

VOL. 17 / ISSUE 2/ SUMMER 2024 (NO. 61) Print ISSN: 2008-4560 / Online ISSN: 2423-4516 DOI: 10.22034/JSST.2024.1438

Pages: 1-12/ Research Paper/ Submit: 08 May 2023 / Accepted: 29 May 2023

Available in: http://jsst.ias.ir

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

Iman Shafieenejad 💿

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

Corresponding Author's E-mail: shafieenejad@ari.ac.ir

Abstract:

The aim of this research is to optimize the trajectory of a low-trust spacecraft carrying biological cargo. Reducing the radiation stresses of the Van-Allen belt is the optimality criterion for investigating the optimal control of the orbital transfer from lower to higher orbits. Since the minimum radiation stress criterion introduced in this article is not among the conventional optimality criteria, the optimal control solutitracon will be complicated and the honey bee optimization algorithm is used. The path optimization in this article is by rewriting the motion equations based on the control variable and solving the new motion equations with the help of bee optimization. Based on the results obtained in the comparison of the optimal criterion causes an increase of 8.89% in the transfer time. On the other hand, it will reduce the reception of magnetic radiation, which is important in the transmission of high orbits.

KEYWORDS: Optimal control, Low thrust, Artificial bee colony Optimization, Radiation stresses, Van Allen

1. Introduction

In a space mission, the important step after launching a spacecraft to a specific and pre-determined orbit is maintaining the position on that orbit. For this purpose, propulsion systems with chemical and non-chemical fuel are used in spacecrafts. Reducing the weight and size of the spacecraft will have a direct impact on reducing launch costs and thus reducing manufacturing costs. Therefore, the less the spacecraft is exposed to radiation, the less resistant coatings it can have against space radiation, and this will reduce the weight of the spacecraft and improve its mission [1].

In electric propulsions, the specific impact is high and the fuel consumption is low, and on the other hand, the duration of this type of continuous orbital transmission is long. During the last decades, the aerospace industry is developing the orbital transfer process with electric propulsion, because the designers of space missions will be able to significantly increase the efficiency of propulsion and propulsion, increase maneuverability and increase the weight of portable cargo. Also, electric propulsions have a longer lifespan than conventional chemical motors. The most important parameters determining the amount of radiation are: type of radiation, flux intensity, flux energy spectrum, flux orientation, type, and spatial distribution of materials between the source of radiation and the material in which the amount of radiation is determined [2].

ISST

For the presence of humans at heights higher than the space station and continuous presence in space for long periods of time and to reduce the economic costs of space travel, sending food from the earth will be a definite thing[3]. Therefore, in this research, the optimal orbital transfer during a low-propulsion maneuver by means of electric propulsion with the approach of reducing the radiation stress applied to the plant cargo has been presented. Solving optimal control problems with conventional methods of calculus of changes is usually associated with complexity. Therefore, in this article, a new solution has been presented using the bee colony algorithm [4]. In this method, the motion equations of the spacecraft are rewritten based on the control variable. The creative method of this article is to use the honey bee optimization method with high convergence speed in solving the nonlinear optimal control problem of orbital transfer to solve the new equation of motion system. In fact, the newly extracted differential equations of motion system are considered as a cost function for the honey bee optimizer [5].

2. Bee colony optimization and algorithm

Ant colony, swarm of birds and movement behavior of bees are examples of this population system. Artificial

COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of <u>the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)</u>

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. 1-12, 2024(in Persian).

bee colony (ABC) is an optimization algorithm based on the intelligent behavior of bee population [6].

Initialization

$$v_{ij} = x_{ij} + \phi_{ij}(x_{kj} - x_{ij}) \rightarrow \phi_{ij} \ge 0 \tag{1}$$

$$v_{ij} = x_{ij} + \phi_{ij} \left(x_{ij} - x_{kj} \right) \tag{2}$$

$$\phi_{ij} \sim (-a \downarrow a)$$
 (3)

$$p_i \propto F(x_i) \ge 0 \tag{4}$$

$$p_i = \frac{F(x_i)}{\sum_{k=1}^{n} F(x_k)}$$
(5)

If there is a node whose number of times of nonprogress has reached G (limit parameter), that node or candidate point for optimality is replaced by a random answer and the corresponding counter is set to zero [7-8].

3. Conclusion

In this method, the motion equations of the spacecraft are rewritten based on the control variable. To solve the new system of equations, the control variable at the beginning and the end of the path is known, the system of motion equations is integrated. The creative method of this article is to use the honey bee optimization method with high convergence speed in the solution of investigating the nonlinear optimal control of orbital transfer in order to solve the new equation of motion machine. In fact, the newly developed differential equations of motion machine consider itself as a cost function for the bee optimizer. The bee optimizer provides the optimal response by obtaining the control variables at the beginning and end of the path. In the following, the spacecraft will return to the evidence by passing through the top of the path. This optimal maneuver will reduce the amount of radiation received by the belt and Allen.



