



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 4, No. 2, pp.: 134-152
2025

DOI:

10.22034/jssta.2024.481538.1207

Article Info

Received: 2024-10-02
Accepted: 2025-01-08

Keywords

optimal_control,
path_planning, swarm_
intelligence, soft_landing,
particle_swarm_optimizati
on

How to Cite this article

Rasa Pourbaghi., ”
Generation of optimal soft
landing trajectories on the
moon with optimal control
approach using particle
swarm planning algorithm”,
*Journal of Space Science,
Technology and
Applications*, vol 4 (2), p.:
134-152, 2025.

Generation of optimal soft landing trajectories on the moon with optimal control approach using particle swarm planning algorithm

Rasa Pourbaghi^{1*}, Farid Najafi², Reza Jamilnia³, Ali Jamali⁴

¹ Faculty of Mechanical Engineering, University of Guilan, Iran,
asa.pourbaaghi@gmail.com

² Faculty of Mechanical Engineering, University of Guilan, Iran,
fnajafi@guilan.ac.ir

³ Faculty of Mechanical Engineering, University of Guilan, Iran,
jamilnia@guilan.ac.ir

⁴ University of RMIT, Melbourne, Australia, ali.jamali@rmit.edu.au

Abstract

In this article, the optimal path for the soft landing on the lunar surface is generated. Path planning is defined as an optimization problem that aims to achieve the optimal control function for the spacecraft. The thrust value of the device is fixed and the thrust angle is considered as a control variable. The objective function is to minimize the landing time and actually maximize the mass of the device at the moment of landing. The speed constraints related to the soft landing of the vehicle are also included in the objective function in the form of a cost function. Due to the unstructured and infinite search space, a new meta-heuristic algorithm called Particle Swarm Programming is used to find the optimal controller function. This algorithm is based on the Particle Swarm Optimization algorithm and has a favorable performance in the simultaneous optimization of the structure and parameters. The design of the controller was done in two types: open-loop, time-dependent, and closed-loop, time-independent, and in both types, it was able to find the optimal solution for the controller function. The resulting numerical results show a very high agreement of the controller function with the response of other optimization methods. Finally, to make the simulation more realistic, the turbulence conditions are applied to the spacecraft thrust force and the results prove the superiority of the closed-loop, time-independent controller.



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

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال چهارم، شماره ۲، صفحه ۱۵۲-۱۳۴
پاییز و زمستان ۱۴۰۳

DOI:
10.22034/jस्ता.2024.481538.1207

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۷/۱۱
پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۱۹

واژه‌های کلیدی

کنترل بهینه،
بهینه‌سازی_ساختار،
طراحی_مسیر، فرود_نرم_ماه،
برنامه‌ریزی_ازدحام_ذرات،
بهینه‌سازی_ازدحام_ذرات

نحوه استناد به مقاله

رسا پورباقی و همکاران، " تولید
مسیرهای بهینه فرود نرم بر روی ماه
با رویکرد کنترل بهینه با استفاده از
الگوریتم برنامه‌ریزی ازدحام ذرات"،
دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی، جلد چهارم،
شماره دوم، صفحات ۱۳۴-۱۵۲،
۱۴۰۳.

مقاله پژوهشی

تولید مسیرهای بهینه فرود نرم بر روی ماه با رویکرد کنترل بهینه با استفاده از الگوریتم برنامه‌ریزی ازدحام ذرات

رسا پورباقی^{۱*}، فرید نجفی^۲، رضا جمیل‌نیا^۳، علی جمالی^۴

۱- دانشکده مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت، ایران – rasa.pourbaaghi@gmail.com

۲- دانشکده مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت، ایران – fnajafi@guilan.ac.ir

۳- دانشکده مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت، ایران – jamilnia@guilan.ac.ir

۴- دانشگاه RMIT، ملبورن، استرالیا – ali.jamali@rmit.edu.au

* نویسنده مسئول

چکیده

در این مقاله مسیر بهینه برای فرود نرم ماه‌نشین بر روی سطح کره‌ی ماه طراحی شده است. طراحی مسیر در قالب یک مسئله بهینه‌سازی برای دستیابی به تابع کنترلی بهینه برای وسیله تعریف می‌شود. مقدار تراست وسیله ثابت و زاویه تراست به عنوان متغیر کنترلی در نظر گرفته شده است. تابع هدف در این مسئله کمینه کردن زمان فرود و در حقیقت سوخت مصرفی می‌باشد. برای مأموریت‌های فضایی، کمینه شدن سوخت مصرفی به منظور بیشینه شدن ظرفیت جرمی بار محموله فضایی، مطلوب می‌باشد. در یافتن تابع کنترل‌کننده بهینه، با توجه به ساختار نایافته و بی‌کران بودن فضای جست‌وجو، از الگوریتم فرااکتشافی جدیدی تحت عنوان الگوریتم برنامه‌ریزی ازدحام ذرات بهره گرفته شده است. این الگوریتم بر پایه الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات بوده و در بهینه‌سازی هم زمان و یکپارچه ساختار تابع و ثوابت عددی عملکرد مطلوبی دارد. طراحی کنترل‌کننده در دو حالت حلقه باز و بسته به زمان و حلقه بسته‌ی مستقل زمانی، تنظیم شده و در هر دو الگوریتم به شکل مطلوبی توانست به پاسخ بهینه برای تابع کنترل‌کننده دست یابد. نتایج عددی حاصل تطابق بسیار بالای تابع کنترل‌کننده را با پاسخ روش هم‌نشانی مستقیم، نشان می‌دهد. نهایتاً به منظور واقعی سازی هرچه بیشتر شبیه‌سازی، شرایط اغتشاشی برای نیروی تراست ماه‌نشین اعمال شد و نتایج حاصل از آن، برتری کنترل‌کننده حلقه بسته‌ی مستقل زمانی را اثبات کرد.

مقدمه

پس از مرحله کاهش مداری، فرآیند فرود وسیله آغاز می‌شود و با نشست نرم آن بر روی سطح به پایان می‌رسد. باید توجه داشت که بسیاری از اجرام سماوی نظیر ماه، فاقد جو محسوسی هستند و باید بخش عمده‌ای از سرعت وسیله توسط نیروی تراسه معکوس تلف شده تا سرعت برخورد صفر، حاصل شود. نیاز به استفاده از نیروی تراسه، به معنی اختصاص یافتن بخشی از جرم محموله فضایی، به سوخت و سامانه پیش‌رانشی است. با یافتن مسیرهای بهینه فرود می‌توان تا حد ممکن، زمان استفاده از نیروی تراسه و به تبع آن، میزان سوخت مصرفی را کاهش داد.

برای مرحله کاهش مداری، روش انتقال هاهمن^۱ با بهره‌گیری از نیروی تراسه ضربه‌ای، از سوی عموم طراحان مأموریت و مسیر، موردقبول واقع شده‌است، زیرا انتقال هاهمن، یک انتقال مداری بهینه است. اما برای مرحله کاهش سرعت (ترمز کردن) با استفاده از نیروی تراسه، راهبردهای مختلفی پیشنهاد شده‌است. در تمامی این راهبردها لازم است تا مسئله فرود نرم در قالب یک مسئله کنترل بهینه تعریف شود و کنترل‌ها و مسیرهای بهینه براساس اهداف مطلوب طراحان بدست آید.

تعریف و حل دقیق مسئله کنترل بهینه فرود نرم، علی‌رغم سادگی معادلات حاکم، از چالشی‌ترین فرآیندهای طراحی مسیرهای بهینه است. در حل این مسئله با روش غیرمستقیم، حساسیت بالای متغیرهای شبه حالت سبب دشواری فرآیند حل و همگرایی آن می‌گردد و در حل با روش‌های مستقیم، دستیابی به حل دقیق و پیوسته با دشواری‌هایی مواجه است.

۱-۲- کارهای انجام گرفته

در مراجع [2] و [3] مسئله کنترل بهینه فرود نرم بر روی ماه با معادلات حرکت دو بعدی مدل‌سازی شده و شرایط مرزی آن با توجه به راهبردهای گوناگون فرود، تعیین شده است. سپس، با تعریف تابع همیلتونین، معادلات شرایط لازم و کافی براساس روش حل غیرمستقیم بدست آمده و دسته معادلات با دو نقطه شرط مرزی، با روش پرتاب حل شده است. مسئله کنترل بهینه مذکور در [4] با روش مستقیم و

بهینه‌سازی مسیرهای فرود بر روی اجرام سماوی مختلف، یکی از چالش‌های اصلی در طراحی مأموریت‌های اکتشافی فضایی است. وجود راهبردهای متنوع برای فرود نرم و مطمئن وسایل فضایی و نیز دشواری فرآیند بهینه‌سازی دقیق سیستم‌های دینامیکی، باعث شده است تا طراحی مسیرهای بهینه فرود، مورد توجه پژوهشگران در حوزه طراحی مسیر قرار گیرد.

کره‌ی ماه به عنوان نزدیک‌ترین جرم سماوی نزدیک کره زمین از دیرباز مورد توجه سازمان‌های فضایی بوده‌است. اولین فرودهای موفق بشر نیز بر سطح کره ماه صورت گرفته است. علاوه بر این ماه به عنوان دارا بودن منابع انرژی و همچنین ذخایر هلیوم حائز اهمیت است. در سال‌های اخیر به علت کشف شواهدی از وجود آب در قطب جنوب ماه، مورد توجه جدی سازمان‌های فضایی قرار گرفته است و تلاش‌های بسیاری برای تحلیل راهبردها و بهینه‌سازی مسیرهای فرود نرم بر روی ماه صورت پذیرفته است. چندین آژانس فضایی برای یافتن پاسخی رضایت‌بخش برای معمای جهان و استفاده از منابع ماه برای رفاه انسان‌ها، در حال برنامه‌ریزی مأموریت‌های سرنشین‌دار و بدون سرنشین بر روی ماه هستند [1].

مقصود از فرود نرم، فرود آرام و کنترل‌شده وسایل فضایی بر روی سطح ماه است تا آسیبی به محموله‌های فضایی وارد نشود. یکی از اصلی‌ترین شاخصه‌های فرود نرم را می‌توان در قالب سرعت برخورد مطلوب وسایل فضایی با سطح ماه تبیین نمود که این سرعت برخورد، عموماً صفر یا قریب به صفر در نظر گرفته می‌شود.

در فرآیند فرود بر روی اجرام سماوی، ابتدا باید وسیله فضایی را از مدار استقرار خود خارج کرد و به مداری نزدیک‌تر به سطح فرود، تنزل داد. این کاهش مداری باید به میزانی صورت پذیرد که عوارض سطحی یا خطاهای بالقوه هدایتی، منجر به آسیب وسیله فضایی نشود. برای ماه، مدار استقرار عموماً در ارتفاع ۱۰۰ کیلومتری بوده و کاهش مداری به ارتفاع ۱۰ تا ۱۵ کیلومتری سطح ماه صورت می‌پذیرد.

¹ Hohmann Transfer

فضاپیما در نظر گرفته شده‌اند و انتقال پیوسته بین مراحل مختلف نیز به‌طور تقریبی پیاده‌سازی شده‌است.

در [8] قوانین کنترل بهینه از طریق حل یک مسئله مقدار مرزی دو نقطه‌ای که بر اساس اصل پونتریاگین^۴ فرموله شده‌است، به دست آمده‌است. این قوانین که از قوانین کنترل بهینه اقتباس شده‌است، به عنوان تابعی از متغیرهای شبه حالت تعریف شده‌اند. سپس با استفاده از روش تبدیل دیفرانسیلی^۵ برای تعیین شبه حالت‌های ناشناخته در هر لحظه از مسیر فرود با استفاده از اطلاعات وضعیت فعلی وسیله نقلیه و به صورت حلقه بسته، محل فرود و زمان حرکت به دست آمده‌است.

