

Original Research Paper

Spacecraft Trajectory Design Regarding Van Allen Belts by Honey Bee Optimisation Algorithm

Iman Shafieenejad* 

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 08 May 2023

Revised 20 May 2023

Accepted 29 May 2023

Available Online 25 July 2023

Keywords:

Optimal control

Low thrust

Artificial bee colony optimization

Radiation stresses

Van Allen

ABSTRACT

This research aims to optimize the trajectory of a low-thrust spacecraft carrying biological cargo. Minimizing the radiation exposure from the Van Allen belts is the objective of the optimal criterion for the control problem concerning orbital transfers from low orbits to high orbits. Since the minimum radiation stress criterion introduced in this article is unconventional, solving this optimal control problem is complex, necessitating using the honey bee optimization algorithm. The trajectory optimization in this study involves reformulating the equations of motion based on the control variables and solving these newly defined equations using the honey bee optimization method. The primary advantage of this approach is its integration of optimal control theory with population-based optimization methods, employing a global approach. In the presented novel method, the optimal control problem is simplified by redefining the differential equation of the system, and the results demonstrate both accuracy and ease of solution. Based on the results obtained from the comparison between the optimal criterion of minimum time and minimum radiation stresses presented in this article, the minimum radiation stress criterion causes an increase of 8.89% in transfer time. However, this criterion significantly reduces exposure to magnetic radiation, which is crucial in the transfer to high orbits.

*Corresponding Author's E-mail: shafieenejad@ari.ac.ir**How to Cite this Article:**I. Shafieenejad, "Spacecraft trajectory design regarding Van Allen belts by honey bee optimisation algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 17-28, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1438>.**COPYRIGHTS**© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. 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/).

طراحی مسیر بهینه فضاپیما در گذر از کمربند تشعشی ون آلن با روش بهینه‌سازی زنبور عسل

ایمان شفیعی نژاد* 

استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

چکیده

هدف در این پژوهش، بهینه‌سازی مسیر یک فضاپیمای تراس-کم حامل محموله‌ی زیستی است. کاهش تنش‌های تشعشی کمربند ون آلن، معیار بهینگی مسئله کنترل بهینه انتقال مداری از مدارهای پایین به بالا است. از آنجایی که معیار کمترین تنش تشعشی معرفی شده در این مقاله جزو معیارهای بهینگی مرسوم نیست، حل مسئله کنترل بهینه فوق پیچیده خواهد بود و از روش بهینه‌سازی زنبور عسل استفاده شده است. بهینه‌سازی مسیر در این مقاله، به کمک بازنویسی معادلات حرکت بر اساس متغیر کنترلی و حل دستگاه معادلات جدید حرکتی با کمک بهینه‌سازی زنبور عسل است. مزیت اصلی روش به کار گرفته شده در این مقاله، استفاده از تئوری کنترل بهینه و روش‌های بهینه‌سازی مبتنی بر جمعیت با رویکرد سراسری است. در روش نوین ارائه شده به واسطه باز تعریف دستگاه معادلات دیفرانسیل مسئله کنترل بهینه ساده شده و نتایج حاصل، نشان از دقت و سهولت حل ارائه شده است. بر اساس نتایج به دست آمده در مقایسه معیار بهینه کمترین زمان و کمترین تنش تشعشی مطرح در این مقاله، معیار کمترین تشعشع سبب افزایش ۸/۸۹٪ در زمان انتقال می‌شود؛ اما از طرف دیگر، سبب کاهش دریافت تشعشعات مغناطیسی خواهد شد که این مسئله در انتقال مداری‌های بالا حائز اهمیت است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۸ اردیبهشت ۱۴۰۲
بازنگری ۳۰ اردیبهشت ۱۴۰۲
پذیرش ۸ خرداد ۱۴۰۲
اولین انتشار ۳ مرداد ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

کنترل بهینه
تراست کم
بهینه‌سازی زنبور عسل
تنش‌های تشعشی
ون آلن

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: shafieenejad@ari.ac.ir

How to Cite this Article:

I. Shafieenejad, "Spacecraft trajectory design regarding Van Allen belts by honey bee optimisation algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 17-28, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1438>.

COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. 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/).



علائم و اختصارات

E	(J)	انرژی
$\dot{D}(E)$	(Gr)	میزان دوز تشعشع جذب شده
w_R	-	ضریب وزنی تشعشی
Φ	-	فاکتور شتاب
t	(M)	ضخامت محافظ
ρ	(kg/m ³)	چگالی مواد محافظ
$V(t)$	(m/s)	سرعت مداری
Th	(N)	میزان پیشران
$a(t)$	(m)	نیم قطر بزرگ بیضی
$i(t)$	-	شیب مداری
$\beta(t)$	(Rad)	زاویه متغیر کنترلی پیشران تراست کم
$m(t)$	(kg)	جرم
h	(m)	ارتفاع فضاپیما
$SR(h)$	-	معیار بهینگی تشعشی
$\vec{\lambda}(t)$	-	معادلات شبه حالت
t_0, t_f	(s)	زمان ابتدایی و زمان انتهایی
J	-	معیار بهینگی کلی
H	(J)	همپلتونین
k	($\frac{kg}{s}$)	ثابت نرخ مصرف سوخت
x_{ij}	-	بردار موقعیت در الگوریتم کلونی زنبور عسل
v_{ij}	-	بردار موقعیت جدید در الگوریتم کلونی زنبور عسل
ϕ_{ij}	-	عدد تصادفی در الگوریتم کلونی زنبور عسل
$F(x_i)$	-	مقدار برازندگی در الگوریتم کلونی زنبور عسل
P_i	-	احتمال در الگوریتم کلونی زنبور عسل

مقدمه

طراحی سفرهای فضایی با رویکرد کاهش تنش‌های وارده از فضا می‌تواند تسهیل‌گر حضور انسان در فضا باشد. یکی از سوال‌های مطرح در حوزه سفرهای آینده فضایی این است که اگر انسان به فضا سفر کند، آیا حیاتی برای او وجود دارد؟ انسان برای بقاء نیازمند تأمین غذا به شیوه پرورش گیاهان در سفرهای بلند مدت فضایی خواهد بود. هدف اصلی سفرهای فضایی کاوش سیاره‌ای و جستجو برای زندگی است. سفرهای فضایی با

چالش‌های بسیاری روبه‌رو هستند: تغییرات نیروی گرانش در فضا از جمله میکروگرانش و هایپرگرانش، تنش‌های تشعشی ناشی از کمربندهای ون آلن، تغییرات مولکولی گیاهی و غیره. لذا تمرکز بر رشد گیاه در حضور تنش‌های تشعشی وارده از طرف کمربند ون آلن مورد توجه است [۱].

در حال حاضر سازمان‌های فضایی دنیا با سرعت فزاینده‌ای در حال تحقیق در حوزه زیست-فضا هستند. کشور چین تحت پروژه‌ای با نام چانگ ۴ در سال ۲۰۱۹ توانست برای اولین بار بر نیمه پنهان ماه فرود آید. یکی از محموله‌های تخصصی این آزمایش، یک محفظه سه کیلوگرمی شامل بذر پنبه، سیب‌زمینی، کلزا، آرابیدوپسیس تالیانا^۱ و مخمر بود [۲، ۳].

