مدت زمان راه اندازی (s)		۰/۹	۱	۱/۲	-	-

۴- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این تحقیق، نازل سهموی مقیاس کوچک با نسبت انبساط ۳۴/۷ در شبیه‌ساز ارتفاع بالای گاز سرد (هوای فشرده) تحت تست عملکردی قرار گرفته است. تست‌ها در ۵ هندسه دیفیوزر گلوگاه ثانویه با نسبت سطح ورودی به گلوگاه ثانویه متفاوت (A_d/A_{st}=1.7 ,1.8 ,1.85,1.9,2) و با دو حالت شرایط اولیه اتمسفری و پیش خلاءسازی انجام شده است. نتایج نشان داد که شرایط اولیه پیش خلاءسازی در حالت‌های راه‌اندازی شده، زمان راه‌اندازی دیفیوزر را به اندازه ۵۰ تا ۶۰ درصد کاهش می‌دهد. علاوه بر این، یک مزیت پیش خلاءسازی حین تست ارتفاع بالای نازل‌های سهموی، حذف پدیده گذار از FSS به RSS است. همچنین نتایج نشان داد، با کاهش ۸ درصدی سطح مقطع گلوگاه ثانویه از نسبت سطح ۱/۷ به ۱/۸۵، فشار راه‌اندازی دیفیوزر از ۳۲ درصد (حالت با پیش خلاءسازی) تا ۳۹ درصد (حالت بدون پیش خلاءسازی) افزایش می‌یابد. همچنین با کاهش ۱۰ درصدی سطح مقطع گلوگاه ثانویه از نسبت سطح ۱/۷ به ۱/۹، جریان در گلوگاه ثانویه دچار خفگی شده و دیفیوزر راه‌اندازی نمی‌شود.

مراجع

[1] B. H. Park, J. H. Lee, W. Yoon, "Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic diffuser: Effects of diffuser length and pre-evacuation state", International Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 29, No. 5, pp. 1369–1379, 2008.

[2] H.W. Yeom, S. Yoon, Sung HG. "Flow dynamics at the minimum starting condition of a supersonic diffuser to simulate a rocket's high altitude performance on the ground". Journal of Mechanical Science and Technology. 2009 Jan 1;23(1):254-61.

[3] D.R. Jones, "Passive Rocket Diffuser Theory: A Re-Examination of Minimum Second Throat Size", NASA Technical Memorandum, 2016-219219,2016.

[4] N. Fouladi, A. Mohamadi, H. Rezaei., "Numerical design and analysis of supersonic exhaust diffuser in altitude test simulator". Modares Mechanical Engineering. 2016 Oct 15;16(8):159-68.(In Persian)

[5] N. Fouladi, M. Farahani,. "Numerical investigation of second throat exhaust diffuser performance with thrust optimized parabolic nozzles", Aerospace Science and Technology, Volume 94, October 2020, https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106020

[6] N. Fouladi, M. Farahani, A.R. Mirbabaei,. "Performance evaluation of a second throat exhaust diffuser withathrust optimized parabolic nozzle", Aerospace Science and Technology, Volume 94, November2019.

[7] N. Fouladi, A, Mohamadi, H, Rezaei. "Numerical investigation of pre-evacuation influences of second throat exhaust diffuser"., Journal of fluid mechanics and aerodynamics, In press, 2017. (In Persian)

[8] E. Mohammadi, N. Fouladi, A. Madadi, "Design and analysis of gas ejector in high altitude test facility", Amirkabir Journal of Mechanical Engineering 52 (11), 3015-3032, 2019.

[9] R. Ashokkumar, S. Sankaran, K. Srinivasan, T. Sundararajan, "Effects of Vacuum Chamber andReverse Flow on SupersonicExhaust Diffuser Starting", Journal of Propulsion and Power, Vol. 31, No. 2, pp. 750-754, 2015.

[10] N. Fouladi, Numerical investigation of backflow arrester influences on altitude test simulator starting performance", Modares Mechanical Engineering,Vol. 17, No. 7, pp. 185-196, 2017. (in Persian)

[11] S. Sankaran, T.N.V. Satyanarayana, K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Babu, T. Sundararajan, "CFD Analysis for Simulated Altitude Testing of Rocket Motors", Canadian Aeronautics and Space Journal, Vol. 48, No. 2, pp.153-162, 2002.

[12] K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Sriramulu, K.A. Bhaskaran, "Evaluation of the Performance of Supersonic Exhaust Diffuser Using Scaled Down Models", Experimental Thermal and Fluid Science, Vol. 17, No. 3, pp. 217-229, 1998.

[13] B.H. Park, J.H. Lee, W. Yoon, "Studies on the Starting Transient of a Straight Cylindrical Supersonic Exhaust Diffuser: Effects of Diffuser Length and Pre-evacuation State", International Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 29, No. 5, pp. 1369–1379, 2008.

[14] P. Wegener, and R. Lobb, "NOL Hypersonic Tunnel No. 4 Results II: Diffuser Investigation," NAVORD Report 2376, May 1952.

