انتخاب هدف مأموریت معدن‌کاوی سیارکی بر مبنای طراحی مسیر بهینه

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۵/۱۵
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۶/۳۱

ابراهیم امیری[۱]، مهدی جعفری ندوشن[۲]*

۱ کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

۲ استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، mjafari@kntu.ac.ir

چکیده

سیارک‌های نزدیک زمین به‌واسطه منابع معدنی که در خود دارند و با توجه به رشد روزافزون فناوری و نیاز بشر به فلزات کمیاب و مواد معدنی در کانون توجهات قرار دارند. در این مقاله سیارک‌های ریوگو، ایتوکاوا و بنو از سیارک‌های نزدیک زمین به خاطر فاصله مناسبی که با زمین دارند، برای طراحی مسیر رفت و برگشتی بهینه به آن‌ها انتخاب شده‌اند. بهینه‌سازی چندهدفه به همراه اطلاعات جدول نجومی برای طراحی مسیر رفت و برگشتی به کار گرفته شده است که توابع هدف آن شامل تغییر سرعت کل و مدت زمان کل مأموریت است. این مقادیر با الگوریتم ژنتیک نامغلوب برای مسیرهای بین زمین و سیارک‌های نمونه، کمینه شدند. در ادامه، نتایج به‌صورت نمودارهای پرتو ارائه شده‌اند که نشان‌دهنده مناسب بودن شرایط سیارک بنو نسبت به دیگر سیارک‌های نمونه است. برای صحت‌سنجی این نتایج، جواب‌هایی از نمودار پرتو که حداقل تغییرات سرعت موردنیاز را داشتند با موارد همتای خود از اطلاعات موجود در مرکز داده‌های جی پی ال ناسا مورد مقایسه قرار گرفتند.

واژه‌های کلیدی: معدن‌کاوی سیارکی، مسئله لمبرت، بهینه‌سازی چندهدفه، سیارک‌های نزدیک زمین

Target selection for asteroid mining mission based on Optimal trajectory design

Ebrahim Amiri[1], Mahdi Jafari Nadoushan[2]

1 Graduated Student, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran

2 Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, mjafari@kntu.ac.ir

Abstract

Near-Earth Asteroids are attractive targets in terms of the mineral resources they can provide us and the fast technological development and growing human needs for rare metals and minerals. In this paper, Ryugu, Itokawa, and Bennu asteroids are selected from near-Earth asteroids due to their proper distance from Earth to design the optimal round-trip trajectory. The multi-objective optimization along with the ephemeris of these asteroids is used to design outbound and inbound trajectories. The objective functions include the total delta-velocity and the total duration of the mission, these variables are minimized with the help of the Non-dominated Sorting Genetic Algorithm for the trajectories between the Earth and the sample asteroids. In the following, the results are presented in the form of Pareto diagrams. which indicates the suitability of the conditions of Bennu asteroid compared to other sample asteroids. To validate these results, the Pareto diagram answers that had the least delta-velocity were compared with their corresponding item from the available information on the NASA JPL data center.

Keywords: *Asteroid mining, Lambert's problem, multi-objective optimization, near-Earth asteroids*

۱. مقدمه

بهره‌برداری از سیارک‌ها به‌ویژه سیارک‌های نزدیک زمین، راهی برای تأمین مواد و منابع موردنیاز بشر بر روی زمین و همچنین فراهم ساختن امکان استقرار بشر در فضا، اعم از ساخت‌وساز در فضا و تأمین قطعات و نیروی پیشران برای فضاپیماها است. مفهوم معدن‌کاوی سیارکی با استخراج منابع از سیارک‌هایی که پتانسیل تأمین نیازهای صنایع را چه در فضا و چه بر روی زمین را دارا باشند، تعریف می‌شود. سیارک‌های متعددی قابلیت استحصال دارند که مواد معدنی آن‌ها برای سوخت نیروی پیشران، ساخت‌وساز، استحصال فلزات استراتژیک و نیمه‌رساناها مناسب است. هرچند چالش احتمالی کمبود منابع و مواد معدنی روی زمین به اهمیت موضوع می‌افزاید؛ ولی همین موارد برای ارزشمند محسوب شدن سیارک‌ها کافی است. با توجه به افزایش تقاضا به دلیل افزایش جمعیت و توسعه هر روزه صنایع می‌توان پیش‌بینی کرد که در آینده منابع موجود بر روی زمین کفاف آن را نخواهد داد. بر این اساس طبیعی خواهد بود اقداماتی اساسی به‌منظور استخراج منابع از سیارک‌ها صورت گیرد، به‌ویژه که ممکن است در آینده نزدیک هزینه برداشت و استخراج برخی از منابع سیارکی کمتر از مشابه آن بر روی زمین برآورد شود (۱). پلاتینیوم و عناصر هم‌گروه آن به‌عنوان عناصری پرکاربرد برای استفاده در صنایع با فناوری برتر یکی از اولویت‌های معدن‌کاوی فضایی شناخته می‌شوند (۲، ۳). جالب‌تر آنکه تراکم این فلزات در برخی از سیارک‌ها بسیار بیشتر از کل منابع موجود در معادن آن‌ها بر روی زمین است (۱).

در این راستا موضوع طراحی مسیر مأموریت‌های معدن‌کاوی سیارک‌ها در کانون توجهات قرار داشته و تاکنون فعالیت‌های متعددی در این زمینه صورت گرفته است. آنگاریتا در سال ۲۰۱۶ در مقاله‌ای با استفاده از الگوریتم ژنتیک سعی در بهینه‌سازی مسیرهای مأموریت‌های فضایی کرد. او بیان می‌دارد جبهه پرتو الگوریتم ژنتیک با زمان متفاوت مانور، مسیرهای کاملاً متفاوتی را نتیجه می‌دهد و برای کاهش اثر آن، گنجاندن پارامترهایی همچون زمان کل مأموریت و مصرف سوخت مأموریت در تابع هزینه را پیشنهاد می‌کند (۴). لیو در سال ۲۰۱۹ مسیر برای مأموریت‌های بازگشت نمونه سیارکی نزدیک زمین را با پیشران شیمیایی مورد بهینه‌سازی قرار داده است. مدل پیشنهادشده او چندهدفه بوده و برای یافتن راه‌حل، پرتو بهینه برای به حداکثر رساندن جرم خشک فضاپیما و به حداقل رساندن زمان انتقال، با در نظر گرفتن مانورهای ضربه‌ای و کمک گرانشی سیارات مورداستفاده قرار گرفته است. نتایج شبیه‌سازی آن نشان می‌دهد که راه‌حل‌هایی با فضاپیماهایی با جرم خشک بالاتر نیز ممکن است. ازاین‌رو، گروه اهداف سیارکی در دسترس بزرگ‌تر می‌شود و بهینه‌سازی چندهدفه طراحی مسیر مأموریت را بسیار انعطاف‌پذیرتر می‌کند (۵). ازآنجایی‌که آرام‌سازی و کنترل سیارک قبل از عملیات استخراج امری ضروری است، جعفری و همکاران در سال ۲۰۲۰ با استفاده از الگوریتم ژنتیک حداقل تعداد کیوبست‌های موردنیاز برای این منظور را موردبررسی قرار دادند. در این تحقیق سعی در به حداقل رساندن مصرف سوخت همراه با به حداکثر رساندن قابلیت اطمینان مدنظر قرار گرفته است (۶). روگانی و همکاران در سال ۲۰۲۰ با استفاده از الگوریتم ژنتیک مسیرهای

بهینه‌ای را برای گروه یا به‌اصطلاح ناوگانی از فضاپیماها تولید کرده‌اند. این گروه از فضاپیماها برای انجام وظایفی همچون مونتاژ، ساخت سازه و بهره‌برداری از سیارک‌ها در فضا با یکدیگر همکاری خواهند کرد (۷). دی‌کارلو در سال ۲۰۱۷ با استفاده از پیشران الکتریکی مسیری را با حداقل سوخت مصرفی برای بیشترین تعداد بازدید از سیارک‌های گروه آتیرا بهینه ساخته است (۸). مورانته در سال ۲۰۱۹ در مقاله‌ای بهینه‌سازی چندهدفه طراحی مسیرهایی با استفاده از گرانش گذر نزدیک همراه با تراست کم را فرموله و در یک مأموریت ملاقات با سیارک سرس که اجازه پرواز گذر از نزدیک مریخ و مشتری و دیگر اجرام را به آن می‌دهد، استفاده کرده است (۹). مورانته و همکاران در سال ۲۰۲۱ به بررسی رویکردهای عددی موجود برای حل مسائل بهینه‌سازی مسیر با پیشران کم تراست پرداخته‌اند (۱۰).

