

به کارگیری رویکردهای بهینه‌سازی چند هدفه در طراحی کنترل کننده بهینه برای عملیات الحاق مداری با در نظر گرفتن دینامیک عملگرها و مقایسه نتایج

حجت طائی^{۱*} و پوریا شکرالهی^۲

۱ و ۲- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*تهران، کدپستی: ۱۵۸۷۵-۱۷۷۴

hjtai@sina.kntu.ac.ir

در این مقاله، فاز نهایی عملیات ملاقات و اتصال مداری مورد مطالعه قرار گرفته است. هدف اصلی، کنترل موقعیت فضایی تعقیب کننده می باشد. به گونه‌ای که این فضاپیما در سریع‌ترین زمان ممکن یا به عبارت دیگر با پیمودن یک مسیر بهینه به فضایی هدف برسد. همچنین حداقل مصرف انرژی در طول فرآیند الحاق، هدف دیگر این مقاله می باشد. در مدل سازی دینامیک مسئله از معادلات کلوزی ویشایر خطی استفاده شده است که برای دستیابی به اهداف این مقاله، متغیرهای موجود در مسئله باید بهینه شوند. جهت انجام فرآیند بهینه‌سازی متغیرها دو روش الگوریتم ژنتیک و ازدحام ذرات استفاده می‌گردد. از این رو ابتدا فرآیند شبیه‌سازی انجام شده و با محاسبه متغیرهای بهینه، شبیه‌سازی نهایی حل خواهد شد. فضاپیما تعقیب کننده دارای رانشگرهایی با ساختار گسسته‌ساز PWWF بوده و هدف، اتصال به فضایی با موقعیت ثابت است که دستگاه مختصات اینرسی بر روی مرکز جرم آن قرار گرفته است. کنترل کننده مورد استفاده مبتنی بر روش LQR بوده و پارامترهای آن به گونه‌ای استخراج خواهند شد که عملکرد کلی سیستم مطابق توابع هدف و قیود بهینه گردد. در نهایت برای ارزیابی شرایط واقعی، با اعمال عدم قطعیت بر روی خروجی رانشگرها نتایج بررسی می‌شوند.

واژه‌های کلیدی: کنترل بهینه، رانشگر، دینامیک موقعیت، الگوریتم ژنتیک، ازدحام ذرات

علائم و اختصارات

F_x, F_y, F_z	نیروهای تراست اعمال شده بر روی فضاپیما تعقیب کننده		
r_0	شعاع مدار دایره‌ای فضاپیما هدف		
K_m	بهره گسسته‌ساز	μ	پارامتر استاندارد گرانش
$T_m(\tau_m)$	ثابت زمانی پیش فیلتر	X, Y, Z	موقعیت در راستاهای X و Y و Z
U_{on}	آستانه روشن بودن رانشگر	u	فرمان کنترلی
U_{off}	آستانه خاموش بودن رانشگر	Q, R	ماتریس‌های وزنی
U_m	خروجی گسسته‌ساز	K	بهره‌های بازخورد
r_{sat}	حد اشباع رانشگر	h	منطقه پسماند
T	سطح تراست	n	حرکت متوسط ماهواره هدف
GA	الگوریتم ژنتیک	m	جرم فضاپیما تعقیب کننده

مقدمه

مأموریت ملاقات و اتصال مانند اتصال برنامه آپولوبه ایستگاه فضایی بین‌المللی تحولی شگرف در اکتشافات فضایی بود. به عنوان مثال برای مأموریت ملاقات و اتصال می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- حذف بقایای مداری (به طور مثال جمع‌آوری زباله‌های فضایی)
 - مونتاژ در مدار (اتصال قطعات و اجزای مختلف یک فضاپیما در مدار معین در فضا)
 - سوخت‌گیری در مدار و نیز مأموریت‌های تعمیر و نگهداری و ...
- تعداد عملیات‌های ملاقات و اتصال رو به افزایش است. روش‌های فعلی برای عملیات مورد نظر، به اهداف شناخته شده و در شرایط بسیار مشخص تمرکز دارد. فاز ملاقات با برد نزدیک (به عبارت دیگر فاز نهایی مأموریت ملاقات و اتصال) معمولاً به دو قسمت تقسیم می‌گردد:
- مرحله مقدماتی که منجر به مسیریابی نهایی می‌شود و اغلب تقرب^۳ نام دارد.
 - مرحله دیگر، نزدیک شدن نهایی است که منجر به شرایط اتصال می‌گردد. شکل (۱) شروع فاز اتصال را نشان می‌دهد. البته مواردی نیز وجود دارد که بین دو مرحله ذکر شده قرار می‌گیرد.



شکل ۱- شروع فاز اتصال

در مرجع [۱] مسئله ملاقات و اتصال فضاپیما، مورد مطالعه قرار گرفته و این مقاله به‌طور خاص، مصالحه‌های بین ایمنی و عملکرد است. رابط اتصال در این مسئله در خط دید یک مخروط قرار گرفته و در یک زمان مناسب در حضور اغتشاش تصادفی، به هدف می‌رسد. هدف این مسئله، به حداقل رساندن تلاش کنترلی و مصرف سوخت است؛ بنابراین مسئله پیش‌رو به‌عنوان یک مسئله بهینه‌سازی مطرح می‌شود.

مرجع [۲] چالش ملاقات در نزدیکی یک هدف، هنگام نیاز به عملکردی مشخص را مورد بررسی قرار داده است. ملاحظات مورد توجه در این مقاله بهینه‌گی و ایمنی هنگام انجام مانور در سناریوهای خطرناک است.

مرجع [۳] به بررسی استراتژی هدایت و کنترل و اهمیت آن برای ملاقات و اتصال فضاپیما، پرداخته است. مانور اتصال در این مقاله شامل

دو فرآیند است که یک فرآیند آن شامل رویکرد انرژی بهینه بوده و دیگری پرواز در اطراف هدف است. در مرجع [۴] نیز مانور ملاقات در یک عملیات فضایی مستقل با یک کنترل ترکیبی LQR، بررسی شده است و مرجع [۵] به ارزیابی عملکرد دو الگوریتم متفاوت هدایت و کنترل برای مانور اتصال می‌پردازد. الگوریتم‌های ارزیابی عبارتند از: کنترل مدل پیش‌بین (در این مرجع از رویکرد خطی درجه دوم استفاده شده است) و دینامیک معکوس در دامنه مجازی.

در مرجع [۶] طرح‌هایی برای برآورد تخمین موقعیت، وضعیت و کنترل فاز نهایی انتقال یک سیستم ملاقات و اتصال فضایی خودگردان شرح داده شده است. ناوبری مبتنی بر سیستم تصویربرداری بوده و مبنای تخمین و محاسبات در این مقاله بر پایه کواترنیون هاست، مانند مرجع [۷] که یک چارچوب ریاضی برای تخمین موقعیت و وضعیت یک شیء با استفاده از پارامترهای کواترنیون را ارائه می‌دهد.

استفاده از روش‌های مبتنی بر تصویربرداری و تخمین وضعیت و موقعیت علاوه بر مرجع [۶] در مطالعات دیگری نیز مشاهده می‌شود؛ مانند مرجع [۸] که امکان‌سنجی یک ناوبری نسبی برای ملاقات و اتصال به یک شیء فضایی کاملاً ناشناخته، به عنوان یک هدف مورد بررسی قرار گرفته است. در این مقاله فرض شده که از یک دوربین تک‌رنگ به عنوان تنها سنسور اندازه‌گیری نسبی برای ملاقات با هدف استفاده می‌شود. همچنین در مرجع [۹] به بررسی یک روش نسبی بر اساس دید استریو برای مرحله آخر ملاقات و اتصال پرداخته شده است. مرجع [۱۰] استفاده از استراتژی کنترل مدل پیش‌بین برای کنترل فضاپیما تعقیب کننده تا اتصال به یک هدف دارای تاملینگ^۴ در فضا را بررسی می‌کند.

در مرجع [۱۱] قانون کنترل تطبیقی برای مسئله ملاقات و اتصال فضاپیما توسعه یافته و اثر خطاهای خروجی محدود در عملکرد کنترل کننده به‌طور کامل مورد مطالعه قرار گرفته است. مرجع [۱۲] نیز به بررسی یک کنترل تطبیقی مقاوم برای مأموریت ملاقات و اتصال پرداخته است.