[15] W. Jones, Price, H., and Lorenzo, C., "Experimental Study of Zero-Flow Ejectors Using Gaseous Nitrogen," NASA TN D-203, March 1960.

[16] P. F. Massier, and E. J. Roschke, "Experimental Investigation of Exhaust Diffusers for Rocket Engines," Jet Propulsion Lab., California Inst. of Technology, TR-32-210, Pasadena, CA, 1962.

[17] R. Bauer, and R. German, "The Effect of Second Throat Geometry on the Performance of Ejectors Without Induced Flow," AEDC-TDR-61-133, November 1961.

[18] G.V.R. Rao, "Approximation of optimum thrust nozzle contour, " ARS J. 30(6) 561, 1960.

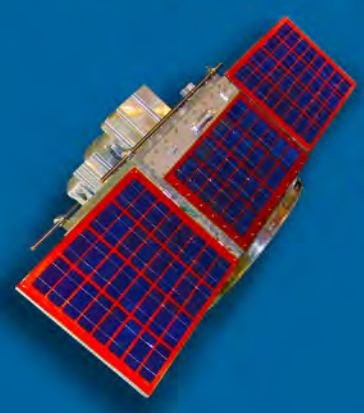
[19] j. Ostlund, "supersonic flow separation with application to rocket engine nozzles, " Technical report, 2004

[20] M. Farajijalal, "Design and Fabrication of an Experimental Model of Higjh Altitude Simulation Thrust Stand", MSc Thesis, Sharif Univ., Tehran, Iran, 2018.

Ministry of I.C.T

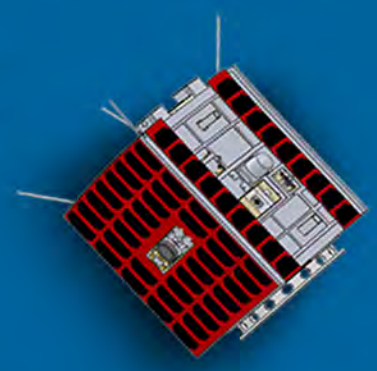
Iranin Space Research center

Iranian Aerospace Society



Journal of Space Science, Technology & Applications

Vol.1, No.2, 2022



Effect of Brazing Temperature on the Microstructure and Mechanical Properties of Stainless Steel 316 Joint Brazed by BNi2 1
Yaser Vahidshad ,Faegheh Soltan Mohammad

Improvement the Leaf Water Content Inventory Model Based on the Hyper Spectral Data 10
Tayebe Managhebi ,Mohammadreza Mobasheri

Designing Active Fault- tolerant Controller for Spacecraft under Actuator Fault 22
Rouzbeh Moradi

Toward the Establishment of a National Center for Space Weather Services: Vision, Mission and Organization 34
Omid Shekoofa, Maoud Khoshsima ,Sajad Ghazanfarinia, Sajad Ghazanfarinia

Improving the Method of Satellite Station Keeping in Geostationary Orbit with Considerations of fuel Consumption Restrictions 49
Hossein Maghsoudi Dehaghani, Amirreza Kosari, Mehdi Fakoorsaghieh, Masoud Khoshsima

Experimental Study of Spray Merge in Dual Pressure- Swirl Coaxial Injectors 66
Ali Rastgar, Hojat Ghassemi

Experimental Attitude Estimation Using Real-time Magnetometer Calibrated Data 78
Zeinab Talebi, Amir Labibian, Hossein Salimi

Investigation of the Use of Modified Molybdenum Disulfide Nanostrucutres in the Rheological Behavior of Microparticulate Filled Suspensions 88
Majid Haghgoo, Ahmad Ramezani Saadat Abadi

Design and Analysis of Pressure- Swirl Fuel Injector with Full- Cone Spray for Catalytic Thruster 97
Hadiseh Karimaei

Potential Failure Modes and Effects Analysis in the Reaction Wheel Actuator and Operational Elimination of their Effects 112
Morteza Farhid , Hossein Beheshti, Masoud Abbaspour, Mohammad Aslanimanesh

Experimental Investigation of the Performance of a Monopropellant Hydrazine Thruster in Atmospheric Conditions 126
Mohamad Ali Amirifar, Alireza Rajabi, Nooredin Ghadiri Masoom, Zahra Amirsardari, Majid Kamranifar

Investigating Orbital Configurations for a LEO Satellite Telephony Constellation over the Territory of Iran 138
Mohammad Haji Jafari, Sahar Aminabadi

Time-optimal Control of Spacecraft Rotational and Translational Dynamics in Orbital Rendezvous Maneuver 147
Sayyed Majid Esmailifar, Sayyed Mohammad Mousavi, Mohammad Chiniforoushan

Experimental Study of Pre-evacuation Effect on Second throat Diffuser Starting Process 167
Nematollah Fouladi, Sina Afkhami, Mahmood PasandidehFard