به‌طور کلی در یک مأموریت فضایی، گام مهم پس از پرتاب یک فضاپیما انتقال آن به مدار مشخص و از قبل تعیین شده و حفظ موقعیت بر روی آن مدار است. به این منظور در فضاپیماها از سیستم پیشران با سوخت شیمیایی و غیرشیمیایی استفاده می‌شود. سامانه‌های پیشران فضاپیماها کارکردهای متنوعی دارند. تجهیز فضاپیماها به سامانه پیشران امکان انجام مانورهای مختلفی از جمله مانورهای انتقالی و وضعی را به آن‌ها خواهد داد. کاهش وزن و اندازه فضاپیما تأثیر مستقیمی در کاهش هزینه‌های پرتاب و در نتیجه کاهش هزینه‌های ساخت خواهد داشت. لذا هرچه فضاپیما در معرض تشعشعات کمتری باشد می‌تواند پوشش‌های مقاوم کمتری در مقابل تشعشعات فضایی داشته باشد و این خود سبب کاهش وزن فضاپیما و بهبود مأموریت آن می‌شود [۴]. امروزه از پیشران‌های الکتریکی که از باتری‌ها و سلول‌های خورشیدی به‌عنوان منبع انرژی خود استفاده می‌کنند به‌طور گسترده‌ای استفاده می‌شود [۴-۶]. در پیشران‌ها الکتریک، ضربه ویژه بالا و مصرف سوخت پایین بوده و از طرف دیگر مدت زمان این نوع انتقال مداری پیوسته، زیاد است. در طی دهه‌های اخیر صنعت هوافضا در حال توسعه فرآیند انتقال مداری با پیشران‌های الکتریکی است، چرا که طراحان مأموریت‌های فضایی قادر به افزایش قابل توجه بهره نیروی محرکه و پیشران، افزایش مانورپذیری و افزایش وزن محموله قابل حمل خواهند بود. همچنین پیشران‌های الکتریکی طول عمر بیشتری نسبت به پیشران‌های شیمیایی متداول دارند. مسئله حائز اهمیت در مورد فضاپیماهایی که به پیشران الکتریکی تجهیز شده‌اند هدایت بهینه فضاپیماست. چرا که در فضاپیماهای مجهز به پیشران الکتریکی که عموماً به‌عنوان سیستم‌های با پیشران کم شناخته می‌شوند، به دلیل روشن بودن پیشران طی ساعات متمادی، هدایت فضاپیما به سمت مسیر بهینه از پیش تعیین شده بسیار حائز اهمیت است. لذا فرآیند بهینه‌سازی مسیر برای فضاپیماهای مجهز به چنین پیشران‌هایی در سال‌های اخیر بسیار مورد توجه دانشمندان فضایی قرار گرفته است [۵، ۶].

سازنده که عملکرد آن‌ها را مختل می‌کند، آشکار می‌شود. همچنین منجر به تغییرات فیزیولوژیکی در سرنشینان وسیله نقلیه می‌شود و شرایط زیستی را به خطر می‌اندازد. اگر حفاظت کافی در برابر تشعشع انجام نشود، این تأثیرات می‌تواند منجر به شکست مأموریت یا آسیب دائمی سرنشینان وسایل نقلیه یا هر دو شود. لذا در این بخش به تعیین میزان ناشی از نفوذ اشعه منتشره به منظور جلوگیری و یا کاهش نفوذ تشعشعات فضایی پرداخته می‌شود. مهم‌ترین پارامترهای تعیین‌کننده میزان تشعشع عبارتند از: نوع تشعشع، شدت شار، طیف انرژی شار، جهت‌یابی شار، نوع و توزیع مکانی مواد بین منبع تشعشع و ماده‌ای که میزان تشعشع در آن تعیین می‌شود.

میدان تشعشع ایجاد شده به‌طور کلی به اندازه، نرخ و الگوی جذب انرژی ذرات باردار بستگی دارد. لذا میزان جذب انرژی با جرم واحد مرتبط است. واحد متداول میزان تشعشع rad است که $1 \text{ rad} = 0.01 \text{ J/kg}$ است. تشعشعات نافذ فضا که می‌توانند تأثیر مهمی بر وسایل نقلیه‌ی فضایی داشته باشند عبارتند از: الکترون، پروتون و تا حدی کمتر ذرات باردار سنگین‌تر. همچنین شایان ذکر است که تابش ایکس، گاما و نوترون نیز در محیط فضا وجود دارد. پروتون‌ها و الکترون‌ها به دلیل شدت نسبتاً بالاتر و نفوذپذیری بیشتر، بیشترین خطر را دارند و محافظت در برابر آن‌ها سخت‌تر است. میزان جذب شار تشعشی فارغ از هر جهت مکانی در معادله (۱) بیان می‌شود.

$$\dot{D}(E) = w_R \kappa \frac{\Phi(E)E^2}{\rho t} \quad (1)$$

که در معادله بالا w_R ضریب وزنی تابش است، به‌طوری که ۱ برای الکترون و ۲ برای پروتون، κ مقداری ثابت و برابر با $4/8.0653199 \times 10^{-11}$ است. Φ بیان‌کننده شار و تابع انرژی است. ضخامت لایه محافظ برابر t و ρ چگالی محافظ است. واحد نرخ دوز تابش جذب شده rad/sec است رابطه (۱) یک تابع درجه دوم E^2 از میزان انرژی و همچنین شار تخمینی انرژی $\Phi(E)$ است. از رابطه (۱) جهت محاسبه میزان جذب شار تشعشی در معیار بهینگی استفاده شده است [۱۰].

طراحی مسیر بهینه انتقال مداری ادلبام^۲

در مانورهای پیشران-کم تغییر صفحه مدار به‌طور همزمان با تغییر ارتفاع انجام می‌شود. این موضوع مستلزم استفاده از برنامه‌ای برای کنترل این مانور ترکیبی و یافتن متغیری برای کنترل بهینه است. متغیر کنترلی در این انتقال مداری، زاویه خارج از صفحه پیشران است. همچنین مدار اولیه و نهایی دایروی در نظر گرفته شده و پیشران به‌طور پیوسته روشن بوده و شتاب لازم را در طول انتقال به فضاپیما وارد می‌کند. مبانی معادلات حاکم

اهمیت مطالعه کمربندهای ون آلن برای وسایل الکتریکی فضاپیماها و همچنین محموله‌های زیستی به واسطه مخرب بودن تشعشعات کمربندهای ون آلن است. لذا محموله‌های زیستی می‌توانند از طریق تشعشعات فوق‌آسیب ببینند. ذرات بارداری که در میدان مغناطیسی زمین به دام می‌افتند، کمربندهای تابشی ون آلن را تشکیل می‌دهند. زمین دو کمربند اصلی ون آلن دارد و گاهی اوقات ممکن است کمربند سوم موقت ایجاد شود. کمربندهای ون آلن اصلی زمین از دو بخش تشکیل شده که در ارتفاع حدودی (km) ۶۴۰ تا ۵۸۰۰۰ بالاتر از سطح زمین پخش شده‌اند [۷، ۸]. با ورود بادهای خورشیدی، میدان مغناطیسی زمین ذرات پرانرژی ساطع شده از خورشید را محصور کرده و از تخریب اتمسفر جلوگیری می‌کند. دو حلقه اصلی کمربند ون آلن با شکل دایروی متمرکز، مملو از ذره‌های پرانرژی هستند که گاهی اوقات به جو زمین نیز وارد می‌شوند و گاهی نیز به سطوح بالاتر فضا می‌روند. همچنین بخشی از کمربندها در قسمت داخلی مگنتوسفر^۱ زمین قرار دارند. کمربندها دارای ذرات پرانرژی هستند که شامل الکترون‌ها و پروتون‌ها هستند. از طرف دیگر ذرات هسته‌هایی مانند ذرات آلفا در کمربندهای ون آلن نیز موجود بوده اما کمتر شایع است. کمربند داخلی حاوی پروتون‌های بیشتری نسبت به کمربند بیرونی است. بنابراین حضور ماهواره‌ها، فضاپیماها و محموله‌های زیستی در نزدیکی مناطق کمربند ون آلن با چگالی ذرات پرانرژی برای آن‌ها پرخطر بوده و سبب تنش‌های تشعشی می‌شوند. لذا باید برای محافظت از آن‌ها تدابیر مأموریتی اندیشیده شود [۹، ۸].