مرجع [۱۳] به بررسی موقعیت نسبی و کنترل وضعیت در چارچوب مکانیک هندسی برای ملاقات و الحاق خودگردان دو فضاپیما که دنبال کننده، مسیر حرکت نسبی فضاپیما رهبر را متناسب با زمان دنبال می‌کند، می‌پردازد. مرجع [۱۴] یک استراتژی خاص از هدایت حرکت نسبی فضاپیما و کنترل مستقر بر روی آن را ارائه می‌دهد. مرجع [۱۵] کل مسیر تعقیب، عملیات نزدیک شدن و اتصال در پشتیبانی از تغییر مسیر یک سیارک را شرح می‌دهد. مطالعه صورت گرفته به عنوان بخشی از مأموریت هدایت سیارک بوده و موضوع مطرح شده در این مرجع، می‌تواند در آینده‌ای نه‌چندان دور بر روی کاهش خطرات احتمالی از نزدیک شدن سیارک‌ها به زمین یا انتقال سیارک‌ها تأثیر بسزایی داشته باشد.

سیستم کنترل

جهت کنترل سامانه‌های فضایی روش‌های متفاوتی وجود داشته که استفاده از یک رویکرد بهینه، برای کنترل مأموریت‌های الحاق فضایی به‌وفور مشاهده می‌گردد. استفاده از رویکردهای بهینه در چنین مأموریت‌هایی را می‌توان در مراجع [۵-۱] مشاهده نمود.

برای حل مسئله اتصال در این مقاله از روش کنترل LQR استفاده خواهد شد. رگولاتور درجه دوم خطی یکی از روش‌های گسترده طراحی کنترل در هوافضا است. سیستم‌های کنترل پرواز طراحی شده با استفاده از روش LQR دارای عملکرد عالی، قابلیت اطمینان و به حداقل رساندن استفاده از کنترل می‌باشند. این روش برای سیستم‌های خطی بهینه بوده و با توجه به روند سراسر طراحی و سادگی ساختار آن در کاربردهای فراوانی با موفقیت مورد استفاده قرار گرفته، از سوی دیگر پایداری سیستم را نیز تضمین می‌کند. هر روش بهینه‌سازی دارای یک تابع هزینه است که در روش رگولاتور درجه دوم خطی مورد استفاده در این مقاله، تابع هزینه به‌صورت رابطه (۳) تعریف خواهد شد [۱۷].

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad x \in \mathbb{R}^n, u \in \mathbb{R}^n, x_0 \text{ given}$$

$$J = \int_0^{\infty} [x^T Q x + u^T R u] dt \quad (3)$$

در حالی که ماتریس‌های Q و R، متقارن و مثبت معین ($Q \geq 0$, $R > 0$) می‌باشند.

با حل عددی معادله ریکاتی، P در هر لحظه از زمان به‌دست خواهد آمد که در این رویکرد مقداری ثابت خواهد بود.

$$0 = PA + A^T P - PBR^{-1}B^T P + Q \quad (4)$$

با محاسبه P، می‌توان فرمان کنترلی مورد نیاز برای کنترل سامانه را در هر لحظه از زمان محاسبه نمود.

$$u(t) = -\frac{R^{-1}B^T P}{K} x(t) = -Kx(t) \quad (5)$$

در حل مسئله کنترل بهینه، مطلوب است ماتریس بهره فیدبک حالت K را چنان پیدا کنیم که شاخص عملکرد معادله (۳) حداقل گردد. K یک ماتریس ثابت است که بر اساس بهره‌های بهینه LQR محاسبه می‌گردد و به ماتریس‌های وزنی Q و R (که ماتریس‌هایی قطری می‌باشند) نیز وابسته خواهد بود. یکی از اهداف روش رگولاتور درجه دوم خطی به صفر رساندن خطای موجود بین موقعیت فضایی تعقیب‌کننده و فضایی هدف است. جهت کنترل سامانه تا اتصال به هدف باید خطای موجود بین دو فضایی کاهش یابد. به همین دلیل فرمان کنترلی متناسب با خطای موجود میان دو فضایی محاسبه می‌گردد، در نتیجه مطابق رابطه (۶) خواهیم داشت:

$$u = -\frac{R^{-1}B^T P}{K} (x(t) - x_{reference}(t))$$

$$\Rightarrow u(t) = -K(x(t) - x_{reference}(t)) \quad (6)$$

$x_{reference}$ شامل حالت‌های سطح مرجع است.

هدف در مقاله پیش‌رو، بررسی و مطالعه دینامیک موقعیت است. فضایی تعقیب‌کننده در مرحله نهایی اتصال به فضایی هدف قرار دارد و بعد از طی مسیر نهایی، عملیات اتصال صورت خواهد گرفت. یکی از نتایج مهم در مطالعه پیش‌رو رسیدن به فضایی هدف با مصرف حداقل انرژی و در سریع‌ترین زمان ممکن است. روند مقاله بدین صورت است که ابتدا مقدار خطای موجود بین موقعیت هدف و فضایی در هر لحظه محاسبه خواهد شد و توسط روش کنترل بهینه LQR، فرمان کنترلی از جنس شتاب تولید می‌گردد. این فرمان کنترلی به نیرو تبدیل شده و توسط رانشگرها، بر روی فضایی تعقیب‌کننده اعمال می‌گردد و لذا، خطای موقعیت کاهش خواهد یافت تا زمانی که تعقیب‌کننده به هدف برسد. باید توجه داشت که پارامترهای سیستم کنترل باید به گونه‌ای بهینه شوند که سرعت و شتاب در لحظه نزدیکی فضایی به هدف در حداقل مقدار ممکن باشد تا ضربه وارد شده در لحظه برخورد به حداقل مقدار ممکن برسد. نکته قابل اهمیت در این مقاله که به‌عنوان یک قید نیز مطرح است، عدم عبور فضایی تعقیب‌کننده از فضایی هدف است. به‌منظور تنظیم پارامترهای کنترلی و عملگرها از الگوریتم‌های بهینه‌سازی فراابتکاری ازدحام ذرات و الگوریتم ژنتیک استفاده شده و نتایج نهایی با یکدیگر مقایسه خواهند شد.

دینامیک موقعیت

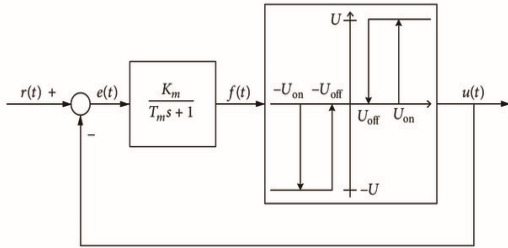
در بررسی دینامیک موقعیت از معادلات کلوزی ویلشایر (CWH) که در مجموعه روابط (۱) نشان داده شده، استفاده می‌شود. معادلات CWH مدل ساده‌ای از حرکت نسبی مدار را توصیف می‌کند؛ در معادلات CWH، فضایی هدف در مدار دایره‌ای است و فضایی تعقیب‌کننده در مدار بیضوی یا دایره‌ای قرار دارد. از معادلات خطی CWH برای بررسی موقعیت فضایی تعقیب‌کننده در هر لحظه از زمان تا رسیدن به هدف استفاده می‌شود. مختصات موقعیت فضایی هدف در تمام لحظات، صفر فرض شده و این بدان معنی است که دستگاه مختصات اینرسی بر روی هدف قرار می‌گیرد. معادلات کلوزی ویلشایر در راستاهای X و Y کوپل بوده و تغییرات در هر یک از این دو راستا منجر به تغییر راستای دیگر می‌گردد [۱۶]. در مسئله موردنظر، پنل‌های اتصال دو فضایی در راستای X قرار گرفته و با توجه به مرحله نهایی اتصال، فرض شده دو فضایی به یکدیگر نزدیک و در یک مدار قرار دارند.

$$\ddot{X} - 2n\dot{Y} - 3n^2 X = \frac{F_x}{m}$$

$$\ddot{Y} + 2n\dot{X} = \frac{F_y}{m} \quad (1)$$

$$\ddot{Z} + n^2 Z = \frac{F_z}{m}$$

$$n = \sqrt{\mu/r_0^3} \quad (2)$$



شکل ۲- گسسته‌ساز PWWF

ارتباط بین ورودی و خروجی و حد اشباع رانشگر نیز به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$DC = \frac{T_{on}}{T_{on} + T_{off}} \quad (۱۶)$$

$$r_{sat} = U_m + \frac{U_{off}}{K_m} \quad (۱۷)$$

بهینه‌سازی متغیرهای مسئله

برای استخراج بردار کنترلی مناسب که متناظر با یافتن فاکتور K می‌باشد، از روش‌های بهینه‌سازی فراابتکاری چند هدفه استفاده می‌گردد. برخلاف بهینه‌سازی تک‌هدفه که تنها یک نقطه بهینه به دست می‌آید، مسئله بهینه‌سازی چند هدفه دارای مجموعه‌ای از پاسخ‌های بهینه است که به عنوان جبهه پرتو شناخته می‌شود. از این رو پاسخ بهینه مصالحه‌ای بین مجموعه پاسخ‌ها بوده و براساس ترجیحات طراح و الزامات دینامیک مسئله، از بین پاسخ‌های بهینه امکان‌پذیر انتخاب خواهد شد. در این مطالعه، اهداف بهینه‌سازی شامل یافتن مسیر بهینه و کمینه‌سازی مصرف انرژی است. دو هدف مطرح شده را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