Figure 1 - Proton flux diagram by height for shielding thichness 0.5 for orbital inclination 60 degress and energy greater than 4 Megawatts



Figure 2 - Proton flux diagram by height for shielding thichness 0.5 for orbital inclination 60 degress and energy greater than 4 Megawatts

4. References

- 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 and S. Ghasemi, R. Safarzadeh "New Beginnings in Biospace Science Case Study: Return to the Moon," Fourth National Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, Tehran, Iran, 2019 (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] M.O.Burrell, J.J.Wright, and J.W.Watts, "An analysis of energetic space radiation and dose rates," NASA Technical Note, National Aeronautics and Space Administration, Vashington, Feb. 1968.
- [5] M.B. Baker, "Geomagnetically Trapped Radiation," *AIAA Journal*, vol. 3, no. 9, 1965, https://doi.org/ 10.2514/3.55177.
- [6] V. Tereshko and A. Loengarov, "Collective decision making in honey-bee foraging dynamics," *Computing* and Information Systems, vol. 9, no. 3, p. 1, 2005.
- [7] D. Karaboga, "An idea based on honey bee swarm for numerical optimization," Technical report-tr06, Erciyes university, engineering faculty, computer engineering department, vol. 200, p. 1-10, 2005.
- [8] T. D. Seeley, The wisdom of the hive: the social physiology of honey bee colonies. Harvard University Press, 1995



ی علوم و فناوری فضایی

ص. ص. ۱۲ - ۱ / مقاله پژوهشی / دریافت: ۱۴۰۲/۰۲/۱۸ / پذیرش مقاله: ۱۴۰۲/۰۳/۰۸ <u>Available in: http://jsst.ias.ir</u>

طراحی مسیر بهینه فضاپیما در گذر از کمربند تشعشعے

ون آلن با روش بهینهسازی زنبور عسل

ایمان شفیعینژاد 回

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

ايميل نويسنده مخاطب: shafieenejad@ari.ac.ir

هدف در این پژوهش، بهینه سازی مسیر یک فضاپیمای تراست-کم حامل محمولهی زیستی است. کاهش تنشهای تشعشعی کمربند ون آلن، معیار بهینگی مسئله کنترل بهینه انتقال مداری از مدارهای پایین به بالا است. از آنجایی که معیار کمترین تنش تشعشعی معرفی شده در این مقاله جزو معیارهای بهینگی مرسوم نیست، حل مسئله کنترل بهینه فوق پیچیده خواهد بود و از روش بهینه سازی زنبور عسل استفاده شده است. بهینه سازی مسیر در این مقاله، به کمک بازنویسی معادلات حرکت بر اساس متغیر کنترلی و حل دستگاه معادلات جدید حرکتی با کمک بهینه سازی زنبور عسل است. مزیت اصلی روش به کار گرفته شده در این مقاله استفاده از تقوری کنترل بهینه و روشهای بهینه سازی 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 نقدت و سهولت حل ارائه شده است. بر اساس نتایج به دست آمده در مقایسه معیار بهینه کمترین زمان و کمترین تش تشعشعی مطرح در این مقاله، معیار کمترین تشعشع سبب افزایش ۱۹۸۹٪ در زمان انتقال میشود؛ اما از مورف دیگر، سبب کاهش دریافت تشعشعات مغناطیسی خواهد شد که این مسئله در انتقال می شود؛ اما از اهمیت از مسئله دریافت تشعشهای می بالا حمترین تشعشع سبب افزایش ۱۹۸۹٪ در زمان انتقال می شود؛ اما از مدور دیگر، سبب کاهش دریافت تشعشعات مغناطیسی خواهد شد که این مسئله در انتقال مداریهای بالا حائز می می دیگر، سبب کاهش دریافت تشعشعات مغناطیسی خواهد شد که این مسئله در انتقال مداریهای بالا حائز اهمیت است.

واژدهای کلیدی: کنترل بهینه، تراست کم، بهینهسازی زنبور عسل، تنشهای تشعشعی، ون ألن

a(t)	(m)	نیم قطر بزرگ بیضی		ات	علائم و اختصارا
i (t)	-	شیب مداری			
$\beta(t)$	(Rad)	زاویه متغیر کنترلی پیشران تراست کم	Ε	(J)	انرژی
m(t)	(kg)	جرم	$\dot{D}(E)$	(Gr)	میزان دوز تشعشع جذب شده
h	(m)	ارتفاع فضاپيما	W_R	-	ضريب وزنى تشعشعي
SR(h)	-	معيار بهينگى تشعشعى	Φ	-	فاكتور شتاب
$\vec{\lambda}(t)$	-	معادلات شبه حالت	t	(M)	ضخامت محافظ
t_0 , t_f	(s)	زمان ابتدایی و زمان انتهایی	ρ	(kg/m^3)	چگالی مواد محافظ
J		معیار بھینگی کلی	V(t)	(m/s)	سرعت مداری
Н	(J)	هميلتونين	Th	(N)	میزان پیشران