بدیهی است که فقط یکی از زمینه‌های کاربرد، بهینه‌سازی مسیر برای مأموریت‌های معدن‌کاوی سیارکی است و این دست از بهینه‌سازی‌های مسیر برای تمامی سفرهای بین سیاره‌ای مورد بحث و مطالعه هستند. نوین زاده و همکاران در سال ۲۰۱۴ به طراحی مدار بهینه برای سفر به قمر انسلادوس زحل ازلحاظ انرژی و زمان به کار برده شده با استفاده از الگوریتم تکاملی ICA (الگوریتم رقابت استعماری) پرداختند (۱۱). طائی و همکاران در سال ۲۰۲۰ با استفاده از دو روش الگوریتم ژنتیک و ازدحام ذرات به مطالعه فاز نهایی عملیات ملاقات و اتصال مداری با هدف کنترل موقعیت فضاپیمای تعقیب‌کننده به گونه‌ای که این فضاپیما با پیمودن یک مسیر بهینه به فضاپیمای هدف برسد، پرداختند (۱۲). علوی پور و همکاران در سال ۲۰۱۷ اقدام به طراحی مسیر بهینهٔ چند سوزشی بر اساس تئوری اویلر-لاگرانژ با معیار حداقل مصرف سوخت یک بلوک انتقال مداری جهت تزریق ماهواره به مدار زمین آهنگ نمودند (۱۳).

یکی از اهداف اصلی معدن‌کاوی سیارک‌ها، استخراج منابع معدنی از سیارک‌ها و رساندن آن‌ها به مدار زمین است. همانند صنعت معدن‌کاوی زمینی، معدن‌کاوی سیارک‌ها نیازمند چندین مرحله عملیاتی ازجمله جستجو برای سیارک مناسب با ذخایر معدنی، اکتشاف و بررسی سیارک از نزدیک برای تعیین مکان مناسب استخراج بر روی آن سیارک، معدن‌کاری و استخراج مواد معدنی و آوردن آن به سمت زمین و فروش منابع در بازار هدف از پیش مشخص شده است؛ بنابراین پس از تأیید وجود منابع معدنی موردنظر، می‌توان با طراحی و اجرای مأموریت معدن‌کاوی برای استخراج و آوردن این منابع به مدار زمین اقدام کرد. مأموریت معدن‌کاوی شامل مسیر انتقالی از زمین به سیارک، انجام عملیات معدن‌کاری در مدت معین و بازگشت از سیارک به زمین است. نیروی رانش موردنیاز و زمان پرواز، به مدار سیارک و موقعیت زمین در فضا بستگی دارد. در طول مدت حضور فضاپیما بر روی سیارک، تجهیزات استخراج، منابع معدنی سیارک را استخراج می‌کنند تا به زمین آورده شود که مقدار آن به مدت‌زمان ماندن فضاپیما بر روی سیارک و میزان استخراج توسط تجهیزات استخراج بستگی دارد. فضاپیمای معدن‌کاو، مسئول حمل محموله از سیارک و تحویل آن به مدار نزدیک زمین خواهد بود که اکثر بازارهای هدف در آنجا قرار دارند که همان‌گونه که قبل‌تر

گفته شد این منابع می‌تواند برای استفاده در فضاپیما و دیگر تجهیزات فضایی در دسترس مشتری قرار گیرد یا برای مصرف بر روی زمین با تمهیداتی وارد جو زمین شوند.

هزاران سیارک با اندازه‌های متفاوت از کمتر از چند متر تا چند صد کیلومتر در منظومه شمسی وجود دارند. هرچند سیارک‌ها در سراسر منظومه شمسی پخش شده‌اند؛ ولی تمرکز آن در دو ناحیه کمربند اصلی سیارکی و کمربند کوئیپر است. کمربند اصلی سیارکی در منطقه‌ای بین مدارهای مریخ و مشتری قرار دارد. اعتقاد بر این است که سیارک‌ها باقی‌ماندهٔ شکل‌گیری منظومه شمسی هستند. بنا بر مکانیزم‌هایی (۱۴) برخی از سیارک‌ها از کمربند اصلی خارج شدند و در مدارهایی قرار گرفتند که از نزدیکی زمین عبور می‌کنند. ازاین‌رو به‌عنوان اجرام سماوی قابل‌دسترس که حاوی منابع و مواد معدنی هستند، در مدارهای مطلوبی برای معدن‌کاوی قرار دارند. این بدان معناست که به‌راحتی توسط فناوری کنونی قابل‌دستیابی هستند. این دسته از سیارک‌ها «سیارک‌های نزدیک زمین» نامیده می‌شوند. این سیارک‌ها توسط جاذبه سیارات نزدیک به آن‌ها (اغلب توسط سیاره مشتری) به مدارهایی که باعث می‌شود آن‌ها را به مجاورت زمین برساند، کشانده شده‌اند (۱۴).

در میان اجرام سماوی که به‌عنوان هدف‌های احتمالی استخراج منابع مورد بررسی قرار گرفته‌اند ازجمله کره ماه، قمرهای مریخ، سیارک‌ها و دنباله‌دارها، گزینه سیارک‌های نزدیک زمین توجه بیشتری را به دلایل فنی و اقتصادی به خود جلب کرده است. برخی از مزایای استخراج معادن سیارک‌های نزدیک زمین در جدول ۱ قابل‌ملاحظه است (۱۵).

جدول ۱. مزایای بالقوه معدن‌کاوی در سیارک‌های نزدیک زمین (۱۵)

مزیت	شرح
اکتشاف	تعداد بالای اهداف بالقوه برای بهره‌برداری از منابع معدنی
فراوری	استخراج نسبتاً آسان‌تر به دلیل خلوص بالاتر سنگ معدن
زمان	امکان احداث سایت‌های استخراج در زمان نسبتاً کوتاه
انعطاف‌پذیری	امکان جابه‌جایی موقعیت عملیات معدن‌کاری از سیارکی به سیارک دیگر برای دستیابی به سنگ معدن با خلوص بالاتر
محیط‌زیست	حذف فعالیت‌های معدنی مخرب ازنظر زیست‌محیطی از زیست‌بوم زمین

این مزایا و سایر ویژگی‌های جذاب سیارک‌های نزدیک زمین به‌عنوان اهداف معدن‌کاوی، عملیات استخراج معادن، و پذیرش ریسک و سرمایه‌گذاری لازم برای انجام این فعالیت را در گام ابتدایی توجیه می‌کند (۱۵). همچنین بهره‌برداری از سیارک‌های نزدیک زمین امکان نگهداری و ذخیره منابع در فضا را فراهم می‌سازد که می‌تواند به هر مقصدی در فضا منتقل گردد و این توانایی را خواهد داشت که سوخت موردنیاز در مدار لئو و یا ژئو را تأمین کند که تأثیر شگرفی در اکتشافات فضایی و تحقیقات آینده ایجاد خواهد کرد. چرا که برای پیشران سوخت شیمیایی معمولاً به ۱۰ تا ۱۵ کیلوگرم سوخت برای پرتاب هر کیلوگرم جرم محموله از سطح زمین به مدار لئو نیاز است. منابع موجود در این سیارک‌ها می‌توانند سوخت لازم برای فضاپیماها را فراهم کنند تا پرتابگرها با سوخت کمتر و بار محموله بیشتر پرتاب شوند (۱۵).

یکی از مهم‌ترین بخش‌های یک مأموریت

معدن‌کاوی سیارکی بخش طراحی مسیر فضاپیما برای دستیابی به سیارک هدف موردنظر است. در طراحی مسیر مصرف سوخت و مدت‌زمان مأموریت بر امکان‌پذیری و سوددهی مأموریت مؤثر است و طراحی مسیر بهینه را چالش‌برانگیز می‌سازد. در مدل‌سازی مسئله انتقال می‌توان از پیشران با تراست ضربه‌ای و تراست کم استفاده کرد. تفاوت اصلی تراست کم و تراست ضربه‌ای در آن است که موتورهای پیشران با تراست کم مقادیر نسبتاً کمی از نیروی پیشران را در طی مدت‌زمان مشخصی ایجاد و درنتیجه به فضاپیما شتاب می‌دهند، پیشران‌های با تراست ضربه‌ای به‌صورت تقریباً لحظه‌ای در زمان معین نیروی پیشران تولید می‌کنند. تراست ضربه‌ای رایج‌ترین روش برای انتقال مداری است که عملکرد ساده و قابلیت اطمینان بالایی دارد و امروزه هنوز به‌طور گسترده در مأموریت‌های فضایی استفاده می‌شود (۱۶). مأموریت‌های موردبحث در این مقاله با فرض استفاده از تراست ضربه‌ای است.