در این مقاله، فرآیند بهینه‌سازی مسیر برای سامانه فضایی مجهز به پیشران الکتریکی با هدف کمترین تنش‌های تشعشی وارده از کمربندهای ون آلن برای یک محموله زیستی انجام گرفته است. در ابتدا این مقاله به بررسی و تعریف معیار بهینگی کاهش تشعشعات کمربند ون آلن پرداخته است. پس از آن بر اساس تئوری کنترل بهینه و روشی که در این مقاله به آن اشاره شده، معادلات انتقال مداری با تغییر متغیر از حوزه زمان به حوزه متغیر کنترلی تغییر یافته است. لذا دستگاه معادلات دیفرانسیل جدید به کمک بهینه‌سازی کلونی زنبور عسل حل شده و نتایج به‌دست آمده است.

تشعشعات فضایی و کمربند ون آلن

وسایل نقلیه فضایی در معرض انواع تشعشعات پرانرژی موجود در فضا قرار دارند که به‌طور کلی تأثیرات جانبی بر روی وسایل نقلیه، قطعات یا سرنشینان دارند و این امر نیاز به حفاظت در برابر تشعشع را ضروری می‌سازد. عوارض جانبی تشعشع به شکل تغییر در خواص مواد یا اجزای

می‌شود اشاره کرد. همچنین از سایر روش‌های عددی نیز می‌توان کنترل بهینه سیستم‌های دینامیکی غیرخطی را بر شمرده که دارای پیچیدگی‌های فراوانی در حل خواهد بود. حساب تغییرات یکی دیگر از روش‌های حل مسائل کنترل بهینه به حساب می‌آید. حل‌های ارائه شده به روش حساب تغییرات برای مسائل کنترل بهینه دارای خصوصیتی از قبیل همگرایی کند، سرعت کم اجرای برنامه و وابسته بودن به شرایط اولیه هستند. لذا روش‌های حل عددی مسائل کنترل بهینه بر اساس حساب تغییرات نیز دارای پیچیدگی‌های فراوان است. مضاف بر آن، چنانچه معیار بهینگی نیز غیرخطی و تابع پیچیده‌ای از متغیرهای مسئله باشد، ارائه راه‌حل برای مسئله کنترل بهینه فوق بسیار پیچیده‌تر خواهد شد. لذا ارائه روش‌های جدید حل جهت کاستن از محاسبات پیچیده عددی می‌تواند مورد توجه گسترده طراحان مسیر باشد [۱۸].

برای حل دستگاه معادلات (۲) بر اساس تئوری کنترل بهینه، سیستم دینامیکی با معادلات دیفرانسیل (۳) فرض می‌شود.

$$\dot{\vec{x}} = f(\vec{x}(t), \vec{u}(t), t) \quad (3)$$

که در آن $x(t)$ تابع برداری با n مؤلفه و $u(t)$ فرمان کنترل بوده که یک تابع برداری با m مؤلفه است. تابع معیار نیز به صورت معادله (۴) نظر گرفته می‌شود:

$$J = \Phi[\vec{x}(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} L[\vec{x}(t), \vec{u}(t), t] dt \quad (4)$$

همچنین قیودی به صورت توابعی از متغیرهای حالت در زمان نهایی به صورت معادله (۵) مد نظر قرار خواهد گرفت.

$$\Psi[\vec{x}(t_f), t_f] = 0 \quad (5)$$

سپس تابع همیلتونین به صورت معادله (۶) تعریف می‌شود.

$$H = L(\vec{x}, \vec{u}, t) + \lambda^T(t) f(\vec{x}, \vec{u}, t) \quad (6)$$

در ادامه معادلات شبه حالت به صورت معادله (۷) مد نظر قرار می‌گیرند.

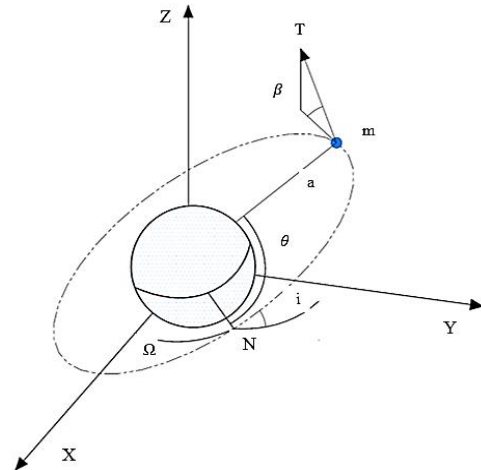
$$\dot{\lambda}(t) = - \left(\frac{\partial H}{\partial \vec{x}(t)} \right)^T \quad (7)$$

از طرفی شرط بهینگی برابر است با معادله (۸) است.

$$\left(\frac{\partial H}{\partial \vec{u}} \right)^T = 0 \quad (8)$$

m مؤلفه بردار $\vec{u}(t)$ از طریق معادله بالا معین می‌شود. حل $2n$ معادلات دیفرانسیل حاصل از متغیرهای حالت (رابطه ۳) و شبه حالت (رابطه ۷) m معادله حاصل از شرط بهینگی (رابطه ۸) به واسطه شرایط مرزی به دست می‌آید. در صورتی که معادلات غیرخطی باشند، به دست آوردن حل تحلیلی برای معادلات دیفرانسیل فوق، کاری دشوار است لذا معمولاً این معادلات به صورت عددی حل می‌شود [۱۹].

بر انتقال مداری پیشران-کم بر اساس نتایج حاصل از تلاش‌ها و پژوهش‌های آقای ادلبام برای به دست آوردن روابط تحلیلی برای انتقال مداری بین دو صفحه مداری است و در سال‌های اخیر توسط صنایع فضایی به طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است [۱۴-۱۱].



شکل ۱- زاویه کنترلی پیشران انتقال مداری.

Fig. 1. Control angle of the orbital transfer propulsion.

با فرض زاویه جانبی ثابت در هر بار دوران در صفحه مداری، آقای ادلبام معادلات فضایی برای حرکت مداری یک فضایی را در مدار دایروی خطی سازی کرد. شکل (۱) جهت بردار پیشران را نشان می‌دهد. معادلات حرکت بر فضایی در چارچوب تحقیقات ادلبام ارائه شده است. در این پژوهش زاویه $\beta(t)$ به عنوان متغیر کنترلی در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، شیب مداری i ، سرعت V و جرم m به عنوان متغیرهای حالت تعریف می‌شوند. همچنین Th به عنوان نیروی پیشران مدنظر است. از آنجایی که این انتقال مداری برای یک فضایی با جرم متغیر است، سیستم معادلات حاکم بر مسئله به صورت زیر در معادله (۲) تعریف می‌شود:

$$\begin{cases} \frac{di}{dt} = \left(\frac{2}{\pi} \right) \left(\frac{Th}{mV} \sin(\beta(t)) \right) \\ \frac{dV}{dt} = - \frac{Th}{m} \cos(\beta(t)) \\ \frac{dm}{dt} = -k \end{cases} \quad (2)$$

که در آن k ثابت نرخ مصرف سوخت است [۱۷-۱۵].

کنترل بهینه به معرفی یک تابع کنترلی متغیر با زمان مانند $\beta(t)$ جهت انتقال یک سیستم دینامیکی (رابطه ۲) از یک شرایط اولیه به یک شرایط انتهایی با در نظر گرفتن یک معیار بهینگی می‌پردازد. برای حل مسئله کنترل بهینه در سیستم‌های دینامیکی غیرخطی روش‌های متعددی ارائه شده است. در این راستا می‌توان به روش برنامه‌ریزی دینامیکی که منجر به معادلات مشتقات جزئی همیلتونین- جاکوبی

کنترل بهینه انتقال مداری فضاپیما جرم متغیر تراست کم

در این قسمت هدف از حل مسئله کنترل بهینه، به دست آوردن تاریخچه تغییرات زاویه $\beta(t)$ بر حسب زمان است. از آنجایی که این مسئله، یک مسئله زمان انتهایی آزاد است، لازم است که زمان کل انتقال مداری را به همراه پارامترهای دیگری من جمله β_0 ، β_f و $\Delta\beta$ لازم برای انجام این مانور به دست آورد.

