

مسیر بین سیاره‌ای برای ماموریت فضایی به خورشید با استفاده از الگوریتم ژنتیک

سید حسین نیری^۱ و سید حسین پورتاکدوست^۲

(۱) دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا

(۲) دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا

چکیده

در این مقاله، ابتدا روش‌های متنوع طراحی مسیر به نقاط دوردست منظومه شمسی با تئوری‌های دو جسم و مانورهای ضربه‌ای، همچون روش انتقال هومن^۳ و با استفاده از عبورهای هذلولوی چندگانه^۴ به همراه تقریب‌های مقاطع مخروطی متصل شده^۵ مورد بررسی قرار گرفته است. در این راستا، نرم‌افزاری برای طراحی مسیرهای بین سیاره‌ای طراحی شده که در آن با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک و هرس فضای جستجو مانورهای کمک جاذبه‌ای مسیرهای بهینه برای تقرب به خورشید مورد مطالعه قرار گرفته است. نهایتاً، مسیری بهینه برای تقرب به خورشید طراحی شده است. این مسیر از مداری حول زمین به ارتفاع ۳۰۰ km شروع و پس از انجام چند پرواز عبوری به مداری در فاصله ۰/۰۲ AU می‌رسد.

واژه‌های کلیدی: مانورهای کمک جاذبه‌ای، تقریب هذلولی متصل شده، مانورهای ضربه‌ای، الگوریتم ژنتیک

Interplanetary Space Trajectory and Mission to Sun, Using Genetic Algorithm

H. Nayeri and H. Pourtakdoost

1- Aerospace Engineering Department, Sharif University of Tech.

2- Mechanical and Aerospace Engineering Department, Science and Research Branch, Islamic Azad University

ABSTRACT

In this article, initially a review of interplanetary space mission design to outer solar system, using conventional methodologies of the two body problem is presented. With the aid of genetic and space pruning in this regard a space mission design software is developed that algorithm allows the determination of optimal minimum energy trajectories, using multiple gravity assisted maneuvers. All trajectories are to arrive within a specified distance to the sun. Utilizing this in-house designed software, One is able to extract an optimal low energy trajectory for a spacecraft initially orbiting in a 300 Km altitude low earth orbit (LEO) to approach the sun at a distance of 0.02 Astronomical unit (AU) with multiple fly-bys.

Key Words: Gravity Assisted Maneuvers, Patched Conics, Impulsive Maneuvers, Genetic Algorithm.

۱- کارشناس ارشد

۲- استاد (نویسنده مخاطب): pourtak@sharif.edu

3 - Hohmann

4 - Multiple Flyby

5 - Patched-Conics

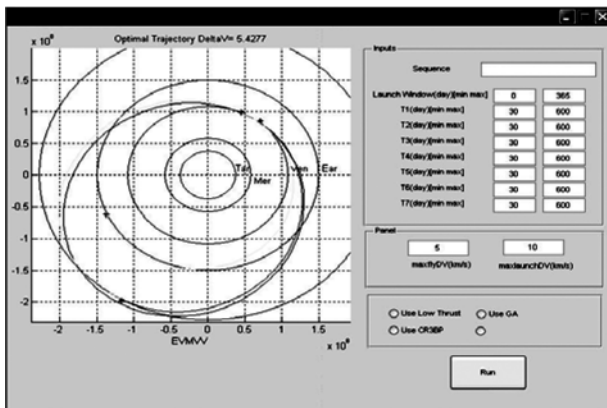
مقدمه

مورد نظر برای انجام آن است که بر حسب هدف ماموریت تعیین می‌گردد.

محیط طراحی

طراحی هر ماموریت فضایی نیازمند ایجاد محیطی برای شبیه‌سازی حرکت سیارات و دینامیک فضاپیماست. به همین منظور نرم‌افزاری برای شبیه‌سازی و بهینه‌سازی مسیرهای ممکن به جهت انجام ماموریت مورد نظر لازم است. برنامه شبیه‌ساز طراحی شده توانایی یافتن مسیر بهینه برای سفر به نقاط مختلف منظومه شمسی با استفاده از جاذبه سیارات میانی یا مورد نظر طراح ماموریت را داراست.

این برنامه گزینه‌هایی برای استفاده از الگوریتم ژنتیک و موتورهای با تراست کم به منظور بهینه‌سازی ماموریت‌های پیچیده تر را در اختیار کاربر قرار می‌دهد. استفاده از الگوریتم ژنتیک امکان دستیابی به جواب‌های ممکن بهتر و بهینه کلی را افزایش می‌دهد. در برنامه ارایه شده کاربر زمان‌های مورد نظر برای پرواز بین سیاره‌های مختلف و همچنین ترتیب انجام پروازهای عبوری را مشخص می‌کند. تعیین ترتیب انجام این مانورها عموماً بر اساس تجربه طراح و معیارهای مورد نظر طراح در سفر فضایی مورد نظر تعیین می‌گردد. میزان موفقیت برنامه در یافتن جواب‌های ممکن و بهینه بستگی به پنجره پرتاب انتخاب شده. زمان‌های پرواز و ترتیب سیارات ملاقات شده دارد. ساختار کلی برنامه بر مبنای استفاده از تئوری لمبرت برای فازهای پرواز بالستیک و پروازهای عبوری فعال در سیارات است. بهینه‌سازی در این محیط توسط الگوریتم ژنتیک صورت می‌گیرد.



شکل (۱): محیط گرافیکی نرم‌افزار.

