

بررسی تاثیر پارامترهای کنترل پیش‌بین در مسئله ملاقات و اتصال مداری

پوریا شکرالهی^{۱*}، مسعود ابراهیمی کچویی^۲

۱- دانشجوی دکتری هوافضا، گروه هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس pouryash01@gmail.com

۲- دانشیار، گروه هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس ebrahimikm@modares.ac.ir

*نویسنده مخاطب

چکیده

مأموریت ملاقات و اتصال یک فناوری کلیدی و با اهمیت در حوزه فضایی است، در نتیجه این مقاله به بررسی و مطالعه کنترل موقعیت فضایی تعقیب‌کننده در یک مأموریت ملاقات و اتصال فضایی پرداخته است. سامانه به‌وسیله رویکرد کنترل پیش‌بین کنترل شده و هدف، اتصال به یک فضاپیما در مدار دایره‌ای است. بنابراین حرکت نسبی میان دوفضاپیما با معادلات کلوژی ویلشایر هیل مدل‌سازی شده است. مسئله و کنترل‌کننده در محیط سیمولینک شبیه‌سازی شده و از بلوک کنترل پیش‌بین سیمولینک استفاده شده است. از اغتشاش‌های محیطی و عدم قطعیت‌ها در حل مسئله صرف نظر شده و نتایج حاصل از مقاله در دو بخش مورد بررسی قرار گرفته است. بخش اول به بررسی تاثیر سه پارامتر افق پیش‌بین، افق کنترل و گام زمانی بر مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده یک فضاپیما تعقیب‌کننده در مأموریت ملاقات و اتصال پرداخته است. بررسی و تحلیل نتایج بخش اول تاثیر سه پارامتر را بر تنظیم رویکرد کنترل پیش‌بین نشان داده است. با بررسی و تحلیل بخش اول مقادیر سه پارامتر افق پیش‌بین، افق کنترل و گام زمانی انتخاب شده و برای تنظیم کنترل‌کننده در یک مأموریت ملاقات و اتصال مورد استفاده قرار گرفته و پاسخ‌های حاصل یک اتصال به هدف موفق را نتیجه داده است. نتیجه نهایی بیانگر تاثیر مستقیم پارامترها و ضرایب وزنی کنترل‌کننده بر روند حل مسئله است.

واژه‌های کلیدی: کنترل پیش‌بین - ملاقات و اتصال فضایی - افق پیش‌بین - افق کنترل - گام زمانی

۱- مقدمه

عملیات ملاقات و اتصال یک فناوری کلیدی در بسیاری از برنامه‌های فضایی با حداقل یک فضاپیما تعقیب‌کننده و یک هدف است. هدف می‌تواند فضاپیما، سیارک، سیاره و یا هر شیء فضایی دیگر باشد. مونتاژ در مدار، اتصال به ایستگاه فضایی (به‌عنوان مثال تعویض خدمه ایستگاه فضایی) یا فضاپیماهای دیگر، تعمیر و نگهداری در مدار، هدایت سیارک‌ها، سفر به فضای عمیق و بین سیاره‌ای در آینده و غیره نمونه‌هایی از کاربردهای مأموریت ملاقات و اتصال است [۱ و ۲].

کنترل فضاپیما تعقیب‌کننده یک بخش جدایی‌ناپذیر در مأموریت‌های ملاقات و اتصال است. رویکردهای کنترلی متفاوتی مانند کنترل بهینه، کنترل مقاوم، کنترل تطبیقی، کنترل پیش‌بین و کنترل مد لغزشی در این حوزه کاربرد داشته و مطالعات متعددی نیز بر روی آن صورت گرفته است. همچنین کنترل پیش‌بین به‌عنوان یک فناوری کلیدی برای افزایش استقلال سیستم کنترل پرواز توجه فراوانی را در کاربردهای فضایی

به خود جلب کرده است. به‌عنوان یک کاربرد از کنترل پیش‌بین می‌توان به طرح کنترل پیش‌بین برای سیستم‌های خطی متغیر با زمان اشاره کرد [۳].