مسئله انتقال مداری فضاپیما به حل یک دستگاه معادلات دیفرانسیل مقدار مرزی دوگانه^۱ تبدیل می شود. i_0 ، V_0 (یا a_0) و m_0 به عنوان شرایط اولیه و i_f ، V_f (یا a_f) به عنوان شرایط پایانی در نظر گرفته می شوند. شایان ذکر است که V و a بر اساس معادله انرژی مدار دایروی با هم ارتباط دارند.

هدف محاسبه $\beta = \beta(t)$ جهت کاهش تشعشعات کمربندهای ون آلن است. معیار بهینه‌گی انتقال مداری فوق در معادله (۹) آورده شده است. معیار بهینه‌گی ارائه شده در رابطه (۹) بر اساس بازنویسی رابطه (۱) از متغیر E به h حاصل شده است [۲۰، ۲۱].

$$J = \int SR(h) dt \quad (9)$$

تابع $SR(h)$ در معادله (۹) به صورت زیر بر اساس ارتفاع (h) نوشته می شود.

$$SR(h) = k_1 E_1(h) + k_2 E_2(h) \quad (10)$$

$$(11)$$

$$E_1(h) = -7.4 * 10^{-8} h^3 - 10^{-7} h^2 + 10^{-3} h + 1.062 \quad (12)$$

$$(12)$$

$$E_2(h) = 6.1 * 10^{-10} h^3 + 5 * 10^{-9} h^2 + 10^{-4} h + 0.8667$$

معادلات (۱۱) و (۱۲) از برازش تابع چندجمله‌ای به ترتیب بر اساس نمودار شکل‌های (۲) و (۳) به دست آمده است. همچنین در دو معادله فوق ضرایب به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند.

$$k_1 = -10^{-8} \quad (13)$$

$$k_2 = 10^{-7} \quad (14)$$

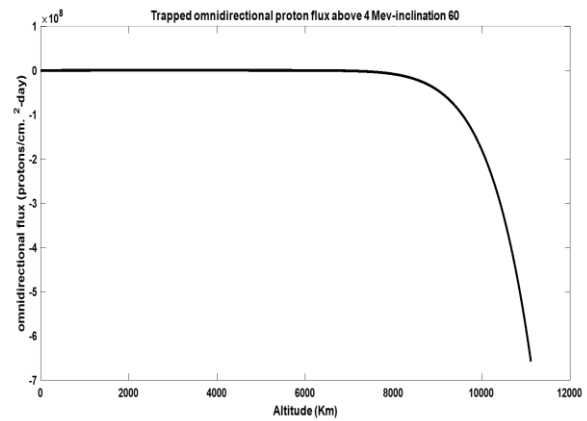
در ادامه تابع همیلتونین در معادله (۱۵) بیان می شود.

$$H = SR(h) + \lambda_i \left(\frac{2Th \sin(\beta(t))}{\pi m V} \right) - \lambda_v \left(\frac{Th \cos(\beta(t))}{m} \right) - \lambda_m(k) \quad (15)$$

یکی از مواردی که در حل مسئله کنترل بهینه در نظر گرفته می شود، معیار بهینه‌گی است. در این پژوهش معیار بهینه‌گی کمترین تنش تشعشعی وارد شده به محموله زیستی در نظر گرفته شده است.

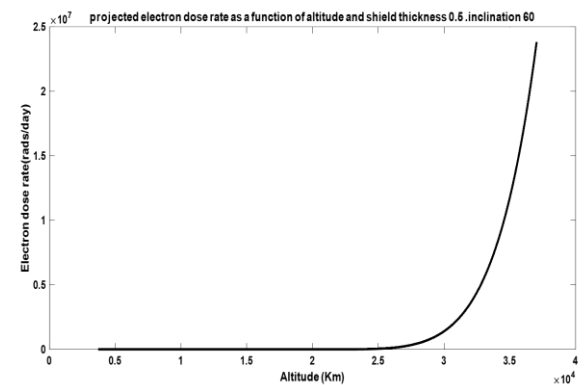
بررسی کاهش تشعشعات فضایی

در محیط تشعشعی فضا، تابش تشعشعات خورشیدی، پروتون‌ها و الکترون‌های به دام افتاده و تشعشعات کیهانی موجود است. شار پروتون و الکترون به عنوان عوامل مهم در تشعشعات فضایی محسوب می شوند. در این بخش، از نتایج مراجع [۲۰، ۲۱] استفاده شده و نمودار این دو عامل اثرگذار در شکل‌های (۲) و (۳) آورده شده است. قابل ذکر است، شکل‌های (۲) و (۳) از مراجع [۲۰، ۲۱] استخراج شده است.



شکل ۲- نمودار شار پروتون بر حسب ارتفاع، برای ضخامت محافظ 0.5 برای شیب مداری 60° و انرژی بالاتر از 4 MeV [۲۰، ۲۱].

Fig. 2. Proton flux diagram by height for shielding thickness 0.5 for an orbital inclination 60 degree and energy greater than 4 MeV [20,21].



شکل ۳- نمودار نرخ شار الکترون بر حسب ارتفاع، برای ضخامت محافظ 0.5 برای شیب مداری 60° [۲۰، ۲۱].

Fig.3. Electron flux diagram by height for shielding thickness 0.5 for an orbital inclination 60 degree [20,21].

تغییرات λ_v نسبت به زمان $(\frac{d\lambda_v}{dt})$ بر اساس رابطه (۲۰) به دست آمد. از طرف دیگر تغییرات λ_v نسبت به متغیر کنترلی $(\frac{\partial \lambda_v}{\partial \beta})$ بر اساس مشتق‌گیری رابطه (۲۷) به دست خواهد آمد. لذا می‌توان $\frac{d\beta}{dt}$ را به روش زیر به دست آورد.

$$\frac{d\lambda_v}{dt} = \frac{\partial \lambda_v}{\partial \beta} \frac{d\beta}{dt} \quad (28)$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{\frac{d\lambda_v}{dt}}{\frac{\partial \lambda_v}{\partial \beta}} \quad (29)$$

بنابراین $\frac{d\beta}{dt}$ به صورت زیر به دست می‌آید. برای راهنمایی بیشتر به مرجع [۲۵] صفحات ۳۳۶ الی ۳۴۰ رجوع شود.

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{Th \sin(\beta(t))}{Vm} \quad (30)$$

لذا $\frac{d\beta}{dt}$ بر اساس رابطه (۳۰) به دست می‌آید. بنابراین دستگاه معادلات دیفرانسیل انتقال مداری نسبت به متغیر کنترلی بازنویسی می‌شود.

$$\begin{cases} \frac{di}{d\beta} = \frac{2}{\pi} \\ \frac{dV}{d\beta} = -\frac{\cos(\beta(t)) V}{\sin(\beta(t))} \\ \frac{dm}{d\beta} = -\frac{k V m}{Th \sin(\beta(t))} \end{cases} \quad (31)$$

کاربرد بهینه‌سازی در حل

حال مدنظر است دستگاه معادلات بازنویسی شده (۳۱) با شرایط مرزی و ثابت در نظر گرفته شده حل شود. برای حل این دستگاه معادله تنها نیاز به مشخص شدن β_0 و t_f است. شایان ذکر است که برای حل دستگاه معادله در رابطه (۲) نیاز به حل یک دستگاه معادلات با $2n+m$ معادله با شرایط مرزی ابتدایی و انتهایی است که بسیار پیچیده خواهد بود (n تعداد متغیرهای حالت و m تعداد متغیر کنترلی است). منتها در روش ارائه شده در این مقاله بر اساس دستگاه معادلات بازنویسی شده (۳۱) تنها به حل یک دستگاه معادله با n معادله دیفرانسیل نیاز است. لذا حل دستگاه معادلات فوق بسیار آسان شده است. در مسئله انتقال مداری ادلبام $n=3$ و $m=1$ است. لذا جهت حل دستگاه معادلات دیفرانسیل بازنویسی شده فوق و مشخص کردن β_0 و t_f ، از الگوریتم بهینه‌سازی زنبور عسل استفاده شده است. در واقع بهینه‌ساز استفاده شده در این تحقیق به دنبال یافتن بهترین β_0 و t_f به گونه‌ای است که معیار بهینگی ارائه شده در رابطه (۹) را کاهش دهد. لذا در حل این مسئله بهینه‌سازی β_0 و t_f متغیرهای بهینه‌سازی است. برای بیان بهتر این بخش، الگوریتم حل در شکل (۴) آورده شده است.