استاديار

ISSI

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of <u>the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)</u>

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۷ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۳ (پیایی ۶۱)

k	$\left(\frac{kg}{s}\right)$	ثابت نرخ مصرف سوخت
x _{ij}		بردار موقعیت در الگوریتم کلونی زنبور
2		عسل
v	1	بردار موقعیت جدید در الگوریتم کلونی
۰ŋ		زنبور عسل
ሐ	1	عدد تصادفی در الگوریتم کلونی زنبور
Ψij		عسل
$\mathbf{F}(\mathbf{r}_{i})$	1	مقدار برازندگی در الگوریتم کلونی زنبور
$I(x_i)$		عسل
P _i	+	احتمال در الگوريتم كلوني زنبور عسل

مقدمه

طراحی سفرهای فضایی با رویکرد کاهش تنشهای وارده از فضا میتواند تسهیل گر 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 بقا، 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 تشعشعی ناشی از کمربندهای ون آلن، تغییرات مولکولی گیاهی و غیره. لذا تمرکز بر رشد گیاه در حضور تنشهای تشعشعی وارده از طرف کمربند ون آلن موردتوجه 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 نیمهی پنهان ماه فرود آید. یکی از محمولههای تخصصی این آزمایش، یک محفظهی سه کیلوگرمی شامل بذر پنبه، سیبزمینی، کلزا، آرابیدوپسیس تالیانا^۱و مخمر بود [۲ و 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 پیشرانش با سوخت شیمیایی و غیرشیمیایی استفاده میشود. سامانههای پیشرانش فضاپیماها کارکردهای متنوعی دارند. تجهیز فضاپیماها به سامانه پیشرانش امکان انجام مانورهای مختلفی ازجمله 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 می تواند پوشش های مقاوم کمتری در مقابل تشعشعات فضايى داشته باشد و اين خود سبب كاهش وزن فضاپيما و بهبود مأموریت آن می شود [۴]. امروزه از پیشرانه های الکتریکی که از باتریها و سلولهای خورشیدی به عنوان منبع انرژی خود استفاده می کنند بهطور گستردهای استفاده می شود [۴-۶]. در پیشرانههای الکتریکی، ضربهی 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 پیشران های الکتریکی است، چراکه 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 پیشران های شیمیایی متداول دارند. مسئله حائز اهمیت در مورد فضاپیماهایی که به پیشرانش الکتریکی تجهیز شدهاند هدایت بهینه فضاپیماست. چراکه در فضاپیماهای مجهز به پیشران الکتریکی که عموماً بهعنوان سیستمهای با پیشران کم شناخته می شوند، به دلیل روشن بودن پیشران طی ساعات متمادی، هدایت فضاپیما به سمت مسیر بهینهی از پیش تعیین شده بسیار حائز اهمیت است. لذا فرآیند بهینهسازی مسیر برای فضاپیماهای مجهز به چنین پیشرانهایی در سالهای اخیر بسیار موردتوجه دانشمندان فضایی قرار گرفته است [۵ و ۶].

اهميت مطالعه كمربندهاي ون ألن براي وسايل الكتريكي فضاييماها و همچنین محمولههای زیستی به واسطه مخرب بودن تشعشعات کمربندهای ون آلن است. لذا محمولههای زیستی میتوانند از طریق تشعشعات فوق آسیب ببینند. ذرّات بارداری که در میدان مغناطیسی زمین به دام میافتند، کمربندهای تابشی ون آلن را تشکیل میدهند. زمین دو كمربند اصلى ون آلن دارد و گاهى اوقات ممكن است كمربند سوم موقت ایجاد شود. کمربندهای ون الن اصلی زمین از دو بخش تشکیل شده که در ارتفاع حدودی (km) ۶۴۰ (km تا ۵۸۰۰۰ بالاتر از سطح زمین یخش شدهاند [۱ و ۷]. با ورود بادهای خورشیدی، میدان مغناطیسی زمین ذرات پرانرژی ساطع شده از خورشید را محصور کرده و از تخریب اتمسفر جلوگیری می کند. دو حلقه اصلی کمربند ون آلن با شکل دایروی متمرکز، مملو از ذرههای پرانرژی هستند که گاهی اوقات به جو زمین نیز وارد می شوند و گاهی نیز به سطوح بالاتر فضا می روند. همچنین بخشی از کمربندها در قسمت داخلی مگنتوسفیر (مین 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 پروتون های بیشتری نسبت به کمربند بیرونی است. بنابراین حضور ماهوارهها، فضاپیماها و محمولههای زیستی در نزدیکی مناطق کمربند ون آلن با چگالی ذرات پرانرژی برای

طراحی مسیر بهینه فضاپیما در گذر از کمربند تشعشعی ون ألن با روش بهینهسازی زنبور عسل

آنها پرخطر بوده و سبب تنشهای تشعشعی می شوند. لذا باید برای محافظت از آنها تدابیر مأموریتی اندیشیده شود [۸ و ۹].