- کمینه‌سازی مسیر طی شده توسط فضاپیما تعقیب‌کننده تا فضاپیما هدف که کاهش زمان مسیر طی شده را نیز در پی دارد، به عنوان هدف اول مسئله بهینه‌سازی تعریف خواهد شد. بنابراین مطابق با رابطه (۱۸) با محاسبه سطح مسیر طی شده در هر سه جهت حرکت، کل سطح مسیر طی شده محاسبه می‌گردد که کمینه‌سازی آن، هدف اول مسئله بهینه‌سازی را برآورده خواهد کرد.

$$Fu1 = \sum_{i=1}^3 \int |e_i(t)| dt, \quad (۱۸)$$

$$\vec{e}(t) = \vec{P} - \vec{P}_{desire}, \quad \vec{P} = [X \quad Y \quad Z]^T$$

- کمینه‌سازی مصرف انرژی، هدف دیگر مسئله بهینه‌سازی است. کاهش مصرف انرژی موجب کاهش مصرف سوخت خواهد بود؛ ولی کاهش انرژی صرف شده باعث افزایش زمان مسیر طی شده نیز می‌شود و بنابراین کاهش مصرف انرژی در نقطه مقابل هدف اول مسئله قرار دارد. به منظور برآورده ساختن این هدف، مجموع

بر اساس تابع هزینه موجود و محاسبه K و فرمان کنترلی u نیاز به محاسبه X در هر لحظه از زمان می‌باشد. در ادامه برای محاسبه موارد گفته شده نیاز به معادلات فضای حالت است که از مجموعه معادلات (۱) به دست خواهد آمد. در نتیجه:

$$\dot{\vec{X}} = A\vec{X} + B\vec{u} \quad (۷)$$

$$\vec{X} = [x \quad y \quad z \quad \dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T \quad (۸)$$

$$\vec{u} = \left[\frac{F_x}{m} \quad \frac{F_y}{m} \quad \frac{F_z}{m} \right]^T \quad (۹)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3n^2 & 0 & 0 & 0 & 2n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (۱۰)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (۱۱)$$

عملگرها

از آنجا که رانشگرها عملکردی به صورت باز یا بسته دارند، برای مدل‌سازی رفتار آن‌ها نیازمند استفاده از گسسته‌سازهای PWWF است. این گسسته‌ساز سیگنال فرمان کنترلی را به یک سیگنال روشن و خاموش تبدیل می‌کند. گسسته‌ساز PWWF بدین صورت عمل می‌کند که نیروی خروجی از فیلتر پس از ورود به بلوک اشمیت تریگر، در صورتی که مقدار آن از U_{on} بیشتر باشد رانشگر روشن و اگر مقدار آن کمتر از U_{off} باشد رانشگر خاموش می‌شود. ساختار گسسته‌ساز PWWF در شکل (۲) نشان داده شده است. در بین نیروهای تعیین شده برای روشن و خاموش بودن رانشگر یک منطقه پسماند وجود دارد که مقدار آن از رابطه (۱۲) به دست می‌آید. برای کنترل موقعیت، در هر جهت، دو رانشگر در راستای مرکز جرم در نظر گرفته شده است [۱۸، ۱۹].

$$h = u_{on} - u_{off} \quad (۱۲)$$

مدت زمان روشن و خاموش بودن رانشگر با توجه به روابط زیر به دست خواهد آمد:

$$T_{on} = -\tau_m \ln \left(1 - \frac{h}{U_{on} - K_m(r - u)} \right) \quad (۱۳)$$

$$T_{off} = -\tau_m \ln \left(1 - \frac{h}{K_m(r) - U_{off}} \right) \quad (۱۴)$$

فرکانس خروجی، از زمان روشن و خاموش بودن رانشگر به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$f = \frac{1}{T_{on} + T_{off}} \quad (۱۵)$$

شد معادلات کلوزی ویلشایر دارای کوپل در دو محور می‌باشند، بنابراین برای دستیابی به اهداف مسئله، تنظیم پارامترهای گفته شده بسیار حائز اهمیت است.

محدوده تغییرات مجاز متغیرهای طراحی مسئله بهینه‌سازی چند هدفه در جدول (۲) ارائه شده است. بازه متغیرهای $Q_{1,1}$ تا $Q_{3,3}$ کوچک انتخاب می‌شود. تا فضای پیمای تعقیب‌کننده در هر سه راستا کمترین انحراف را نسبت به هدف داشته و به‌ویژه فضای پیمای تعقیب‌کننده در راستای X از موقعیت هدف عبور نکند. سه متغیر دیگر Q بازه‌ای وسیع‌تر و بزرگ‌تر خواهند داشت تا پاسخ‌گویی سیستم کنترل به تغییرات افزایش یابد. با توجه به اهمیت راستای X ، مقادیر متناظر با این راستا در ماتریس‌های وزنی کوچک است تا مطابق با یکی از اهداف مسئله، فضای پیمای در راستای X از هدف عبور نکرده و پیش از رسیدن به آن، موقعیت فضای پیمای تعقیب‌کننده در دو راستای Y و Z نسبت به موقعیت هدف، بیشترین انطباق را داشته باشد که این دلیلی بر بیشتر بودن مقادیر بازه‌های دو راستای دیگر می‌باشد. درایه‌های ماتریس R نیز مطابق با اهداف موجود در مسئله به‌دست خواهد آمد بدین صورت که در نهایت درایه متناظر با راستای X نسبت به دو راستای دیگر مقدار کمتری خواهد داشت، زیرا پس از انطباق دو راستای Y و Z با موقعیت هدف، دو راستای موجود باید نسبت به تغییرات و انحراف، مقاومت بیشتری داشته و پس از مطابقت با هدف در راستاهای Y و Z تغییرات زیادی ایجاد نشود.

جدول ۲- بازه متغیرهای طراحی

متغیرهای طراحی	بازه متغیرها	
	حد پایین	حد بالا
$Q_{1,1}$	3.0	40
$Q_{2,2}$	10.0	200.0
$Q_{3,3}$	5.0	100.0
$Q_{4,4}$	6000	48000
$Q_{5,5}$	30000	60000
$Q_{6,6}$	5000	55000
$R_{1,1}$	300	8000
$R_{2,2}$	1000	10000
$R_{3,3}$	250	8000
h_1	0.1	0.45
U_{off}	0.05	0.5
τ_m	0.1	0.99
k_m	1.0	7.0
F	35	50

روش‌های بهینه‌سازی

در این مطالعه، از روش‌های بهینه‌سازی که توانایی کاوش و بررسی فضای طراحی وسیع و پیچیده را داشته باشد؛ استفاده شده است.

قدر مطلق سطح کل تراست در هر سه راستا مطابق با رابطه (۱۹) به عنوان هدف دوم، جهت کمینه شدن تعریف می‌گردد.

$$Fu2 = \sum_{i=1}^3 \int |T_i| dt \quad (19)$$

الحاق تعقیب‌کننده به فضای پیمای هدف دارای الزاماتی است که از آن‌ها به عنوان قیدهای مسئله بهینه‌سازی چند هدفه نام برده می‌شود. در صورت ارضا نشدن هر یک از قیود، پاسخ به‌دست‌آمده جزئی از پاسخ‌های قابل قبول نخواهد بود و در جبهه پرتو قرار نخواهد گرفت. قیداول مسئله شامل رسیدن فضای پیمای تعقیب‌کننده به هدف پس از زمانی مشخص است. قید بسیار مهم دیگر این مسئله، عدم عبور تعقیب‌کننده از فضای پیمای هدف در راستای اصلی حرکت (یعنی حرکت در جهت X) است.