با استفاده از اصول کنترل بهینه و شرط بهینگی (به معادله (۸) رجوع شود) متغیر کنترلی به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\frac{d\lambda_i}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial i} \quad (16)$$

$$\frac{d\lambda_v}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V} \quad (17)$$

$$\frac{d\lambda_m}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial m} \quad (18)$$

لذا

$$\frac{d\lambda_i}{dt} = 0 \quad (19)$$

$$\frac{d\lambda_v}{dt} = \frac{2\lambda_i Th \sin(\beta(t))}{\pi m V^2} \quad (20)$$

$$\frac{d\lambda_m}{dt} = \frac{2\lambda_i Th \sin(\beta(t))}{\pi m^2 V} - \frac{\lambda_v Th \cos(\beta(t))}{m^2} \quad (21)$$

در ادامه تغییرات همیلتونین نسبت به متغیر کنترلی که برابر صفر است محاسبه می‌گردد.

$$\frac{\partial H}{\partial \beta} = 0 \quad (22)$$

$$\frac{\partial H(t)}{\partial \beta(t)} = \frac{2\lambda_i Th \cos(\beta)}{\pi m V} + \frac{\lambda_v Th \sin(\beta)}{m} = 0 \quad (23)$$

از آنجایی که سمت راست معادلات حرکت (دستگاه معادله (۲)) به صورت صریح تابع زمان نیست، بنابراین تابع همیلتونین (معادله (۱۵)) نیز به طور صریح تابع زمان نخواهد بود. بنابراین تابع همیلتونین در طول مسیر ثابت است.

$$H(t) = \text{بر روی مسیر انتقال مداری ثابت است} \quad (24)$$

از طرف دیگر از آنجایی که زمان انتهایی مسئله نامشخص است می‌توان این نتیجه‌گیری را انجام داد تغییرات زمانی تابع همیلتونین برابر صفر است و مقدار ثابت اشاره شده در معادله (۲۴) برابر صفر است. لذا تابع همیلتونین در کل مسیر برابر صفر است.

$$H(t) = 0 \quad (25)$$

در این قسمت با استفاده از شرط ثابت بودن تابع هم یلتونین استفاده کرده و بر اساس آنکه $H(t) = 0$ و $\frac{\partial H}{\partial \beta} = 0$ می‌توان متغیرهای شبه حالت را از معادلات (۱۵) و (۲۳) به دست آورد.

$$\lambda_m = \frac{SR(h)\pi \sin(\beta(t)) Vm + 2 Th \lambda_i}{\pi \sin(\beta(t)) Vkm} \quad (26)$$

$$\lambda_v = -\frac{2\lambda_i \cos(\beta(t))}{\pi \sin(\beta(t)) V} \quad (27)$$

(ب) محل زنبورهای جستجوگر در منابع غذایی.
(ج) ارسال زنبورهای پیش‌آهنگ برای جستجو منابع غذایی جدید.
در ادامه فرستادن زنبورهای پیش‌آهنگ به منابع غذایی اولیه صورت می‌گیرد و در ادامه تکرار انجام می‌شود.

- فرستادن زنبورهای کارگر به منابع غذایی و تعیین کردن مقدار شهد آن‌ها.
 - محاسبه‌ی ارزش احتمالی منابعی که توسط زنبورهای جستجوگر ترجیح داده می‌شوند.
 - فرستادن زنبورهای جستجوگر به منابع غذایی جدید و تعیین مقدار شهد آن‌ها.
 - توقف فرآیند بهره‌برداری از منابع رها شده توسط زنبورها.
 - فرستادن زنبورهای پیش‌آهنگ برای جستجوی محلی برای کشف منابع غذایی جدید به‌طور تصادفی و غلبه بر نقاط بهینه محلی و پیاده‌سازی یک الگوریتم بهینه‌سازی مطلق.
 - به‌خاطر سپردن بهترین منبع غذایی یافت شده تاکنون تا زمانی که الزامات برآورده می‌شوند.
- لذا، مراحل مختلف الگوریتم کلونی زنبور عسل به‌صورت ریاضی در زیر آورده شده است.

(۱) تولید پاسخ‌های تصادفی اولیه و ارزیابی آن‌ها

(۲) حرکت زنبورهای استخدام شده

$$v_{ij} = x_{ij} + \phi_{ij}(x_{kj} - x_{ij}) \rightarrow \phi_{ij} \geq 0 \quad (33)$$

اگر ϕ برابر صفر باشد ← هیچ حرکتی اتفاق نمی‌افتد.

اگر ϕ برابر یک باشد ← $v_{ij} = x_{kj}$

درحالی که ϕ تواما شامل مقادیر مثبت و منفی باشد، معادله‌ی بالا به‌صورت زیر نوشته می‌شود که v_{ij} بردار سرعت زنبورهای عسل است. اندیس‌های i, j بیانگر تعداد چرخه‌های تکرار و تعداد زنبورهای عسل هستند. هر زنبور عسل بیان‌کننده یک پاسخ است.

$$v_{ij} = x_{ij} + \phi_{ij}(x_{ij} - x_{kj}) \quad (33)$$

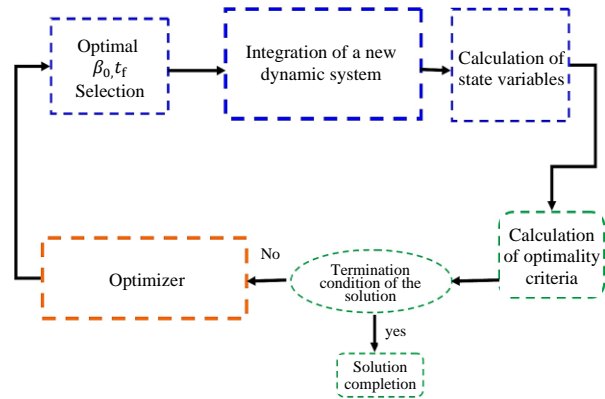
$$\phi_{ij} \sim (-a, a) \quad (34)$$

(۳) ارسال زنبورهای ناظر

به‌ازای هر شهد یا نقطه بهینه x_i یک هزینه داریم که با تابع هزینه $f(x_i)$ نشان داده می‌شود.

$$\text{مقدار} \quad F(x_i) = \begin{cases} \frac{1}{1 + f(x_i)} & f(x_i) \geq 0 \\ \frac{1}{1 + |f(x_i)|} & f(x_i) < 0 \end{cases} \quad (35)$$

برازندگی



شکل ۴- طرح‌واره روش حل مسئله کنترل بهینه به کمک بهینه‌ساز.

Fig. 4. Scheme of solving the optimal control with optimizer help.