کنترل پیش‌بین در مأموریت ملاقات فضاپیما را می‌توان به‌عنوان یک استراتژی کنترل بهینه پیشرفته مبتنی بر بهینه‌سازی مقید ورودی‌های کنترل بیان کرد که قابلیت کنترل بازخوردی حلقه بسته را جهت بهبود عملکرد و خودمختاری مأموریت ملاقات فضایی دارد [۴]. یک مزیت کنترل پیش‌بین، برنامه‌ریزی مسیر برای مانورهای اتصال فضایی با حداقل انرژی میان یک فضاپیما تحت کنترل و یک هدف فاقد کنترل است [۵]. مرجع [۶] به مطالعه کنترل پیش‌بین به‌صورت مقاوم پرداخته که برای یک مأموریت ملاقات و اتصال طراحی شده است. افزایش درصد انعطاف‌پذیری و موفقیت در مأموریت با استفاده از رویکرد کنترل پیش‌بین در مرجع [۷] مطالعه شده است. به‌عنوان یک نتیجه مهم در این مطالعه، رویکرد کنترلی برای عملیات ملاقات فضاپیما در یک سیستم دینامیکی پیچیده و تحت حضور آشفتگی قابل اجرا بوده و نسبتاً کم‌مصرف است [۷].

مرجع [۸] به مطالعه یک رویکرد کنترلی جهت کنترل سامانه فضایی برای ملاقات با اهداف پایدار یا دارای چرخش در مدار بیضوی پرداخته است. رویکرد کنترل مورد استفاده کنترل پیش‌بین بوده که قابلیت افزایش دقت جهت جلوگیری از تغییرات غیرمترقبه یا جابه‌جایی مسیر برای یک مأموریت ملاقات ایمن را دارد [۸]. کنترل پیش‌بین برای یک مأموریت ملاقات و اتصال فضایی که در آن مدار هدف دایره یا بیضی باشد و مدل مورد استفاده نیز غیرخطی فرض شود در مرجع [۹] مورد مطالعه قرار گرفته است. پاسخ‌های حاصل حساسیتی نسبت به اثرات خطای اندازه‌گیری، خطای کنترل و اثر آشفتگی خارجی نداشته و توسط شبیه‌سازی نیز اثبات شده است [۹].

کاربرد دیگر رویکرد کنترل پیش‌بین در مسائل ملاقات و اتصال فضایی مقید و دارای محدودیت است [۱۰ و ۱۱]. کنترل سامانه جهت ملاقات و اتصال به یک سیارک دارای چرخش به‌عنوان هدف و ملاقات و اتصال دو ماهواره کوچک با قید مسیر جهت دستیابی به یک اتصال ایمن دو نمونه مطالعه شده است [۱۲ و ۱۳]. رهاسازی و بازیابی کیوب‌ست از یک فضاپیما بزرگ برای بازرسی خارجی و نظارت بر فضاپیما مفید بوده ولی مانورهای اتصال در طول بازیابی چالش‌برانگیز است که طراحی و تنظیم یک کنترل‌کننده پیش‌بین برای حل این مسئله بسیار کاربردی است [۱۴]. در مرجع [۱۵] عملکرد الگوریتم کنترل پیش‌بین برای مأموریت ملاقات و اتصال در یک بستر آزمایشگاهی مورد ارزیابی قرار گرفته و یک اتصال موفق به‌همراه برآورده ساختن قیدها را نتیجه داده است [۱۵].