در [9] مسئله هدایت بهینه بی‌درنگ^۶ برای موفقیت مأموریت‌های خودکار بررسی شده‌است. تمرکز روی مراحل پایانی مسیرهای فرود خودکار بر ماه است. هدایت پیشنهادی با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات و روش همواری دیفرانسیلی است. در این روش، مسیر با چندجمله‌ای‌ها تقریب زده می‌شود و تابع کنترل به‌صورت یک حل تحلیلی و بسته به‌دست می‌آید. هرچند این روش به بهینه‌های محلی منجر می‌شود، اما سریع است و برای سیستم کنترل بی‌درنگ مناسب است. در نهایت، این فرآیند در یک آزمایشگاه با استفاده از یک بازوی رباتیک مجهز به دوربین و یک شبیه‌سازی از سطح ماه آزمایش شد و کارایی روش پیشنهادی مورد ارزیابی قرار گرفت.

در [10] یک رویکرد ترکیبی نوین برای حل مسئله مذکور ارائه شده‌است. بدین صورت که کل مسئله با بهره‌گیری از مفهوم همواری دیفرانسیلی^۷، به یک فضای ابعادی محدودتر نگاشت شده‌است و متغیرهای حالت و کنترل با خروجی‌های هموار و مشتقات آنها جایگزین گشته‌اند. سپس خروجی‌های هموار با منحنی‌های بی‌اسپلاین^۸ تقریب زده شدند تا به کمک نقاط کنترل این منحنی‌ها، تقریب پیوسته‌ای با متغیرهای گسسته حاصل شود و سپس با تسهیل و تسریع حل دقیق مسئله، امکان تحلیل و مقایسه راهبردهای گوناگون فرود نرم حاصل شده‌است.

تقریب شبه‌طیفی به جواب رسیده است. از منظر راهبردهای فرود، مسیر بهینه فرود مستقیم از مدار استقرار به یک پایگاه فرود مشخص بر روی ماه بدست آمده‌است.

برای طراحی مسیرهای بهینه فرود، رویکردهای متنوع دیگری نیز از سوی محققان مورد استفاده قرار گرفته است. در [5] مسئله کنترل بهینه سوخت به عنوان یک مسئله کنترل بهینه سیستم‌های غیرخطی مقید با یک کنترل‌کننده حلقه بسته خطی فرمول‌بندی شده و بعد از طرح چالش‌های حل تحلیلی، مسئله از رهیافت تنظیم مرتبه دو برای حل عددی استفاده شده‌است. نهایتاً با مقایسه نتایج به دست آمده با روش‌های موجود، کارآمدی روش تأیید شده است.

در مرجع [1] یک پاسخ کیفی برای معادلات سرعت، پهنا افقی، برد عمودی و برد عرضی فضاپیما به صورت تابعی از زاویه پیچ بردار سرعت پیشنهاد شده‌است و الگوریتمی تحلیلی برای تولید دومرحله‌ای مسیر مرجع توسعه داده شده‌است. طرح پیشنهادی شرایط فرود عمودی را برآورده کرده و یک مأموریت فرود ایمن ماه را تأیید می‌کند.

در [6] یک مدل دینامیکی سه‌بعدی دقیق برای فرود طراحی شده و محدودیت‌های اصلی برای یک مأموریت سرنشین‌دار به ماه ارائه شده‌است. برای حل مسئله فرود نرم، یک روش بهینه‌سازی ترکیبی پیشنهاد شده‌است که روش شبه‌طیفی گاوسی^۱ (GPM) را با روش ضربه‌ای^۲ ترکیب می‌کند. در واقع GPM برای ارائه یک حدس اولیه در روش ضربه‌ای استفاده می‌شود، و سپس روش ضربه‌ای برای یافتن راه‌حل نهایی بهینه به کار می‌رود. راه‌حل به‌دست‌آمده محدودیت‌های ورودی را برآورده کرده و از دقت بالایی برخوردار است.

در [7] یک الگوریتم هدایت بهینه خودکار برای فرود نرم چندمرحله‌ای بر روی ماه ارائه شده‌است. قیود سخت و نرم در فرمول‌بندی هدایت گنجانده شده است. قانون هدایت با استفاده از برنامه‌ریزی استاتیک پیش‌بینی مدل^۳ (MPSP) طراحی شده که دقت بالا در موقعیت و سرعت نهایی هر مرحله را به عنوان یک قید سخت تضمین می‌کند. قیود نرم نیز برای حفظ جهت

⁵ Differential Transformation

⁶ Real time

⁷ Differential Flatness

⁸ B-spline Curves

¹ Gauss Pseudospectral Method

² Shooting Method

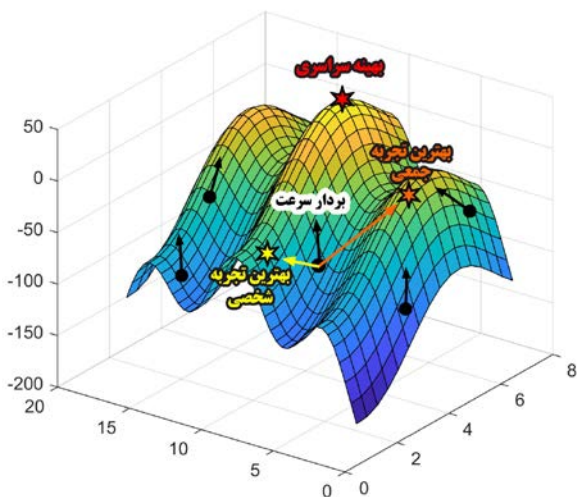
³ Model Predictive Static Programming

⁴ Pontryagin Principle

۲- الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات (PSO³)

الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات (PSO) یکی از مهم‌ترین الگوریتم‌های بهینه‌سازی فرااکتشافی است که در زیرمجموعه هوش ازدحامی قرار دارد. این الگوریتم توسط جیمز کندی و راسل سی ابرهات در ۱۹۹۵ معرفی شد [12]. طراحی آن با الهام از رفتار اجتماعی حیواناتی مانند ماهی‌ها و پرندگان که در کلونی‌های کوچک و بزرگ با هم زندگی می‌کنند، صورت گرفته است.

PSO مشابه الگوریتم ژنتیک^۴ (GA) و یا الگوریتم بهینه‌سازی تفاضلی^۵ (DE) در دسته الگوریتم‌های بهینه‌سازی پارامتری قرار می‌گیرد. در PSO، ذرات (که به عنوان متغیرهای طراحی در مسائل بهینه‌سازی شناخته می‌شوند) در فضای جستجو توزیع می‌شوند. تغییر مکان هر ذره در فضای جستجو تحت تأثیر تجربه فردی و جمعی است. بنابراین، موقعیت سایر ذرات بر رفتار بعدی ذره تأثیر می‌گذارد. برای هر ذره، در هر تکرار، دو بردار سرعت تعریف می‌شود. یکی در جهت رسیدن به جایگاه بهترین تجربه شخصی و دیگری در جهت رسیدن به جایگاه بهترین تجربه جمعی. این روند ادامه می‌یابد و در نهایت منجر به ازدحام همه ذرات در نزدیکی نقطه بهینه جهانی می‌شود (شکل ۱).



شکل ۱- نحوه همگرایی ذرات در الگوریتم PSO به نقطه بهینه جهانی

با گذشت زمان، PSO اولیه با تغییرات و به‌روزرسانی‌ها همراه بود و نسخه‌های بهبودیافته‌تری معرفی شدند ([13]، [14]، [15] و [16])

در [11] مسئله برنامه‌ریزی مسیر برای فرود عمودی روی ماه با هدف حداقل مصرف سوخت بررسی شده است. شرط فرود عمودی به‌عنوان یک محدودیت زاویه هدایت نهایی بیان شده و یک عبارت تنظیم‌کننده غیرمنفی برای اصلاح تابع هزینه پیشنهاد شده است. بدین ترتیب، این محدودیت زاویه هدایت بر اساس اصل کمینه پونترباگین به‌طور ذاتی رعایت می‌شود. زاویه هدایت بهینه اصلاح‌شده با حل یک معادله غیرجبری و از طریق روش تصنیف^۱ تعیین می‌شود. مسئله کنترل اصلاح‌شده سپس با روش ضربه‌ای غیرمستقیم حل و نمونه‌های عددی برای تأیید آن ارائه شده است. علی‌رغم کارهای ارزشمندی که در این زمینه صورت گرفته است، اتخاذ روشی جامع و یکپارچه برای مسئله فرود نرم روی ماه به قسمی که طراحی بهینه تابع کنترل‌کننده با توجه به اهداف مدنظر محقق شود و انتخاب نوع کنترل‌کننده از حیث حلقه باز یا حلقه بسته، وابسته به یا مستقل از زمان بودن به راحتی میسر باشد، مورد توجه قرار نگرفته است.

در مقاله حاضر، مسئله فرود نرم بر روی ماه در قالب یک مسئله کنترل بهینه تعریف می‌شود. برای تعریف این مسئله، از معادلات حرکت صفحه‌ای وسیله فضایی به دور ماه استفاده می‌شود. هدف از تعریف و حل این مسئله، کمینه کردن زمان فرود و به تبع آن، کمینه کردن سوخت مصرفی برای کاستن سرعت وسیله فضایی است تا شرایط لازم برای فرود نرم محقق گردد. کمینه شدن سوخت مصرفی به معنی بیشینه شدن ظرفیت بار جرمی محموله فضایی است. در این مقاله راهبرد فرود از مدار واسط طی یک مرحله پس از کاهش مداری اولیه اتخاذ شده است و شرایط مرزی مسئله کنترل بهینه متناسب با این راهبرد در نظر گرفته شده است.

برای حل مسئله کنترل بهینه، الگوریتم فرااکتشافی برنامه‌ریزی ازدحام ذرات (PSP²) معرفی و از آن به منظور یافتن تابع کنترل‌کننده برای اقلان اهداف و قیود بهینه‌سازی استفاده شده است. طراحی کنترل‌کننده بهینه یک بار به صورت حلقه باز و یک بار به صورت حلقه بسته صورت گرفته است و عملکرد هر دو کنترل‌کننده یک بار در شرایط ایده‌آل و یک بار با فرض وجود اغتشاشات مورد ارزیابی و مقایسه قرار گرفته است.

⁴ Genetic Algorithm

⁵ Differential Algorithm

¹ Bisection

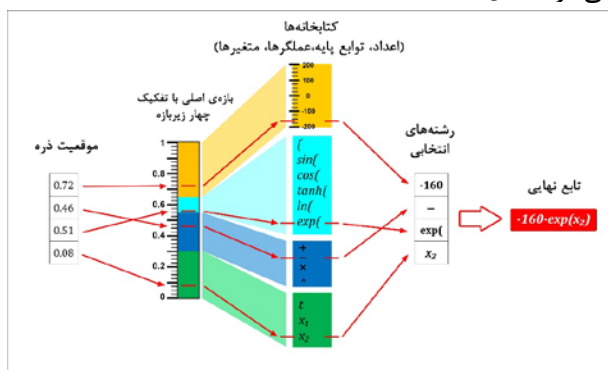
² Particle Swarm Programming

³ Particle Swarm Optimization

از آنجایی که سه متغیر اول در فضای گسسته تعریف شده‌اند، باید کتابخانه‌ای برای آنها تعریف شود. دسته چهارم یعنی اعداد ثابت، در فضای اعداد حقیقی و به صورت پیوسته تعیین می‌شوند، بنابراین انتخاب آنها در یک بازه معین انجام می‌شود.