قید عدم عبور از هدف با توجه به موقعیت اولیه فضای پیمای تعقیب‌کننده و مسیر طی شده در راستای X تعریف می‌گردد. قیدهای موجود در مسئله دارای بازه‌ای مشخص بوده و به صورت نامساوی تعریف می‌شوند. بازه‌های تعریف شده برای قیدهای موجود، در جدول (۱) ارائه شده است. جهت اتصال ایمن دو فضای پیمای، پیش از رسیدن به هدف، فضای پیمای تعقیب‌کننده باید در دو راستای Y و Z بیشترین انطباق ممکن را با درگاه اتصال فضای پیمای هدف داشته باشد؛ در نتیجه در انتخاب بازه این دو راستا سخت‌گیری بیشتری صورت می‌گیرد. دلیل دیگر انتخاب بازه‌ها، فرآیند اتصال است، بدین معنی که فضای پیمای تعقیب‌کننده در پایان زمان تعیین شده باید کمترین فاصله ممکن با هدف را در هر سه جهت، داشته باشد.

جدول ۱- قیود در نظر گرفته شده در مسئله بهینه‌سازی

بازه	قید
$0.01 (m) \leq X_{final} \leq 0.1 (m)$	موقعیت نهایی فضای پیمای تعقیب‌کننده نسبت به هدف در راستای X
$0.0 (m) \leq Y_{final} \leq 0.01 (m)$	موقعیت نهایی فضای پیمای تعقیب‌کننده نسبت به هدف در راستای Y
$0.0 (m) \leq Z_{final} \leq 0.01 (m)$	موقعیت نهایی فضای پیمای تعقیب‌کننده نسبت به هدف در راستای Z
$X(t) > 0$	عدم عبور از هدف در راستای اصلی حرکت

مسئله بهینه‌سازی پیش‌رو جهت کنترل سامانه و الحاق به هدف دارای چهارده متغیر طراحی بوده است که شامل شش متغیر قطر اصلی ماتریس Q ، سه متغیر قطر اصلی ماتریس R ، نیروی تراست و متغیرهای گسسته‌ساز PWPF است. با توجه به سیستم کنترل مورد استفاده در این مطالعه، متغیرهای ماتریس‌های قطری Q و R تأثیر مستقیم بر روی پاسخ مسئله خواهند داشت و تغییر در آن‌ها می‌تواند باعث واگرایی مسئله شود و بنابراین این دو ماتریس باید به دقت انتخاب شوند. متغیرهای گسسته‌ساز PWPF شامل متغیرهای بلوک فیلتر و اشیمیت‌تریگر بوده که باید به‌صورت مناسب انتخاب شوند. همان‌گونه که گفته

شکل (۳) نشان داده شده است. فرآیند حل مسئله را می‌توان در چهار گام تشریح نمود.

گام ۱- شبیه‌سازی دینامیک موقعیت (معادلات کلوزی ویلشایر) و سیستم کنترل

گام ۲- شبیه‌سازی عملگرها (رانسگرها)

گام ۳- حل عددی معادلات و محاسبه سرعت و موقعیت در هر لحظه
گام ۴- محاسبه خطا بر اساس موقعیت به‌دست‌آمده در هر لحظه و اعمال آن در سامانه کنترل.

در گام ۱ شبیه‌سازی، معادلات کلوزی ویلشایر به روش رانگ کوتای مرتبه چهار، حل عددی شده و سرعت و موقعیت در هر لحظه از زمان با توجه به شتاب خروجی از معادلات محاسبه می‌گردد. نیروی وارد شده به دینامیک سامانه، توسط عملگرها و بر اساس فرمان کنترلی تولیدی توسط سیستم کنترل تولید می‌شود. زمان شبیه‌سازی ۵۰۰ ثانیه و با گام ثابت زمانی ۰/۰۱ است. پس از شبیه‌سازی فرآیند حل مسئله که شامل کنترل‌کننده، عملگرها و دینامیک سامانه است، پاسخ به‌دست‌آمده در هر مرحله از شبیه‌سازی توسط الگوریتم بهینه‌سازی بررسی می‌شود و این روند تا پایان روند بهینه‌سازی ادامه خواهد یافت تا در نهایت پس از محاسبه و انتخاب جواب بهینه، دینامیک مسئله با پاسخ بهینه حل شده و نتایج استخراج گردد. هنگام شبیه‌سازی، پارامترهایی مانند جرم، مشخصات مدار و ... ثابت می‌باشند، پارامترهای اولیه و ثابت را می‌توان در جدول (۵) مشاهده نمود. مدت زمان فرآیند بهینه‌سازی بر اساس الگوریتم ژنتیک، ۲۵ ساعت و ۲۰ دقیقه و بر اساس روش ازدحام ذرات، ۸ ساعت و ۳۰ دقیقه توسط یک سیستم با مشخصات پردازنده نسل سوم i7 core و حافظه رم هشت گیگابایت بوده است. الگوریتم ژنتیک به علت استفاده از شرط توقف بهبود پرتو مدت زمان بیشتری به طول انجامیده و دلیل اعمال آن، افزایش دقت حل در الگوریتم ژنتیک بوده است. البته در نهایت مطابق جبهه پرتو ارائه شده در شکل (۴) مشاهده می‌شود که نتایج هر دو روش نیز به یکدیگر نزدیک است.

روش‌های مناسب جهت استفاده در این مسئله الگوریتم ژنتیک چند هدفه و بهینه‌سازی ازدحام ذرات چند هدفه (MOPSO) هستند. دو روش موجود جزء روش‌های فراابتکاری بوده و در آن‌ها، برای یافتن نقطه بهینه به محاسبه گرادیان نیاز نیست. این دو روش برخلاف روش‌های بر پایه گرادیان توانایی پیدا کردن نقطه بهینه مطلق را دارند. نسل به کار رفته در الگوریتم ژنتیک دارای شرط توقف بهبود پرتو است. پارامترها و مشخصه‌های الگوریتم ژنتیک مورد استفاده در جدول (۳) نشان داده شده است. در روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات برخلاف الگوریتم ژنتیک از شرط توقف بهبود پرتو استفاده نشده است. پارامترها و شاخصه‌های روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات مورد استفاده در این مسئله در جدول (۴) ارائه شده است. بازه تعریف شده برای هر متغیر در هر دو روش موجود یکسان است و تنها تفاوت این دو روش در شاخصه‌های ذاتی هر الگوریتم است.

جدول ۳- پارامترهای الگوریتم ژنتیک

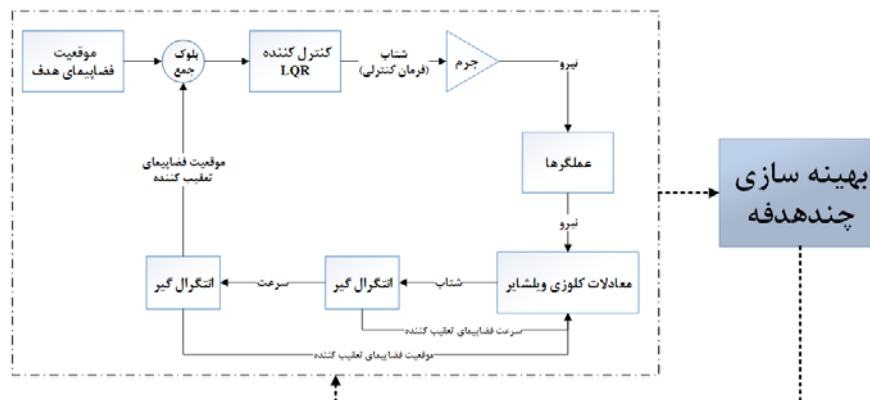
پارامتر	مقدار
اندازه جمعیت	۶۸
شرط توقف بهبود پرتو	۵۰ نسل بدون بهبود
احتمال تقاطع	۱
احتمال جهش	۰/۰۵
درصد پنالنتی	۰/۵

جدول ۴- پارامترهای روش ازدحام ذرات

پارامتر	مقدار
اندازه جمعیت	۶۰
تعداد نسل	۱۰۰
توربولانس	۰/۲

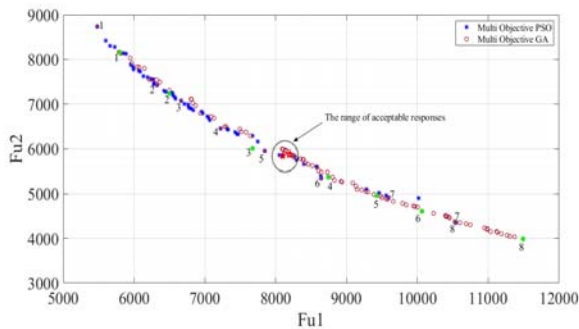
فرآیند حل مسئله

روند شبیه‌سازی دینامیک موقعیت و ارتباط آن با فرآیند بهینه‌سازی در



شکل ۳- روند حل مسئله

مشترک به‌دست‌آمده توسط هر دو روش بهینه‌سازی نیز در نقاط میانی جبهه پرتو قرار گرفته است و بنابراین پاسخ بهینه نهایی را می‌توان از نقاط مرکزی جبهه انتخاب کرد. محدوده مشخص شده در شکل (۴)، دو پاسخ مناسب را نشان می‌دهد که هر دو هدف مسئله را به اندازه نسبتاً یکسانی برآورده کرده است و پاسخ‌های مشترکی از هر دو روش را نیز دارد.