۳- رویکرد کنترل مسئله

کنترل جزء جدایی ناپذیر مأموریت‌های ملاقات و اتصال بوده و رویکردهای متفاوتی برای کنترل سامانه در مأموریت ملاقات و اتصال وجود دارد. در این مسئله کنترل فضایی تعقیب‌کننده بر پایه رویکرد کنترل پیش‌بین است. در دو دهه گذشته کنترل پیش‌بین به‌طور قابل توجهی در حوزه کنترل برای مباحث تحقیقاتی و صنعت توسعه یافته است. کنترل پیش‌بین یک راه برای طرح مسئله کنترل فرآیند در حوزه زمان است. اصطلاح کنترل پیش‌بین یک استراتژی کنترلی خاص را مشخص نمی‌کند، بلکه طیف وسیعی از روش‌های کنترلی را مشخص می‌کند که از یک مدل فرآیند برای به دست آوردن سیگنال کنترل با به حداقل رساندن یک تابع هدف استفاده می‌کند. این روش‌های طراحی منجر به کنترل‌کننده‌هایی با ساختار مشابه و درجات آزادی کافی می‌شوند. دیاگرام بلوکی ساختار پایه رویکرد کنترل پیش‌بین در شکل ۲ رسم شده است [۱۸].

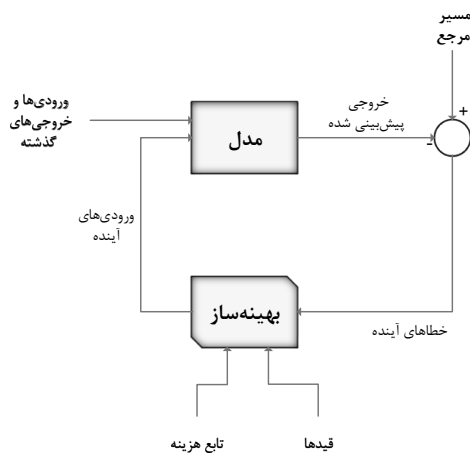
همه الگوریتم‌های کنترل پیش‌بین دارای المان‌های مشترک بوده که این المان‌ها شامل مدل پیش‌بینی، تابع هدف و تعیین قانون کنترل است. توابع هزینه متفاوتی با توجه به الگوریتم کنترل پیش‌بین برای بدست آوردن قانون کنترل وجود داشته که هدف کلی آن پیروی خروجی آینده (Y) از سیگنال مرجع تعیین شده (w) در افق در نظر گرفته شده، است. همچنین تلاش کنترلی لازم در جهت کاهش تابع هزینه باید تحت جریمه قرار گیرد تا تلاش کنترلی نیز کاهش یابد. براساس منبع [۱۸] عبارت کلی برای تابع هزینه به صورت معادله (۳) نوشته می‌شود. مقادیر N_1 و N_2 بیانگر کمینه و بیشینه افق پیش‌بینی بوده و N_u افق کنترل است. ضرایب $\delta(j)$ و $\lambda(j)$ دنباله‌هایی هستند که رفتار آینده را در نظر می‌گیرند و معمولاً مقادیر ثابت یا دنباله‌هایی نمایی در نظر گرفته می‌شوند [۱۸].

$$J(N_1, N_2, N_u) = J_1 + J_2$$

$$J_1 = \sum_{j=N_1}^{N_2} \delta(j) [\hat{y}(t+j|t) - w(t+j)]^2 \quad (3)$$

$$J_2 = \sum_{j=1}^{N_u} \lambda(j) [\Delta u(t+j-1)]^2$$

برای دستیابی به قانون کنترل لازم است تابعی J در معادله (۳) به حداقل برسد. بدین منظور مقادیر خروجی‌های پیش‌بینی شده به‌عنوان تابعی از مقادیر گذشته ورودی‌ها و خروجی‌ها و سیگنال‌های کنترل آتی (با استفاده از مدل انتخاب شده و جایگزینی آن در تابع هزینه) محاسبه می‌شوند. در نهایت عبارت حاصل کمینه‌سازی و مقادیر آن بدست می‌آیند.