در ادامه شرایط مرزی و ثوابت آورده شده است. قابل توجه است که i شیب مداری، a شعاع مداری، m جرم فضاپیما و k نرخ مصرف سوخت است.

$$\begin{cases} i_0 = 68^\circ \\ i_f = 0^\circ \end{cases} \quad \begin{cases} m_0 = 1500(kg) \\ k = 0.0001 \left(\frac{kg}{s}\right) \end{cases} \quad \begin{cases} a_0 = 7000(km) \\ a_f = 42166(km) \end{cases}$$

بهینه‌سازی و الگوریتم کلونی زنبور عسل

هوش جمعی شاخه‌ای از پژوهش بر اساس جمعیت است که بر مبنای مدل‌های جمعیتی خودسازمان‌دهی هستند. کلونی مورچه، ازدحام پرنده‌گان و رفتار حرکتی زنبورها نمونه‌هایی از این سیستم جمعیتی است. کلونی زنبور عسل مصنوعی^(۱) (ABC) یک الگوریتم بهینه‌سازی بر اساس رفتار هوشمندانه جمعیت زنبور عسل است. این الگوریتم برای اولین بار در سال ۲۰۰۵ برای بهینه‌سازی ارائه شد [۲۲، ۲۳].

کلونی زنبورها در طبیعت شامل منابع غذایی و زنبورها است. در الگوریتم زنبور عسل، برای اولین بار نیمی از جمعیت زنبورها، زنبور کارگر و نیمی دیگر زنبور جستجوگر هستند. برای هر منبع غذایی، فقط یک زنبور عسل کارگر وجود دارد؛ به عبارت دیگر، تعداد زنبورهای کارگر با تعداد منابع غذایی اطراف کندو با هم برابر هستند. زنبور کارگری که اطلاعات منبع غذایی آن توسط سایر زنبورها استفاده شود به یک زنبور پیش‌آهنگ تبدیل می‌شود. لذا در الگوریتم کلونی زنبور عسل، منابع غذایی و کیفیت شهد گل‌ها نقش پاسخ‌های بهینه را ایفا می‌کنند. در ادامه گام‌های اصلی الگوریتم بیان شده است:

- مقداردهی اولیه
- تکرار سه مرحله زیر تا حصول شرط تعریف شده در الگوریتم.
- الف) محل زنبورهای کارگر در منابع غذایی.

احتمال انتخاب شهید i ام برابر است با:

$$p_i \propto F(x_i) \geq 0 \quad (36)$$

$$p_i = \frac{F(x_i)}{\sum_{k=1}^n F(x_k)} \quad (37)$$

۴) اگر شهیدی وجود دارد که مقدار دفعات عدم پیشرفت آن به G (پارامتر حد) رسیده باشد، آن شهید یا نقطه کاندید برای بهیئنگی با یک پاسخ تصادفی جایگزین می‌شود و شمارنده مربوط به آن برابر صفر قرار می‌گیرد.

۵) در صورتی که شرایط خاتمه برآورده نشوند، الگوریتم به مرحله‌ی ۲ بر می‌گردد و در غیر این صورت فرآیند بهینه‌سازی پایان می‌یابد [۲۳-۲۴].

جمع‌بندی

نتایج حاصل از بهینه‌سازی فوق در زیر آورده شده است. در الگوریتم زنبور عسل تعداد زنبورهای عسل برابر ۵۰۰ در نظر گرفته شده است. همچنین ضریب انتخاب زنبورهای پیش‌آهنگ برابر ۵٪ زنبورهای کل است. لذا بر اساس این روش پاسخ‌های بهینه مطلق برای انتقال مداری فوق به‌دست آمده است. در جدول (۱) نتایج به‌دست آمده برای اندازه متغیر کنترلی در ابتدا و انتهای مسیر آورده شده است. بر اساس روش ارائه شده در مرجع [۱۲] و شرایط مرزی ارائه شده در بخش این مقاله، زمان انتقال مداری فوق به جهت کمترین زمان برابر ۲۶۵.۳۷۸۱ روز به‌دست خواهد آمد. لذا نتایج این مقاله افزایش ۸/۸۹٪ در مدت زمان انتقال مداری را نشان خواهد داد.

چنانچه از معادله (۹) بین ارتفاع‌های ۷۰۰۰ کیلومتری و ۴۲۱۶۶ کیلومتری که شرایط مرزی مسئله مد نظر مقاله است انتگرال‌گیری شود، میزان تشعشع غیربهینه بی‌بعد شده $5/848 \times 10^{18}$ به‌دست می‌آید. ضرایب (۱۳ و ۱۴) ضرایب بی‌بعد کننده انتخاب شده است. حال چنانچه پاسخ بهینه به‌دست آمده (بر اساس انتگرال‌گیری از رابطه (۳۰ و ۳۱)) در این مقاله مدنظر قرار گیرد، میزان تشعشع بی‌بعد شده $4/958 \times 10^{18}$ به‌دست می‌آید. نتیجه فوق نشان از آن دارد که انتقال مداری فوق سبب کاهش ۱۵/۱۲٪ در میزان دریافت تشعشع شده است.

جدول ۱- پاسخ‌های انتقال مداری.

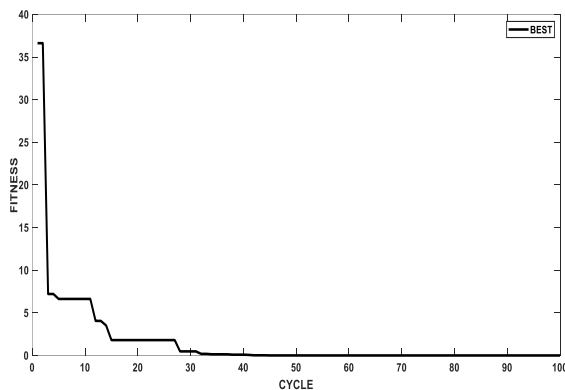
Table 1. Orbital transfer responses.

Angle (deg)	Orbital Translation (day)
β_0 (deg)	20.6264
β_f (deg)	123.1856
$\Delta\beta$ (deg)	102.5592

در شکل (۵) نمودار کاهش معیار بهینه‌سازی ارائه شده است. چنانچه از شکل شماره (۵) مشخص است روند بهینه‌سازی کاهش یافته و پس از ۳۵ حلقه تکرار به همگرایی رسیده است.

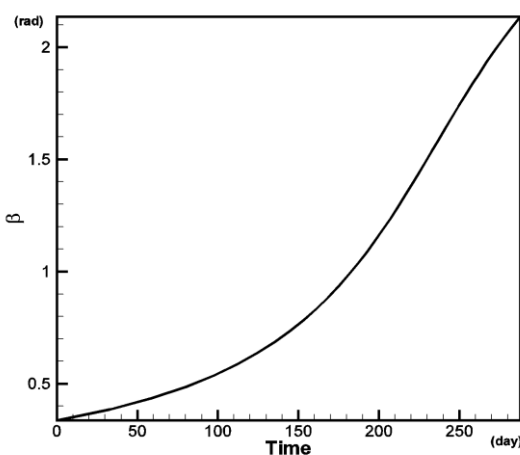
شکل (۶) بیانگر متغیر کنترلی برحسب زمان است. مقدار متغیر کنترلی در لحظه شروع انتقال مداری به کمک بهینه‌ساز زنبور عسل 21.99° است. با داشتن مقدار اولیه و انتگرال‌گیری از معادله (۳۰)، تابع متغیر کنترلی به‌دست می‌آید. چنانچه مشخص است متغیر کنترلی دارای رفتاری پیوسته بوده و اجرای فرمان کنترلی فوق توسط عملگرهای فضاپیما مقدور است.