اگرچه، تاکنون مطالعاتی در راستای طراحی مسیر به این سیارک‌ها با هدف معدن‌کاوی صورت گرفته است (۵، ۱۶، ۱۷). اما در این پژوهش نیز با در نظر داشتن یک معماری مأموریت کلی به طراحی اولیه مسیر برای معدن‌کاوی تعدادی از سیارک‌های نزدیک زمین با بهینه‌سازی مسیر برای ملاقات مداری با این سیارک‌ها در بازه سال‌های ۲۰۲۲ تا ۲۰۲۸ پرداخته شده است. اشاره شد که در تحقیقات اغلب به یک جنبه مأموریت‌های معدن‌کاوی سیارکی که بحث مقدار تغییرات سرعت موردنیاز برای دستیابی به سیارک هدف است، پرداخته شده است؛ اما در این مقاله مدلی ارائه شده است که تغییرات سرعت[1] موردنیاز فضاپیما در کنار مدت‌زمان مأموریت بررسی می‌شود. منظور از مدت‌زمان مأموریت مجموع زمان رفت، برگشت و همچنین مدت‌زمان توقف فضاپیما بر روی سیارک است. داشتن مدت‌زمان مأموریت بالا در کنار مزیت کاهش در مقدار تغییرات سرعت موردنیاز، اثرات منفی نیز بر مأموریت معدن‌کاوی سیارکی می‌گذارد ازجمله بر جنبه اقتصادی این مأموریت‌ها که مهم‌ترین آن افزایش بازه زمانی بازگشت سرمایه خواهد بود (۱۸، ۱۹). چرا که اگر فرض شود مأموریت‌های معدن‌کاوی سیارکی در ذات خود یک فعالیت اقتصادی هستند پس سرمایه‌گذار آن‌ها نیز مثل هر پروژه اقتصادی دیگری خواستار بازگشت هرچه سریع‌تر سرمایه خود خواهد بود. مورد دیگری که می‌توان به آن اشاره کرد بالا رفتن ریسک‌های اقتصادی در کنار افزایش مدت‌زمان مأموریت‌های معدن‌کاوی سیارکی است که از به وجود آمدن عدم قطعیت‌های بیشتر در شرایط بازار منابع بازگشتی ناشی می‌شود. افرادی نیز همچون ورگایج و جود پارامتر اقتصادی را به‌عنوان یکی از توابع هزینه برای انجام بهینه‌سازی وارد مدل‌های خود کردند (۲۰) (۲۱). در اینجا با توجه به موضوع بحث این مقاله که جنبه فنی این نوع مأموریت‌هاست، از توضیحات بیشتر در باب اقتصاد مأموریت‌های معدن‌کاوی سیارکی خودداری شده است.

با بهره‌گیری از الگوریتم بهینه‌ساز NSGA-II و تابع هزینه چندهدفه شامل میزان تغییر سرعت و زمان مأموریت برای طراحی مسیر بهینه، نمودارهای پرتویی حاصل می‌شود که با تحلیل و بررسی و مقایسه آن‌ها می‌توان سیارک‌هایی با پتانسیل بهره‌برداری، شناسایی کرد. این مقاله می‌تواند به‌عنوان گامی مؤثر برای تحقیق و توسعه در رابطه با طراحی این دست از مأموریت‌های

معدن‌کاوی در آینده مورداستفاده قرار گیرد. همچنین باید اشاره داشت که تمامی اطلاعات مربوط به موقعیت اجرام یا به عبارتی جدول نجومی آن‌ها برگرفته از مرکز داده اجرام کوچک آزمایشگاه پیشرانش جت ناسا موسوم به جی پی ال[۲] است (۲۲) که می‌توان گفت نتایج حاصل‌شده را به واقعیت موجود نزدیک‌تر می‌سازد. با بهینه ساختن این مدل چندجانبه و توجه به جواب‌های بالقوه‌ای که نتایج بهینه‌سازی برای هر یک از سیارک‌ها ارائه می‌دهد می‌توان مقایسه شرایط انجام مأموریت معدن‌کاوی به سیارک‌های نزدیک به زمین را، نسبت به یکدیگر انجام داد و بهترین سیارک را برای مأموریت معدن‌کاوی در بازه زمانی قیدشده مشخص نمود. هدف این مقاله نیز بررسی و ارائه روشی برای ارزیابی گزینه‌های مناسب معدن‌کاوی در دسترس است. فرض بر آن خواهد بود که سیارک‌های هدف موردنظر به جهت وجود منابع کافی و مناسب استخراج، از قبل بررسی و تأیید شده‌اند.

در ادامه ساختار این مقاله به شرح زیر است. در بخش دوم معماری مأموریت کلی با مانور سه ضربه‌ای برای معدن‌کاوی سیارکی ارائه شده است. در بخش سوم روش حل و الگوریتم بهینه‌ساز استفاده‌شده در این مقاله مرور شده است. در بخش چهارم چارچوب کلی، مدل دینامیکی، قیدها، مفروضات و توابع هزینه‌ای که باید به حداقل مقدار برسند با جزئیات معرفی شده‌اند. در بخش پنجم نیز نتایج و بررسی مطالعه موردی تعدادی از جواب‌ها بررسی شده است. در بخش ششم و آخر نتیجه‌گیری مقاله آورده شده است.

۲. معماری مأموریت

در این مقاله یک سناریو مشابه برای معماری مأموریت سیارک‌ها استفاده شده تا نتایج به‌دست‌آمده قابلیت مقایسه را داشته باشند. به همین منظور شماتیک معماری مأموریت پیشنهادی مطابق شکل ۱ یک مأموریت ۳ ضربه‌ای است. نقطه آغاز فضاپیمای معدن‌کاو، از مدار پارک نزدیک زمین است. بعد از زدن ضربه اول فضاپیما وارد مسیری به سمت سیارک در مختصات خورشید مرکز می‌شود. در انتهای این مسیر فضاپیما به‌وسیله ضربه دوم سرعت خود را با سرعت سیارک هدف هماهنگ می‌سازد. عملیات معدن‌کاری، بعد از رسیدن به سیارک شروع می‌شود. در صورت نیاز فضاپیما در گام ابتدایی شروع به سنجش و بررسی سطح سیارک می‌کند و سپس بعد از فرود بر روی سیارک عملیات استخراج را آغاز می‌کند. میزان منابع استخراج‌شده نیز به زمان معدن‌کاری و عملکرد تجهیزات استخراج وابسته است. بعد از صرف مدت زمان مشخص‌شده برای معدن‌کاری بر روی سیارک، ضربه سوم اعمال می‌شود و فضاپیما به سمت زمین حرکت می‌کند تا در مداری در نزدیکی زمین قرار گیرد. باید اشاره کرد که منابع بازگشتی باتوجه به نیاز و تقاضای مشتری می‌توانند در مکان‌های متعددی ازجمله نقاط لاگرانژی، مدار نزدیک زمین یا حتی با ورود به جو زمین، بر روی زمین تحویل داده شود.

برای بررسی تغییرات لازم در سرعت فضاپیما در مسیر انتقالی رفت‌وبرگشت بین زمین و سیارک از مسئله لمبرت استفاده شده که در آن محاسبات در چارچوب دستگاه مختصات خورشید مرکز صورت گرفته است. مسئله لمبرت پیرو دینامیک دو جسم به دور خورشید است و تنها نیرویی که در نظر گرفته شده، نیروی گرانش خورشید بوده و از اغتشاشاتی مانند فشار تابش

خورشید و گرانش اقمار و دیگر سیاره‌ها صرف‌نظر شده است.

شکل ۱. شماتیکی از معماری مأموریت معدن‌کاوی

۳. روش حل

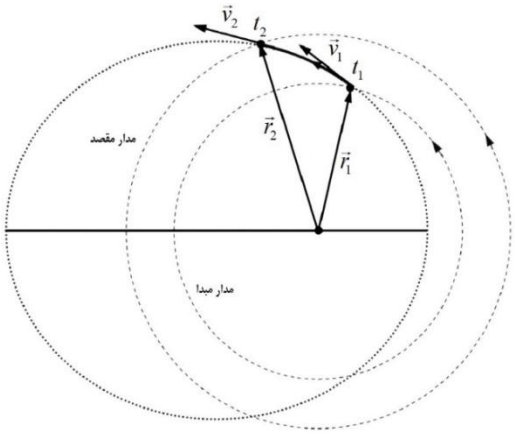
در این بخش به اختصار مسئله لمبرت و الگوریتم بهینه‌ساز NSGA-II برای بهینه‌سازی و ارزیابی سناریو آورده شده در بخش معماری مأموریت، بررسی شده است.