شکل ۲- ساختار پایه کنترل پیش‌بین [18]

در این مقاله مسئله کنترل موقعیت در یک مأموریت ملاقات و اتصال بررسی شده است. دینامیک مسئله با توجه به مدار دایروی هدف به‌وسیله معادلات کلوزی و پلشایر هیل مدل شده و کنترل فضایی تعقیب‌کننده به‌وسیله رویکرد کنترل پیش‌بین صورت گرفته است. نتایج مسئله به دو بخش تقسیم شده که شامل بررسی اثر سه پارامتر مهم رویکرد کنترل‌کننده و حل مسئله با مقادیر منتخب این سه پارامتر است. هدف این مقاله بررسی تاثیر سه پارامتر کنترل پیش‌بین بر روی مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده است که با نتیجه‌گیری از این بررسی، مقادیر سه پارامتر انتخاب و مسئله ملاقات و اتصال حل خواهد شد. این بررسی اهمیت و یک دید کلی از تاثیر تغییر سه پارامتر مذکور را در حل مسئله نشان می‌دهد.

۲- دینامیک موقعیت مسئله ملاقات و اتصال

مأموریت ملاقات و اتصال اغلب در یک دستگاه مختصات نسبی که اختلاف موقعیت و سرعت میان دو فضایی هدف و تعقیب‌کننده را توصیف کرده بیان می‌شود. دستگاه مختصات نسبی در مدار دایره‌ای دستگاه هیل بوده که به‌صورت شماتیک در شکل ۱ رسم شده است. بنابراین در دینامیک مسئله ملاقات و اتصال بر اساس نوع مدار از معادلات کلوزی و پلشایر هیل جهت توصیف یک مدل ساده از حرکت نسبی فضایی استفاده شده است.

در معادلات کلوزی و پلشایر هیل که برای بررسی موقعیت فضایی تعقیب‌کننده نسبت به هدف در هر لحظه از زمان استفاده شده فضایی هدف در مدار دایره‌ای و فضایی تعقیب‌کننده در مدار بیضوی یا دایره‌ای قرار گرفته است. در این مدل‌سازی، فضایی هدف در تمام لحظات در مختصات صفر و دستگاه مختصات بر روی هدف فرض شده است. معادلات کلوزی و پلشایر هیل در راستاهای X و Y کوپل هستند و تغییرات در هر یک از این دو راستا منجر به تغییر راستای دیگر می‌گردد. در مسئله موردنظر، راستای حرکت به سوی هدف برای اتصال، جهت X بوده و در مرحله نهایی اتصال، فرض شده که دو فضایی در مدارهایی مشابه قرار گرفته و به یکدیگر نزدیک هستند. مجموعه معادلات (۱) بیانگر معادلات کلوزی و پلشایر هیل هستند [۱۶].

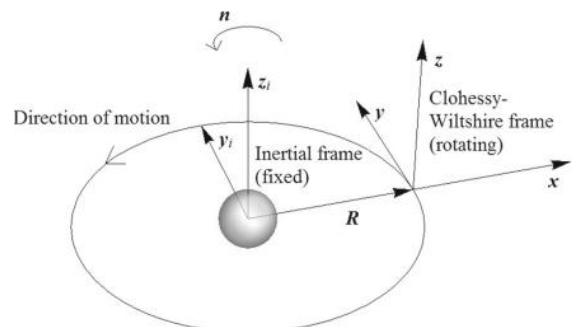
$$\ddot{X} - 2n\dot{Y} - 3n^2X = \frac{F_x}{m}$$

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

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

که در آن R_0 فاصله مدار تا مرکز زمین است.

$$n = \sqrt{\mu/R_0^3} \quad (2)$$



شکل ۱- شماتیکی از دستگاه هیل [17]

شرایط اولیه در حل هر مسئله‌ای اثرگذار است و تغییر شرایط اولیه برای برخی از مسائل می‌تواند منجر به تغییر برخی از تنظیمات شود. شرایط اولیه موقعیت و سرعت فضایی تعقیب‌کننده برای شروع حل عددی در جدول ۱ ارائه شده است.