یکی از روش‌های پیشنهادی مطرح در مجامع علمی برای دفع زباله‌های خطرناک، دفع آنها در فضا است. روش‌های متنوعی در این راستا پیشنهاد شده است که فرستادن زباله‌ها به خارج از منظومه شمسی، استقرار آنها در نقاط لاگرانژی و یا مدارهای هاله‌ای سیستم زمین-خورشید و یا قرار دادن آنها در مداری حول خورشید (بین زمین و زهره) از جمله این مواردند [۱ و ۲]. لاکن در تمام این موارد ریسک‌های آتی مرتبط با زباله‌ها از جمله برخورد با سیارات دیگر در منظومه شمسی و یا خارج آن زیاد است و بهترین پیشنهاد برای کاهش چنین ریسک‌هایی فرستادن زباله‌ها مستقیماً به خورشید است که خود دارای تشعشعات فعال رادیویی می‌باشد. علاوه بر این اطلاع دقیق از ترکیبات جو خورشید نیازمند مطالعه اتمسفر خورشیدی از فواصل نزدیک و نمونه برداری در عبور از میان آن است به همین دلیل دانشمندان درصد انجام ماموریت‌هایی به این هدف هستند.

انتقال مستقیم به سمت خورشید در عمل امکان‌پذیر نمی‌باشد چرا که انجام چنین کاری نیاز به انرژی پرتاب بسیار زیادی برای غلبه بر سرعت مداری زمین و حرکت به سمت خورشید دارد که با هیچ یک از تجهیزات پرتاب کنونی امکان‌پذیر نمی‌باشد و لذا به روش‌های دیگری برای کاهش سرعت فضاپیما و رسیدن به خورشید نیاز است. به همین دلیل یافتن مسیر بهینه به خورشید و مقایسه انرژی مورد نیاز آن با سایر مسیرها از اهمیت زیادی برخوردار است.

برای این منظور می‌توان از نیروی جاذبه سیاره‌های دیگر منظومه شمسی برای تغییر میزان انرژی و جهت سرعت فضاپیما استفاده کرد. پرواز عبوری حول این سیارات می‌تواند باعث افزایش انرژی فضاپیما به میزان مورد نیاز برای تقرب به خورشید شود. سفر به فواصل نزدیک خورشید شامل یک یا چندین پرواز عبوری حول سیارات خواهد بود که در طی این مانورها انرژی فضاپیما تغییر می‌کند. هر چه سیاره کمکی بزرگتر باشد به دلیل افزایش جاذبه آن، تغییر انرژی ناشی از آن بیشتر خواهد بود. همچنین می‌توان با افزایش تعداد پروازهای عبوری این تغییر انرژی را افزایش داد. اما رسیدن به این سیارات باعث افزایش زمان ماموریت می‌شود و لذا نحوه انجام این ماموریت موازنه‌ای بین میزان انرژی مورد نیاز و زمان

فرمول‌ها و روابط

مانور پرواز عبوری و قلاب سنگ^۱

مانور پرواز عبوری در مکانیک مدارهای فضایی به معنای استفاده از حرکت یک سیاره برای تغییر مسیر یا سرعت یک فضاپیما است. بر اساس قانون بقای انرژی در مانور پرواز عبوری حول یک سیاره سرعت نسبی سیاره و فضاپیما ثابت باقی می‌ماند اما سرعت فضاپیما نسبت به خورشید تغییر می‌کند. یک راه مناسب برای بدست آوردن انرژی از یک مانور قلاب سنگ روشن کردن یک موتور موشک در نزدیکی نقطه حضيض به منظور افزایش سرعت فضاپیماست. روشن کردن موشک همواره میزان مشخصی افزایش سرعت را مهیا می‌کند اما تغییر انرژی جنبشی متناسب با سرعت فضاپیما در لحظه اعمال پالس است. [۳]

زمان مشخص شده توسط فضاپیما پیموده می‌شود. به منظور حل این مسئله مراجع مختلف معمولاً از روش متغیرهای جهانی^۳ استفاده می‌کنند. بردارهای \vec{r}_1 و \vec{r}_2 تغییر در زاویه قطبی $\Delta\theta$ را مشخص می‌نمایند. داریم:

$$\cos \Delta\theta = \frac{\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2}{r_1 r_2}, \quad (1)$$

که در آن،

$$r_1 = \sqrt{\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2}, \quad r_2 = \sqrt{\vec{r}_2 \cdot \vec{r}_2}. \quad (2)$$

اگر $\cos \Delta\theta > 0$ باشد $\Delta\theta$ در نواحی اول یا چهارم دستگاه مختصات قرار می‌گیرد و اگر $\cos \Delta\theta < 0$ باشد $\Delta\theta$ در نواحی دوم یا سوم محورها قرار دارد. به منظور حل این ابهام مولفه Z بردار $\vec{r}_1 \times \vec{r}_2$ را محاسبه می‌کنیم داریم:

$$(\vec{r}_1 \times \vec{r}_2) = \hat{K} \cdot (\vec{r}_1 \times \vec{r}_2) = \hat{K} \cdot (r_1 r_2 \sin \Delta\theta \hat{W}) = r_1 r_2 \sin \Delta\theta (\hat{K} \cdot \hat{W}), \quad (3)$$