شکل ۴- جبهه پرتو

نتایج نقاط مشخص شده در جبهه پرتو در جدول‌های ۶ و ۷ نشان داده شده است. مطابق با نتایج بدست‌آمده از بهینه‌سازی‌های انجام گرفته، از میان پاسخ‌های موجود، دو پاسخ به‌عنوان حل قابل قبول انتخاب می‌گردد که یک پاسخ از الگوریتم ژنتیک و دیگری از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات می‌باشد. در جدول (۸) دو نتیجه فوق مقایسه شده است. جدول (۶) شامل پاسخ‌هایی است که در شکل (۴) با نقاط سبز رنگ مشخص شده است و داده‌های موجود در جدول (۷) شامل نقاط بنفش موجود در جبهه پرتو است.

جدول ۶- برخی از نقاط جبهه پرتو به روش الگوریتم ژنتیک

متغیر	1	2	3	4	5	6	7	8
$Q_{1,1}$	28.22	31.54	7.44	7.06	6.91	6.34	5.59	4.66
$Q_{2,2}$	172.58	79.8	43.54	24.08	28.95	20.26	15.65	11.9
$Q_{3,3}$	88.74	84.28	22.5	24.96	14.16	17.55	10.8	8.78
$Q_{4,4}$	27573.45	46671.59	9064.54	28600.07	30139.95	30875.17	28488.65	30437.09
$Q_{5,5}$	52081.14	41602.1	58223.93	43013.79	44216.45	55106.43	44070.22	43970.56
$Q_{6,6}$	35355.08	31620.12	41737.98	33676.06	31158.91	35154.66	31532.27	30627.1
$R_{1,1}$	701.52	6988.04	710.57	2467.41	256.28	2630.71	2485.8	2409.92
$R_{2,2}$	1261.86	8711.82	9221.75	5189.3	4962.52	4831.8	4774.97	4978.1
$R_{3,3}$	1638.02	6064.11	3274.24	4855.51	6437.08	5186.01	5285.73	5324.47
U_{on}	0.37	0.29	0.64	0.17	0.15	0.15	0.16	0.15
U_{off}	0.05	0.18	0.34	0.05	0.05	0.1	0.05	0.05
τ_m	0.3	0.76	0.83	0.49	0.46	0.49	0.48	0.46
k_m	5	6.5	4.9	6.4	5.4	6	6	5
F	46	39	41	44	36	35	35	35
Fu1	5801.204	6499.1756	7673.50	8743.886	9428.0178	10063	10543.437	11493.8115
Fu2	8153.96	7237.23	6006.91	5370.2	4957.92	4609	4360.65	3992.45

جدول ۵- شرایط اولیه فضایی تعقیب‌کننده

جرم	۱۰۰۰kg
ارتفاع مدار	۸۰۰km
حرکت متوسط	0.001038Rad/s
موقعیت اولیه	$x_0=50\text{ m}$ $y_0=50\text{ m}$ $z_0=-50\text{ m}$
سرعت اولیه	$V_{x_0}=0$ $V_{y_0}=0\text{m/s}$ $V_{z_0}=0$

نتایج

انتخاب یک پاسخ بهینه از میان چندین پاسخ به‌دست‌آمده در نتایج نهایی تأثیر مستقیم خواهد داشت. پاسخ‌های بهینه محاسبه شده توسط الگوریتم ژنتیک و روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات در جبهه پرتو رسم شده در شکل (۴) نشان داده شده است. با توجه به جبهه پرتو به‌دست‌آمده مشخص می‌شود که الگوریتم ژنتیک، هدف دوم مسئله را با دقت بیشتر پوشش کرده است و جستجوی روش ازدحام ذرات برخلاف الگوریتم ژنتیک، بیشتر بر روی هدف اول تمرکز داشته است. با وجود تفاوت در محدوده پوشش شده و پاسخ‌های به‌دست‌آمده توسط هر دو روش، مشاهده می‌شود که پاسخ‌های مشترکی نیز وجود دارد. پاسخ بهینه مناسب جهت انتخاب و استفاده از آن در روند حل باید توانایی ارضای هر دو هدف مسئله را به خوبی داشته باشد. مطابق شکل (۴) پاسخ‌های بهینه در نقاط مرکزی جبهه پرتو قابلیت برآورده ساختن هر دو هدف مسئله را داراست و مصالحه بین هر دو هدف را به خوبی برآورده می‌کند. علاوه بر تحقق یافتن مصالحه، پاسخ‌های

جدول ۷- برخی از نقاط جبهه پرتو به روش ازدحام ذرات

متغیر	1	2	3	4	5	6	7	8
$Q_{1,1}$	30.69	25.826	28.826	19.818	20.24	12.977	7.645	7.86
$Q_{2,2}$	142.26	95.9	111.31	45.35	49.92	17.103	17.867	10
$Q_{3,3}$	100	65.376	66.99	49.95	23.04	39.364	30.8	12.55
$Q_{4,4}$	29814.91	31787.84	40519.43	34978.66	39146.46	31706.99	39983.7	40989.4
$Q_{5,5}$	46336.25	40462.24	55406.17	49385.81	48895.05	43495.98	41373.86	39599.56
$Q_{6,6}$	30830.34	28555.15	30230.35	39994.20	45314.10	48493.93	47712.76	34097.71
$R_{1,1}$	2268.55	1364.36	2232.59	1655.39	3235.44	3539.67	2417.58	2008.52
$R_{2,2}$	6086.51	2344.09	3766.52	4522.22	4168.08	7141.31	4919.8	5092.94
$R_{3,3}$	895.82	5216.16	7091.65	1888.2	3331.88	5378.33	4742.67	6166.42
U_{on}	0.544	0.525	0.534	0.448	0.605	0.421	0.802	0.551
U_{off}	0.309	0.301	0.27	0.32	0.303	0.103	0.377	0.277
τ_m	0.852	0.833	0.679	0.487	0.755	0.585	0.61	0.684
k_m	6.9	6.7	6.8	5.8	7	6.2	5.6	7
F	50	39	36	43	42	38	39	46
Fu1	5481.4	6322.2	6663.2	7222.6	7844.2	8640.3	9591.9	10539
Fu2	8740.1	7419	7067	6449.5	5947.4	5348.3	4913.6	4358.1

جدول ۹- مقادیر نهایی

متغیر	مقدار
h	0.13
U_{off}	0.05
U_{on}	0.18
K_m	4.2
τ_m	0.37
Q	$Q_{1,1} = 8.52$ $Q_{4,4} = 28920.94$ $Q_{2,2} = 38.84$ $Q_{5,5} = 45774.2$ $Q_{3,3} = 47.84$ $Q_{6,6} = 34300.67$
R	$\begin{bmatrix} 3393.28 & 0 & 0 \\ 0 & 3550.17 & 0 \\ 0 & 0 & 4147 \end{bmatrix}$
F_x, F_y, F_z	36 N

با محاسبه متغیرهای بهینه و استفاده از آن‌ها در مسئله، نتایج که شامل موقعیت و سرعت در هر راستا، عملکرد رانشگرها و در نهایت مسیر سه بعدی است، استخراج می‌گردد. شکل (۵) نتیجه بدست‌آمده برای موقعیت را در زمان ۵۰۰ ثانیه نشان می‌دهد. نمودار شکل (۵) بیانگر این موضوع است که ابتدا موقعیت فضایی تعقیب‌کننده در جهت‌های Y و Z در راستای فضایی هدف قرار می‌گیرد و جهت X پس از دو جهت دیگر و در مدت زمان بیشتری به سمت هدف می‌رود که مقادیر ماتریس Q نیز همین مطلب را نشان می‌دهند. در

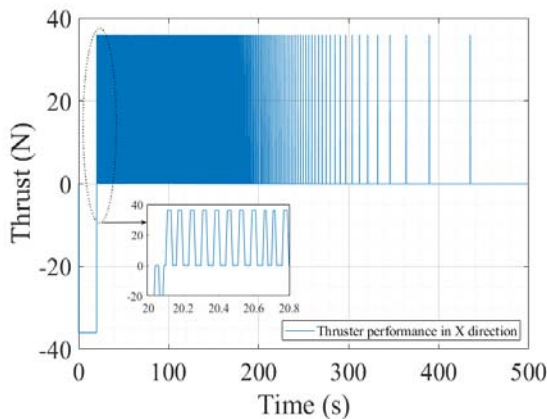
مقادیر هر دو تابع هدف در جدول (۸) بسیار نزدیک به یکدیگر است و جهت شبیه‌سازی اصلی از مقادیر بدست‌آمده توسط الگوریتم ژنتیک استفاده می‌گردد. انتخاب این روش با وجود مقادیر بیشتر در توابع هدف به دلیل دارا بودن نیروی تراست کمتر انتخاب شده است؛ همچنین اختلاف بین مقدار توابع هدف هر دو روش اندک بوده و بنابراین کم‌تر بودن تراست، اثر بیشتری جهت انتخاب گزینه نهایی دارد. مقادیر نهایی متغیرها پس از بهینه‌سازی، در جدول (۹) ارائه شده است.