در این مقاله، فرآیند بهینهسازی مسیر برای سامانه فضایی مجهز به پیشران الکتریکی با هدف کمترین تنشهای تشعشعی 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 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 بهمنظور جلوگیری و یا کاهش نفوذ تشعشعات فضایی پرداخته میشود. 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 به طور 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 واحد مرتبط است. واحد متداول میزان تشعشع rad است که مهمی بر وسایل نقلیه فضایی داشته باشند عبارتند از: الکترون، مهمی بر وسایل نقلیه فضایی داشته باشند عبارتند از: الکترون، پروتون و تا حدی کمتر ذرات باردار سنگین تر. 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 می شود.

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

که در معادله بالا \mathbb{W}_{R} ضریب وزنی تابش است، بهطوری که ۱ برای الکترون و ۲ برای پروتون، ۲ مقداری ثابت و برابر با × ۴/۸۰۶۵۳۱۹۹ ۱۰^{-۱۱} است. Φ بیان کننده شار و تابع انرژی است. ضخامت لایه محافظ rad/sec 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 (E) Φ است. از رابطه (۱) جهت محاسبه میزان جذب شار تشعشعی در معیار بهینگی استفاده شده است [۱۰].

طراحي مسير بهينه انتقال مداري ادلبام^٣

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



شکل ۱ –زاویه کنترلی پیشران انتقال مداری

با فرض زاویه جانبی ثابت در هر بار دوران در صفحه مداری، آقای ادلبام معادلات فضایی برای حرکت مداری یک فضاپیما را در مدار دایروی خطیسازی کرد. شکل (۱) جهت بردار پیشران را نشان میدهد.

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۵ دورهٔ ۱۷ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۳ (پیایی ۶۱)

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۷ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۳ (پیاپی ۶۱)

معادلات حرکت بر فضاپیما در چارچوب تحقیقات ادلبام ارائه شده است. در این پژوهش زاویه ($\beta(t)$ بهعنوان متغیر کنترلی در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، شیب مداری *i*، سرعت *V* و جرم *m* بهعنوان متغیرهای حالت تعریف می شوند. همچنین Th بهعنوان نیروی پیشران مدنظر است. از آنجایی که این انتقال مداری برای یک فضاپیما با جرم متغیر است، سیستم معادلات حاکم بر مسئله به صورت زیر در معادله (۲) تعریف می شود:

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

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

کنترل بهینه به معرفی یک تابع کنترلی متغیر با زمان مانند β(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 می شود اشاره کرد. همچنین از سایر روش های عددی نیز می توان کنترل بهینه سیستمهای دینامیکی غیرخطی را بر شمرد 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 خصوصیاتی 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 متغيرهای مسئله باشد، ارائه رامحل برای مسئله کنترل بهینه فوق بسیار پیچیدهتر خواهد شد. لذا ارائه روشهای جدید حل جهت کاستن از محاسبات پیچیده عددی می تواند موردتوجه گسترده طراحان مسير باشد [١٨].

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

$$\dot{\vec{x}} = f(\vec{x}(t), \vec{u}(t), t) \tag{(7)}$$

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 بهصورت معادله (۴) در نظر گرفته می شود:

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

ايمان شفيعينژاد

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

$$\Psi[x(t_f), t_f] = 0 \tag{(a)}$$

سپس تابع همیلتونین به صورت معادله (۶) تعریف می شود.

$$H = L(\vec{x}, \vec{u}, t) + \lambda^T(t) f(\vec{x}, \vec{u}, t)$$
 (۶)

در ادامه معادلات شبه حالت به صورت معادله (۲) مد نظر قرار می گیرند.

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

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

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

m مؤلفه بردار (t) از طریق معادله بالا معین می شود. حل 2*n* معادلات دیفرانسیل حاصل از متغیرهای حالت (رابطه ۳) و شبه حالت (رابطه ۷) و m معادله حاصل از شرط بهینگی (رابطه ۸) به واسطه شرایط مرزی بهدست می آید. در صورتی که معادلات غیرخطی باشند، بهدست آوردن حل تحلیلی برای معادلات دیفرانسیل فوق، کاری دشوار است لذا معمولاً این معادلات به صورت عددی حل می شود [۱۹].

یکی از مواردی که در حل مسئله کنترل بهینه در نظر گرفته می شود، معیار بهینگی است. در این پژوهش معیار بهینگی 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 بهعنوان عوامل مهم در تشعشعات فضایی محسوب می شوند. در این بخش، از نتایج مراجع [۲۰ و 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 و ۲۱] استخراج شده است.



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



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

كنترل بهينه انتقال مدارى فضاييما جرم متغير تراست کم

در این قسمت هدف از حل مسئله کنترل بهینه، بهدست آوردن تاریخچه تغییرات زاویه β(t) برحسب 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 منجمله β_{f} ، β_{0} و لازم براي انجام اين مانور بهدست آورد.