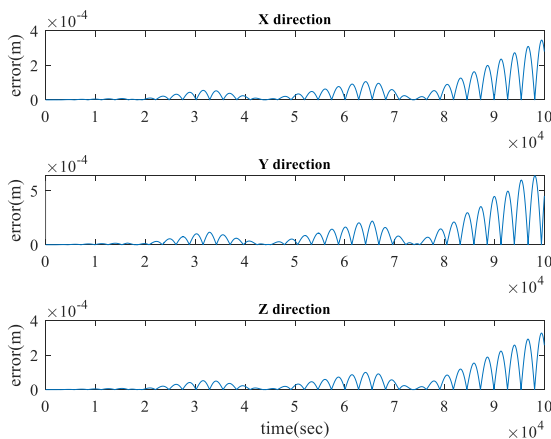
جدول ۱- شرایط اولیه فضایی تعقیب‌کننده

واحد	مقدار	
متر	۳۰۰	موقعیت نسبت به هدف در راستای X
متر	۵۰	موقعیت نسبت به هدف در راستای Y
متر	۵۰	موقعیت نسبت به هدف در راستای Z
متر بر ثانیه	صفر	سرعت در راستای X
متر بر ثانیه	صفر	سرعت در راستای Y
متر بر ثانیه	صفر	سرعت در راستای Z

۵-۱- اعتبارسنجی حل مسئله

اعتبارسنجی شبیه‌سازی انجام شده در مسائل به‌منظور اثبات صحت کار دارای اهمیت است. راه‌های متفاوتی برای اعتبارسنجی وجود دارد که استفاده از مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی با پاسخ حاصل از حل تحلیلی و مقایسه پاسخ‌های شبیه‌سازی با نتایج یک مرجع یا مقاله معتبر دو نمونه از روش‌های اعتبارسنجی برای این مسئله هستند. مجموعه معادلات کلوزی ویلشایر هیل دارای حل تحلیلی است. با توجه به حل تحلیلی موجود از مجموعه معادلات کلوزی ویلشایر هیل در مراجع، برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی از روش مقایسه نتایج با پاسخ حاصل از حل تحلیلی استفاده شده است. حل تحلیلی معادلات دیفرانسیلی کلوزی ویلشایر هیل در مرجع [۵۸] به‌صورت کامل ارائه شده است. معادلات تحلیلی و نهایی بخش بردار موقعیت در روابط (۵) تا (۷) بیان شده است.

با صفر قرار دادن فرمان‌های کنترلی، می‌توان حل عددی معادلات حاصل از شبیه‌سازی را با در نظر گرفتن شرایط اولیه و ورودی یکسان با نتایج حل تحلیلی مقایسه کرد. خطای میان دو پاسخ حاصل از حل عددی و حل تحلیلی در شکل ۴ ارائه شده و نشان می‌دهد که پس از ۱۰۰۰۰۰ ثانیه کل بیشینه خطا در سه راستای حرکت از ۰/۰۰۰۶۴ متر فراتر نرفته است و در نتیجه می‌توان از صحت پاسخ شبیه‌سازی اطمینان حاصل کرد و نتایج را با دقت قابل قبولی پذیرفت.



شکل ۴- خطای حاصل از مقایسه پاسخ‌های حل عددی و تحلیلی

یکی از راه‌های ساختاردهی قانون کنترل، استفاده از توابع پایه است و شامل نمایش سیگنال کنترل به‌عنوان ترکیب خطی از توابع پایه از پیش تعیین شده است که نمونه آن برای روش تابعی پیش‌بینی کنترل (PFC) در معادله (۴) بیان شده است (در این رابطه B_i با توجه به ماهیت فرآیند و مرجع انتخاب می‌شود). ساختاردهی قانون کنترل با توجه الگوریتم کنترل پیش‌بین متفاوت است. μ_i یک ضریب بوده که در هر لحظه از زمان t به‌صورت بهینه انتخاب می‌شود و در هر مرحله متفاوت است [۱۸].

$$u(t+k) = \sum_{i=1}^n \mu_i(t) B_i(k) \quad (۴)$$

در این مقاله به‌منظور شبیه‌سازی و استفاده از رویکرد کنترل پیش‌بین، از بلوک کنترل پیش‌بین موجود در سیمولینک استفاده و از بیان روابط و جزئیات صرف نظر شده است.