شکل (۷) رفتار متغیر حالت شیب مداری جهت انتقال فضاپیما از شیب مداری 68° به 0° را نشان می‌دهد. چنانچه مشخص است در حوزه شیب مداری 60° که کمربندهای ون آلن اثر بیشتری دارند، شیب نمودار بیشتر است. لذا تغییرات شیب مداری نسبت به زمان بیشتر است و این امر سبب می‌شود که فضاپیما با سرعت بیشتری از ناحیه کمربند ون آلن خارج شود.



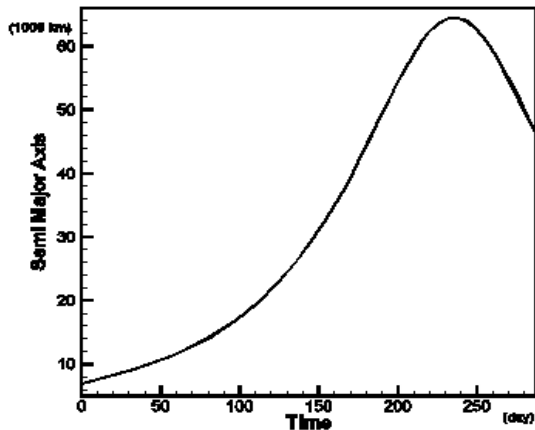
شکل ۵- نمودار کاهش تابع هدف بهینه‌ساز.

Fig. 5. Diagram of reducing the optimizer objective function.



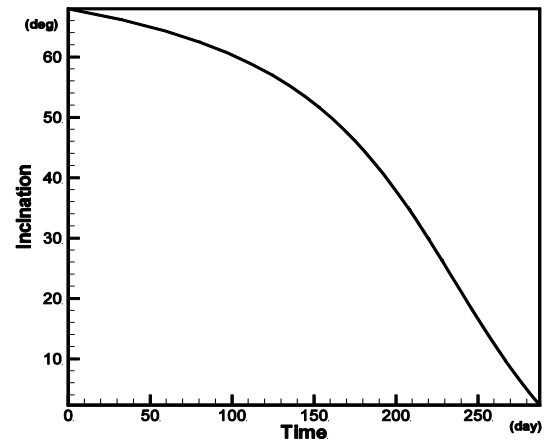
شکل ۶- تاریخچه زمانی متغیر کنترلی برای انتقال مداری.

Fig. 6. Time history of control variable for orbital transfer.



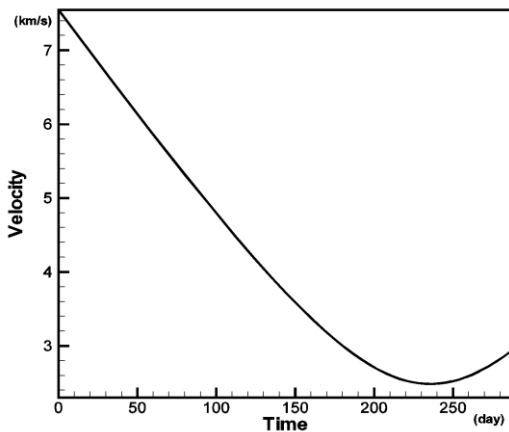
شکل ۸- تاریخچه زمانی شعاع مداری برای انتقال مداری.

Fig. 8. Time history of orbital semi major radius for orbital transfer.



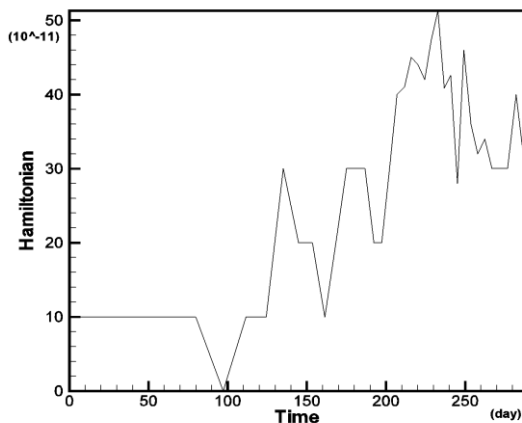
شکل ۷- تاریخچه زمانی میل مداری برای انتقال مداری.

Fig. 7. Time history of orbital inclination for orbital transfer.



شکل ۹- تاریخچه زمانی سرعت مداری برای انتقال مداری.

Fig. 9. Time history of orbital velocity for orbital transfer.



شکل ۱۰- تاریخچه زمانی تابع همیلتونین برای انتقال مداری.

Fig. 10. Time history of Hamilton function for orbital transfer.

در شکل (۸) شعاع مداری حرکت فضاپیما آورده شده است. از آنجا که بر اساس معادلات حرکت مدنظر، انتقال مداری فوق برحسب مدارهای دایروی است، نیم قطر بزرگ بیضی^۱ با شعاع مداری یکسان است. بر اساس شکل (۸) مشخص است که انتقال مداری فوق دارای یک قله است. لذا فضاپیما ابتدا از مدار نهایی به ارتفاع ۴۲۱۶۶ (km) دور شده و تا ارتفاع بیش از ۸۰۰۰۰ (km) خواهد رفت. این مانور بهینه سبب خواهد شد دریافت تشعشعات مسیر کاهش یابد و فضاپیما مجدد به مدار انتهایی مدنظر باز گردد. در توضیح افزایش ارتفاع باید اشاره کرد که بر اساس محاسبات کنترل بهینه، جهت هم صفحه شدن در ارتفاع ۴۲۱۶۶ کیلومتری (رسیدن به شیب مداری صفر درجه)، چنانچه فضاپیما بخواهد در معرض میزان تشعشع کمتری قرار گیرد، باید به یک دفعه شیب مداری خود را صفر نکند. لذا مانور بهینه فوق جهت رسیدن به شرایط مرزی انتهایی خود، ابتدا از ارتفاع ۴۲۱۶۶ دور شده و سپس زاویه شیب مداری را کم کرده و در برگشت مداری به صفر رسانده است. این موضوع سبب افزایش زمان و به دنبال آن سبب افزایش مصرف سوخت می شود، اما سبب کاهش دریافت تشعشع که ملاک اصلی این مقاله است خواهد شد.

شکل (۹) نمودار سرعت مداری فضاپیما است. در مکانیک مدار و انتقال مداری دایروی، سرعت با شعاع مداری رابطه معکوس دارد. چنانچه مشخص است شکل (۹) دارای رفتار عکس با شکل (۸) است.

1. Semi Major Axis

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] I. Shafieenejad and S. Ghasemi, "Effects of gravitational and radiate stresses on plants growth for space travels," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 2, no. 4, pp. 1-5, 2019, (in Persian).
- [2] I. Shafieenejad, S. Ghasemi, and R. Safarzadeh "New beginnings in biospace science case study: Return to the Moon," in *4th National Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, Tehran, Iran, 2019, pp. 1-5, (in Persian).
- [3] P. Ye, Z. Sun, H. Zhang, and F. Li, "An overview of the mission and technical characteristics of change-4 lunar probe," *Science China Technological Sciences*, vol. 60, pp. 658-667, 2017, <https://doi.org/10.1007/s11431-016-9034-6>.
- [4] I. Shafieenejad and A. B. Novinzadeh, "Analytical solutions for two-point boundary value problems: Optimal low-thrust orbit transfers," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 224, no. 7, pp. 843-853, 2010, <https://doi.org/10.1243/09544100JAERO653>.
- [5] A. Miele, T. Wang, and P. N. Williams, "Computation of optimal Mars trajectories via combined chemical/electrical propulsion, part 1: baseline solutions for deep interplanetary space," *Acta Astronautica*, vol. 55, no. 2, pp. 95-107, 2004, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.01.053>.
- [6] B. Pinkel, "Electrical propulsion for space missions: Planning considerations," *Progress in Astronautics and Rocketry*, vol. 16, pp. 163-208, 1966, <https://doi.org/10.1016/B978-1-4832-3056-6.50011-6>.
- [7] I. Shafieenejad, S. Ghasemi, A. Mahmoodi, and A. H. Mirsayafi, "A review of recent research on space missions with the Van Allen belt and biospace approach, part I," in *4th National Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, Tehran, Iran, 2019, (in Persian).
- [8] R. J. Bull, J. A. Atchison, and F. E. Siddique, "Van Allen probes end of mission navigation and mission design." in *AAS Space Flight Mechanics Conference*, Lake Tahoe, UT, 2020, Art. no. AAS 20-538.
- [9] U. J. Shankar, M. N. Kirk, and G. D. Rogers, "Van Allen probes on-orbit verification of spacecraft dynamics," in *24th International Symposium on Space Flight Dynamics*, Laurel, Maryland, USA, 2014.
- [10] M. R. Da Silva and E. Rocco, "Analysis of the passage of a spacecraft between the Van Allen belts considering

بر اساس معادله (۲۵)، تابع هامیلتونین در طول انتقال مداری باید برابر صفر باشد. چنانچه از شکل (۱۰) مشخص است، تابع همیلتونین با دقت 10^{-10} برابر صفر است و صحت حل ارائه شده را تایید می‌کند.