جدول ۸- مقادیر نهایی انتخاب شده به روش‌های ژنتیک و ازدحام ذرات

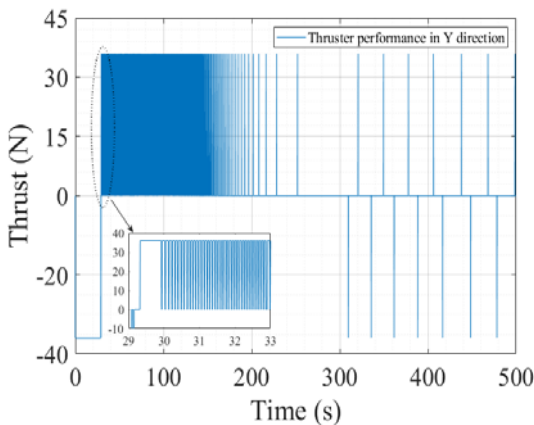
متغیر	GA	PSO
$Q_{1,1}$	8.52	13.60963
$Q_{2,2}$	38.84	53.94775
$Q_{3,3}$	47.84	26.02433
$Q_{4,4}$	28920.94	41489.66
$Q_{5,5}$	45774.2	46808.06
$Q_{6,6}$	34300.67	38450.83
$R_{1,1}$	3393.28	1993.396
$R_{2,2}$	3550.17	4550.06
$R_{3,3}$	4147	2629.712
U_{on}	0.18	0.58
U_{off}	0.05	0.335144
τ_m	0.37	0.692591
k_m	4.2	7
F	36	40
Fu1	8192.357	8095.7
Fu2	5866.56	5839.4

عملکرد رانشگرها در هر جهت در شکل‌های ۶ و ۷ و ۸ نشان داده شده است. روشن بودن ابتدایی رانشگرها در مدت زمانی بین ۲۰ تا ۳۰ ثانیه در هر راستا باعث افزایش سرعت می‌شود. پس از این زمان، دیگر رانشگرها برای مدت زمان زیادی روشن نیستند. اکثر پالس‌های ایجاد شده در بازه زمانی بیش‌تر از ۳۰ ثانیه در خلاف جهت حرکت بوده و برای کاهش سرعت اولیه تولید شده است.

در جهت X پالس‌های ایجاد شده پس از زمان اولیه تنها در جهت خلاف حرکت است و نقش ترمزی دارد تا مطابق با هدف مسئله و قیدهای موجود فضایی تعقیب‌کننده در جهت X به سمت هدف حرکت کند و در دو راستای دیگر پالس‌های ایجاد شده به‌گونه‌ای است که در زمان قابل قبولی دو راستای Y و Z با فضایی هدف منطبق شده و در موقعیت موردنظر باقی بمانند. براساس نتیجه بدست‌آمده نشان داده می‌شود که عملکرد رانشگرها علاوه بر مقادیر بهینه بدست‌آمده برای بلوک اشمیت تریگر و پیش فیلتر، با مقادیر بهینه بدست‌آمده برای سیستم کنترل نیز ارتباط مستقیم دارد.



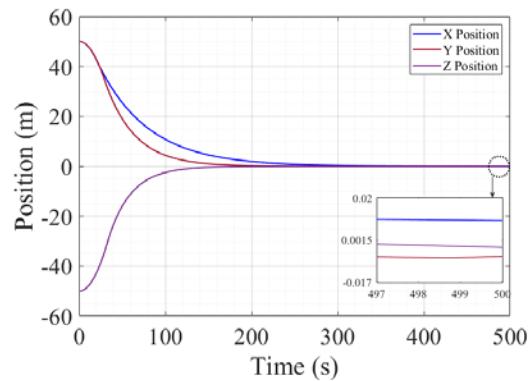
شکل ۶- عملکرد رانشگر در راستای X



شکل ۷- عملکرد رانشگر در راستای Y

ماتریس Q، درایه اول و چهارم که در ارتباط با جهت X است؛ نسبت به متغیرهای دو جهت دیگر مقادیر کمتری دارد و بنابراین فضایی تعقیب‌کننده در جهت X در مدت زمان بیشتری به هدف میل می‌کند. در نتایج نشان داده شده در شکل (۵)، یکی از قیدهای اصلی مسئله که عدم عبور فضایی تعقیب‌کننده از فضایی هدف است، به‌خوبی ارضا شده و فضاپیما در هیچ کدام از راستاهای حرکت از هدف عبور نکرده است.

مطابق با جدول (۱۰) که داده‌های مسیر حرکت فضایی تعقیب‌کننده در جهات مختلف برای زمان‌های مشخصی را در بر دارد، می‌توان به نتایج گفته شده پی برد و برآورده شدن قید مسئله در جهت X را به وضوح مشاهده کرد. شکل (۵) نشان‌دهنده یک نتیجه بسیار مهم است؛ مسیر حرکت فضایی تعقیب‌کننده علاوه بر رسیدن به هدف در یک زمان قابل قبول، بدون فراجش و فروجش تمام مسیر را به سمت هدف طی کرده است. عدم وجود فراجش و فروجش می‌تواند یکی از دلایل بهینه‌بودن مسیر باشد.



شکل ۵- موقعیت فضایی تعقیب‌کننده

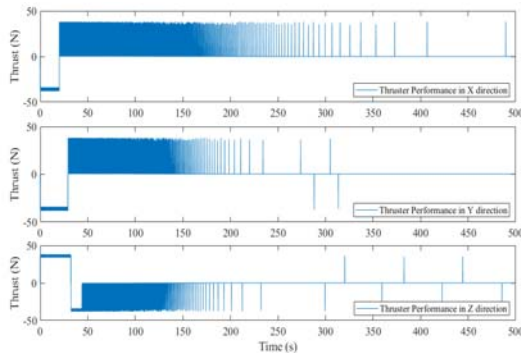
جدول ۱۰- موقعیت فضاپیما در زمان‌هایی مشخص

Time (Second)	X direction (m)	Y direction (m)	Z direction (m)
0	50	50	-50
1	49.9824	49.9824	-49.9823
10	48.1993	48.2160	-48.2009
50	25.5329	19.0697	-15.9926
100	10.8149	4.4383	-2.4645
150	4.5772	1.0303	-0.3761
200	1.9337	0.2377	-0.0541
250	0.8136	0.0527	-0.0073
300	0.3394	0.0196	0.0055
350	0.1386	0.0029	0.0036
400	0.0545	-0.0015	0.0017
450	0.0197	-0.0012	-0.0002
480	0.0139	-0.0017	0.0075
490	0.0120	-0.0042	0.0029
495	0.0110	-0.0054	0.0006
497	0.0106	-0.0059	-0.0003
499	0.0102	-0.0062	-0.0013
500	0.0100	-0.0058	-0.0017

جدول ۱۱ - سرعت فضایی در زمان های مشخص

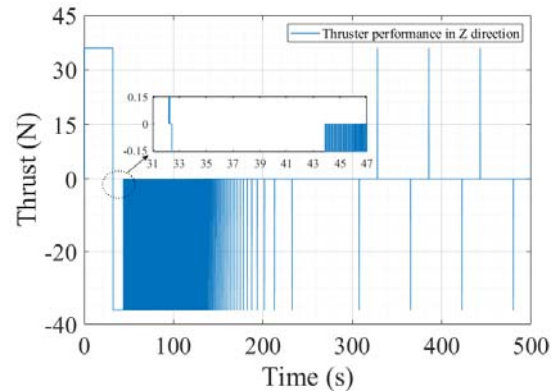
Time (Second)	V _x (m/s)	V _y (m/s)	V _z (m/s)
0	0	0	0
1	-0.0355	-0.0356	0.0357
10	-0.3617	-0.3559	0.3602
50	-0.4384	-0.5558	0.5978
100	-0.1860	-0.1292	0.0923
150	-0.0788	-0.0299	0.0139
200	-0.0332	-0.0071	0.0024
250	-0.0139	-0.0019	0.0003
300	-0.0060	-0.0002	0.0003
400	-0.0009	-0.0003	0.0003
495	-0.0002	-0.0002	-0.0005
497	-0.0002	-0.0002	-0.0005
499	-0.0002	0.0005	-0.0005
500	-0.0002	0.0005	-0.0005