۴- فرآیند حل مسئله و شرایط اولیه

مسئله پیش‌رو یک مسئله ملاقات و اتصال در فاز نهایی بوده که برای کنترل موقعیت و یا هدایت فضایی تعقیب‌کننده در جهت اتصال به یک فضایی دیگر در مدار دایره‌ای و با رویکرد کنترل پیش‌بین به‌وسیله شبیه‌سازی در سیمولینک حل شده است. مسئله فاقد اغتشاش‌های محیطی و عدم قطعیت فرض شده و شبیه‌سازی رویکرد کنترلی به‌وسیله بلوک کنترل پیش‌بین در سیمولینک صورت گرفته است. شماتیک فرآیند حل مسئله در شکل ۳ نشان داده شده و دارای مراحل زیر است.

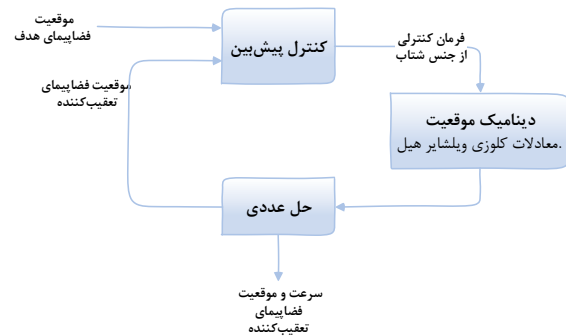
۱- موقعیت فضایی هدف و تعقیب‌کننده در هر لحظه از زمان به بلوک کنترل پیش‌بین وارد می‌شود.

۲- بلوک کنترل پیش‌بین با توجه به معادلات دینامیک مسئله (که به‌صورت فضای حالت نوشته شده است) فرمان‌های کنترلی از جنس شتاب را تولید می‌کند.

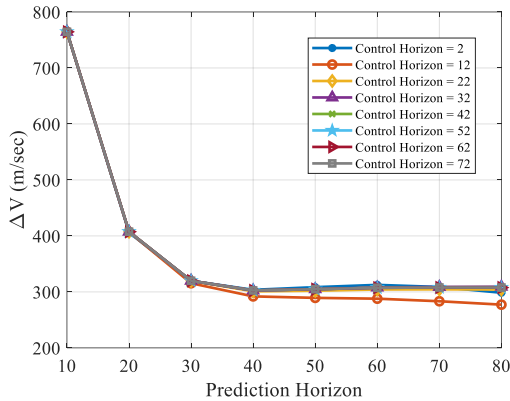
۳- شتاب‌ها و سرعت‌های خطی فضایی تعقیب‌کننده با اعمال فرمان‌های کنترلی بر دینامیک مسئله و حل معادلات محاسبه می‌شوند.

۴- شتاب‌ها و سرعت‌های خطی به‌وسیله روش رانگ کوتا مرتبه ۴ حل عددی شده و سرعت و موقعیت لحظه‌ای فضایی تعقیب‌کننده محاسبه خواهد شد.

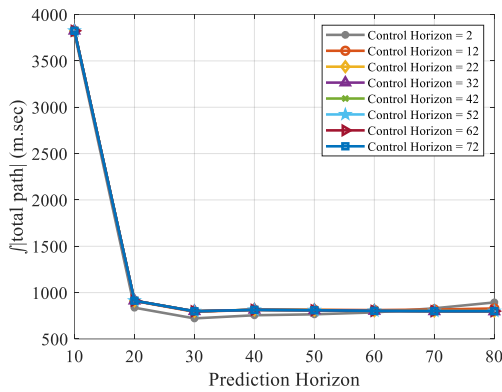
مسئله با گام‌های ثابت ۰/۰۱، ۰/۰۰۱ و ۰/۰۰۰۱ حل شده است و پاسخ‌ها بسیار نزدیک به حل با گام ۰/۰۱ بوده است، در نتیجه گام زمانی انتخاب شده برای حل مسئله ۰/۰۱ در نظر گرفته شده و مسئله با آن حل شده است.