۳-۱. مسئله لمبرت

این مسئله که نام آن از جوهان هنریش لمبرت[۳] گرفته شده است، شامل حل مسئله‌ای است که با استفاده از بردار موقعیت نقطه شروع و بردار موقعیت نقطه هدف در مدت‌زمان مشخص، می‌توان سرعت لازم برای لحظه عزیمت و لحظه رسیدن را محاسبه کرد (۲۳). مدارهای انتقالی که لمبرت مشخص می‌سازد به جهت حرکت به دو دسته پیش‌رونده[۴] و پس‌رونده[۵] تقسیم می‌شوند (۲۴، ۲۵). در این مقاله فقط از مسیرهای انتقال پیش‌رونده با زاویه حرکتی مثبت استفاده شده است.

در شکل ۲ هندسه مسئله لمبرت نشان داده شده است. $\vec{r}_1$ و $\vec{r}_2$ بردارهای موقعیت در لحظه t_1 و t_2 هستند. مسئله لمبرت به دنبال یافتن یک مسیر انتقالی است که این دو موقعیت را در مدت‌زمان مشخص $\Delta t = t_2 - t_1$ به یکدیگر متصل سازد. مسئله لمبرت یک مسئله با شرایط مرزی است که یکی از روش‌های حل آن استفاده از روش پرتابی[۶] است. با مشخص بودن بردار موقعیت در لحظه ابتدایی می‌توان با یک حدس اولیه مناسب برای سرعت اولیه $\vec{v}_1$ ، مقدار $\hat{\vec{r}}_2$ را محاسبه نمود. در این صورت خطای موقعیت انتهای مسیر عبارت خواهد بود از:

$$\delta\vec{r}(t_2) = \hat{\vec{r}}(t_2) - \vec{r}(t_2) \qquad (۱)$$



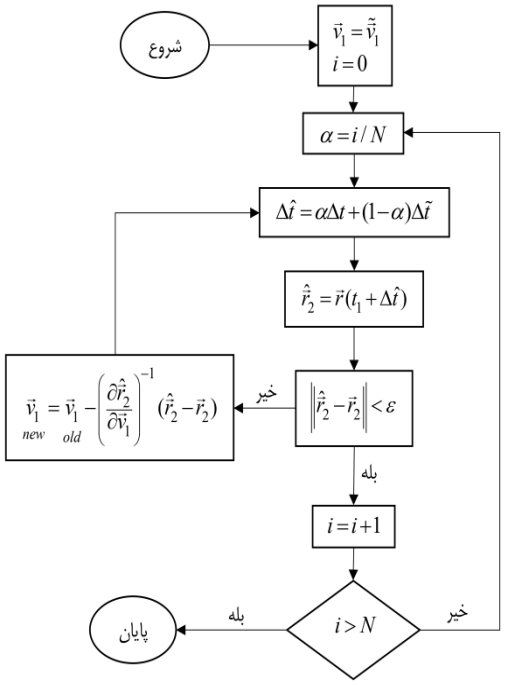
شکل ۲. هندسه مسئله لمبرت

برای کاهش مقدار خطا و یافتن مقدار صحیح سرعت اولیه، با استفاده از روش نیوتن و حل معادله (۲)، حدس اولیه برای مقدار $\vec{v}_1$ اصلاح می‌شود.

$$\vec{v}_{new}(t_1) = \vec{v}_{old}(t_1) - \left(\frac{\delta r(t_2)}{\delta\vec{v}(t_1)}\right)^{-1} \delta\vec{r}(t_2) \qquad (۲)$$

ازآنجاکه روش پرتابی به حدس اولیه برای بردار سرعت حساس است، حدس اولیه را می‌توان با توجه به یک مدار انتقالی با حداقل انرژی انتخاب کرد. به این معنی که مقدار حدس اولیه برای بردار سرعت به‌گونه‌ای انتخاب شود که مدار حاصل از موقعیت شروع به موقعیت پایانی متصل شود؛ اما نه لزوماً در مدت‌زمان معین‌شده. مقدار

اولیه سرعت $\vec{v}_1$ در هر بار تکرار فرایند دقیق‌تر می‌شود تا مقدار نهایی به محدوده مقدار خطای مجاز ε برسد. روندنمای شکل ۳ نحوه رسیدن به بردار موقعیت $\vec{r}_2$ با استفاده از مقادیر $(\vec{v}_1, \Delta\tilde{t})$ را نشان می‌دهد. سپس گام‌به‌گام مقدار مدت‌زمان پرواز مأموریت به زمان مشخص شده نزدیک‌تر می‌شود تا درنهایت یکی شوند.



شکل ۳. فلوچارت روش پرتابی برای حل مسئله لمبرت (۲٤)

۳-۲. الگوریتم بهینه‌ساز NSGA-II

در بهینه‌سازی چندهدفه با توجه به ماهیت توابع هدف ممکن است جوابی وجود داشته باشد که برای یکی از اهداف، بهترین جواب محسوب شود اما برای اهداف دیگر، جواب مناسبی نباشد. ازاین‌رو در یک مسئله بهینه‌سازی چندهدفه مجموعه جواب‌هایی به دست می‌آیند که به‌صورت جامع بهینه هستند، یعنی مجموعه جواب‌هایی که به‌صورت کلی برای همه اهداف بهترین پاسخ به مسئله را در بر می‌گیرند (۲۶). الگوریتم ژنتیک یکی از روش‌های توسعه‌یافته برای حل مسائل بهینه‌سازی است. با توجه به ماهیت چندهدفه بودن مسئله بهینه‌سازی، در این مقاله از روش رتبه‌بندی نامغلوب استفاده شده که در ادامه شرح مختصری از آن آورده شده است.

الگوریتم ژنتیک رتبه‌بندی نامغلوب یا NSGA-II الگوریتمی است که با چندین اصلاح، کارکرد بهتر و زمان محاسبه سریع‌تر را فراهم کرده است (۲۷). ازآنجاکه هدف، دستیابی به جواب‌های نامغلوب است. شیوه جدیدی برای سازمان‌دهی نتایج با اجرای طبقه‌بندی مطابق با جبهه‌ها معرفی می‌کند که در طی آن الگوریتم NSGA-II از میان جواب‌های هر نسل، تعدادی از آن‌ها را با استفاده از روش انتخاب تورنمنت دو-دویی[۷] انتخاب می‌کند. در روش انتخاب دو-دویی، دو جواب به‌تصادف از میان جمعیت انتخاب می‌شوند و سپس میان این دو جواب مقایسه صورت می‌گیرد و هرکدام که مناسب‌تر باشد، انتخاب می‌شود. معیارهای انتخاب در این الگوریتم در درجه اول، رتبه جواب و در درجه دوم فاصله تراکمی مربوط به جواب است. هر چه رتبه جواب کمتر باشد و فاصله تراکمی بیشتری داشته باشد، مطلوب‌تر است.

با تکرار فرایند انتخاب دو-دویی بر روی جمعیت هر نسل، مجموعه‌ای از جمعیت آن نسل برای شرکت در تقاطع و جهش انتخاب می‌شوند. بر روی بخشی از مجموعه جمعیت انتخاب‌شده، عمل تقاطع و بر روی بقیه، عمل جهش انجام می‌شود و جمعیتی از فرزندان و جهش‌یافتگان ایجاد می‌شود. در ادامه، این جمعیت با جمعیت اصلی ادغام می‌شود. اعضای جمعیت تازه شکل‌گرفته، ابتدا برحسب رتبه و به‌صورت صعودی مرتب می‌شوند. اعضایی از جمعیت که

رتبه یکسانی دارند، برحسب فاصله تراکمی و به‌صورت نزولی مرتب می‌شوند. بنابراین اعضای جمعیت در درجه اول برحسب رتبه و در درجه دوم برحسب فاصله تراکمی مرتب شده‌اند. برابر با تعداد افراد جمعیت اصلی، اعضایی از بالای فهرست مرتب‌شده انتخاب می‌شوند و بقیه اعضای جمعیت کنار گذاشته می‌شوند. اعضای انتخاب‌شده جمعیت نسل بعدی را تشکیل می‌دهند. چرخه مذکور در این بخش تا محقق شدن شرایط خواسته‌شده، مطابق شکل ۴ تکرار می‌شود. جواب‌های نامغلوب به‌دست‌آمده از بهینه‌سازی چندهدفه، غالباً به نام جبهه پرتو شناخته می‌شوند. هیچ‌کدام از جواب‌های جبهه پرتو، بر دیگری ارجحیت ندارد و باتوجه به شرایط، می‌توان هرکدام را به‌عنوان یک انتخاب بهینه در نظر گرفت (۹، ۲۷). روند عملکرد الگوریتم NSGA-II در نمودار شکل ۴ توضیح داده شده است، برای استفاده از این بهینه‌ساز لازم است توابع هدف و قیدهای متغیرهای بهینه‌سازی را که در ادامه به آن‌ها پرداخته شده است، در نظر داشت تا نتایج مطلوبی حاصل شود. مقادیر پارامترهای مربوط به الگوریتم ژنتیک که در این مقاله استفاده شده است، در جدول ۲ قابل‌ملاحظه است.