در PSP از یک نگاشت منحصر به فرد استفاده می‌شود. به این ترتیب که یک عدد حقیقی در بازه پیوسته بین ۰ و ۱ برای هر جزء از بردار موقعیت ذره در نظر گرفته می‌شود (بردار موقعیت ذره در واقع مجموعه‌ی متغیرهای طراحی را نشان می‌دهد). اولین جزء بردار موقعیت ذره، تعداد کل رشته‌ها را در تابع کاندید تعیین می‌کند که با توجه به مسئله، در یک بازه عددی خاص نگاشت می‌شود. این تضمین می‌کند که تابع کاندید با طول‌های مختلف تولید شود.

برای سایر اجزای بردار موقعیت ذره، چهار زیر بازه با طول‌های کمتر از یک در نظر گرفته شده و یک نگاشت منحصر به فرد با توجه به زیربازه هر جزء ذره اعمال می‌شود. اگر عدد در اولین زیربازه قرار گیرد، در کتابخانه متغیرها (ورودی‌های کنترل‌کننده) نگاشت می‌شود. زیربازه دوم مربوط به عملگرها است و برای هر مقدار، رشته‌ی متناظر از کتابخانه عملگرها انتخاب می‌شود. زیربازه سوم به کتابخانه توابع پایه ریاضی مربوط می‌شود. این زیربازه‌ها مربوط به فضای گسسته هستند. در نهایت، چهارمین زیر بازه مربوط به اعداد حقیقی و در فضای پیوسته است و بنابراین عدد مربوطه به بازه عددی نهایی (که با توجه به مسئله توسط کاربر مشخص می‌شود) نگاشت می‌شود (شکل ۲).



شکل ۲- نحوه‌ی نگاشت در الگوریتم PSP

طول این چهار بازه فرعی در واقع «احتمال انتخاب» یک رشته از کتابخانه مربوطه را تعیین می‌کند. تعیین صحیح این مقادیر در سرعت همگرایی الگوریتم موثر است. به عنوان مثال، اگر طول این چهار زیر بازه (۰.۲۵) تعیین شود، زیر بازه‌ها به صورت زیر خواهد

۳- معرفی الگوریتم برنامه‌ریزی ازدحام ذرات (PSP)

در این پژوهش الگوریتم برنامه‌ریزی ازدحام ذرات که بر پایه الگوریتم PSO توسعه یافته‌است، معرفی می‌شود.

همان طور که در بخش قبل ذکر شد، PSO در دسته الگوریتم‌های بهینه‌سازی پارامتری قرار می‌گیرد. این الگوریتم‌ها تنها تعداد محدودی از پارامترها (که «متغیرهای طراحی» نامیده می‌شوند) را می‌توانند بهینه کنند. فضای جست‌وجو در این حالت ساختار یافته است. مشابه بهینه‌سازی ضرایب یک کنترل‌کننده PID که تنها سه ضریب تناسبی، انتگرالگیر و مشتقگیر بهینه می‌شود. این در حالی است که PSP مشابه سایر الگوریتم‌های برنامه‌ریزی^۱، تنها محدود به بهینه‌سازی چند پارامتر محدود نیست. بلکه برای بهینه‌سازی یک ساختار، تابع، توپولوژی و... مورد استفاده قرار می‌گیرد. اینجا به جای «متغیرهای طراحی»، با «توابع طراحی» سروکار داریم. فضای جست‌وجو در این حالت ساختار یافته است. در مثال ذکر شده، اگر ساختار کنترل‌کننده ما محدود به PID نباشد، آنگاه نمی‌توانیم از PSO یا الگوریتم‌های مشابه استفاده کنیم چرا که ساختار نامشخص و پارامترها نامحدود است.

ایده اصلی الگوریتم PSP بر این اساس است که یک تابع ریاضی در قالب یک زبان برنامه نویسی کامپیوتری، به عنوان آرایش رشته‌ها (گروه‌های کاراکتر) که به صورت متوالی و خطی در کنار یکدیگر قرار گرفته‌اند، در نظر گرفته می‌شود. این رشته‌ها به چهار گروه کلی تقسیم می‌شوند: متغیر(ها)، عملگرهای ریاضی، توابع ریاضی پایه (شامل پرانتز) و اعداد ثابت. سه دسته اول گسسته و دسته چهارم پیوسته هستند. اینکه کدام یک از این رشته‌ها، با چند بار تکرار و به چه ترتیبی استفاده شود، تعیین می‌کند که یک تابع ریاضی، صرف نظر از اینکه چقدر پیچیده‌است، تولید شود (جدول I).

جدول 1 - هر تابع ریاضی می‌تواند به صورت چیدمانی از رشته‌ها بازنویسی شود

$\frac{\sin(x^2)}{3.1x^2 + \ln(x)}$	نمایش ریاضی																		
$\sin(x^2)/(3.1 * x^2 + \ln(x))$	نمایش زبان کامپیوتری																		
<table border="1"> <tr> <td>Sin(</td> <td>x</td> <td>^</td> <td>2</td> <td>)</td> <td>/</td> <td>(</td> <td>3.1</td> <td>*</td> </tr> <tr> <td>...</td> <td>x</td> <td>^</td> <td>2</td> <td>+</td> <td>ln(</td> <td>x</td> <td>)</td> <td>)</td> </tr> </table>	Sin(x	^	2)	/	(3.1	*	...	x	^	2	+	ln(x))	چیدمان رشته‌ها
Sin(x	^	2)	/	(3.1	*											
...	x	^	2	+	ln(x))											

^۱ الگوریتم برنامه‌ریزی ژنتیک (GP)، معروف‌ترین در این دسته است.

کاهش می‌یابد و مقدار آن به طور مساوی به طول بازه‌های فرعی دیگر اضافه می‌شود. در نتیجه زیر بازه‌ها همیشه از صفر تا یک تعریف می‌شوند و مجموع عددی طول زیر بازه‌ها همیشه یک خواهد بود.

۴- تعریف مسئله فرود نرم بر روی ماه

به منظور بدست آوردن معادلات حرکت وسیله فضایی به دور ماه، فرضیات زیر را در نظر گرفته می‌شود [10]:

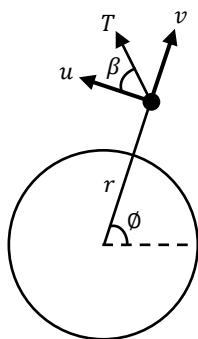
الف) ماه، کروی و غیرچرخان بوده و میدان جاذبه آن یکنواخت است.

ب) مدار استقرار، مسدود و محل فرود همگی هم صفحه هستند.

ج) در طول مسیر، نیروی تراست وسیله فضایی ثابت است. لازم به ذکر است که فرضیات مطرح شده، با توجه به زمان کوتاه فرود و سازوکارهای عملیاتی فرود، در نظر گرفته شده است و از این منظر معقول و منطقی هستند؛ از این رو شبیه سازی و حل مسئله با این فروض انجام می‌گیرد اما به منظور ارزیابی واقعی‌تر عملکرد کنترل کننده‌های طراحی شده، نهایتاً یک بار نیز در شرایط وجود اغتشاشات مورد ارزیابی قرار خواهند گرفت تا میزان مقاوم و قلیل اعتماد بودن آنها مشخص شود.

۴-۱- معادلات دینامیکی سیستم

در این بخش ماه‌نشین به عنوان یک سیستم دینامیکی مورد مطالعه قرار گرفته و معادلات دینامیکی آن به دست می‌آید. در شکل ۳، متغیرهای حالت و کنترل برای ماه‌نشین به نمایش درآمده است



شکل ۳- متغیرهای حالت و کنترل برای ماه‌نشین

بود: $[0, 0.25]$ ، $[0.25, 0.5]$ ، $[0.5, 0.75]$ ، $[0.75, 1]$. به این معنی که احتمال انتخاب هر یک از چهار گروه (متغیرها، عملگرها، توابع پایه ریاضی، ثابت‌های عددی) در تابع کاندید یکسان است. تعیین دقیق طول این زیر بازه‌ها دشوار است زیرا بسته به مسئله و مطالعه موردی می‌تواند متفاوت باشد. در واقع این یکی از پارامترهای الگوریتم است که باید برای هر مسئله به صورت جداگانه تنظیم شود. در جدول ۲ طول پیشنهادی این زیربازه‌ها که به صورت تجربی به دست آمده و برای تعدادی از مسائل مختلف آزموده شده است، نشان داده می‌شود. این مقادیر به عنوان حدس اولیه می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد.

جدول ۲- مقادیر پیشنهادی برای طول زیربازه‌ها (احتمال انتخاب هر گروه)

متغیرها	عملگرها	توابع پایه	اعداد ثابت	طول زیربازه
0.3	0.25	0.1	0.35	طول زیربازه
[0,0.3]	[0.3,0.55]	[0.55,0.65]	[0.65,1]	زیربازه‌ها

در صورتی که هیچ قاعده‌ای برای انتخاب رشته‌ها در تابع کاندید در نظر گرفته نشود، انتخاب هر آرایش رشته به عنوان تابع کاندید امکان پذیر است. این در حالی است که بسیاری از چیدمان‌های رشته‌ها در عمل نامعتبر هستند. مثلاً قرار دادن عملگر ضرب و عملگر توان (هر دو از کتابخانه عملگرها) در یک ردیف یا قرار دادن عدد بلافاصله بعد از متغیر، مواردی هستند که منجر به بی‌اعتبار شدن تابع کاندید می‌شوند. در ضمن یکی از عوامل نامعتبری رعایت نکردن ترتیب پرانتزها است. این موضوع نه تنها در تکرار اول و تولید تصادفی اولیه موقعیت ذرات بلکه در تکرارهای بعدی نیز ظاهر می‌شود. به این ترتیب که تغییر کوچک برای تنها یک جزء از بردار موقعیت ذره، ممکن است پس از نگاشت، باعث تغییر در نوع آن رشته (در واقع تغییر کتابخانه) شود. به عنوان مثال، یک متغیر ممکن است به یک عملگر تبدیل شود و باعث شود که تابع کاندید جدید نامعتبر شود.

برای حل این مشکل در انتخاب هر رشته قوانینی در نظر گرفته شده است. بدین ترتیب که هر رشته با توجه به نوع (کتابخانه) رشته قبلی خودش انتخاب می‌شود. در واقع طول زیربازه‌های هر گروه که تعیین کننده احتمال انتخاب رشته از کتابخانه مربوطه بود، در هر مرحله با توجه به رشته قبلی بروز رسانی خواهد شد. در این صورت مقدار احتمال برای گروه‌هایی که باعث نامعتبر شدن تابع کاندید نهایی می‌شوند، صفر خواهد بود. طول بازه فرعی نامعتبر به صفر

زمانی ($t_0 = 0$) و داشتن زمان نهایی فرآیند فرود (t_f)، می توان جرم نهایی وسیله فضایی را از رابطه زیر بدست آورد:

$$m_f = m_0 - \frac{T}{I_{sp}g_0} t_f \quad (7)$$

۴-۲- فرود از مدار واسط پس از کاهش مداری اولیه

در این راهبرد، وسیله فضایی ابتدا با یک کاهش مداری به مداری نزدیک تر به سطح ماه آمده است و سپس، از این مدار واسط بر روی سطح ماه فرود می آید. برای کاهش مداری، عموماً از انتقال هاهمن استفاده می شود. در این حالت، شرایط وسیله فضایی در هنگام ورود به مدار واسط، به عنوان شرایط اولیه مسیر فرود در نظر گرفته می شود. یعنی، به محض ورود وسیله به مدار واسط (نقطه حضيض مدار انتقال هاهمن)، فرآیند فرود نرم آغاز می گردد. در نتیجه، فاصله شعاعی اولیه برابر با شعاع مدار واسط، سرعت مماسی اولیه برابر با سرعت ورود به مدار واسط و سرعت شعاعی اولیه برابر با صفر است.