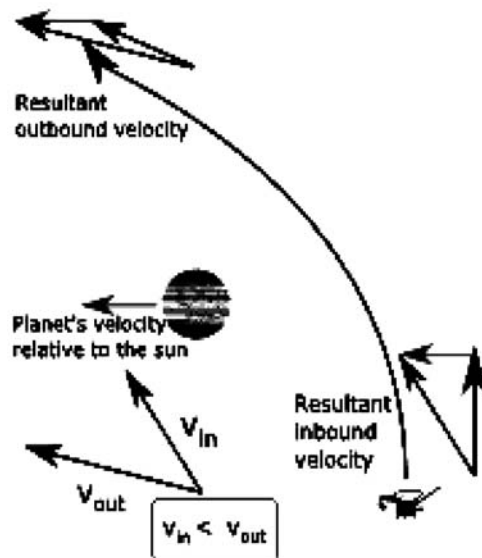
که در آن، \hat{W} بردار نرمال عمود بر صفحه مداری است. بنابراین $\hat{K} \cdot \hat{W} = \cos i$ که i زاویه شیب^۴ مدار است. داریم

$$(\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)_z = r_1 r_2 \sin \Delta\theta \cos i. \quad (4)$$

از علامت عبارت $(\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)_z$ می‌توان برای تعیین مکان $\Delta\theta$ در دستگاه مختصات استفاده کرد. دو حالت ممکن است به وجود آید مسیرهای با چرخش مثبت^۵ ($0 < i < 90$) و مسیرهای با چرخش منفی^۶ ($90 < i < 180$). برای مسیرهای با چرخش مثبت مانند شکل ۴. $\cos i > 0$ بنابراین اگر $(\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)_z > 0$ باشد $\sin \Delta\theta > 0$ یا $0^\circ < \Delta\theta < 180^\circ$. از اینجا $\Delta\theta$ در ربع اول یا دوم قرار دارد در نتیجه $\Delta\theta$ برابر خواهد بود با $\cos^{-1}(\frac{\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2}{r_1 r_2})$. سایر حالت‌ها به طور مشابه قابل محاسبه‌اند. داریم:

$$\Delta\theta = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2}{r_1 r_2}\right) & (\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)_z \geq 0 \\ 360^\circ - \cos^{-1}\left(\frac{\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2}{r_1 r_2}\right) & (\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)_z < 0 \end{cases} \quad \text{Prograde Trajectories}$$

$$\Delta\theta = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2}{r_1 r_2}\right) & (\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)_z < 0 \\ 360^\circ - \cos^{-1}\left(\frac{\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2}{r_1 r_2}\right) & (\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)_z \geq 0 \end{cases} \quad \text{Retrograde Trajectories}$$



شکل (۲): سرعت فضاپیما نسبت به خورشید.

تئوری لمبرت^۲

تئوری لمبرت به عنوان پایه ای برای طراحی ماموریت با مانورهای ضربه‌ای مورد استفاده قرار گرفته است. فرض کنید هدف یافتن مسیری بین بردارهای مکان \vec{r}_1 و \vec{r}_2 متعلق به دو نقطه P_1 و P_2 حول جرم M باشد که در زمان T صورت پذیرد، شکل ۳. بر اساس تئوری لمبرت با فرض عدم چرخش‌های چندگانه مسیر مورد نظر بخشی از مداری یکتا است که در

3- Universal Variables

4- Orbit Inclination

5- Prograde

6- Retrograde

1 - Slingshot

2 - Lambert Problem

از طرف دیگر داریم:

$$f \dot{g} - \dot{f} g = 1. \quad (10)$$

بنابراین داریم:

$$V_2 = \frac{1}{g} (\dot{g} r_2 - \dot{r}_1). \quad (11)$$

باتوجه به این معادلات واضح است که مسئله لمبرت زمانی حل می‌شود که ضرایب f و g و \dot{g} تعیین گردند. داریم:

$$f = 1 - \frac{\mu r_2}{h^2} (1 - \cos \Delta \theta) \quad g = \frac{r_1 r_2}{h} \sin \Delta \theta, \quad (12)$$

$$\dot{f} = \frac{\mu}{h} \frac{1 - \cos \Delta \theta}{\sin \Delta \theta} \left[\frac{\mu}{h^2} (1 - \cos \Delta \theta) - \frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2} \right], \quad (13)$$

$$\dot{g} = 1 - \frac{\mu r_1}{h^2} (1 - \cos \Delta \theta)$$

که در آنها زاویه $\Delta \theta$ از نقطه حضيض مسیر می‌باشد. همچنین، بر حسب زاویه سراسری χ داریم:

$$f = 1 - \frac{\chi^2}{r_1} C(z) \quad g = \Delta t - \frac{1}{\sqrt{\mu}} \chi^3 S(z), \quad (14)$$

$$\dot{f} = \frac{\sqrt{m}}{r_1 r_2} \chi [z S(z) - 1] \quad \dot{g} = 1 - \frac{\chi^2}{r_2} C(z). \quad (15)$$

در این معادله $z = \alpha \chi^2$ است. از آنجا که توابع f و g به خروج از مرکز وابسته نیستند، انتخاب‌های مناسبی برای حل مسئله لمبرت می‌باشند. مقادیر نامعلوم سمت راست معادلات بالا h ، χ و z هستند و $\Delta \theta$ و Δt و r و r_0 معلومند. ارتباط بین $\Delta \theta$ و Δt با مساوی قرار دادن دو طرف عبارات برای g به دست می‌آیند:

$$\frac{r_1 r_2}{h} \sin \Delta \theta = \Delta t - \frac{1}{\sqrt{\mu}} \chi^3 S(z). \quad (16)$$