مسئله انتقال مداری فضاپیما به حل یک دستگاه معادلات ديفرانسيل مقدار مرزى دوگانه^{*}تبديل مىشود. V_0 ، i_0 (يا a_0) و بهعنوان شرایط اولیه و V_f ، i_f بهعنوان شرایط پایانی m_0 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 بهینگی انتقال مداری فوق در معادله (۹) آورده شده است. معیار بهینگی ارائه شده در رابطه (۹) بر اساس بازنویسی . (ابطه (۱) از متغیر E به h حاصل شده است [۱۰ و ۲۰].

$$J = \int SR(h)dt \tag{9}$$

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

$$SR(h) = k_1 E_1(h) + k_2 E_2(h)$$
 (1.)

(11)

$$E_1(h) = -7.4 * 10^{-8}h^3 - 10^{-7}h^2 + 10^{-3}h + 1.062$$
(17)

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

4.Two Point Boundary Value Problem (TPBVP)

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

$$k_1 = -10^{-6}$$
 (17)

$$k_2 = 10^{-7} \tag{14}$$

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

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

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

$$\frac{d\lambda_i}{d\lambda_i} = -\frac{\partial H}{\partial t_i} \tag{19}$$

$$\frac{dt}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V} \tag{1V}$$

$$\frac{d\lambda_m}{d\lambda_m} = -\frac{\partial H}{\partial \lambda_m} \tag{1A}$$

$$\frac{dt}{dt} = -\frac{1}{\partial m}$$

لذا

$$\frac{d\lambda_i}{dt} = 0 \tag{19}$$

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

$$\frac{d\lambda_m}{dt} = \frac{2\lambda_i Th \sin(\beta(t))}{\pi m^2 V} - \frac{\lambda_v Th \cos(\beta(t))}{m^2} \qquad (71)$$

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

$$\frac{\partial H}{\partial \beta} = 0 \tag{(YY)}$$

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

از آنجایی که سمت راست معادلات حرکت (دستگاه معادله (۲)) به صورت صريح تابع زمان نيست، بنابراين تابع هميلتونين (معادله ١۵) نیز بهطور صریح تابع زمان نخواهد بود. بنابراین تابع همیلتونین در طول مسير ثابت است.

$$H(t) =$$
بر روی مسیر انتقال مداری ثابت است (۲۴)

از طرف دیگر از آنجایی که زمان انتهایی مسئله نامشخص است می توان این نتیجه گیری را انجام داد تغییرات زمانی تابع همیلتونین

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۷ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۳ (پیایی ۶۱)

برابر صفر است و مقدار ثابت اشاره شده در معادله (۲۴) برابر صفر است. لذا تابع همیلتونین در کل مسیر برابر صفر است.

$$H(t) = 0 \tag{Y\Delta}$$

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

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

$$\lambda_{v} = -\frac{2\lambda_{i}\cos(\beta(t))}{\pi \sin(\beta(t))V} \tag{YY}$$

تغییرات λ_v نسبت به زمان $\left(\frac{d\lambda_v}{dt}\right)$ بر اساس رابطه (۲۰) بهدست آمد. از طرف دیگر تغییرات λ_v نسبت به متغیر کنترلی $\left(\frac{\partial\lambda_v}{\partial\beta}\right)$ بر اساس مشتق گیری رابطه (۲۲) بهدست خواهد آمد. لذا می توان $\frac{d\beta}{dt}$ را به روش زیر بهدست آورد.

$$\frac{d\lambda_v}{dt} = \frac{\partial\lambda_v}{\partial\beta}\frac{d\beta}{dt} \tag{7A}$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{\frac{d\lambda_v}{dt}}{\frac{\partial\lambda_v}{\partial\beta}} \tag{Y9}$$

بنابراین $rac{deta}{dt}$ به صورت زیر به دست می آید. برای راهنمایی بیشتر به مرجع [۲۵] صفحات ۳۳۶ الی ۳۴۰ رجوع شود.

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{Th\sin(\beta(t))}{Vm} \tag{(7.)}$$

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

$$\begin{pmatrix}
\frac{di}{d\beta} = \frac{2}{\pi} \\
\frac{dV}{d\beta} = -\frac{\cos(\beta(t)) V}{\sin(\beta(t))} \\
\frac{dm}{d\beta} = -\frac{k V m}{\operatorname{Th} \sin(\beta(t))}$$
(71)

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

ايمان شفيعىنژاد

معادله در رابطه (۲) نیاز به حل یک دستگاه معادلات با m+2n 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 3 و 1=m است. لذا جهت حل دستگاه معادلات دیفرانسیل بازنویسی شده فوق و مشخص کردن 0 و f ، از الگوریتم بهینهسازی زنبور عسل نیفتن بهترین 0 و f بهگونهای است که معیار بهینگی ارائه شده در استفاده شده است. در واقع بهینه ساز استفاده شده در این تحقیق به دنبال فوق به مشخص کردن 0 و f ، از الگوریتم بهینه سازی زنبور عسل مستفاده شده است. در واقع بهینه ساز استفاده شده در این تحقیق به دنبال ماستفاده شده است. در واقع بهینه ساز استفاده شده در این تحقیق به دنبال منتفاده شده است. در ماله دهد. لذا در حل این مسئله بهینه سازی 0 و fمنغیرهای بهینه سازی است. برای بیان بهتر این بخش، الگوریتم حل در شکل (۴) آورده شده است.