برای محاسبه سرعت مماسی اولیه (سرعت ورود به مدار واسط) می توان از رابطه انتقال هاهمن به صورت زیر استفاده کرد:

$$u_0 = \sqrt{\mu_M \left(\frac{2}{r_i} - \frac{2}{r_i + r_p} \right)} \quad (8)$$

که در آن، r_i شعاع مدار واسط است. براین اساس، می توان شرایط اولیه مسئله فرود نرم را برای این راهبرد به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\begin{aligned} h_0 &= r_0 - R_M = 15 \text{ (km)} \\ \phi_0 &= 0^\circ \\ u_0 &= \sqrt{\mu_M \left(\frac{2}{r_i} - \frac{2}{r_i + r_p} \right)} = 1691.92 \text{ (m/s)} \\ v_0 &= 0 \text{ (m/s)} \end{aligned} \quad (9)$$

که در این روابط، R_M شعاع متوسط ماه است و h معادل ارتفاع از سطح ماه است. باید توجه داشت که وسیله فضایی برای کاهش مداری، نیاز به مصرف سوخت دارد. در نتیجه، جرم وسیله در ابتدای فرآیند فرود، نسبت به جرم آن در مدار استقرار، کمتر

با توجه به فرضیات بخش قبل، معادلات حرکت صفحه ای وسیله فضایی به دور ماه به صورت زیر خواهند بود [10]:

$$\dot{r} = v \quad (1)$$

$$\dot{\phi} = \frac{u}{r} \quad (2)$$

$$\dot{u} = -\frac{uv}{r} + \frac{T}{m} \cos \beta \quad (3)$$

$$\dot{v} = \frac{u^2}{r} - \frac{\mu_M}{r^2} + \frac{T}{m} \sin \beta \quad (4)$$

$$\dot{m} = -\frac{T}{I_{sp}g_0} \quad (5)$$

که در این معادلات، r فاصله شعاعی، ϕ زاویه موقعیتی (آنومالی واقعی)، u سرعت مماسی (افقی)، v سرعت شعاعی (عمودی) و β زاویه بردار تراست وسیله فضایی است. همچنین، μ_M پارامتر گرانشی استاندارد ماه، m جرم لحظه ای وسیله، T مقدار نیروی تراست، I_{sp} ضربه ویژه سوخت و g_0 شتاب جاذبه زمین است. معادلات حالت فوق، دربرگیرنده چهار متغیر حالت ($\mathbf{x} = [r, \phi, u, v]$) و یک متغیر کنترل ($\mathbf{u} = \beta$) است که این متغیرها به همراه نیروی تراست در شکل ۳ نشان داده می شود. متغیر کنترل، یعنی زاویه بردار تراست β ، هر مقداری بین ۰ تا ۳۶۰ درجه را می توان اختیار کند.

متغیر m را هم می توان به عنوان متغیر حالت در نظر گرفت. اما باید توجه داشت که سمت راست معادله حالت آن، صرفاً وابسته به زمان بوده و مستقل از سایر متغیرهای حالت و کنترل است. پس می توان آن را از شمول متغیرهای حالت خارج کرد و با داشتن مقدار اولیه آن (m_0)، جرم لحظه ای وسیله را در هر مقطع از زمان (t) به صورت زیر محاسبه شود:

$$m = m_0 - \frac{T}{I_{sp}g_0} t \quad (6)$$

لازم به ذکر است که در این مقاله، مقدار نیروی تراست و ضربه ویژه سوخت در طول فرود وسیله فضایی، ثابت فرض شده و اعمال نیروی تراست بر وسیله به صورت پیوسته و مداوم می باشد. در نتیجه، جرم وسیله فضایی در پایان فرآیند فرود، تنها به طول زمان این فرآیند بستگی دارد. با صفر در نظر گرفتن مبدأ

است. برای محاسبه جرم اولیه فرود، می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد:

$$m_0 = M \exp \left(\frac{\sqrt{\mu_M \left(\frac{2}{r_p} - \frac{2}{r_i + r_p} \right)} - \sqrt{\mu_M \frac{1}{r_p}}}{I_{sp} g_0} \right) \quad (10)$$

که در آن، M جرم وسیله فضایی در مدار استقرار است.

۵- تعریف مسئله بهینه‌سازی و تابع هدف

پس از دستیابی به معادلات حالت، طراحی کنترل‌کننده برای ماه‌نشین، در قالب یک مسئله بهینه‌سازی تعریف می‌شود. با توجه به اینکه فرض بر ثابت بودن بردار تراست است، هدف اصلی کمینه کردن زمان مأموریت است. با کمینه کردن زمان نهایی، جرم سوخت مصرفی وسیله برای فرود نرم بر روی ماه، کمینه گردیده و جرم بیشتری به محموله اصلی وسیله فضایی اختصاص داده می‌شود. براین اساس، تابع هزینه اول مدت زمان مأموریت در نظر گرفته می‌شود که بدیهی است کمینه شدن آن مطلوب طراحی است:

$$J_1 = t_f \quad (11)$$

به خاطر پرهیز از نوسانات بیش از حد بازه‌های^۱ برای زاویه تراست (متغیر کنترل)، که نقش مهمی در کاهش استهلاک عملگر و موفقیت عملیاتی مأموریت فرود نرم ماه‌نشین دارد، ضروری است تابع هزینه دیگری برای این مهم اختصاص یابد. برای این منظور انتگرال قدرمطلق نرخ تغییرات زاویه تراست نسبت به زمان، برای کل مأموریت محاسبه می‌گردد. بدیهی است که هرچه این مقدار کمتر باشد نوسانات بازه‌های زاویه تراست کمتر رخ خواهد داد. لذا تابع هزینه دوم به این صورت تعریف می‌شود:

$$J_2 = \int_0^{t_f} \left| \frac{d\beta}{dt} \right| \quad (12)$$

۵-۱- تعریف قیود مسئله به شکل تابع هزینه

یکی از روش‌های متداول برای اقناع قیود در الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی، تعریف آنها به صورت توابع هزینه است. [17]. این قیود در واقع برگرفته از حالت نهایی مطلوب سیستم است. برای لحاظ نمودن الزامات فرود نرم بر روی ماه، باید شرایط نهایی مسئله به گونه‌ای تعیین شوند که وسیله فضایی به آرامی بر روی سطح ماه قرار گیرد. در لحظه فرود، فاصله شعاعی وسیله از مرکز ماه باید برابر با شعاع متوسط ماه است و سرعت‌های مماسی و شعاعی وسیله صفر شود. البته توصیه می‌شود که سرعت شعاعی وسیله در هنگام فرود، مقداری در حدود 5 m/s- داشته باشد تا ارابه فرود وسیله، قدری در خاک ماه فرو رود. با توجه به این الزامات، شرایط نهایی مسئله باید به صورت زیر در نظر گرفته می‌شوند:

$$\begin{aligned} r_f &= R_M \quad \text{or} \quad h = r - R_M = 0 \\ \phi_f &= \text{free} \\ u_f &= 0 \text{ m/s} \\ v_f &= -5 \text{ m/s} \end{aligned} \quad (13)$$

که در این روابط، R_M شعاع متوسط ماه است و h معادل ارتفاع از سطح ماه است. مطابق با این شرایط، مقدار نهایی زاویه موقعیتی، آزاد است. زیرا این موقعیت زاویه‌ای، نسبی است و نسبت به موقعیت زاویه‌ای اولیه فرآیند فرود نرم سنجیده می‌شود. اگر جرم لحظه‌ای وسیله نیز به عنوان یک متغیر حالت لحاظ شود، شرایط نهایی آن را نیز باید به صورت آزاد در نظر گرفت. به منظور تعریف دقیق تابع هزینه به قسمی که قیود فرود نرم را شامل باشد، ابتدا تابع کلی قید را به شکل زیر تعریف می‌کنیم:

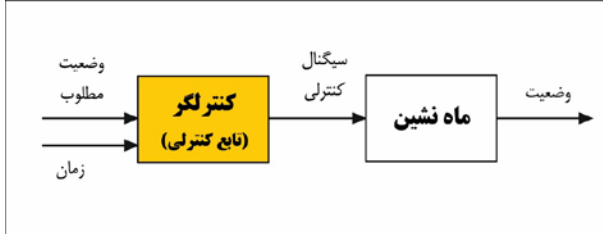
$$C(t) = w_1 |h(t)| + w_2 |u(t)| + w_3 |5 + v(t)| \quad (14)$$

$w_1 = 5, w_2 = 1, w_3 = 20$

مقادیر ضرایب وزنی رابطه ۱۴ به قسمی تعیین شده‌اند که تفاوت ابعادی مقادیر سرعت‌های مماسی و شعاعی با میزان ارتفاع وسیله فضایی در یافتن پاسخ بهینه ایجاد اشکال نکند. همچنین از آنجایی که ملاحظه شد در روند همگرایی الگوریتم، دستیابی به

¹ Chattering

نمودار بلوکی برای سیستم دینامیکی و کنترل کننده ماه نشین در شکل ۴ آمده است. هدف به دست آوردن تابع کنترل کننده به قسمی است که تابع هدف J کمینه شود.



شکل ۴- نمودار بلوکی برای کنترل کننده حالت حلقه باز وابسته به زمان

زمان شبیه سازی ۱۲۰۰ ثانیه در نظر گرفته می شود. پارامترهای الگوریتم PSP در جدول ۳ بیان شده است. بیشتر این پارامترها برگرفته از پارامترهای الگوریتم PSO است و بر اساس مرجع [18]، که یک مرجع پذیرفته شده برای تنظیم پارامترهای الگوریتم PSO است و برای قریب به اتفاق مسائل آزمون بهینه سازی به خوبی عمل می کند، معین شده اند. همان طور که ملاحظه می شود در کتابخانه متغیرها (ورودی کنترلی) تنها یک عضو و آن نیز زمان (t) در نظر گرفته شده است. این به خاطر نوع کنترل انتخابی یعنی سیستم حلقه باز است. در حقیقت در حین مأموریت هیچ پارامتر فیزیکی یا متغیر حالت سیستم به کنترل کننده باز خورد نمی شود و تابع کنترلی تنها وابسته به زمان خواهد بود.

جدول 3 - پارامترهای الگوریتم PSP برای حالت اول - کنترل کننده حلقه باز

پارامتر	مقدار
جمعیت ذرات	۱۵۰
حداکثر اندازه ذره (طول مجموعه رشته ها)	۵۰
ضریب لختی اولیه	۰.۸
ضریب لختی میراثونده	۰.۹۹۹
ضریب یادگیری فردی	۱.۵
ضریب یادگیری جمعی	۱.۶
اثر سرعت آینه ای	فعال
کتابخانه متغیرها	{ t }
کتابخانه عملگرها و توابع ریاضی	{+, -, ×, (,)}
رنج تغییرات ثوابت عددی	[-5, 5]

مقدار مطلوب u ، نسبت به مقدار مطلوب v ، بسیار سریعتر اتفاق می افتد و این پدیده احتمال توقف الگوریتم در بهینه های محلی را زیاد می کند، به منظور افزایش حساسیت تابع قید نسبت به v ، ضریب وزنی مربوطه افزایش یافت.