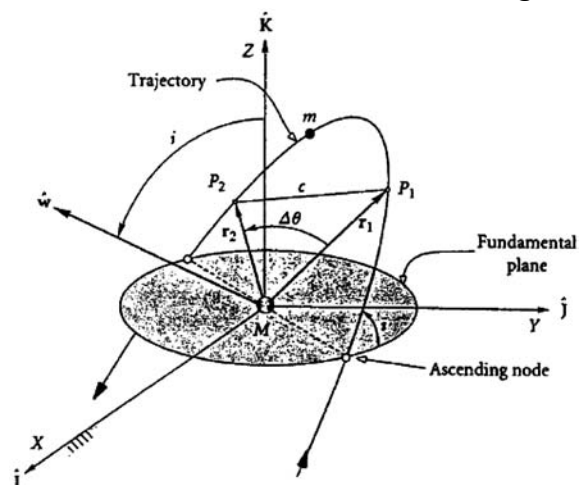
برای حذف مقدار نامعلوم ممتوم زاویه‌ای عبارات برای f را برابر بصورت زیر قرار می‌دهیم:

$$1 - \frac{\mu r_2}{h^2} (1 - \cos \Delta \theta) = 1 - \frac{\chi^2}{r_1} C(z). \quad (17)$$

با حل برای h داریم:

$$h = \sqrt{\frac{\mu r_1 r_2 (1 - \cos \Delta \theta)}{\chi^2 C(z)}}. \quad (18)$$

بر اساس تئوری لمبرت زمان انتقال Δt از P_1 به P_2 مستقل از خروج از مرکز مدار است و تنها به مجموع اندازه‌های بردارهای مکان $r_1 + r_2$ و کشیدگی مدار a و طول خط واصل بین P_1 و P_2 بستگی دارد. علاوه بر این برای مدارهای بیضوی پرپود مدار و انرژی ویژه مدار نیز مستقل از خروج از مرکز مدار است. اگر زمان پرواز Δt معلوم باشد مسئله لمبرت پیدا کردن مسیری است که این دو نقطه را به هم متصل می‌کند. این مسیر زمانی مشخص خواهد بود که \vec{V}_1 مشخص شود. چرا که سرعت و مکان هر نقطه روی مسیر با استفاده از \vec{r}_1 و \vec{V}_1 قابل استخراج هستند.



شکل (۳): مسئله لمبرت، انتقال بین دو نقطه در فضا در زمان مشخص.

باتوجه به شکل ۳ داریم:

$$\vec{r}_2 = f \vec{r}_1 + g \vec{V}_1, \quad (6)$$

$$\vec{V}_2 = \dot{f} \vec{r}_1 + \dot{g} \vec{V}_1. \quad (7)$$

ضرایب f و g برابرند با:

$$f = \frac{\bar{x} \dot{\bar{y}}_1 - \bar{y} \dot{\bar{x}}_1}{h}, \quad g = \frac{-\bar{x} \bar{y}_1 + \bar{y} \bar{x}_1}{h}, \quad (7)$$

و مشتقات آنها برابرند با:

$$\dot{f} = \frac{\dot{\bar{x}} \dot{\bar{y}}_1 - \dot{\bar{y}} \dot{\bar{x}}_1}{h}, \quad \dot{g} = \frac{-\dot{\bar{x}} \bar{y}_1 + \bar{y} \dot{\bar{x}}_1}{h}, \quad (8)$$

که در آنها، h ممتوم زاویه‌ای مسیر است. توابع f و g به ضرایب لاگرانژ معروفند. محاسبه \vec{V}_1 از معادله (۶) و قرار دادن آن در معادله (۷) داریم:

$$\vec{V}_2 = \dot{f} \vec{r}_1 + \dot{g} (\vec{r}_2 - f \vec{r}_1) = \frac{\dot{g}}{g} \vec{r}_2 - \frac{f \dot{g} - \dot{f} g}{g} \vec{r}_1. \quad (9)$$

با جایگذاری معادله (۱۸) در (۱۷) و ساده سازی داریم:

$$\chi = \sqrt{\frac{y(z)}{C(z)}} \quad y(z) = r_1 + r_2 + A \frac{zS(z)-1}{\sqrt{C(z)}}. \quad (26)$$

با جایگذاری (۲۶) در معادله (۲۱) داریم:

$$\sqrt{\mu\Delta t} = \left[\frac{y(z)}{C(z)} \right]^{\frac{3}{2}} S(z) + A\sqrt{y(z)}. \quad (27)$$

با معلوم بودن Δt می‌توان این معادله را برای z حل نمود. البته حل این معادله نیازمند روش‌های سعی و خطا مانند روش نیوتن است. بدین منظور می‌توان معادله را به فرم تابع F نوشت و از روش نیوتن برای حل آن بصورت زیر استفاده کرد [۳-۴]:

$$F(z) = \left[\frac{y(z)}{C(z)} \right]^{\frac{3}{2}} S(z) + A\sqrt{y(z)} - \sqrt{\mu\Delta t}. \quad (28)$$

الگوریتم ژنتیک

در الگوریتم ژنتیک باید اندازه جمعیت N ، مقادیر P_C احتمال وقوع تقاطع (نرخ تقاطع) و P_M احتمال وقوع جهش (نرخ جهش) در هر تکرار معلوم باشند. این مقادیر در کل اجرا ثابت در نظر گرفته شده‌اند. ساختار کلی الگوریتم ژنتیک به صورت زیر است:

۱. تولید جمعیت اولیه به اندازه N .
۲. محاسبه تابع برازندگی^۱ هر کروموزوم در جمعیت.
۳. ایجاد جمعیت جدید (عمل تولید نسل): N بار قدم‌های زیر را انجام بده:
 - ۳-۱. انتخاب دو کروموزوم والد از جمعیت جاری با استفاده از عملگر انتخاب.
 - ۳-۲. انجام عملگر تقاطع روی والدین با احتمال وقوع تقاطع P_C و ایجاد فرزند.
 - ۳-۳. با احتمال وقوع جهش P_M ، انجام عمل جهش روی فرزند و
 - ۳-۴. اضافه کردن فرزند به جمعیت جدید.
۴. انتخاب جمعیت جدید و جایگذاری جمعیت جاری با جمعیت جدید بوسیله عملگر انتخاب.
۵. آزمون شرایط توقف و برگرداندن بهترین جواب در صورت توقف و
۶. بازگشت به قدم ۲.

$$\sqrt{\mu\Delta t} = \chi^3 S(z) + \chi \sqrt{C(z)} \left(\sin \Delta \theta \sqrt{\frac{r_1 r_2}{1 - \cos \Delta \theta}} \right). \quad (19)$$

عبارت داخل پرانتز سمت راست معادله باتوجه به اطلاعات اولیه مسئله ثابت است. این مقدار را با A بصورت زیر نشان می‌دهیم:

$$A = \sin \Delta \theta \sqrt{\frac{r_1 r_2}{1 - \cos \Delta \theta}}. \quad (20)$$

معادله به فرم ساده‌تر زیر نوشته می‌شود:

$$\sqrt{\mu\Delta t} = \chi^3 S(z) + A\chi \sqrt{C(z)}. \quad (21)$$

سمت راست این معادله شامل مقادیر نامعلوم χ و z است. برای یافتن ارتباطی بین z و χ که وابسته به پارامترهای مداری نباشد عبارات برای f را برابر قرار می‌دهیم.

$$\frac{\mu}{h} \frac{1 - \cos \Delta \theta}{\sin \Delta \theta} \left[\frac{\mu}{h^2} (1 - \cos \Delta \theta) - \frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2} \right] = \frac{\sqrt{\mu}}{r_1 r_2} \chi [zS(z) - 1]. \quad (22)$$

با ضرب در $r_1 r_2$ و جایگذاری برای ممنومم زاویه‌ای از معادله (۱۸) داریم:

$$\frac{\mu}{\sqrt{\frac{\mu r_1 r_2 (1 - \cos \Delta \theta)}{\chi^2 C(z)}}} \frac{1 - \cos \Delta \theta}{\sin \Delta \theta} \left[\frac{\mu}{\frac{\mu r_1 r_2 (1 - \cos \Delta \theta)}{\chi^2 C(z)}} (1 - \cos \Delta \theta) - r_1 - r_2 \right] = \sqrt{\mu} \chi [zS(z) - 1] \quad (23)$$

با ساده سازی و حذف عبارات مشترک داریم:

$$\frac{\sqrt{1 - \cos \Delta \theta}}{\sqrt{r_1 r_2} \sin \Delta \theta} \sqrt{C(z)} [\chi^2 C(z) - r_1 - r_2] = zS(z) - 1. \quad (24)$$

با ساده سازی این معادله داریم:

$$\chi^2 C(z) = r_1 + r_2 + A \frac{zS(z) - 1}{\sqrt{C(z)}}. \quad (25)$$

سمت راست این معادله تنها به z بستگی دارد. این بخش

را $y(z)$ می‌نامیم:

هر پرواز عبوری می‌باشد. از آنجا که این برنامه به صورت عمومی برای انواع ماموریت‌ها طراحی شده است، در صورتی که نیاز به مانور جذب در سیاره هدف باشد، ΔV مورد نیاز نیز به تابع هزینه اضافه می‌گردد.

اعتبار سنجی

به منظور اعتبارسنجی برنامه ماموریت فضاپیمای کاسینی مدل سازی شده است. این ماموریت شامل ۴ مانور کمک‌جاذبی میانی می‌باشد که در نهایت این فضاپیما را در مسیر ملاقات با سیاره زحل قرار می‌دهد. در شبیه‌سازی و بهینه‌سازی انجام گرفته پنجره پرواز از ساعت ۱۲ نیمه شب ۱/۱/۱۹۹۷ به مدت یک سال مورد جستجو قرار گرفته است. جدول ۱ فضای جستجوی تعیین شده برای ترتیب و زمان سفر بین سیارات را نشان می‌دهد.

مسیر به دست آمده توسط برنامه شبیه‌ساز و مسیر ماموریت فضاپیمای کاسینی در شکل ۴ نشان داده شده است. جدول ۲ زمان‌های حاصل و زمان بندی ماموریت اصلی را نشان می‌دهد.

جدول (۱): بازه‌های زمانی مورد استفاده برای شبیه‌سازی.

زمان پرواز (روز)	مینیمم	ماکزیمم
زمان پرتاب	۰	۳۶۵
زمان پرواز تا زهره	۱۰۰	۲۵۰
زمان پرواز تا زهره ۲	۴۰۰	۵۰۰
زمان پرواز تا زمین	۳۰	۲۰۰
زمان پرواز تا ژوپیتر	۳۰۰	۱۵۰۰
پرتاب قابل اعمال ΔV (km/s) ماکزیمم	۵	
ماکزیمم ΔV (km/s) در پرواز عبوری قابل اعمال	۵	

جدول (۲): مقایسه زمان‌های حاصل از شبیه‌سازی و ماموریت کاسینی.