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

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.

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

بهینهسازی و الگوریتم کلونی زنبور عسل

هوش جمعی شاخهای از پژوهش بر اساس جمعیت است که بر مبنای مدلهای جمعیتی خودسازمان دهی هستند. کلونی مورچه، ازدحام پرندگان و رفتار حرکتی زنبورها نمونه هایی از این سیستم جمعیتی است. کلونی زنبور عسل مصنوعی (ABC) یک الگوریتم بهینه سازی بر اساس رفتار هوشمندانه جمعیت زنبور عسل است. این الگوریتم برای اولین بار در سال ۲۰۰۵ برای بهینه سازی ارائه شد [۲۲ و ۲۳].

^{5.}Artificial Bee Colony (ABC)

طراحی مسیر بهینه فضاپیما در گذر از کمربند تشعشعی ون ألن با روش بهینهسازی زنبور عسل

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 زنبورعسل 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 پیش آهنگ تبدیل می شود. لذا در الگوریتم کلونی زنبور عسل، منابع غذایی و کیفیت شهد گلها نقش پاسخهای بهینه را ایفا می کنند. در ادامه گام-های 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.
 ب) محل زنبورهای جستجوگر در منابع غذایی.
 ج) ارسال زنبورهای پیش آهنگ برای جستجو منابع غذایی جدید.
 در ادامه فرستادن زنبورهای پیش آهنگ به منابع غذایی اولیه صورت می گیرد و در ادامه تکرار انجام می شود.
- فرستادن زنبورهای کارگر به منابع غذایی و تعیین کردن مقدار شهد آنها.
- محاسبه ارزش احتمالی منابعی که توسط زنبورهای جستجوگر ترجیح داده می شوند.
- فرستادن زنبورهای جستجوگر به منابع غذایی جدید و تعیین مقدار شهد آنها.
 - توقف فرآیند بهرهبرداری از منابع رها شده توسط زنبورها.
- فرستادن زنبورهای پیش آهنگ برای جستجوی محلی برای کشف منابع غذایی جدید بهطور تصادفی و غلبه بر نقاط بهینه محلی و پیاده سازی یک الگوریتم بهینه سازی مطلق.
 - بهخاطر سپردن بهترین منبع غذایی یافت شده تاکنون
 - تا زمانی که الزامات برآورده می شوند.

لذا، مراحل مختلف الگوریتم کلونی زنبور عسل به صورت ریاضی در زیر آورده شده است.

- تولید پاسخهای تصادفی اولیه و ارزیابی آنها
 - ۲) حرکت زنبورهای استخدام شده

$$v_{ij} = x_{ij} + \phi_{ij} (x_{kj} - x_{ij}) \rightarrow \phi_{ij} \ge 0$$
 (TT)

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

درحالی که ϕ تواما شامل مقادیر مثبت و منفی باشد، معادله ی بالا به صورت زیر نوشته می شود که v_{ij} بردار سرعت زنبورهای عسل

است. اندیس های j,i بیانگر تعداد چرخه های تکرار و تعداد زنبورهای عسل هستند. هر زنبور عسل بیان کننده یک پاسخ است.

$$v_{ij} = x_{ij} + \phi_{ij} (x_{ij} - x_{kj}) \tag{(TT)}$$

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

۳) ارسال زنبورهای ناظر

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

مقدار
$$F(x_i)$$
 مقدار $f(x_i)$
= $\begin{cases} \frac{1}{1+f(x_i)} & f(x_i) \ge \mathbf{0} \quad (\Upsilon \Delta) \\ 1+|f(x_i)| & f(x_i) < \mathbf{0} \end{cases}$

احتمال انتخاب شهد i ام برابر است با:

$$p_i \propto F(x_i) \ge 0 \tag{(37)}$$

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

- ۴) اگر شهدی وجود دارد که مقدار دفعات عدم پیشرفت آن به G (پارامتر حد) رسیده باشد، آن شهد یا نقطه کاندید برای بهینگی با یک پاسخ تصادفی جایگزین می شود و شمارندهی مربوط به آن برابر صفر قرار می گیرد.
- ۵) در صورتی که شرایط خاتمه برآورده نشوند، الگوریتم به مرحلهی ۲ بر می گردد و در غیر این صورت فرآیند بهینه سازی پایان می یابد [۲۳ – ۲۴].

جمعبندى

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 پیش آهنگ 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 در مدت زمان انتقال مداری را نشان خواهد داد.