جدول ۲. مقادیر پارامترهای الگوریتم NSGA-II

پارامتر	مقدار
جمعیت اولیه	۲۰۰
تعداد نسل	۲۰۰
نرخ تقاطع	۰/۸
نرخ جهش	۰/۲

شکل ٤. فرایند عملکرد الگوریتم NSGA-II (۲۸)

۴. تعریف مسئله

برای طراحی مسیر بهینه لازم است شرایط گفته‌شده در بخش معماری مأموریت، با عنوان تابع هزینه تعریف شود تا امکان بهینه‌سازی نتایج آن وجود داشته باشد. این بهینه‌سازی دو هدف کمینه‌سازی سوخت مصرفی یا تغییر سرعت موردنیاز و نیز کمینه‌سازی مدت‌زمان پرواز (مأموریت) را دنبال می‌کند. علت انتخاب این دو هدف به عوامل اقتصادی و نیز به محدودیت‌های فناوری کنونی مربوط است. به‌عنوان‌مثال علت اصلی برای حداقل رساندن تغییرات سرعت موردنیاز، از یک سو اطمینان از برآورده ساختن محدودیت جرم فضاپیما است تا پرتابگر بتواند بر جاذبه زمین غلبه کند و از امکان‌پذیری مأموریت اطمینان حاصل شود و از سوی دیگر داشتن حداقل جرم سوخت، هزینه‌های پرتاب کمتری را

در پی دارد.

۴-۱. تابع هدف

همان‌طور که اشاره شد مسئله شامل دو تابع هدف است و چهار متغیر ورودی از سمت الگوریتم بهینه‌ساز ژنتیک دارد که شامل زمان عزیمت LD ، مدت‌زمان مسیر رفت TOF_{out}، مدت‌زمان توقف روی سیارک t_{stay} و مدت‌زمان مسیر بازگشت TOF_{In}است. در لحظه $t = 0$ با اولین ضربه تراست، فضاپیما به سمت سیارک عزیمت می‌کند. لازم به ذکر است که t_0 برابر با مقدار LD است. بعد از مشخص شدن زمان عزیمت، با استفاده از اطلاعات مرکز داده‌های جی پی ال (۲۲) بردار موقعیت زمین مشخص می‌شود.

در گام بعد با داشتن ورودی TOF_{out} از الگوریتم ژنتیک، در لحظه‌ای که فضاپیما به انتها مسیر خود می‌رسد (Δt_1) بردار موقعیت سیارک محاسبه می‌شود. باید توجه داشت که بردارهای موقعیت زمین و سیارک در یک دستگاه مختصات تعریف شده باشند.

$$\Delta t_1 = LD + TOF_{out} \qquad (۳)$$

حال با داشتن بردار موقعیت دو جسم $\vec{r}_1$، $\vec{r}_2$ و مدت‌زمان طی کردن مسیر TOF_{out}، بردارهای سرعت $\vec{v}_1$، $\vec{v}_2$ از حل مسئله لمبرت به دست خواهند آمد. اطلاعات مربوط به بردار سرعت زمین و سیارک $\vec{v}_a$، $\vec{v}_e$ در آن زمان‌ها نیز مشخص است. بنابراین برای محاسبه تغییر سرعت موردنیاز ضربه اول، $\Delta\vec{V}_1$ و ضربه دوم $\Delta\vec{V}_2$ خواهیم داشت.

$$\Delta\vec{V_1} = \vec{v}_1 - \vec{v}_e \qquad (۴)$$

$$\Delta\vec{V_2} = \vec{v}_a - \vec{v}_2 \qquad (۵)$$

بعد از پایان زمان توقف روی سیارک نوبت به بازگشت به زمین فرا می‌رسد. برای محاسبه بردار موقعیت سیارک بعد از عملیات معدن‌کاری به Δt_2 نیاز است.

$$\Delta t_2 = \Delta t_1 + t_{stay} \qquad (۶)$$

و برای داشتن بردار موقعیت زمین در انتهای مسیر سیارک به زمین Δt_3 موردنیاز است تا موقعیت زمین در آن لحظه محاسبه شود.

$$\Delta t_3 = \Delta t_2 + TOF_{In} \qquad (۷)$$

برای بازگشت نیز مطابق مسیر رفت، با استفاده از مسئله لمبرت، تغییرات سرعت موردنیاز برای ضربه سوم محاسبه می‌شود.

$$\Delta\vec{V}_3 = \vec{v}_1 - \vec{v}_a \qquad (۸)$$

برای محاسبه تغییرات سرعت موردنیاز کل مأموریت لازم است تا مقادیر تمام بخش‌ها با هم جمع شوند. مدت‌زمان کل مأموریت نیز مجموع زمان رفت، برگشت و زمان توقف فضاپیما بر روی سیارک است.

$$\Delta\vec{V}_T = \Delta\vec{V}_1 + \Delta\vec{V}_2 + \Delta\vec{V}_3 \qquad (۹)$$

$$\Delta t_T = TOF_{out} + t_{stay} + TOF_{In} \qquad (۱۰)$$

برای مأموریت طراحی شده، متغیرهای ورودی در الگوریتم بهینه‌ساز به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\vec{X} = \left[LD, TOF_{out}, t_{stay}, TOF_{In}\right] \qquad (۱۱)$$

۴-۲. قیدهای حاکم بر مسئله

در این بخش قیدهایی که برای بهینه ساختن مقادیر متغیرهای بردار تصمیم‌گیری معادله (۱۱) در نظر گرفته شده، بررسی می‌شود. این متغیرها شامل تاریخ عزیمت از مدار پارک زمینی، مدت‌زمان پرواز به سمت سیارک، مدت‌زمان توقف بر روی سیارک و مدت‌زمان پرواز از سیارک به زمین است.

بازه زمانی اجرای مدل باید مقارن با حداقل یک دوره تناوب هلالی باشد که زمان لازم برای تکرار موقعیت مشابه سیارک نسبت به زمین را مشخص می‌سازد تا بتوان تمامی مسیرهای احتمالی بین زمین و سیارک را بررسی کرد. با توجه به دوره‌های تناوب هلالی مختلفی که در جدول ۳ نشان داده شده است، بازه اجرا برای سه سیارک هدف برابر با بیشترین تناوب هلالی انتخاب شد که برای سیارک بنو و برابر با حدود ۶ سال بوده که از سال ۲۰۲۲ تا ۲۰۲۸ میلادی در نظر گرفته شده است. دوره‌های تناوب هلالی با استفاده از معادله (۱۲) قابل‌محاسبه است که در آن $T_{synodic}$ دوره تناوب هلالی، T_1 دوره تناوب مداری زمین (۳۶۵/۲۵ روز) T_2 و دوره تناوب سیارک مورد نظر است.

$$T_{synodic} = \frac{T_1 . T_2}{|T_1 - T_2|} \qquad (۱۲)$$

جدول ۳. دوره تناوب هلالی سیارک‌های هدف

نام سیارک	دوره تناوب هلالی (سال)	دوره تناوب هلالی (روز)
ریوگو	۴/۳۳۵	۱۵۸۳/۶۹۵
ایتوکاوا	۲/۹۰۹	۱۰۶۹/۵۱۴
بنو	۶/۱۱۶	۲۲۳۳/۹۶۵

برای بازه زمانی که فضاپیما در حال انتقال از زمین به سیارک یا از سیارک به زمین است باید حداقل و حداکثر زمان سفر، مشخص شود تا الگوریتم لمبرت در دوره‌های زمانی قرار نگیرد که به لحاظ فنی ممکن نیست و از طرفی بازه زمانی طولانی نباشد چراکه برای مأموریت معدن‌کاوی به لحاظ اقتصادی، حداقل زمان ممکن مطلوب است. محدوده زمانی برای هریک از چهار متغیر ورودی در جدول ۴ آمده است.