تاریخ	ماموریت کاسینی	برنامه
پرتاب	۱۵/۱۰/۱۹۹۷	۱۵/۱۰/۱۹۹۷
پرواز عبوری - زهره	۲۶/۴/۱۹۹۸	۱۵/۴/۱۹۹۸
پرواز عبوری ۲ - زهره	۲۴/۶/۱۹۹۹	۲۶/۶/۱۹۹۹
پرواز عبوری - زمین	۱۸/۸/۱۹۹۹	۲۸/۸/۱۹۹۹

همان‌طور که دیده می‌شود برنامه توانایی بسیار خوبی در یافتن جواب در فضای گسترده جستجو دارد. علاوه بر این تخمین حاصل برای میزان انرژی مورد نیاز نیز از دقت قابل

بدلیل گستردگی فضای جستجو و پراکندگی جواب‌های ممکن موفقیت الگوریتم ژنتیک در پیدا کردن مینیمم‌های مناسب بستگی زیادی به تعداد جمعیت و پراکندگی آنها دارد. به منظور رفع این مشکل والدین در مرحله اولیه باید به گونه‌ای انتخاب شوند که تا حد امکان در تمامی فضای جستجو پراکنده باشند. افزایش تعداد والدین می‌تواند احتمال یافتن جواب‌های قابل قبول را تا حد زیادی افزایش دهد اما زمان محاسبه بسیار افزایش می‌یابد [۶].

الگوریتم برنامه

پس از مشخص شدن ترتیب پروازهای عبوری، مقصد نهایی، زمان‌های پرواز برنامه مراحل زیر را طی می‌کند:

- ۱- محاسبه بردار حالت (سرعت و مکان) سیاره مبدا در تاریخ پرتاب،
- ۲- محاسبه بردار حالت (سرعت و مکان) سیاره هدف در تاریخ انجام پرواز عبوری،
- ۳- حل معادله لمبرت برای مسیر بین سیاره پرتاب و سیاره مورد نظر برای انجام پرواز عبوری و تعیین بردار حالت اولیه و ثانویه در این بخش،
- ۴- محاسبه انرژی پرتاب،
- ۵- پیشروی در مسیر مدار انتقال خورشیدمرکز فاز یک تا تاریخ انجام مانور پرواز عبوری،
- ۶- محاسبه سرعت بینهایت ورودی نسبت به سیاره مورد پرواز عبوری،
- ۷- حل مسئله لمبرت برای فاز بعدی انتقال خورشید مرکز و تعیین بردار حالت اولیه و ثانویه فاز بعدی،
- ۸- محاسبه سرعت بینهایت خروجی نسبت به سیاره مورد پرواز عبوری،
- ۹- تعیین پارامترهای مداری مسیر هذلولی سیاره مرکز، ارتفاع پرواز عبوری و پالس مورد نیاز،
- ۱۰- محاسبه ΔV کلی و
- ۱۱- انجام عملیات بهینه‌سازی روی توابع هزینه [۵].

بین هر دو فاز یک سیاره یا یک پالس سرعت وجود دارد که پارامترهای مورد نیاز برای انطباق سرعت خروجی در فاز قبل و سرعت ورودی در فاز بعدی را محاسبه می‌کند. تابع هزینه در کل مسیر مجموع ΔV ‌های اعمالی در مراحل مختلف است. تابع هزینه شامل ΔV مورد نیاز برای پرتاب و ΔV مورد نیاز در انجام

نتایج

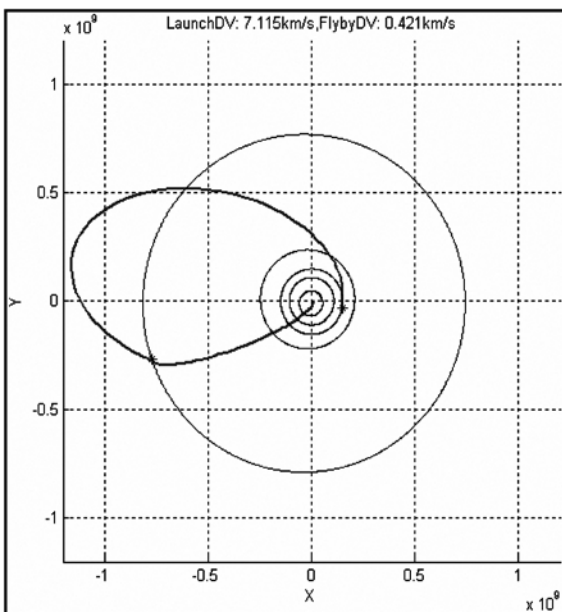
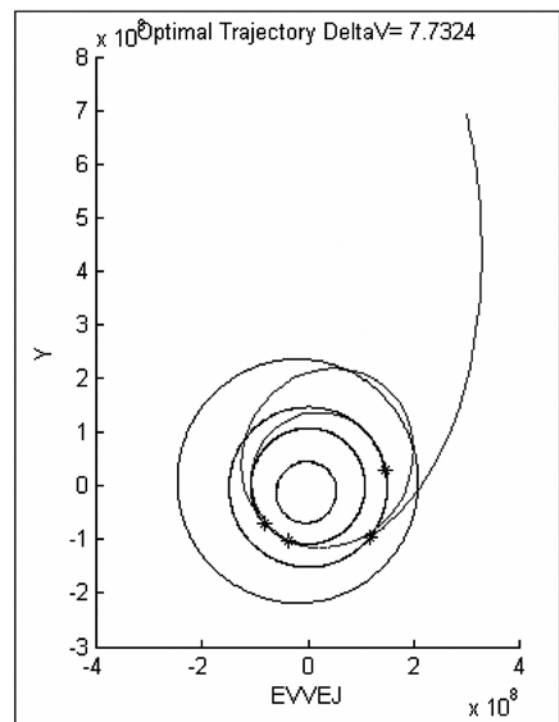
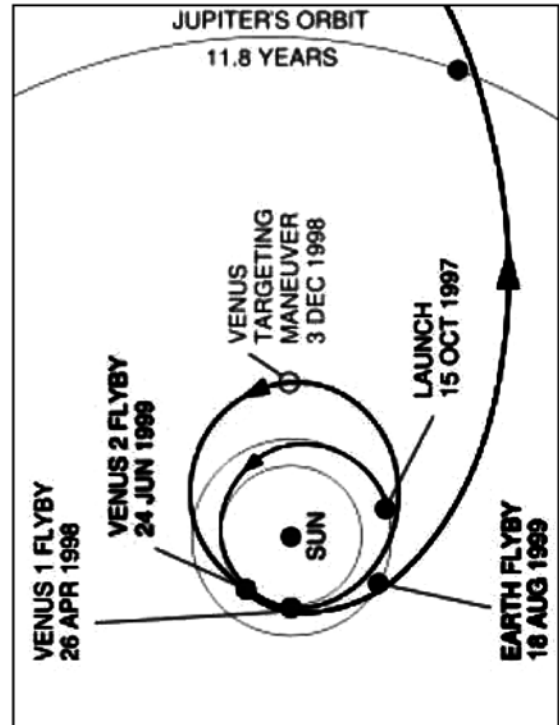
قبولی برای فاز اولیه طراحی برخوردار است. مجموع ΔV های ماموریت کاسینی تقریباً 4 km/s می باشد. ΔV حاصل از برنامه $4/732$ است.