در مرحله بعد باید زمانی را به عنوان پایان مأموریت تعریف کرد. از آنجایی که در الگوریتم های بهینه سازی فرااکتشافی یا تکاملی، با مجموعه جواب های تصادفی سر و کار داریم، باید این تعریف جامعیت داشته باشد و حتی مأموریت هایی را که ماه نشین موفق به فرود نشود، نیز شامل می شود. بر این اساس زمان پایان مأموریت، لحظه ای در نظر گرفته می شود که پس از شروع مأموریت تا زمان حداکثر در نظر گرفته شده برای شبیه سازی (در این مسئله ۱۲۰۰ ثانیه در نظر گرفته شده است)، تابع قید C کمینه شود.

$$t_f = t \mid t \in [0, 1200], C(t) = \min \quad (15)$$

بدیهی است که اگر این مقدار کمینه، صفر شود، به این معنی است که قیود مسئله به طور کامل لحاظ شده و فرود نرم در لحظه پایان مأموریت به صورت ایده آل محقق شده است.

$$C(t_f) = 0 \quad (16)$$

بنابراین تابع هزینه سوم که در حقیقت قیود مسئله را نمایندگی می کند، به این شکل تعریف می شود:

$$J_3 = C(t_f) \quad (17)$$

حال می توان تابع هدف نهایی را به صورت زیر تعریف کرد:

$$J = w_4 J_1 + w_5 J_2 + w_6 J_3 \quad (18)$$

$$J = w_4 t_f + w_5 C(t_f) + w_6 \int_0^{t_f} \left| \frac{d\beta}{dt} \right| \quad (19)$$

$$w_4 = 0.15, w_5 = 1, w_6 = 10e - 4$$

۱-۶- حالت اول - طراحی کنترل کننده بهینه در قالب حلقه باز وابسته به زمان

{+, -, ×}	کتابخانه عملگرهای ریاضی
{', 'pow', 'exp', 'sign', 'tanh', 'floor'}	کتابخانه توابع پایه ریاضی
[-10,10]	رنج تغییرات ثوابت عددی
بهبود کمتر از ۰.۱ درصد در مقدار تابع هدف بعد از صد تکرار	معیار توقف

این بار در کتابخانه متغیرها، به جای متغیر زمان، ارتفاع از سطح ماه (h) و سرعت‌های مماسی (u) و شعاعی (v) ماه‌نشین به عنوان ورودی تابع کنترل کننده لحاظ شده‌است. چرا که نوع کنترل کننده حلقه بسته و مستقل زمانی است و هدف بازخوردگیری از برخی پارامترهای فیزیکی ماه‌نشین است. از آنجایی که برای تابع هدف (مبتنی بر وضعیت مطلوب نهایی ماه‌نشین) این سه متغیر حالت تعیین کننده‌است، در کتابخانه متغیرها به همین سه متغیر حالت بسنده شده‌است. حال اینکه از کدام یک از این متغیرها و در چه تابع ریاضی و با چه ضرایبی استفاده شود، تماماً به صورت خودکار و در فرآیند بهینه‌سازی الگوریتم PSP معین می‌شود.

۷- نتایج و بحث

شکل ۶ روند همگرایی الگوریتم PSP را برای دو مسئله حلقه باز و حلقه بسته نشان می‌دهد. شرط توقف الگوریتم، عدم بهبود تابع هدف به میزان ۰.۱ درصد بعد از صد تکرار، در نظر گرفته شده‌است. تابع نهایی به دست آمده برای دو کنترل کننده به صورت زیر می‌باشد. کنترل کننده حلقه باز وابسته به زمان:

$$\beta = 2.98647 - 0.000685687428 t$$

کنترل کننده حلقه بسته مستقل زمانی:

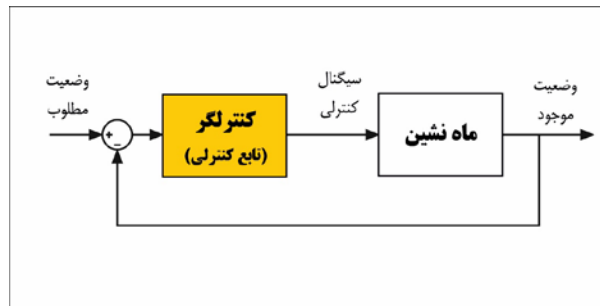
$$\beta = 0.143 v + \tanh(0.691v + 2.712 h^2 u - 0.668) - 9.449$$

همچنین در جدول ۵، منتخب برخی راه حل‌های یافته شده در فرآیند همگرایی الگوریتم برای حالت حلقه بسته ذکر شده‌است. همچنان که مشاهده می‌شود در تکرارهای اولیه الگوریتم، توابعی با ساختارهای پیچیده‌تر را به عنوان پاسخ یافته و در گام‌های بعدی به ساختارهای متفاوتی با تابع هدف بهتر رسیده‌است. بعد رسیدن به ساختار بهینه احتمالی، ساختار حفظ شده و تغییرات ثوابت عددی و ضرایب سبب شده تا پاسخ بهینه نهایی به دست آید و

معیار توقف	بهبود کمتر از 0.1 درصد در مقدار تابع هدف بعد از صد تکرار
------------	--

۶-۲- حالت دوم - طراحی کنترل کننده حلقه بسته مستقل زمانی

نمودار بلوکی سیستم کنترلی حلقه بسته کنترل کننده ماه‌نشین در شکل ۵ آمده‌است. تمایز اصلی این حالت نسبت به حالت حلقه باز این است که کنترل کننده صرفاً تابعی از زمان نیست بلکه تابعی است از اختلاف مقادیر مطلوب و موجود برای برخی از متغیرهای حالت. در واقع در هر لحظه وضعیت فعلی ماه‌نشین دریافت شده و با توجه به اختلاف آن با وضعیت مطلوب، سیگنال کنترلی به قسمی تولید می‌شود که این اختلاف کمتر و کمتر شود.



شکل ۵- نمودار بلوکی برای کنترل کننده حالت حلقه بسته مستقل از زمان

تعریف مسئله بهینه‌سازی مشابه حالت قبل است و این بار نیز هدف به دست آوردن تابع کنترل کننده به قسمی است که تابع هدف J کمینه گردد.

زمان شبیه‌سازی مشابه حالت قبلی ۱۲۰۰ ثانیه در نظر گرفته می‌شود. پارامترهای الگوریتم در شکل ۵ بیان شده‌است.

جدول ۴ - پارامترهای الگوریتم PSP برای حالت دوم- کنترل کننده حلقه بسته

پارامتر	مقدار
جمعیت ذرات	200
حداکثر اندازه ذره (طول مجموعه رشته‌ها)	50
ضریب لختی اولیه	0.7
ضریب لختی میراثونده	0.998
ضریب یادگیری فردی	1.5
ضریب یادگیری جمعی	1.6
اثر سرعت آینه ای	فعال
کتابخانه متغیرها	{u, v, h}

29	$0.705*v - \text{sign}(3.548*h*\exp(-7.017*h^2*u - 7.223) + 5.424) - 8.959$	201.802
37	$0.406*v + \text{sign}(h*(3.327*h^2*u + 14.914) - 8.545) - 9.457$	195.290
105	$0.132*v + \text{sign}(h*(10.522*h^2*u + 52.495) - 8.816) - 9.698$	162.121
158	$0.144*v + \tanh(5.370*h + 1.750*h^2*u - 1.009) - 9.451$	153.499
200	$0.143*v + \tanh(4.878*h + 1.743*h^2*u - 0.789) - 9.458$	150.603
418	$0.1434*v + \tanh(0.682*v + 1.870*h^2*u - 0.670) - 9.452$	149.889
822	$0.143*v + \tanh(0.691*v + 2.712*h^2*u - 0.668) - 9.449$	149.760

مقدار هر کدام از توابع هزینه و متغیرهای حالت برای لحظه‌ی فرود برای دو کنترل‌کننده حلقه باز و حلقه بسته در جدول ۶ نمایش داده شده‌است. جهت مقایسه بهتر به جای متغیر حالت t ، حاصل تفاضل r و شعاع ماه به عنوان h در نظر گرفته و نمایش داده شده‌است.

جدول ۶- مقادیر نهایی متغیرهای حالت در لحظه فرود

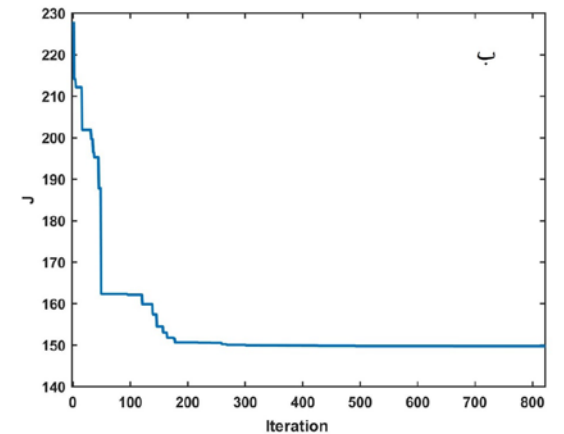
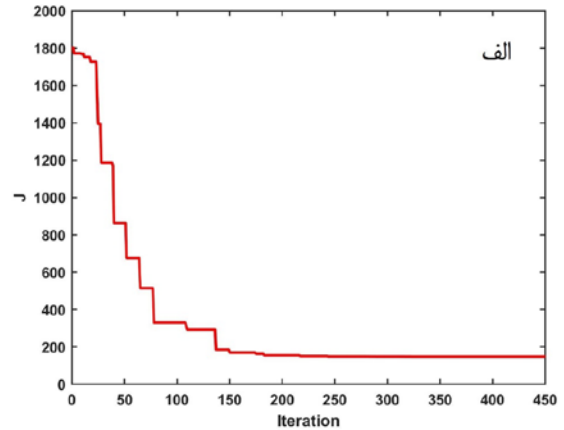
t_f (s)	$h(t_f)$ (km)	$u(t_f)$ (m/s)	$v(t_f)$ (m/s)	
-	0	0	-5	مقادیر ایده‌آل
990.0000	-0.0250	-0.2030	-5.0008	تحت کنترل‌کننده حلقه باز
996.7000	0.0650	-0.0662	-4.9935	تحت کنترل‌کننده حلقه بسته

ملاحظه می‌شود که کاهش ارتفاع و فرود در سطح ماه در مدت زمان ۹۹۰ ثانیه تحت کنترل‌کننده حلقه باز و ۹۹۶.۷ ثانیه تحت کنترل‌کننده حلقه بسته، اتفاق افتاده‌است. مقدار نهایی سرعت‌های مماسی و شعاعی نیز با تقریب خوبی به مقدار مطلوب نزدیک است.

در شکل ۷ منحنی تغییرات جرم وسیله‌ی فضایی نمایش داده شده‌است. با توجه به ثابت بودن مقدار تراست منحنی تغییرات جرم ماه‌نشین خطی و نزولی است.

این روند به صورت خودکار و بدون دخالت کاربر توسط الگوریتم انجام گرفته است.

این موارد نشان می‌دهد که الگوریتم PSP در بهینه‌سازی هم زمان ساختار تابع و ثوابت عددی عملکرد مطلوبی دارد. علاوه بر این، فرآیند کمینه‌سازی تابع هدف تأیید می‌کند که دو مؤلفه‌ی کاوش^۱ و استخراج^۲ برای الگوریتم PSP به خوبی عمل می‌کنند.