جنانچه از معادله (۹) بین ارتفاعهای ۷۰۰۰ کیلومتری و ۴۲۱۶۶ کیلومتری که شرایط مرزی مسئله مد نظر مقاله است انتگرال گیری شود، میزان تشعشع غیر بهینه بیبعد شده ۱۰^{۱۸} ۸۰×۵/۸۴۸ بهدست

می آید. ضرایب (۱۳ و ۱۴) ضرایب بی بعد کننده انتخاب شده است. حال چنانچه پاسخ بهینه بهدست آمده (بر اساس انتگرال گیری از رابطه (۳۰ و ۳۱)) در این مقاله مدنظر قرار گیرد، میزان تشعشع بی بعد شده ۸۰۱۰×۱۹۵۸ بهدست می آید. نتیجه فوق نشان از آن دارد که انتقال مداری فوق سبب کاهش ۱۵/۱۲٪ در میزان دریافت تشعشع شده است.

زمان انتقال مداری (روز) زاویه (درجه) $\beta_0(\deg)$ ۲۰,۶۲۶۴ $\beta_f(\deg)$ ۱۲۳,۱۸۵۶ $\Delta\beta(\deg)$ ۱۰۲,۵۵۹۲

جدول 1- پاسخهای انتقال مداری



شکل ۵– نمودار کاهش تابع هدف بهینه ساز

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



شکل ۶– تاریخچه زمانی متغیر کنترلی برای انتقال مداری

شکل (۶) بیانگر متغیر کنترلی برحسب زمان است. مقدار متغیر کنترلی در لحظه شروع انتقال مداری به کمک بهینه ساز زنبور عسل _____

ايمان شفيعىنژاد

۲۱٬۹۹[°] ۲۱٬۹۹ است. با داشتن مقدار اولیه و انتگرال گیری از معادله (۳۰)، تابع متغیر کنترلی بهدست می آید. چنانچه مشخص است متغیر کنترلی دارای رفتاری پیوسته بوده و اجرای فرمان کنترلی فوق توسط عملگرهای فضاپیما مقدور است.



شکل۷- تاریخچه زمانی شیب مداری برای انتقال مداری

شکل شماره (۷) رفتار متغیر حالت شیب مداری جهت انتقال فضاپیما از شیب مداری ۶۸^۵ به ^۰۰ را نشان می دهد. چنانچه مشخص است در حوزه شیب مداری ۶۰[°] که کمربندهای ون آلن اثر بیشتری دارند، شیب نمودار بیشتر است. لذا تغییرات شیب مداری نسبت به زمان بیشتر است و این امر سبب می شود که فضاپیما با سرعت بیشتری از ناحیه کمربند ون آلن خارج شود.



شکل۸- تاریخچه زمانی شعاع مداری برای انتقال مداری

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 بیضیعا 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 (km) ۴۲۱۶۶ دور شده و تا ارتفاع بیش از (km) ۸۰۰۰۰ خواهد رفت. این مانور

6.Semi Major Axis

طراحی مسیر بهینه فضاپیما در گذر از کمربند تشعشعی ون اّلن با روش بهینهسازی زنبور عسل

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 میشود، اما سبب کاهش دریافت تشعشع که ملاک اصلی این مقاله است خواهد شد.



شکل ۹- تاریخچه زمانی سرعت مداری برای انتقال مداری

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.



شکل ۱۰ – تاریخچه زمانی تابع همیلتونین برای انتقال مداری

بر اساس معادله (۲۵)، تابع هامیلتونین در طول انتقال مداری باید برابر صفر باشد. چنانچه از شکل (۱۰) مشخص است، تابع

هملیتونین با دقت ۱۰–۱۰ برابر صفر است و صحت حل ارائه شده را تایید می کند.

نتيجهگيري

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 زمان های 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 تشعشعی وارد شده به محموله یگیاهی ارائه شده است. حل مسائل کنترل بهینه به روشهای مرسوم حساب تغییرات معمولاً با پیچیدگی همراه است. لذا در این مقاله با استفاده از الگوريتم كلونى زنبور عسل به ارائه رامحل نوينى 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 می شود. روش خلاقانه این مقاله، استفاده از روش بهینهسازی زنبورعسل با سرعت همگرایی بالا در حل مسئله کنترل بهینه غیرخطی انتقال مداری به جهت حل دستگاه معادلات حرکت جدید است. در واقع دستگاه معادلات دیفرانیسل حرکتی جدید استخراج شده خود بهعنوان یک تابع هزینه برای بهینهساز زنبور عسل مدنظر قرار می گیرد. بهینهساز زنبور عسل با بهدست آوردن متغیرهای کنترلی در ابتدا و انتهای مسیر، به ارائه پاسخ بهینه می پردازد. در این مقاله بهینهساز فوق با ۵۰۰ زنبور عسل که معادل ۵۰۰ پاسخ اولیه است در ۳۳ تکرار توانسته است با دقت ۱۰-۱۰ مسئله را حل نماید. قابل ذکر است که متغیرهای بهینهسازی مد نظر قرار گرفته، مقدار اوليه زاويه كنترل بهينه eta_0 و زمان انتهايي t_f مانور انتقال مدارى است. چنانچه از نتایج مشخص است افزایش ۸/۸۹٪ در زمان انتقال مداری فوق مشاهده می شود و از طرف دیگر بر اساس نمودار شیب مداری مشخص است که فضاپیما با سرعت از ناحیه کمربند ون آلن عبور می کند و میزان تشعشعات کمتری را دریافت می کند. همچنین بر اساس انتقال مداری بهینه فوق، ابتدا یک قله در شعاع مداری ایجاد می شود که سبب دور شدن فضاپیما از مدار انتهایی خواهد شد. در ادامه مجدداً فضاپیما با عبور از قله مسیر به مدار انتهایی باز می گردد. این مانور بهینه سبب کاهش دریافت میزان تشعشع کمربند ون آلن خواهد شد. Permitted. (Patent NASA-CASE-MFS-22734-1|US-PATENT-3, 866, 863).