زمین-مشتري-مدار هدف

در این ماموریت تنها از جاذبه سیاره مشتری به منظور تغییر سرعت فضاپیما و نزدیکی به فاصله 0.055 AU استفاده شده است. شکل ۵ مسیر تقرب و جدول ۳ نتایج حاصل از شبیه سازی را نشان می دهد.

جدول (۳): تقرب به فاصله 0.055 AU - زمین مشتری هدف.

۲۴۵۵۰۸۴	زمان پرتاب
۲۴۵۷۸۶۶	زمان پرواز عبوری
۲۴۵۸۷۲۳	زمان رسیدن به هدف
$7/115 \text{ km/s}$	$\Delta V \text{ km/s}$ پرتاب
$0/421 \text{ km/s}$	$\Delta V \text{ km/s}$ پرواز عبوری
$7/54 \text{ km/s}$	هزینه کل (km/s)

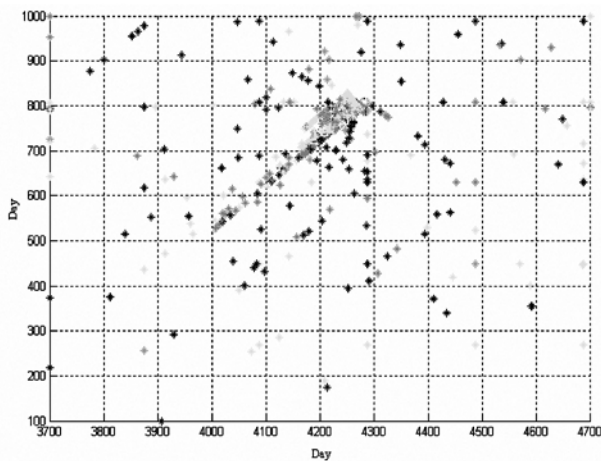


شکل (۴): مقایسه ماموریت کاسینی و شبیه سازی.

شکل (۵): تقرب به فاصله 0.055 AU - زمین مشتری هدف.

جدول (۴): تقرب به فاصله ۰/۰۲ AU از خورشید.

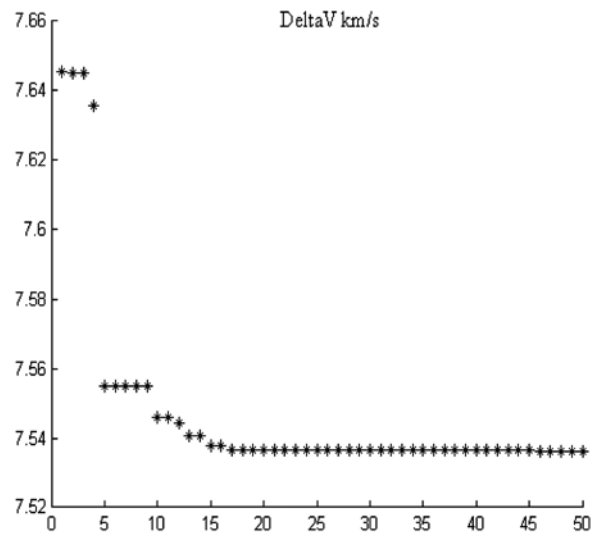
۲۴۵۵۱۷۱	زمان پرتاب
۲۴۵۵۶۲۱	پرواز عبوری حول مریخ
۲۴۵۷۶۹۳	پرواز عبوری حول مشتری
۲۴۵۸۶۸۲	پرواز عبوری حول زهره
۰/۲ km/s	پالس سرعت
۲۴۵۸۷۳۶	زمان رسیدن به هدف
۳/۹۴ km/s	$\Delta V(km/s)$ پرتاب
۰/۲۳ km/s	$\Delta V(km/s)$ در پرواز عبوری حول مریخ
۰/۱۵ km/s	$\Delta V(km/s)$ در پرواز عبوری حول مشتری
۰	$\Delta V(km/s)$ در پرواز عبوری حول هره
۴/۶۷ km/s	کل $\Delta V(km/s)$



شکل (۷): حرکت فرزندان در هر نسل به سمت جواب بهینه.