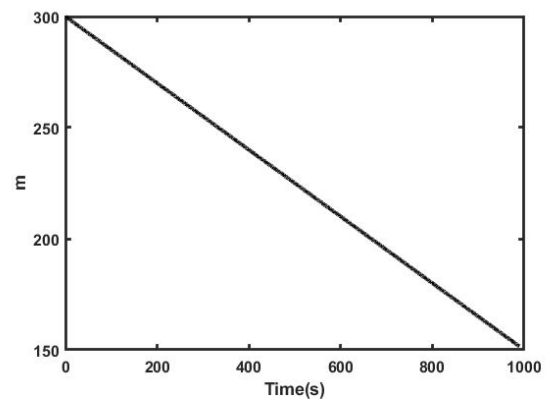
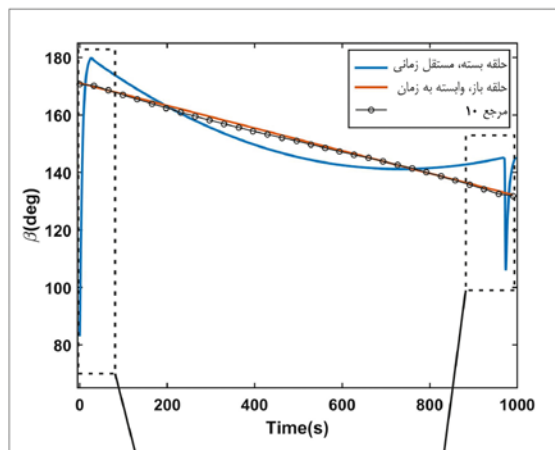
شکل ۶- روند همگرایی الگوریتم PSP در حل مسئله طراحی کنترل‌کننده بهینه: الف) حلقه باز ب) حلقه بسته

جدول 5 - منتخب راه حل‌های به دست آمده در روند همگرایی حل مسئله طراحی کنترل‌کننده بهینه حلقه بسته با الگوریتم PSP

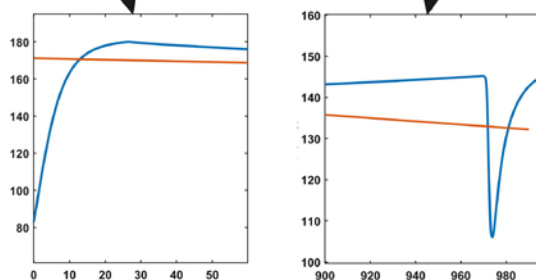
شماره تکرار	تابع کنترل‌کننده	J
1	$v*\text{sign}(\tanh(6.787*h - 17.063*v - 16.396*v^2*h + 8.062*v*h*u^2 + 2.782))$	227.914
5	$v - 1.0*\text{sign}(4.470*v^2*\text{floor}(-8.942*h*u) + 6.091)$	212.186

² exploitation

¹ exploration

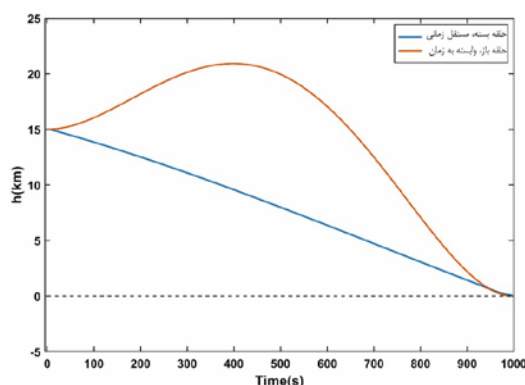


شکل ۷- تغییرات جرم وسیله فضایی تا لحظه‌ی فرود



شکل ۸- منحنی تغییرات متغیر کنترل برای کنترل کننده‌های بهینه حلقه باز و حلقه بسته به دست آمده در مقاله حاضر و کنترل کننده طراحی شده در مرجع ۹

در شکل‌های ۹ الی ۱۲ منحنی تغییرات متغیرهای حالت در طول زمان و تا لحظه‌ی فرود برای دو کنترل کننده به نمایش در آمده‌است.



شکل ۹- منحنی تغییرات ارتفاع بر حسب زمان تا لحظه فرود

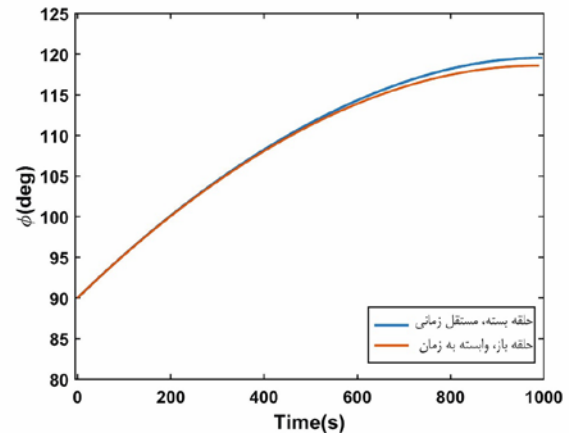
منحنی تغییرات متغیر کنترل یعنی زاویه‌ی بردار تراست در طول زمان مأموریت برای هر دو کنترل کننده در شکل ۸ به نمایش در آمده‌است. به منظور مقایسه بهتر منحنی کنترل کننده مرجع [10] نیز در همین شکل نمایش داده شده‌است. در مرجع [10] از روش هم‌نشانی مستقیم طراحی مسیر بهینه برای فرود نرم مورد استفاده قرار گرفته و در قالب حلقه باز و وابسته به زمان طراحی کنترل کننده صورت گرفته است. مقایسه زاویه تراست این کنترل کننده با کنترل کننده بهینه حلقه باز به دست آمده با الگوریتم PSP تطابق بسیار خوب عملکرد دو کنترل کننده بهینه را نشان می‌دهد. از آنجایی که راه حل مورد استفاده در این مقاله اساساً متفاوت از راه حل مرجع [10] بوده، تطابق دو پاسخ بهینه بیانگر اعتبار پاسخ و روش الگوریتم PSP است. در کنترل کننده حلقه بسته نیز رفتار منحنی در بیشتر نقاط در مجاورت همان خط حالت حلقه باز تبعیت می‌کند بجز در حالت ابتدا و انتهای مأموریت که شاهد دو نقطه شبه پالس هستیم. البته بازه زمانی این دو وضعیت به اندازه‌ای است که برای پیاده سازی عملی چالش خاصی برای سیستم کنترلی ماه‌نشین محسوب نشود.

صعود کرده و بعد به یک باره به سمت سطح ماه کاهش ارتفاع داده‌است. این رویکرد برای کاهش موثر سرعت وسیله بوده و حتی برای خلبانان وسایل هوایی رویکردی آشنا است. الگوریتم PSP به صورت خودکار به چنین راه حلی برای فرود نرم در کمترین زمان رسیده‌است. منحنی تغییرات سرعت شعاعی (شکل ۱۲) نیز به علت همین افزایش ارتفاع در شروع حرکت، رفتاری سینوسی را نشان می‌دهد.

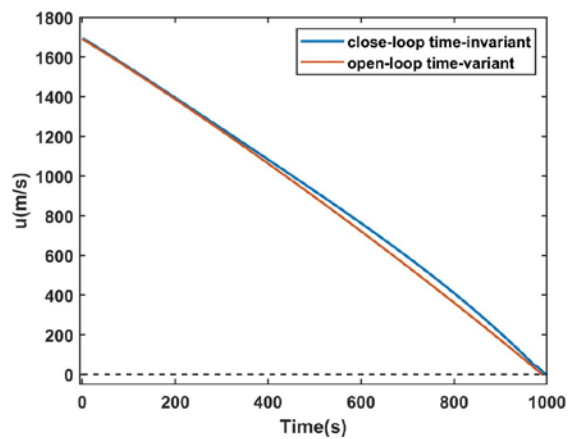
رفتار ماه‌نشین تحت هدایت کنترل‌کننده حلقه بسته کاملاً متفاوت است. ارتفاع ماه‌نشین به صورت تقریباً خطی و کاملاً یکنواخت کاهش پیدا کرده و با اندکی تاخیر زمانی نسبت به حالت قبل فرود آمده است. ملاحظه می‌شود که ماه‌نشین برخلاف کنترل‌کننده حالت حلقه باز، بدون افزایش ارتفاع اولیه و طولانی کردن مسافت پرواز، توانسته سرعت خود را در لحظه فرود صفر کند و فرود نرمی را تجربه کند. این موفقیت به خاطر دو وضعیت شبه پالسی است که در ابتدا و انتهای منحنی تغییرات زاویه تراست قابل مشاهده‌است. نکته حائز توجه برای این حالت نیز این است که تابع کنترل‌کننده و منحنی حاصله بدون دخالت آگاهانه انسان و توسط الگوریتم PSP به صورت خودکار به دست آمده‌است.

لازم به ذکر است که این تغییرات در بازه زمانی حدود ۱۵ ثانیه برای ابتدا و حدود ۷ ثانیه برای انتها مأموریت، از حیث عملیاتی نامطلوب نیست؛ چرا که این تغییر زاویه برای بردار نیرو با باز و بسته شدن شیرهای نازل‌های گازی ماه‌نشین می‌تواند در دهم ثانیه محقق می‌شود.

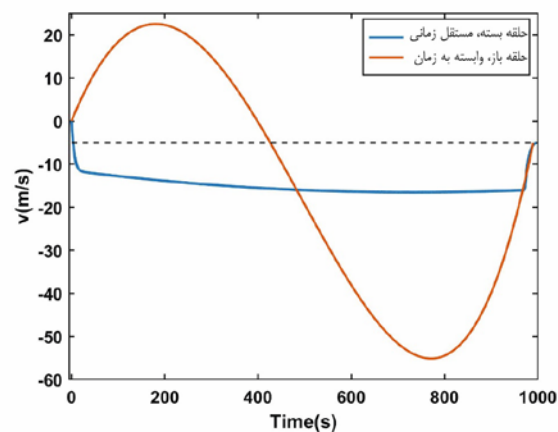
به منظور مقایسه بهتر عملکرد دو کنترل‌کننده مراحل فرود ماه‌نشین از مدار استقرار تا سطح ماه در شکل ۱۳ نشان داده شده‌است. ملاحظه می‌شود که تغییرات زاویه بردار تراست و ارتفاع برای دو کنترل‌کننده مطابق با منحنی‌های شکل ۸ و شکل ۹ می‌باشد. ماه‌نشین تحت کنترل‌کننده حلقه باز ابتدا از مدار استقرار اوج گرفته و سپس فرود می‌آید، در حالی که کنترل‌کننده حلقه بسته، ارتفاع ماه‌نشین را به صورت یکنواخت تا نقطه فرود کم می‌کند.



شکل ۱۰- منحنی تغییرات زاویه انتقال بر حسب زمان تا لحظه فرود



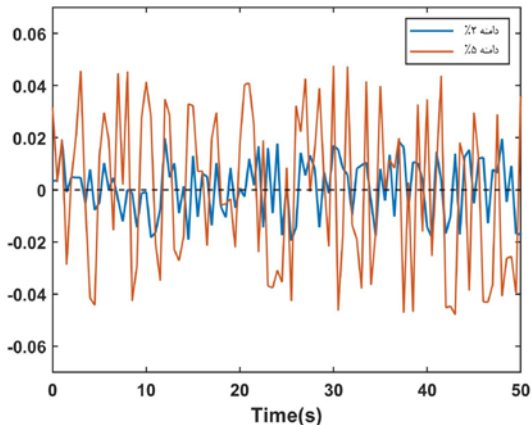
شکل ۱۱- منحنی تغییرات سرعت مماسی بر حسب زمان تا لحظه فرود



شکل ۱۲- منحنی تغییرات سرعت شعاعی بر حسب زمان تا لحظه فرود

از بررسی منحنی ارتفاع در شکل ۹ می‌توان مشاهده کرد که تحت کنترل‌کننده حلقه باز، وسیله فضایی ابتدا تا ارتفاع مشخصی

شبیه‌سازی بعد اعمال اغتشاش ۲ درصد و ۵ درصد در جدول ۷ آمده‌است. به منظور مقایسه بهتر نتایج برای حالت بدون اغتشاش نیز آمده است.