به منظور بررسی صحت نتایج بدست آمده و واقعی تر شدن شرایط مسئله می توان از اعمال عدم قطعیت بر روی سیستم استفاده نمود. عدم قطعیت می تواند بر روی نیروهای ایجاد شده توسط عملگر، موقعیت جسم یا به صورت اغتشاش های مختلف باشد. در این پژوهش، تأثیر عدم قطعیت اعمال شده در سامانه بر روی عملگرها در نظر گرفته شده؛ بدین صورت که خروجی عملگر در صورت روشن بودن با یک فاکتور تصادفی که مقدار آن معادل تقریبی ۱۷ درصد از تراست نامی رانشگرها (± 6 نیوتن) است و به عنوان عدم قطعیت در سطح تراست تولیدی آن ها اعمال شده است، جمع می گردد و حاصل آن وارد دینامیک مسئله می شود. نتیجه به دست آمده پس از اعمال عدم قطعیت در شکل ۱۰ برای رانشگرها نشان داده شده است. جهت بررسی صحت پاسخها، نتایج بدست آمده پس از اعمال عدم قطعیت در شکل (۱۱) و جدول (۱۲) نشان داده شده است. نتایج این تحلیل در مقایسه با نتایج اصلی نشان دهنده تفاوت اندکی در مقادیر بدست آمده است. لذا علاوه بر تایید نتایج اصلی، محدودیت های مسئله نیز برآورده می گردد.



شکل ۱۰ - عملگر رانشگرها در حضور اعمال عدم قطعیت

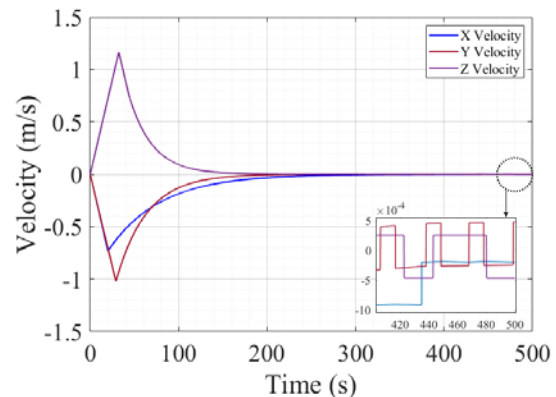
با فرض نیتروژن به عنوان پیشران عامل با ضربه مخصوص ۶۸ ثانیه، جرم کل سوخت مصرفی پس از ۵۰۰ ثانیه با نیروی تراست ۳۶ نیوتن



شکل ۸ - عملکرد رانشگر در راستای Z

شکل (۹) نشان دهنده سرعت فضایی تعقیب کننده در هر راستا است. کاهش سرعت در جهت ارضای اهداف و محدودیت های مسئله بوده و از آن جا که بر عملکرد رانشگرها اثرگذار است، تغییرات سرعت نیز با سیستم کنترل ارتباط مستقیم دارد. اثرات پارامترهای Q_{4,4} و Q_{5,5} و Q_{6,6} بر تغییر سرعت نیز در شکل (۹) نشان داده شده است. کمتر بودن پارامتر Q_{4,4} نسبت به دو پارامتر دیگر باعث می شود سرعت پاسخ گویی سیستم در جهت X نسبت به دو جهت دیگر کمتر باشد که نتیجه آن در منحنی سرعت در جهت X نشان داده شده است. با توجه به سرعت بیشتر پاسخگویی سیستم در دو جهت Z و Y و زیادتر بودن Q_{5,5} و Q_{6,6} نسبت به Q_{4,4} که به معنی رسیدن سریع تر به موقعیت هدف در دو جهت Z و Y است، افزایش سرعت در این دو راستا و نرخ کاهش سرعت قابل توجهی است.

نتایج بدست آمده برای سرعت در زمان هایی مشخص در جدول (۱۱) ارائه شده است. نتایج موجود در شکل (۹) و جدول (۱۱) نشان دهنده این واقعیت است که فضایی تعقیب کننده در هنگام رسیدن به هدف دارای سرعتی بسیار کمی خواهد بود و بنابراین ضربه حاصل از این اتصال، اندک بوده و اتصال کامل و ایمن انجام خواهد گرفت.

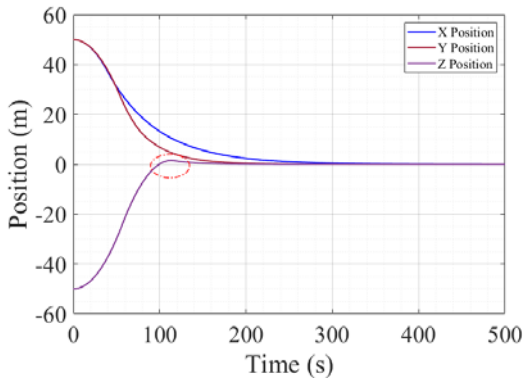


شکل ۹ - سرعت فضایی تعقیب کننده

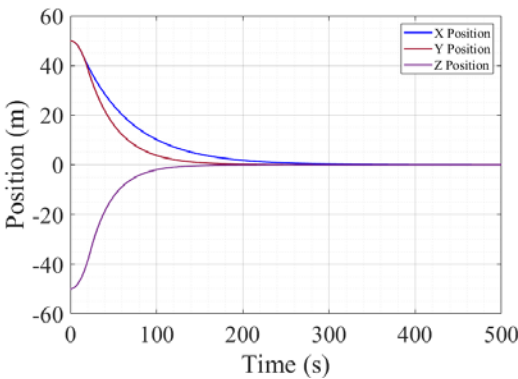
تراست ۳۶ نیوتن با برآورده ساختن هر دو هدف مسئله، گزینه قابل قبولی است.

مطابق متغیرهای بهینه به‌دست‌آمده و حل نهایی معادلات کلوزی ویلشایر، موقعیت فضایی تعقیب‌کننده در هر راستا نسبت به هدف محاسبه می‌گردد. شکل‌های (۱۴) و (۱۵) مسیر حرکت فضایی تعقیب‌کننده تا هدف را نشان می‌دهد.

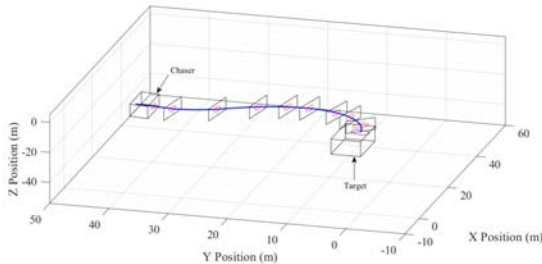
پنل‌های اتصال دو فضاپیما به صورت دایره بر روی شکل مشخص شده است. بهینه بودن مسیر طی شده توسط فضایی تعقیب‌کننده در هر دو شکل مشخص می‌باشد.



شکل ۱۲- موقعیت فضایی تعقیب‌کننده (تراست ۱۶ نیوتن)

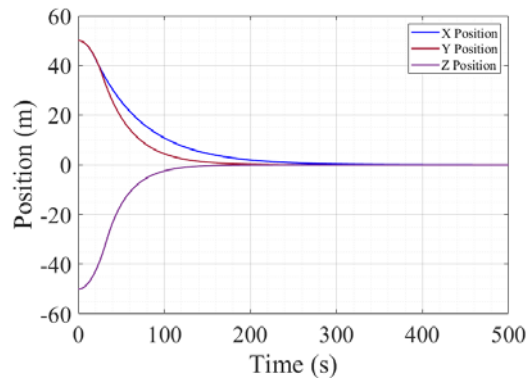


شکل ۱۳- موقعیت فضایی تعقیب‌کننده (تراست ۵۶ نیوتن)



شکل ۱۴- مسیر حرکت فضاپیما به صورت سه بعدی، نمای اول

۸/۷۹۴ کیلوگرم است. با فرض اعمال دو نیروی تراست ۱۶ نیوتن و ۵۶ نیوتن مشاهده می‌شود که مقادیر توابع هدف تغییر خواهد کرد. نیروی تراست ۱۶ نیوتن دارای تلاش کنترلی کمتر بوده و جرم سوخت مصرفی با در نظر گرفتن نیتروژن به عنوان پیشران عامل، ۷/۲۹۸ کیلوگرم است و بنابراین جرم سوخت مصرفی آن کمتر از نیروی تراست ۳۶ نیوتن است؛ ولی با وجود این مزایا، استفاده از تراست ۱۶ نیوتن، هدف اول مسئله که مسیر بهینه است را برآورده نمی‌کند. نتیجه به‌دست‌آمده برای تراست ۱۶ نیوتن در شکل (۱۲) نشان داده شده است؛ در این شکل یک فراجهدش در محور Z وجود دارد که برای مسیر بهینه مطلوب نیست و انتگرال زیر منحنی مسیر طی شده را افزایش داده و لذا مسیر طی شده با این تراست، یک مسیر بهینه نیست.