مسیر تقرب در شکل ۸ نشان داده شده است. به منظور نمایش بهتر مسیر سه بعدی مسافت‌ها در راستای خارج صفحه مداری سیارات با مقیاس ۱۰ برابر نشان داده شده‌اند.

تغییرات تابع هزینه در شکل ۶ ارایه شده است. سیر نزولی تابع هزینه نشان دهنده عملکرد صحیح الگوریتم ژنتیک در اصلاح هر نسل و حرکت به سمت نقطه بهینه است.

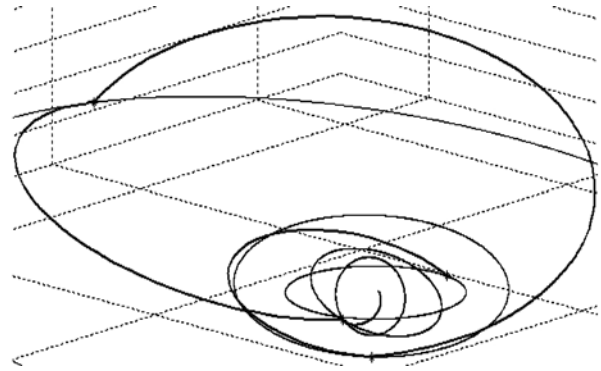


شکل (۶): تغییرات تابع هزینه در هر نسل.

زمین-مریخ-مشتری-زهره-مدار هدف

در این شبیه‌سازی هدف رسیدن به فاصله ۰/۰۲ Au از خورشید است. نتایج حاصل در جدول ۴ نشان داده شده است. بدلیل گستردگی فضای جستجو و پراکندگی ناحیه جواب‌های ممکن توزیع مناسب والدین در فضای جستجو بسیار حایز اهمیت است و توانایی الگوریتم ژنتیک در یافتن پاسخ بهینه مستلزم قرار گرفتن یک جواب در یکی از جزایر جواب‌های ممکن است. در این صورت الگوریتم با سرعت همگرایی مناسبی به سمت نقطه بهینه در آن ناحیه حرکت می‌کند. در این ناحیه الگوریتم با عمل جهش با گام‌های نسبتاً کوچک زمانی بهینه‌سازی موضعی را انجام می‌دهد. در شکل ۷ مشاهده می‌شود والدین اولیه در تمامی فضای جستجو پراکنده شده‌اند. در نهایت با افزایش تعداد نسل، فرزندان به سمت نقطه بهینه جذب شده و تراکم فرزندان در این نقطه افزایش یافته است. برنامه با انجام عملیات تقاطع با گام‌های بلند زمانی نقاط دوردست از این نقطه را برای یافتن سایر جزایر جواب‌های ممکن جستجو می‌کند.

- [4] Myatt, D.R., Becerra, V.M., Nasuto, S.J. and Bishop, J.M., "Advanced Global Optimisation for Mission Analysis and Design" Final Report, Ariadna id: 03/4101. Contract Number: 18138/04/NL/MV, 2004. (Available: <http://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ACT-RPT-03-4101-Arianda-GlobalOptimisation-Reading.pdf>)
- [5] Marsden, J.E. and Ross, S.D., "New Methods In Celestial Mechanics and Mission Design", Bulletin of the American Mathematical Society, Volume 43, No.1, pp. 43-73, November 22, 2005.
- [6] Sette, S. and Boullart, L., "Genetic Programming: Principle and Applications", Engineering Applications of Artificial Intelligence, Vol.14, 727-736, 2001.



شکل (۸): مسیر تقرب به فاصله 0.02 AU از خورشید.

مجموع ΔV های مورد نیاز برای انجام این ماموریت $4/87 \text{ km/s}$ است. میزان ΔV مورد نیاز برای انتقال هومن به سیاره مشتری تقریباً $6/5 \text{ km/s}$ است که در مقایسه میزان انرژی مورد نیاز کمتر از این مقدار است. زمان کلی انجام این ماموریت برابر 3438 روز یا 9 سال و 41 روز خواهد بود. همان طور که ملاحظه شد بهترین نتایج حاصل رسیدن به فاصله 0.02 AU از خورشید را ممکن می سازد. میزان انرژی مورد نیاز در این روش که انجام سه مانور پرواز عبوری حول سه سیاره مریخ مشتری و زهره را در پی دارد در توانایی اغلب سیستم های پیشران کنونی است. تقرب با استفاده از جاذبه سیارات داخلی به تنهایی به دلیل قرار داشتن طولانی مدت فضاپیما در فاصله بسیار نزدیک به خورشید برای اهداف تحقیقاتی مناسب است اما تاثیرات مخرب تشعشعات خورشیدی روی سیستم های فضاپیما و همچنین اغتشاشات ناشی از ذرات خورشیدی این تقرب را گزینه نامناسبی برای ماموریت هایی مانند دفع زباله ها می سازد.

مراجع

- [1] Coopersmith, J. "Disposal of High-Level Nuclear Waste In Space" AIAA Annual Technical Symposium, 1999.
- [2] Burns, R.E, Causey W.E., Galloway W.E., and Nelson, R. W., "Nuclear Waste Disposal in Space", National Aeronautics and Space Administration Scientific and Technical Information Office, May 1978.
- [3] Curtis H.D. and Embry, R. "Orbital Mechanics for Engineering Students", Elsevier Butterworth-Heinemann, 2005.