جدول ٤. بازه حداقل و حداکثر برای هر یک از متغیرهای ورودی

	TOF_{In}	t_{stay}	TOF_{out}	LD (Julian day)
حداقل (day)	۳۰	۰	۳۰	۲۴۵۹۵۸۰/۵ (۲۰۲۲/۱/۱)
حداکثر (day)	۳۶۵	۱۰۰	۳۶۵	۲۴۶۲۱۳۶/۵ (۲۰۲۸/۱۲/۳۱)

۵. بحث دربارهٔ نتایج

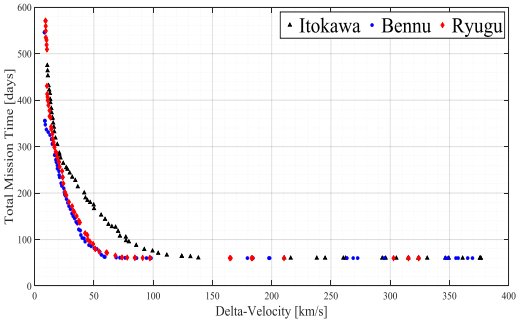
با وجود سیارک‌های متعدد، مسئله انتخاب سیارک هدف مطرح می‌شود که کدام‌یک مناسب معدن‌کاوی است. در حال حاضر مراکز داده بسیاری، اطلاعات مربوط به سیارک‌ها را ارائه می‌دهند. یکی از پرکاربردترین و معتبرترین این مراجع، مرکز داده‌های جی پی ال است. در این مقاله نیز از اطلاعات موجود در این مرکز داده استفاده شده است. در طراحی مأموریت بهینه سه سیارک گروه آپولو شامل ایتوکاوا، ریوگو و بنو موردبررسی قرار گرفته‌اند. دلیل انتخاب این سیارک‌ها، علاوه بر مناسب بودن ویژگی مداری آن‌ها به دلیل دسترسی آسان‌تر، انجام چند مأموریت شناسایی و سنجشی در سال‌های اخیر بر روی این سیارک‌ها است. می‌توان گفت این سه سیارک ازجمله سیارک‌هایی هستند که شناخت نسبتاً خوبی از آن‌ها وجود دارد، باید اشاره داشت که مأموریت‌های شناسایی و نمونه‌برداری هایابوسا[۸] (۲۹، ۳۰) و هایابوسا ۲[۹] (۲۹) بر روی سیارک ایتوکاوا و ریوگو توسط آژانس فضایی ژاپن و مأموریت اسایرس-رکس[۱۰] (۳۱) به همین منظور توسط ناسا برای سیارک بنو صورت گرفته‌اند. اطلاعات مداری مربوط به این سیارک‌ها برای تاریخ ۲۰۲۱/۰۷/۲۰ که مورداستفاده قرار گرفته است، در جدول ۵ آورده شده است.

جدول ۵. المان‌های مداری سیارک‌های ریوگو، ایتوکاوا و بنو (۲۲)

واحد	ریوگو	ایتوکاوا	بنو	المان
–	۰/۱۹۱	۰/۲۸	۰/۲۰۴	e
AU	۱/۱۹۱	۱/۳۲۴	۱/۱۲۶	a
AU	۰/۹۶۳	۰/۹۵۳	۰/۸۹۷	q
deg	۵/۸۶۶	۱/۶۲۱	۶/۰۳۵	I
deg	۲۵۱/۳۱۵	۶۹/۰۷۷	۲/۰۶۱	Ω
deg	۲۱۱/۵۹۳	۱۶۲/۸۲	۶۶/۲۲۳	ω
deg	۱۳۴/۳۳۸	۸۳/۷۶۷	۱۰۱/۷۰۴	M
day	۴۷۴/۷۳۸	۵۵۶/۵۸۱	۴۳۶/۶۴۹	T
deg/day	۱/۳	۱/۵۲	۱/۲	n
AU	۰/۷۵۸	۰/۶۴۷	۰/۸۲۴	Q

با به‌کارگیری الگوریتم ژنتیک، بعد از بهینه‌سازی با جمعیت اولیه ۲۰۰ تایی و پس از گذشت ۲۰۰ نسل، دسته جوابی متشکل از ۷۰ پاسخ حاصل شد که در این بخش ابتدا نتایج بهینه‌سازی دو هدفه برای تغییر سرعت و زمان مأموریت بررسی می‌شود و سپس تلاش می‌شود با استفاده از منابع معتبر نتایج مورد صحت‌سنجی قرار گیرند. در شکل ۵ نتایج بهینه‌سازی نسبت به دو تابع هدف تغییر سرعت موردنیاز و زمان کل مأموریت در قالب جبهه پرتو برای سه سیارک ریوگو، ایتوکاوا و بنو ارائه شده است. جبهه پرتو به‌دست‌آمده برای هر سیارک همان‌طور که گفته شد توسط الگوریتم ژنتیک چندمنظوره نامغلوب به‌دست آمده است.

مقدار تغییر سرعت موردنیاز کل و زمان مأموریت تحت‌تأثیر المان‌های مداری سیارک هدف همچون نیم محور اصلی، شیب مداری و خروج از مرکز است و بیشتر شدن مقدار هر یک از این المان‌های مداری سیارک هدف باعث بیشتر شدن مقدار تغییر سرعت موردنیاز برای دسترسی به آن سیارک می‌شود. در بین این سه سیارک با توجه به جدول ۵ مدار سیارک ایتوکاوا کمترین مقدار شیب مداری و مدار سیارک ریوگو کمترین مقدار خروج از مرکز و مدار سیارک بنو کمترین مقدار نیم محور اصلی را دارند. با در نظر داشتن هر سه المان مداری که تأثیرگذارترین موارد بر مقدار تغییر سرعت موردنیاز فضاپیما به‌منظور دسترسی به سیارک هدف هستند، با توجه به تقعر بیشتر جواب‌های سیارک بنو در نمودار شکل ۵ نتایج بهینه‌سازی بیانگر آن است که المان‌های مداری سیارک بنو دسته جواب‌های مناسب‌تری را پدید آورده‌اند. جمعیت نهایی نتایج پرتو دو هدفه برای هر سه سیارک نشان از یک مصالحه بین توابع هدف دارد.



شکل ۵. جبهه پرتو بهینه‌سازی مأموریت معدن‌کاوی سه سیارک ریوگو، ایتوکاوا، بنو با دو تابع هدف تغییر سرعت موردنیاز و زمان مأموریت

همان‌طور که قبل‌تر گفته شد الگوریتم ژنتیک بهینه‌ساز چندهدفه، تضمینی برای همگرایی جواب‌ها به بهترین نتایج نیست و صرفاً در آخر یک دسته جواب بهینه حاصل می‌شود که خواسته‌های تمام توابع هدف را تا جای ممکن برآورده می‌سازد. در شکل ۵ می‌توان ملاحظه کرد که بخش زیادی از جواب‌های به‌دست‌آمده برای

سیارک ریوگو مقدار تغییرات سرعت موردنیاز بالایی دارند که در عمل امکان‌پذیر نیستند و در مقابل تعداد جواب‌های مربوط به سیارک بنو که مقدار تغییرات سرعت موردنیاز مناسبی دارند بیشتر هستند که علت آن همان‌طور که قبل‌تر گفته شد، مناسب‌تر بودن المان‌های مداری این سیارک برای مأموریت معدن‌کاوی است. قابل‌ذکر است که جواب‌های بهینه مقادیر کمتری برای زمان کل مأموریت به سیارک بنو را نشان می‌دهند و دسته جواب‌های مأموریت به این سیارک نسبت به دو سیارک دیگر از برتری نسبی برخوردار هستند.

از نتایج هر یک از سه سیارک، در جدول ۶ یک جواب با کمترین مقدار تغییرات سرعت موردنیاز موردبررسی قرار گرفته است تا صحت این بهینه‌سازی ارزیابی شود. صحت‌سنجی نتایج به‌دست‌آمده از این مدل در بهینه‌سازی‌های دو هدفه دشوار است چراکه نمونه مشابهی برای مقایسه وجود ندارد؛ بنابراین برای ارزیابی نتایج در این بخش سعی شده است تا با بهره بردن از مراجع معتبری همچون مرکز داده‌های جی پی ال ناسا برآورد نسبی از میزان دقت این بهینه‌سازی انجام شود. در جدول ۶ جواب بهینه‌سازی با کمترین تغییر سرعت موردنیاز کل برای هر یک از سه سیارک هدف آورده شده است که این مقادیر برای سیارک ریوگو ۹/۲۱ کیلومتر بر ثانیه، سیارک ایتوکاوا ۱۰/۷ کیلومتر بر ثانیه و برای سیارک بنو ۸/۳۴ کیلومتر بر ثانیه است.

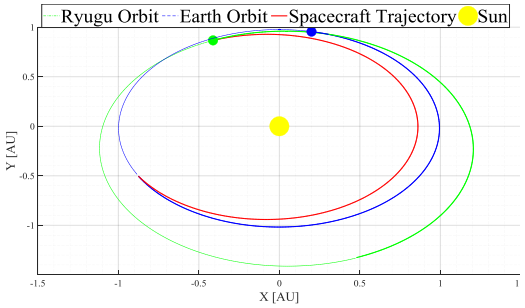
نمودار مسیر پروازی برای هریک از سه سیارک هدف که مربوط به مأموریت با کمترین تغییر سرعت موردنیاز آورده شده در جدول ۶ است نیز در شکل‌های ۶، ۷ و ۸ رسم شده است. به‌عنوان‌مثال در شکل ۶ مسیر حرکت مأموریت با کمترین تغییر سرعت موردنیاز در بین جواب‌های بهینه مأموریت به سیارک ریوگو نشان داده شده است.