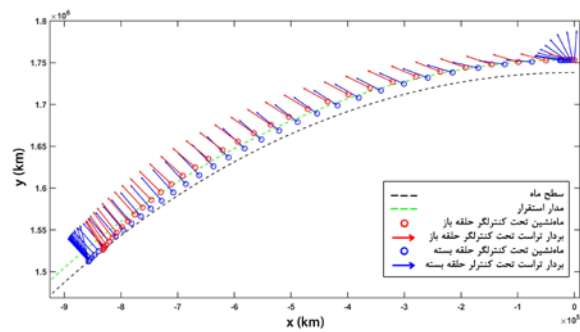


شکل ۱۴- دو نمونه اغتشاش سفید با گام ۰.۵ ثانیه و دامنه‌های ۲ درصد و ۵ درصد

جدول ۷- نتایج شبیه‌سازی موقعیت فرود برای کنترل‌کننده‌های حلقه بسته و حلقه باز در شرایط اغتشاشی تراست ماه‌نشین

t_f (s)	$h(t_f)$ (km)	$u(t_f)$ (m/s)	$v(t_f)$ (m/s)		
-	0	0	-5	مقادیر ایده‌آل	
990.0	-0.025	-0.203	-5.001	بدون اغتشاش	کنترل کننده حلقه باز
989.6	0.573	-2.320	-4.967	اغتشاش با دامنه ۲ درصد	
998.4	-1.804	-13.745	-5.011	اغتشاش با دامنه ۵ درصد	
996.7	0.065	-0.066	-4.994	بدون اغتشاش	کنترل کننده حلقه بسته
998.6	0.060	0.2665	-5.035	اغتشاش با دامنه ۲ درصد	
1020.2	-0.096	0.682	-5.002	اغتشاش با دامنه ۵ درصد	

همان طور که ملاحظه می‌شود اثر مخرب اغتشاشات در کنترل‌کننده حلقه باز وابسته به زمان به مراتب بیشتر از حلقه بسته‌ی مستقل زمانی است. کنترل‌کننده حلقه باز از آنجایی که دریافتی از وضعیت موجود ندارد نسبت به شرایطی که برای آن طراحی نشده‌است بی‌تفاوت عمل می‌کند. از این رو حتی در

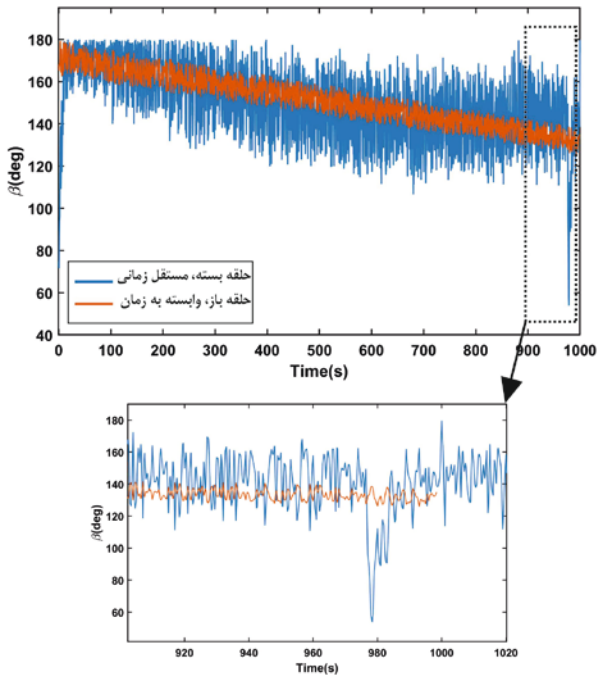


شکل ۱۳- مراحل فرود نرم ماه‌نشین از مدار استقرار بر سطح ماه، تحت کنترل‌کننده‌های حلقه باز و حلقه بسته به همراه نمایش بردار تراست

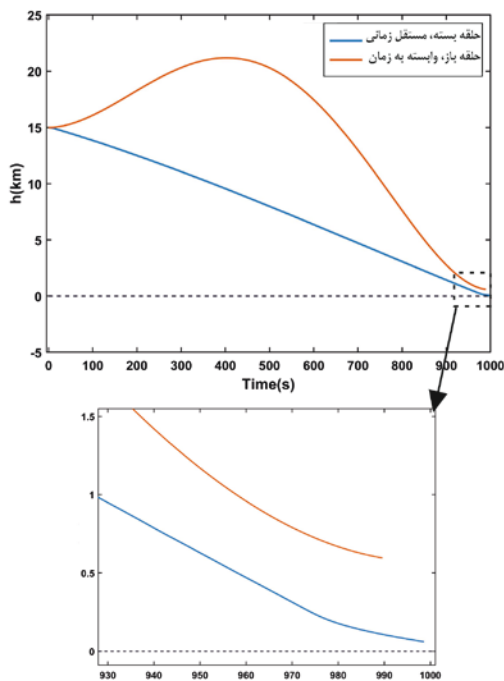
۸- بررسی عملکرد کنترل‌کننده‌ها در شرایط اغتشاشی

سیستم‌های دینامیکی در واقعیت با عوامل اغتشاشی متعددی مواجه هستند که بعضاً می‌تواند سبب بروز مشکلات جدی در عملکرد سیستم شود. شناسایی و برطرف کردن کامل عوامل و اثرات اغتشاشی در فرآیند ساخت دشوار و هزینه‌بر است. از این رو در بسیاری از موارد برطرف کردن اثرات اغتشاشی از طریق عملیات کنترل، ارجح خواهد بود. یکی از عوامل اغتشاشی متداول در فضاپیماها عدم قطعیت در میزان نیروی تراست ناشی از باز و بسته شدن شیرهای خروج گاز تحت فشار است. با توجه به یکسان نبودن فشار گاز مخزن در کل زمان مأموریت و سرعت‌های بالای انتقالی و دورانی فضاپیما، دبی گاز خروجی در واقعیت کاملاً یکنواخت نبوده و سبب عدم قطعیت در اندازه و زاویه بردار تراست فضاپیما خواهد شد. این عدم قطعیت به صورت اغتشاش سفید [19] مدل‌سازی می‌شود (شکل ۱۴) و عملکرد دو سیستم کنترلی حلقه باز و حلقه بسته مورد مقایسه قرار می‌گیرد.

در بخش پیشین برای شبیه‌سازی و حل مسئله فرود نرم، تراست ماه‌نشین به صورت برداری که اندازه ثابت و زاویه متغیر دارد محاسبه شد. اندازه این بردار به عنوان مشخصه ثابت سیستم و زاویه بردار به عنوان متغیر کنترل در نظر گرفته شد. از این رو اگرچه منشاء اغتشاش واحد است، اما در سیستم دینامیکی ماه‌نشین به دو صورت آثار عدم قطعیت خود را نشان می‌دهد. بنابراین در شبیه‌سازی عملکرد دو کنترل‌کننده، اثر این اغتشاش اولاً در اندازه تراست و ثانیاً در سیگنال خروجی کنترل‌کننده که منجر به تغییر زاویه تراست می‌شود، اعمال می‌شود. نتایج



شکل ۱۶- منحنی تغییرات زاویه تراست با اعمال اغتشاشات ۵ درصد برای تراست

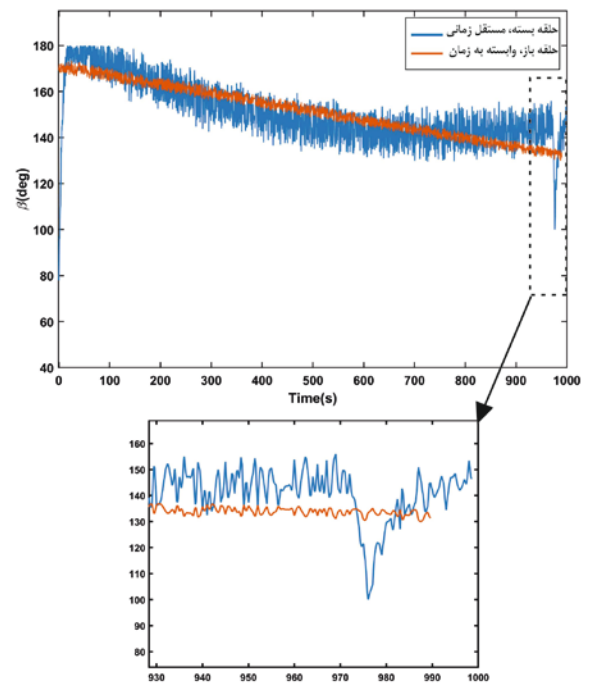


شکل ۱۷- منحنی تغییرات ارتفاع بر حسب زمان تا لحظه فرود با اعمال اغتشاشات ۲ درصد برای تراست

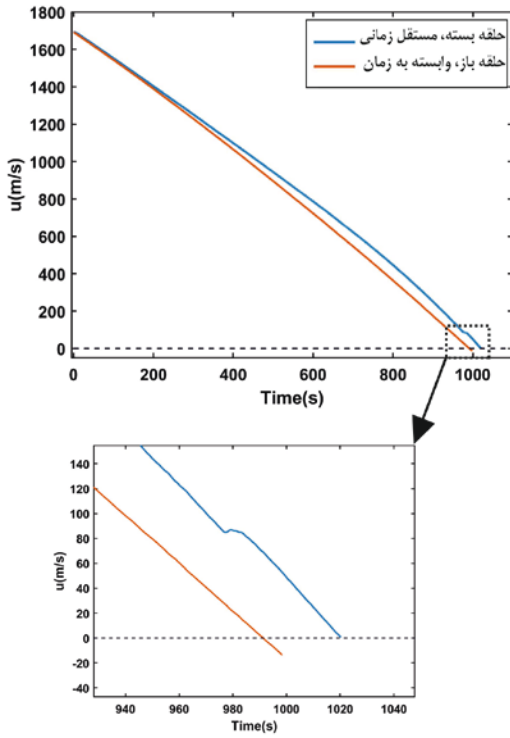
اغتشاشات با دامنه ۲ درصد هم، از حیث ارتفاع و سرعت مماسی لحظه فرود، هرگز شرایط مطلوبی ندارد (ارتفاع ۵۷۳ متری و سرعت ۲.۳ متر بر ثانیه!).

از سوی دیگر، کنترل کننده حلقه بسته همواره وضعیت موجود را دریافت می کند و از آنجایی که مستقل از زمان عمل می کند، قادر است تا فارغ از اینکه در چه زمانی از شروع مأموریت قرار دارد، تنها بر اساس ارتفاع و سرعتها تصمیم بگیرد. از این رو ممکن است زمان را قدری فدای اهداف دیگر بکند، اما در فرود، نرم و کاهش ارتفاع حتی با اعمال اغتشاشات با دامنه ۵ درصد، نسبتاً موفق عمل خواهد کرد.