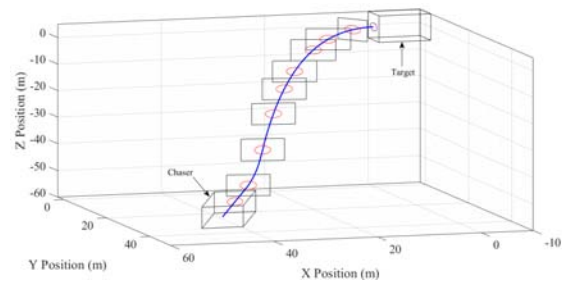
شکل ۱۱- موقعیت فضایی تعقیب‌کننده در حضور اعمال عدم قطعیت

جدول ۱۲- موقعیت فضاپیما در زمان‌های مشخص در حضور عدم قطعیت

Time (Second)	X direction(m)	Y direction(m)	Z direction(m)
0	50	50	-50
1	49.9825	49.9824	-49.9823
10	48.1989	48.2156	-48.2013
50	25.5321	19.0685	-15.9897
100	10.8147	4.4380	-2.4642
200	1.9336	0.2377	-0.0541
300	0.3389	0.01	0.0066
400	0.0539	-0.0123	0.0018
450	0.0216	-0.0137	-0.0008
480	0.0055	-0.0132	0.0065
490	0.0005	-0.0128	0.0057
495	0.0015	-0.0125	0.0032
500	0.0026	-0.0123	0.0007

با فرض تراست ۵۶ نیوتن و در نظر گرفتن نیتروژن به عنوان پیشران عامل نیز جرم کل سوخت مصرفی معادل ۹/۶۱۵ کیلوگرم خواهد بود که نشان می‌دهد علی‌رغم بهینه‌تر بودن مسیر، جرم سوخت مصرفی بیشتر از حالتی است که تراست معادل ۳۶ نیوتن می‌باشد. مسیر طی شده در هر راستا با فرض تراست ۵۶ نیوتن در شکل (۱۳) نشان داده شده است. نتیجه نهایی در این بررسی نشان می‌دهد که

- Conference on Decision and Control (CDC): IEEE*, Melbourne, Australia, pp. 1427-1432, 2017.
- [5] Virgili-Llop, J., Zagaris, C., Park, H., Zappulla, R. and Romano, M., "Experimental evaluation of model predictive control and inverse dynamics control for spacecraft proximity and docking maneuvers," *CEAS Space Journal*, 2018, vol. 10, no. 1, pp. 37-49.
- [6] Philip, N.K. and Ananthasayanam, M., "Relative position and attitude estimation and control schemes for the final phase of an autonomous docking mission of spacecraft," *Acta Astronautica*, vol. 52, no. 7, 2003, pp. 511-522.
- [7] Mukundan, R. and Ramakrishnan, K., "A quaternion solution to the pose determination problem for rendezvous and docking simulations," *Mathematics and computers in simulation*, vol. 39, no. 1-2, 1995, pp. 143-153.
- [8] Song, L., Li, Z. and Ma, X., "Autonomous rendezvous and docking of an unknown tumbling space target with a monocular camera," in *Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC): IEEE*, Chinese, 2014, pp. 1008-1013.
- [9] Yu, F., He, Z., Qiao, B., and Yu, X., "Stereo-vision-based relative pose estimation for the rendezvous and docking of noncooperative satellites," *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2014, 2014.
- [10] Li, Q., Yuan, J., Zhang, B. and Gao, C., "Model predictive control for autonomous rendezvous and docking with a tumbling target," *Aerospace Science and Technology*, vol. 69, 2017, pp. 700-711.
- [11] Singla, P., Subbarao, K. and L. Junkins, J., "Adaptive output feedback control for spacecraft rendezvous and docking under measurement uncertainty," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 29, no. 4, 2006, pp. 892-902.
- [12] Xia, K. and Huo, W., "Robust adaptive backstepping neural networks control for spacecraft rendezvous and docking with uncertainties," *Nonlinear Dynamics*, vol. 84, no. 3, 2016, pp. 1683-1695.
- [13] Lee, D. and Vukovich, G., "Robust adaptive terminal sliding mode control on SE (3) for autonomous spacecraft rendezvous and docking," *Nonlinear Dynamics*, vol. 83, no. 4, 2016, pp. 2263-2279.
- [14] Weiss, A., Baldwin, M., Erwin, R.S., Kolmanovsky, and I., "Model predictive control for spacecraft rendezvous and docking: Strategies for handling constraints and case studies," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 23, no. 4, 2015, pp. 1638-1647.
- [15] Hinkel, H., Cryan, S.P., and D'Souza, C., "Rendezvous and docking strategy for crewed segment of the asteroid redirect mission," in *SpaceOps 2014 Conference*, USA, 2014.
- [16] Curtis, H.D., *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Third ed. Elsevier Ltd, 2014.
- [17] Eugene Lavretsky, K.A.W., *Robust and Adaptive Control with Aerospace Applications*. Springer, 2013.
- [18] Sidi, M.J., *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge University Pub., 1997.
- [19] Wie, B., *Space Vehicle Dynamics and Control*, Second ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2008.



شکل ۱۵ - مسیر حرکت فضاپیما به صورت سه بعدی، نمای دوم

نتیجه گیری

در این پژوهش دینامیک موقعیت فاز نهایی عملیات الحاق دو فضاپیما بررسی شد. برای این منظور از ساختار بهینه کلاسیک LQR جهت کنترل سیستم استفاده شده است. متغیرهای اصلی مسئله که شامل پارامترهای سیستم کنترل، گسسته‌ساز PWPF و سطح تراست رانشگرها بودند، توسط دو رویکرد الگوریتم ژنتیک چند هدفیو بهینه‌سازی ازدحام ذرات چند هدفی، بهینه شدند. مسئله مورد مطالعه دارای قیدهایی نیز می‌باشد که شامل رسیدن به هدف در پایان زمان ۵۰۰ ثانیه و عدم عبور از هدف در جهت حرکت اصلی فضاپیمای تعقیب‌کننده است. نتایج به‌دست‌آمده از حل مسئله نشان داد که فضاپیمای تعقیب‌کننده با مصرف حداقل انرژی ممکن و در یک مسیر بهینه به فضاپیمای هدف می‌رسد. با پیاده‌سازی عدم قطعیت بر روی عملگرهای سیستم نیز مشاهده می‌شود که فضاپیما تحت این شرایط نیز به‌خوبی کنترل شده و عملیات الحاق به‌خوبی صورت می‌گیرد. ارزیابی نتایج حاصل از این پژوهش نشان می‌دهد که رویکرد تدوین شده جهت کنترل فرآیند الحاق، نتایج صحیح و قابل قبولی را ارائه می‌دهد و می‌توان از آن در مسائل واقعی اتصال ایمن و بهینه دو فضاپیما بهره گرفت.

مراجع

- [1] Vinod, A.P. and Oishi, M.M. "Optimal trade-off analysis for efficiency and safety in the spacecraft rendezvous and docking problem," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 51, no. 12, 2018, pp. 136-141.
- [2] Volpe, R. and Circi, C., "Optical-aided, autonomous and optimal space rendezvous with a non-cooperative target," *Acta Astronautica*, vol. 157, 2019, pp. 528-540.
- [3] Xu, Z., Chen, Y. and Xu, Z., "Optimal guidance and collision avoidance for docking with the rotating target spacecraft," *Advances in Space Research*, vol. 63, no. 10, 2019, pp. 3223-3234.
- [4] Chan, N. and Mitra, S., "Verified hybrid LQ control for autonomous spacecraft rendezvous," in *Annual*