- [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," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 229, no. 2, pp. 333–351, Feb. 2015.
- [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.
- [14] J. A. Kechichian, "The reformulation of Edelbaum's low-thrust transfer problem using optimal control theory," *Astrodyn. Conf. 1992*, vol. 20, no. 5, pp. 381– 391, 1992. <u>https://doi.org/10.2514/6.1992-4576</u>
- [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," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 35, no. 1, pp. 116–134, 2014. <u>https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.03.009.</u>
- [16] M. Di Carlo and M. Vasile, "Analytical solutions for low-thrust orbit transfers," *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, vol. 133, no. 7, p. 33, 2021.
- [17] Y. Wang, C. Han, and X. Sun, "Optimization of lowthrust Earth-orbit transfers using the vectorial orbital elements," *Aerospace Science and Technology*, vol. 112, p. 106614, 2021, <u>https://doi.org/10.1016/j.ast.</u> 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," Zeitschrift Angewandte Mathematik und Mechanik, vol. 59, no. 8, pp. 402-402, 1979.
- [19] D. S. Naidu, Optimal Control Systems (Electrical Engineering Series), CRC Press, 2002.
- [20] M.O.Burrell, J.J.Wright, and J.W.Watts, "An analysis of energetic space radiation and dose rates," NASA Technical Note, National Aeronautics and Space Administration, Vashington, Feb. 1968.
- [21] M.B. Baker, "Geomagnetically Trapped Radiation," AIAA Journal ,vol. 3, no. 9, 1965, <u>https://doi.org/10.2514/3.55177.</u>
- [22] V. Tereshko and A. Loengarov, "Collective decision making in honey-bee foraging dynamics," *Computing* and Information Systems, vol. 9, no. 3, p. 1, 2005.
- [23] D. Karaboga, "An idea based on honey bee swarm for numerical optimization," Technical report-tr06, Erciyes university, engineering faculty, computer engineering department, vol. 200, p. 1-10, 2005
- [24] T. D. Seeley, The wisdom of the hive: the social physiology of honey bee colonies. Harvard University Press, 1995.
- [25]V. Chobotov, Editor, Orbital Mechanics, Second Edition, AIAA Education Series, Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1996.

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۷ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۳ (پیاپی ۶۱)

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- 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 and S. Ghasemi, R. Safarzadeh "New Beginnings in Biospace Science Case Study: Return to the Moon," Fourth National Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, Tehran, Iran, 2019 (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, <u>https://doi.org/10.1007/</u> s11431-016-9034-6
- [4] I. Shafieenejad, 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.
- [5] A. Miele, T. Wang, and P. 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. <u>https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.01.053.</u>
- [6] B. Pinkel, "Electrical Propulsion for Space Missions: Planning Considerations", *Progress in Astronautics and Rocketry*, vol.16, pp. 163-208: Elsevier, 1966. <u>https://doi.org/10.1016/B978-1-4832-3056-6.50011-6.</u>
- [7] I. Shafieenejad, S. Ghasemi, A. Mahmoodi, A.H. Mirsayafi "A Review of Recent Research on Space Missions with the Van Allen Belt and Biospace Approach, Part I," *Fourth National Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, 2019. (in persian)
- [8] R. J. Bull, J. A. Atchison, and F. E. Siddique, "Van Allen Probes End of Mission Navigation and Mission Design." AAS Space Flight Mechanics Conference, Lake Tahoe, UT, August 2020.
- [9] U. J. Shankar, M. N. Kirk, and G. D. Rogers, "Van Allen Probes On-Orbit Verification of Spacecraft Dynamics," in *The 24th International Symposium on Space Flight Dynamics*, 2014.
- [10] M. Da Silva and E. Rocco, "Analysis of the passage of a spacecraft between the Van Allen belts considering a low and high solar activity." in *Journal* of *Physics: Conference Series*, 2017, vol. 911, no. 1: IOP Publishing, p. 012005.
- [11]G. L. Vonpragenau, "SPACE VEHICLE," no. June, 1975, Copyright,Work of the US Gov. Public Use