جدول ۶. مثال نمونه از نتایج مسیر زمین به سیارک ریوگو، ایتوکاوا و بنو

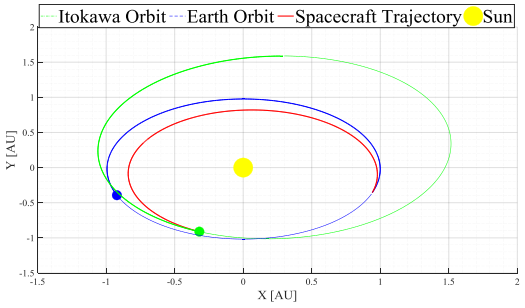
متغیر	بهینه‌سازی	جی پی ال (۳۲)	
	جواب با تغییر سرعت موردنیاز کمینه	حداقل تغییر سرعت موردنیاز	حداقل زمان مأموریت
ریوگو			
تاریخ عزیمت از زمین	۱۹-۴-۲۰۲۴	۲۸-۵-۲۰۲۰	۱۰-۱۲-۲۰۳۳
تاریخ رسیدن به سیارک	۱۰-۱۲-۲۰۲۴	۲-۶-۲۰۲۱	۱۰-۳-۲۰۳۴
زمان رفت‌وبرگشت (day)	۵۷۰/۷	۳۷۰	۹۰
تغییر سرعت موردنیاز کل (km/s)	۹/۲۱	۸/۲۴	۱۱/۹۵
تغییر سرعت موردنیاز عزیمت از زمین (km/s)	۲/۸۷	۳/۴۹	۳/۷۹
تغییر سرعت موردنیاز رسیدن به سیارک (km/s)	۳/۹	۲/۳۵	۲/۹۲
تغییر سرعت موردنیاز عزیمت از سیارک (km/s)	۲/۴۴	۲/۳۹	۵/۲۳
ایتوکاوا			
تاریخ عزیمت از زمین	۲-۹-۲۰۲۶	۱۱-۲۰۳۵ ۲۲	۲-۲-۲۰۳۶
تاریخ رسیدن به سیارک	۱۲-۲۰۲۷ ۲۱	۱۹-۶-۳۰۳۶	۱۹-۶-۲۰۳۶
زمان رفت‌وبرگشت (day)	۴۷۴/۶	۲۱۰	۱۳۸
تغییر سرعت موردنیاز کل (km/s)	۱۰/۷	۹/۴	۱۱/۷۴

متغیر	بهینه‌سازی	جی پی ال (۳۲)	
	جواب با تغییر سرعت موردنیاز کمینه	حداقل تغییر سرعت موردنیاز	حداقل زمان مأموریت
تغییر سرعت موردنیاز عزیمت از زمین (km/s)	۲/۱۳	۳/۴۲	۳/۹۶
تغییر سرعت موردنیاز رسیدن به سیارک (km/s)	۵	۳/۸۷	۵/۹
تغییر سرعت موردنیاز عزیمت از سیارک (km/s)	۳/۵	۱/۹	۱/۵۵
بنو			
تاریخ عزیمت از زمین	۱۴-۳-۲۰۲۳	۲۱-۳-۲۰۳۶	۲۶-۶-۲۰۴۲
تاریخ رسیدن به سیارک	۱۰-۹-۲۰۲۴	۱۸-۳-۲۰۳۷	۲۲-۱-۲۰۴۳
زمان رفت‌وبرگشت (day)	۵۴۵/۹	۳۶۲	۲۱۰
تغییر سرعت موردنیاز کل (km/s)	۸/۳۴	۶/۹۹	۱۱/۸۹
تغییر سرعت موردنیاز عزیمت از زمین (km/s)	۳/۶	۳/۹۶	۴/۱۴
تغییر سرعت موردنیاز رسیدن به سیارک (km/s)	۲/۸	۱/۵	۴/۶
تغییر سرعت موردنیاز عزیمت از سیارک (km/s)	۱/۹۵	۱/۵۳	۳/۱۴

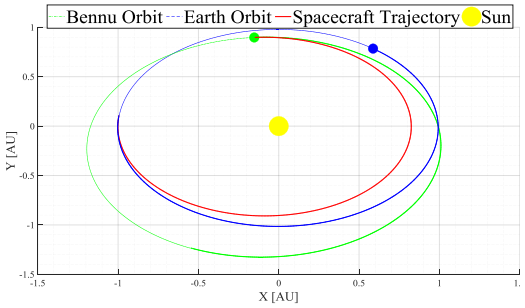
مدار حرکت انتقالی فضاپیما (خط قرمز) از زمین به سیارک ریوگو در دستگاه خورشید مرکز در تاریخ ۲۰۲۴/۰۴/۱۹ آغاز می‌شود و بعد از گذشت ۲۳۵ روز در تاریخ ۲۰۲۴/۱۲/۱۰ فضاپیما به سیارک ریوگو می‌رسد و بعد از عملیات معدن‌کاری و طی مسیر بازگشت، فضاپیما در تاریخ ۲۰۲۵/۱۱/۱۰ پس از گذشت ۵۷۰ روز به زمین باز می‌گردد.



شکل ۶. مسیر پروازی فضاپیما از زمین به سیارک ریوگو



شکل ۷. مسیر پروازی فضاپیما از زمین به سیارک ایتوکاوا



شکل ۸. مسیر پروازی فضاپیما از زمین به سیارک بنو

۶. نتیجه‌گیری

معدن‌کاوی سیارکی اگرچه موضوع جدیدی نیست، اما همچنان در گام‌های ابتدایی خود قرار دارد. در سال‌های اخیر مطالعات و کارهای تحقیقاتی در زمینه معدن‌کاوی سیارکی رو به افزایش است که سعی دارند تا این فعالیت را از

جنبه وجود امکانات فنی، صرفه اقتصادی و وجود قوانین مناسب و کافی در سطح ملی و بین‌المللی موردبررسی قرار دهند. در این تحقیق سعی شد تا با استفاده از الگوریتم بهینه‌ساز ژنتیک جوابی نزدیک به جواب بهینه برای طراحی مسیر پروازی با هدف کمینه ساختن تغییرات سرعت موردنیاز و زمان مأموریت به‌طور هم‌زمان به دست آمده و سیارک‌های مناسب مأموریت معدن‌کاوی از بین گزینه‌های موجود موردبررسی و انتخاب قرار گیرد. در این بهینه‌سازی، سه سیارک نمونه ریوگو، ایتوکاوا و بنو موردمطالعه قرار گرفتند. در همین راستا بهینه‌سازی مسیرهای مأموریتی به این سیارک‌ها با استفاده از الگوریتم ژنتیک غیر غالب دو هدفه و استفاده از جدول نجومی زمین و سیارک‌های هدف، صورت گرفت. خروجی این بهینه‌سازی هم‌زمان توابع هدف، مجموعه‌ای از نقاط غلبه نیافته است که جبهه پرتو جواب‌های طراحی مسیر مأموریتی برای این سیارک‌ها را تشکیل می‌دهند که برای این سیارک‌ها مورد تحلیل و ارزیابی قرار گرفت. همان‌طور که پیش بینی می‌شد اولین نکته‌ای که در نمودار پرتو مشخص شد رابطه عکس میان سرعت موردنیاز و مدت‌زمان مأموریت است و با توجه به مطالبی که در رابطه با اهمیت کاهش مدت‌زمان مأموریت در این نوع از مأموریت‌های معدن‌کاوی گفته شد در اینجا به مقایسه پارامتر دیگر یعنی جواب‌هایی با کمترین سرعت موردنیاز میان سیارک‌های هدف پرداخته شد که از مدت‌زمان مأموریت مطلوبی نیز برخوردار هستند. در نتایج مشخص شد مقدار کل تغییرات سرعت موردنیاز و زمان مأموریت تحت‌تأثیر المان‌های مداری سیارک هدف همچون نیم محور اصلی، شیب مداری و خروج از مرکز قرار دارند. ازآنجایی‌که مقدار نیم محور اصلی برای سیارک‌های بنو، ایتوکاوا و ریوگو به ترتیب ۱/۱۲۶، ۱/۳۲۴ و ۱/۱۹۱ واحد نجومی است، پایین بودن مقدار نیم محور اصلی سیارک بنو در مقایسه با دو سیارک دیگر، می‌تواند عامل اصلی مؤثر بر مقدار سرعت موردنیاز برای رسیدن به مدار سیارک بنو در نظر گرفته شود و باعث شده است تا این سیارک به این جهت مناسب‌ترین گزینه از بین موارد موجود باشد. اگرچه باید اشاره داشت که ریوگو و ایتوکاوا در المان‌های مداری مؤثر دیگر همچون شیب مداری و خروج از مرکز، مطلوبیت بیشتری دارند، اما در این مسئله پارامتر نیم محور اصلی، تأثیرگذاری بیشتری نسبت به دیگر عوامل از خود نشان داد. جواب موردبررسی قرار گرفته در جدول ۶ نیز نشان از آن دارد که کمترین تغییر سرعت موردنیاز برای سیارک بنو ۸/۳۴ کیلومتر بر ثانیه است که از جواب‌های مشابه برای دو سیارک دیگر کمتر است.