نتیجه‌گیری

با توجه به اسناد آینده پژوهی صنعت فضایی و دانش زیست-فضا و مأموریت‌های استقرار انسان در ماه و مریخ، کشت گیاهان امری مرسوم خواهد شد. لذا مسافران فضایی آینده می‌توانند برای چرخه حیات از آن استفاده نمایند. جهت حضور انسان در ارتفاعات بالاتر از ایستگاه فضایی و حضور مداوم در فضا برای زمان‌های طولانی و کاهش هزینه‌های اقتصادی سفرهای فضایی، ارسال مواد غذایی از زمین امری حتمی خواهد بود. لذا در این پژوهش، انتقال مداری بهینه، طی یک مانور پیش‌رانش-کم به وسیله پیش‌رانش الکتریکی با رویکرد کاهش تنش تشعشی وارد شده به محموله گیاهی ارائه شده است. حل مسائل کنترل بهینه به روش‌های مرسوم حساب تغییرات معمولاً با پیچیدگی همراه است. لذا در این مقاله با استفاده از الگوریتم کلونی زنبور عسل به ارائه راه‌حل نوینی پرداخته شده است. در این روش معادلات حرکتی فضاپیما بر اساس متغیر کنترلی بازنویسی شده است. برای حل دستگاه معادلات جدید چنانچه متغیر کنترلی در ابتدا و انتهای مسیر مشخص باشد، دستگاه معادلات حرکتی انتگرال‌گیری می‌شود. روش خلاقانه این مقاله، استفاده از روش بهینه‌سازی زنبور عسل با سرعت همگرایی بالا در حل مسئله کنترل بهینه غیرخطی انتقال مداری به جهت حل دستگاه معادلات حرکت جدید است. در واقع دستگاه معادلات دیفرانسیل حرکتی جدید استخراج شده خود به‌عنوان یک تابع هزینه برای بهینه‌ساز زنبور عسل مدنظر قرار می‌گیرد. بهینه‌ساز زنبور عسل با به‌دست آوردن متغیرهای کنترلی در ابتدا و انتهای مسیر، به ارائه پاسخ بهینه می‌پردازد. در این مقاله بهینه‌ساز فوق با 500 زنبور عسل که معادل 500 پاسخ اولیه است در 33 تکرار توانسته است با دقت 10^{-10} مسئله را حل نماید. قابل ذکر است که متغیرهای بهینه‌سازی مدنظر قرار گرفته، مقدار اولیه زاویه کنترل بهینه β_0 و زمان انتهایی t_f مانور انتقال مداری است. چنانچه از نتایج مشخص است افزایش $8/89\%$ در زمان انتقال مداری فوق مشاهده می‌شود و از طرف دیگر بر اساس نمودار شیب مداری مشخص است که فضاپیما با سرعت از ناحیه کمربند ون آلن عبور می‌کند و میزان تشعشعات کمتری را دریافت می‌کند. همچنین بر اساس انتقال مداری بهینه فوق، ابتدا یک قله در شعاع مداری ایجاد می‌شود که سبب دور شدن فضاپیما از مدار انتهایی خواهد شد. در ادامه مجدداً فضاپیما با عبور از قله مسیر به مدار انتهایی باز می‌گردد. این مانور بهینه سبب کاهش دریافت میزان تشعشع کمربند ون آلن خواهد شد.

- Technology*, vol. 112, 2021, Art. no. 106614, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106614>.
- [18] H. Weinert, "Bryson, AE/Ho, Y.-C., applied optimal control, optimization, estimation, and control. New York-London-Sydney-Toronto. John Wiley & Sons. 1975. 481 S., £10.90," *ZAMM - Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, vol. 59, no. 8, p 402, 1979, <https://doi.org/10.1002/zamm.19790590826>.
- [19] D. S. Naidu, *Optimal Control Systems (Electrical Engineering Series)*, CRC Press, 2002.
- [20] M. Burrell, J. Wright, and J. Watts, "An analysis of energetic space radiation and dose rates," National Aeronautics and Space Administration, Washington, D. C, NASA Tech. Note D-4404, 1968. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19680007368/downloads/19680007368.pdf>
- [21] M.B. Baker, "Geomagnetically trapped radiation," *AIAA Journal*, vol. 3, no. 9, pp. 1569-1579, 1965, <https://doi.org/10.2514/3.55177>.
- [22] V. Tereshko and A. Loengarov, "Collective decision making in honey-bee foraging dynamics," *Computing and Information Systems*, vol. 9, no. 3, 2004.
- [23] D. Karaboga, "An idea based on honey bee swarm for numerical optimization," Erciyes University, Engineering Faculty, Computer Engineering Department, Tech. Rep.Tr06, 2005.
- [24] T. D. Seeley, *The Wisdom of the Hive: the Social Physiology of Honey Bee Colonies*, Harvard University Press, 1995.
- [25] V. Chobotov, *Orbital Mechanics*, 2nd ed., AIAA Education Series, Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996.
- a low and high solar activity," *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 911, 2017, Art. no. 012005, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/911/1/012005>.
- [11] G. L. Vonpragenau, "Space vehicle," Patent NASA-CASE-MFS-22734-1|US-PATENT-3,866,863, 1975.
- [12] I. Shafieenejad, A. B. Novinzadeh, and V. R. Molazadeh, "Introducing a novel algorithm for minimum-time low-thrust orbital transfers with free initial condition," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, no. 2, pp. 333-351, 2015, <https://doi.org/10.1177/0954410014533311>.
- [13] M. Fakoor, S. Sadeghi, and M. Bakhtiari, "Investigation of low thrust optimal orbital transfer from LEO to GEO considering circular orbits," *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 67, pp. 77-97, 2020, <https://doi.org/10.1007/s40295-019-00184-1>.
- [14] J. A. Kechichian, "The reformulation of Edelbaum's low-thrust transfer problem using optimal control theory," in *Astrodynamics Conference*, Hilton Head Island, SC, U.S.A 1992, Art. no. 4576, <https://doi.org/10.2514/6.1992-4576>.
- [15] I. Shafieenejad, A. B. Novinzadeh, and V. R. Molazadeh, "Comparing and analyzing min-time and min-effort criteria for free true anomaly of low-thrust orbital maneuvers with new optimal control algorithm," *Aerospace Science and Technology*, vol. 35, no. 1, pp. 116-134, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.03.009>.
- [16] M. Di Carlo and M. Vasile, "Analytical solutions for low-thrust orbit transfers," *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, vol. 133, 2021, Art. no. 33, <https://doi.org/10.1007/s10569-021-10033-9>.
- [17] Y. Wang, C. Han, and X. Sun, "Optimization of low-thrust earth-orbit transfers using the vectorial orbital elements," *Aerospace Science and*