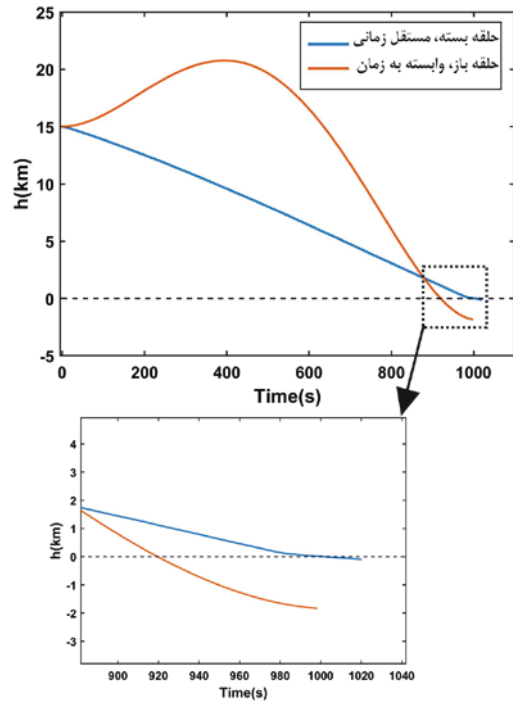
منحنی تغییرات متغیر کنترل یعنی زاویه تراست نسبت به زمان، برای دو کنترل کننده با اعمال اغتشاش ۲ درصد دامنه تراست، در شکل ۱۵ و با اعمال اغتشاش ۵ درصد شکل ۱۶ در به نمایش در آمده است. همچنین در شکل های ۱۷ الی ۲۲ منحنی تغییرات ارتفاع و سرعت های مماسی و شعاعی در طول زمان و تا لحظه فرود برای دو کنترل کننده، با اعمال اغتشاش ۲ و ۵ درصد به نمایش در آمده است.



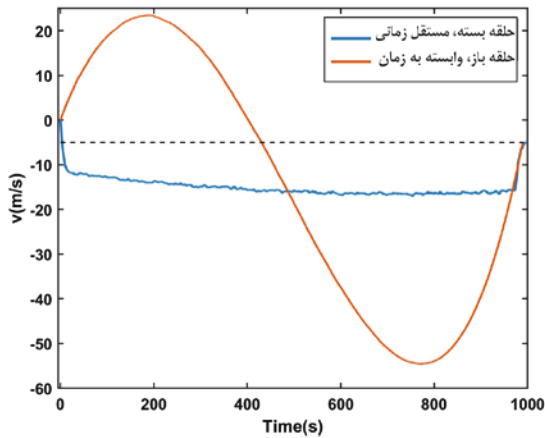
شکل ۱۵- منحنی تغییرات زاویه تراست با اعمال اغتشاشات ۲ درصد برای تراست



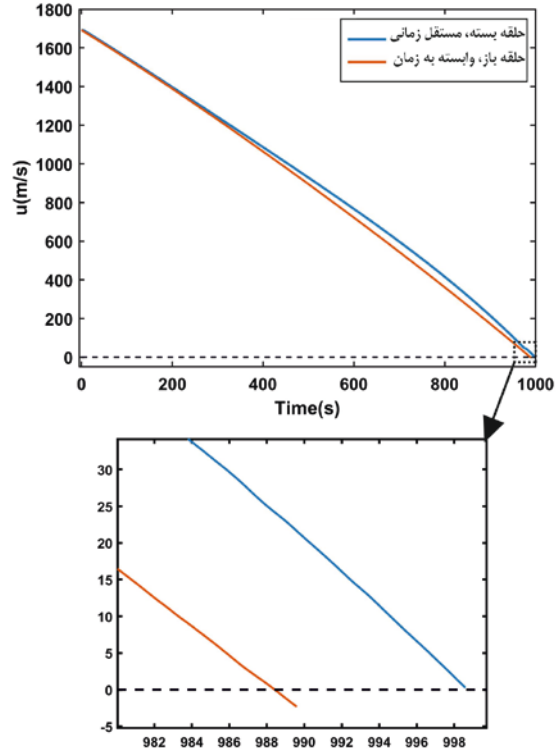
شکل ۲۰- منحنی تغییرات سرعت مماسی بر حسب زمان تا لحظه فرود با اعمال اغتشاشات ۲ درصد برای تراست



شکل ۱۸- منحنی تغییرات ارتفاع بر حسب زمان تا لحظه فرود با اعمال اغتشاشات ۵ درصد برای تراست



شکل ۲۱- منحنی تغییرات سرعت شعاعی بر حسب زمان تا لحظه فرود با اعمال اغتشاشات ۲ درصد برای تراست



شکل ۱۹- منحنی تغییرات سرعت مماسی بر حسب زمان تا لحظه فرود با اعمال اغتشاشات ۲ درصد برای تراست

تراست ماه‌نشین در نظر گرفته شد و نتایج شبیه‌سازی ارائه و بررسی شد.

با توجه به عدم قطعیت‌های مختلفی که در خلال مأموریت فرود نرم ماه رویکرد حلقه بسته مستقل زمانی برای کنترل‌کننده ماه‌نشین پیشنهاد می‌شود چرا که این کنترل‌کننده با گرفتن بازخورد در لحظه قادر است تا به مراتب مقاوم‌تر عمل کند و اهداف مورد نظر را با احتمال موفقیت بیشتری اقماع کند.

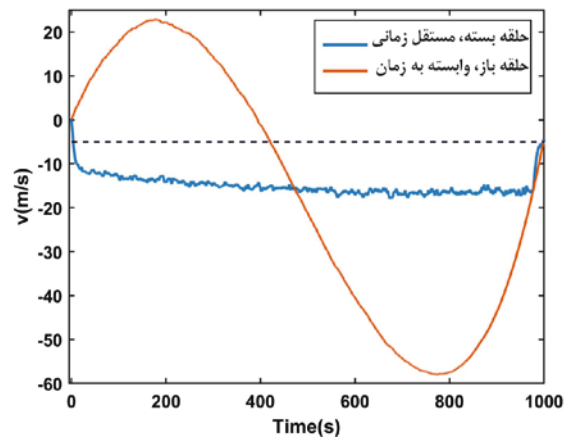
به عنوان پیشنهاد برای کارهای آتی، در نظر گرفتن عوامل اغتشاشی برای ثوابت دیگر نظیر گرانش ماه می‌تواند مورد مطالعه قرار گیرد. همچنین امکان تنظیم ثوابت عددی تابع کنترل‌کننده، در حین مأموریت و رویکرد کنترلی برخط^۱ می‌تواند در دستور کار قرار گیرد.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

- [1] S. Islam and I. Mehedi, "Landing Trajectory Generation and Energy Optimization for Unmanned Lunar Mission", *Mathematical Problems in Engineering*, 2021.
- [2] D.H. Cho, B.Y. Jeong, D.H. Lee and H. Bang, "Optimal Perilune Altitude of Lunar Landing Trajectory," *Aeronautical and Space Sciences*, vol. 10, 2009.
- [3] D.H. Cho, D. Kim and H. Leeghim, "Optimal Lunar Landing Trajectory Design for Hybrid Engine", *Mathematical Problems in Engineering*, 2015.
- [4] J.S. Ahn, B.G. Park and M.J. Tahk, "Two-dimensional Trajectory Optimization of a Soft Lunar Landing from a Parking Orbit Considering a Landing Site", *Advanced Institute of Science and Technology*, vol. 43, no. 15, pp. 178-183, 2010.
- [5] X. Wu, K. Zhang, X. Xin and C. Ming, "Fuel-optimal control for soft lunar landing based on a quadratic regularization approach", *European Journal of Control*, vol. 49, pp. 84-93, 2019.
- [6] Q.B. PENG, H.Y. LI, H.X. SHEN and G.J. TANG, "Hybrid optimization of powered descent trajectory



شکل ۲۲ - منحنی تغییرات سرعت شعاعی بر حسب زمان تا لحظه فرود با اعمال اغتشاشات ۲ درصد برای تراست

۹- نتیجه گیری

در این مقاله طراحی کنترل‌کننده برای مأموریت فرود نرم ماه برای ماه‌نشین، پس از کاهش مداری اولیه هاهمن، به صورت یک مسئله بهینه‌سازی صورت بندی شد. یافتن تابع کنترل‌کننده به صورت یک تابع ریاضی به قسمی که توابع هدف و قیود مسئله را اقماع کند در دستور کار قرار گرفت. برای یافتن پاسخ بهینه الگوریتم برنامه‌ریزی PSP معرفی شد و برای حل مسئله مورد استفاده قرار گرفت.

مسئله برای دو نوع کنترل‌کننده حلقه باز وابسته به زمان و حلقه بسته‌ی مستقل زمانی حل شد و نتایج شبیه‌سازی هر دو کنترل‌کننده ارائه شد. تطبیق بسیار خوب کنترل‌کننده حلقه باز با کنترل‌کننده‌ی که در کار پیشینیان و با روش کاملاً متفاوت به دست آمده بود، اعتبار الگوریتم PSP را تأیید کرد.

برتری اصلی الگوریتم PSP در قابلیت بهینه‌سازی یکپارچه و همزمان ساختار و پارامترهای توابع کنترل‌کننده مورد بحث قرار گرفت و نشان داده شد که PSP قادر است به صورت هوشمند و هدفمند و بدون اعمال محدودیت در نوع و ساختار تابع کنترل‌کننده، به هر ساختاری از تابع، به منظور دستیابی به تابع هدف بهینه، دست یابد.

به منظور بررسی مزیت کنترل‌کننده حلقه بسته نسبت به حلقه باز، شرایط اغتشاشی به صورت اغتشاش سفید برای

¹ online control

multidimensional complex space", *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, vol. 6, no. 1, 2002.

- [19] P. Mercorelli, T. V. Niekerk and O. Sergiyenko, "A PD Regulator to Minimize Noise Effect Using a Minimal Variance Method for Soft Landing Control of an Electromagnetic Valve Actuator", in *IEEE AFRICON*, Cape Town, 2017.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

for manned lunar mission", *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES*, vol. 56, no. 3, pp. 113-120, 2013.

- [7] A. Banerjee and R. Padhi, "Multi-phase MPSP Guidance for Lunar Soft Landing," *Transactions of the Indian National Academy of Engineering*, vol. 5, pp. 61-74, 2020.
- [8] N. Remesh, R. Ramanan and V. Lalithambika, "Fuel-optimal and Energy-optimal guidance schemes for lunar soft landing at a desired location", *Advances in Space Research*, vol. 67, no. 6, 2021.
- [9] A. D'Ambrosio, A. Carbone, D. Spiller and F. Curti, "PSO-Based Soft Lunar Landing with Hazard Avoidance: Analysis and Experimentation", *Aerospace*, vol. 8, 2021.
- [10] R. Jamilnia, "Designing and comparing of strategies for soft landing on the Moon using direct collocation (in Persian)", in *The 20th Conference of Iranian Aerospace Society, Malek-Ashtar University of Technology*, Tehran, 2022.
- [11] K. Wang, Z. Chen and J. Li, "Fuel-Optimal Trajectory Planning for Lunar Vertical Landing", *Guidance, Navigation and Control*, vol. 4, 2024.
- [12] J. Kennedy and R. Eberhart, "Particle Swarm Optimization", in *Proceedings of IEEE International Conference on Neural Networks. IV.*, 1995.
- [13] Z. Liu, P. Zhu, W. Chen and R.J. Yang, "Improved particle swarm optimization algorithm using design of experiment and data mining techniques", *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2015.
- [14] K. Hasan and C. Rahime, "A PSO based approach: Scout particle swarm algorithm for continuous global optimization problems", *Computational Design and Engineering*, vol. 6, no. 2, p. 129-142, 2019.
- [15] W. Zongshan, D. Hongwei, W. Jie, H. Peng, L. Aishan, Y. Zhijun and H. Xiang, "Adaptive guided salp swarm algorithm with velocity clamping mechanism for solving optimization problems", *Computational Design and Engineering*, vol. 9, no. 6, p. 2196-2234, 2022.
- [16] H. R. Rafat Zaman and F. Soleimani Gharehchopogh, "An improved particle swarm optimization with backtracking search optimization algorithm for solving continuous optimization problems", *Engineering with Computers*, vol. 38, p. 2797-2831, 2022.
- [17] F. Rossi, P. v. Beek and T. Walsh, "Soft Constraints", in *Handbook of Constraint Programming*, Elsevier, 2006, pp. 281-328.
- [18] M. Clerc and J. Kennedy, "The particle swarm - explosion, stability, and convergence in a