با در نظر داشتن تمامی این موارد، نتایج به‌دست‌آمده نشان از شرایط بهتر سیارک بنو برای این مأموریت نسبت به دو سیارک دیگر دارد. اگرچه برای پیدا کردن سیارک مناسب‌تر برای یک پروژه عملیاتی نیاز است فرایند طی شده بر طیف وسیع‌تری از سیارک‌های مناسب معدن‌کاوی در دسته سیارک‌های نزدیک زمین اعمال شود که نیازمند مرکز داده‌های وسیع‌تر و سخت‌افزار پیشرفته‌تر برای پردازش این داده‌ها است. در این مقاله صرفاً سعی شد تا یک مدل و روش کار برای این منظور معرفی گردد و با سیارک‌های نمونه، مدل مورد ارزیابی قرار گیرد. ضمناً ذکر این نکته لازم است که روش‌های حل برای این دست از مسائل بسیار گسترده بوده و می‌توان از سایر الگوریتم‌های بهینه‌سازی ابتکاری دیگر استفاده نمود. در آخر باید گفت با توجه به

منابع سرشار سیارک‌های نزدیک زمین، معدن‌کاوی سیارک‌ها فرصت تازه‌ای برای تصور توسعه و رفاه اقتصادی به بشر داده است.

۷. فهرست علائم

علائم انگلیسی

Au	واحد نجومی (فاصله)
a	نیم محور اصلی مدار (Au)
e	خروج از مرکز
I	شیب مداری (deg)
i	شمارنده
LD	تاریخ عزیمت
M	آنومالی متوسط (deg)
N	تعداد گام
n	حرکت متوسط (deg/day)
q	فاصله تا حضیض مداری (Au)
Q	فاصله تا اوج مداری (Au)
$\vec{r}$	بردار مکان در سیستم خورشید مرکز
T	دوره تناوب مداری (day)
T	زمان (s)
T_1	دوره تناوب مداری زمین (day)
T_2	دوره تناوب مداری سیارک (day)
$T_{synodic}$	دوره تناوب هلالی (day)
TOF_{In}	مدت‌زمان پرواز از سیارک به زمین (day)
TOF_{out}	مدت‌زمان پرواز از زمین به سیارک (day)
$\vec{v}$	بردار سرعت در سیستم خورشید مرکز
$\vec{v}_a$	بردار سرعت سیارک (km/s)
$\vec{v}_e$	بردار سرعت زمین (km/s)

علائم یونانی

α	نسبت شمارنده به تعداد گام
δ	وردش
Δ	تغییرات در یک کمیت
ε	مقدار خطای مجاز
ω	آرگومان حضیض (deg)

۸. مراجع

1.Elvis M. Prospecting asteroid resources. Asteroids: Springer; 2013. p. 81-129.

2.MacWhorter K. Sustainable mining: Incentivizing asteroid mining in the name of environmentalism. Wm & Mary Envtl L & Pol'y Rev. 2015;40:645.

3. Dallas J, Raval S, Gaitan JA, Saydam S, Dempster A. Mining beyond earth for sustainable development: Will humanity benefit from resource extraction in outer space? Acta Astronautica. 2020;167:181-8.

4. Angarita JE, Black J. Trajectory Planning Optimization using Genetic Algorithms. AIAA SPACE 20162016. p. 5357.

5. Liu J, Zheng J, Li M. Dry mass optimization for the impulsive transfer trajectory of a near-Earth asteroid sample return mission. Astrophysics and Space Science. 2019;364(12):1-14.

6. Nadoushan MJ, Ghobadi M, Shafaee M. Designing reliable detumbling mission for asteroid mining. Acta Astronautica. 2020;174:270-80.

7. Rughani R, Barnhart D, editors. Using Genetic Algorithms for Safe Swarm Trajectory Optimization. AIAA Scitech 2020 Forum; 2020.

8. Di Carlo M, Martin JMR, Gomez NO, Vasile M. Optimised low-thrust mission to the Atira asteroids. Advances in Space Research. 2017;59(7):1724-39.

9. Morante D, Sanjurjo Rivo M, Soler M. Multi-objective low-thrust

techno-economic analysis of asteroid mining. Acta Astronautica. 2020;168:104-15.
20. Vergaaij M, McInnes CR, Ceriotti M. Economic assessment of high-thrust and solar-sail propulsion for near-earth asteroid mining. Advances in Space Research. 2021;67(9):3045-58.
21. Jude MR. Risk Assessment of Space Mining Ventures Using Decision Modeling and Monte Carlo Simulation: The University of North Dakota; 2018.
22. JPL's Solar System Dynamics (SSD) https://ssd.jpl.nasa.gov/ [retrieved Nov. 2021].
23. Neves GM, Dos Santos DP, Domingos RC, Formiga JK, editors. Orbital maneuvers for asteroids using genetic algorithm. Journal of Physics: Conference Series; 2019: IOP Publishing.
24. Schaub H, Junkins JL. Analytical mechanics of space systems: Aiaa; 2003.
25. Kim P, Park S-Y, Cho S, Jo JH. A Preliminary Impulsive Trajectory Design for (99942) Apophis Rendezvous Mission. Journal of Astronomy and Space Sciences. 2021;38(2):105-17.
26. Deb K, Pratap A, Agarwal S, Meyarivan T. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II. IEEE transactions on evolutionary computation. 2002;6(2):182-97.
27. Serrano Laborda C. Trajectory optimization for asteroid mining 2017.
28. Shirazi A, Ceberio J, Lozano JA. Spacecraft trajectory optimization: A review of models, objectives, approaches and solutions. Progress in Aerospace Sciences. 2018;102:76-98.
29. "The Japan Aerospace Exploration Agency", eoPortal, https://global.jaxa.jp/ [retrieved Nov. 2021].
30. Yamaguchi T, Saiki T, Tanaka S, Takei interplanetary trajectory optimization based on generalized logarithmic spirals. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2019;42(3):476-90.
10. Morante D, Sanjurjo Rivo M, Soler M. A survey on low-thrust trajectory optimization approaches. Aerospace. 2021;8(3):88.
11. Eskandari MJ, Novinzadeh A, Pazooki F. Optimal design of trajectory to Saturn's moon Enceladus using the evolutionary algorithm (ICA) and comparing the results obtained with the algorithm (PSO). 2014.
12. Taei H, Hozuri M, Adami A. Monopropellant Propulsion System Design using Multidisciplinary Design Optimization, Sequential Design Method, and Comparing Results. 2020.
13. Alavi pour M, Nikkhah AA, Roshanian J. Optimal Trajectory Design of an Upper Stage for Satellite Injection into Geostationary Orbit Using Limited Thrust. 2017.
14. Hellgren V. Asteroid mining: a review of methods and aspects. Student thesis series INES. 2016.
15. Gerlach CL, editor Profitably exploiting near-Earth object resources. Proceedings of the 2005 International Space Development Conference, National Space Society, Washington DC; 2005.
16. Yue Y, Shan H, Zhou Z, Wang X. A fast calculation method for asteroid exploration window based on optimal and sub-optimal two-impulse transfer orbits. Acta Astronautica. 2021;186:171-82.
17. Bazzocchi MC, Emami MR. Study of arjuna-type asteroids for low-thrust orbital transfer. Journal of Spacecraft and Rockets. 2018;55(1):37-48.
18. Dorrington S. The Trajectory Optimization & Space Logistics of Asteroid Mining Missions: University of New South Wales, Sydney; 2019.
19. Hein AM, Matheson R, Fries D. A

Y, Okada T, Takahashi T, et al. Hayabusa2-Ryugu proximity operation planning and landing site selection. Acta Astronautica. 2018;151:217-27.
31. “The National Aeronautics and Space Administration”, eoPortal, https://www.nasa.gov/ [retrieved Nov. 2021].
32. The JPL Center for NEO Studies (CNEOS) https://cneos.jpl.nasa.gov/ [retrieved Nov. 2021].

پی‌نوشت

1- Delta-velocity
2- NASA Jet Propulsion Laboratory (JPL)
3- Johann Heinrich Lambert
4- Prograde
5- Retrograde
6- Shooting-Method
7- Binary Tournament
8- Hayabusa
9- Hayabusa II
10- OSIRIS-Rex