شکل ۳- شماتیک فرآیند حل مسئله



شکل ۵- تاثیر تغییرات پارامترها بر مصرف سوخت با گام زمانی ثابت ۰/۱ کنترل کننده



شکل ۶- تاثیر تغییرات پارامترها بر سطح کل مسیر طی شده با گام زمانی ثابت ۰/۱ کنترل کننده

نتایج حاصل نشان می‌دهد که با افزایش افق پیش‌بین مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده کاهش می‌یابد. افزایش افق کنترل با افزایش تغییر محسوسی نداشته و تاثیر مثبت آن تنها در مقدار ۲ برای سطح کل مسیر طی شده در هر سه راستا و ۱۲ برای مصرف سوخت است.

• حالت دوم: افق کنترل ثابت

در این حالت افق کنترل ثابت فرض شده و دو پارامتر افق پیش‌بینی و گام زمانی در بازه مورد نظر تغییر می‌کنند. مقدار ثابت افق کنترل بر مبنای حالت پیش‌فرض بلوک کنترل پیش‌بین انتخاب شده و مقدار آن برابر با دو در نظر گرفته شده است. نتایج حاصل از حل در دو شکل ۷ و شکل ۸ نشان داده شده است. نتایج حاصل از حل نشان می‌دهد که با افزایش افق پیش‌بینی و گام زمانی، مصرف سوخت کاهش یافته است به گونه‌ای که اگر افق پیش‌بین ۸۰ و گام زمانی ۲/۶ انتخاب شود سطح مصرف سوخت بسیار کاهش می‌یابد. از طرف دیگر با افزایش افق پیش‌بینی سطح کل مسیر طی شده افزایش خواهد یافت و تنها در گام زمانی با مقدار ۰/۱ با افزایش افق پیش‌بین، کاهش در سطح کل مسیر طی شده مشاهده می‌شود. اگر افق پیش‌بین بین ۵۰ و گام زمانی نیز ۰/۱ انتخاب شود، در آن صورت سطح کل مسیر طی شده برابر با ۷۶۵/۷ است.

$$\delta \vec{r}(t) = [\bar{\Phi}_{rr}(t)] \delta \vec{r}_0 + [\bar{\Phi}_{rv}(t)] \delta \vec{v}_0 \quad (5)$$

$$[\bar{\Phi}_{rr}(t)] = \begin{bmatrix} 4 - 3 \cos nt & 0 & 0 \\ 6(\sin nt - nt) & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \cos nt \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$[\bar{\Phi}_{rv}(t)] = \begin{bmatrix} (\sin nt)/n & 2(1 - \cos nt)/n & 0 \\ 2(\cos nt - 1)/n & 1 & 0 \\ 0 & 0 & (\sin nt)/n \end{bmatrix} \quad (7)$$

۵- نتایج حاصل از شبیه‌سازی

کنترل پیش‌بین جهت کنترل سامانه فضایی برای اتصال موفق به هدف نیازمند تنظیمات است. رویکرد کنترل پیش‌بین دارای پارامترهای مشخصی بوده که تنظیم و تغییر در هر یک از آن‌ها پاسخ حاصل را تحت شعاع قرار می‌دهد. افق کنترل، افق پیش‌بین و گام زمانی کنترل کننده سه پارامتر اساسی و مهم در تنظیم رویکرد کنترلی است. نتایج شبیه‌سازی به دو بخش اصلی تقسیم می‌شود. در بخش اول تاثیر تغییرات پارامترهای نامبرده بررسی و در بخش دیگر با انتخاب مقادیر برای این سه پارامتر مسئله حل و نتایج آن بررسی می‌شود.

۵-۱- بررسی تاثیر سه پارامتر افق کنترل، افق پیش‌بینی و گام زمانی

به منظور بررسی تاثیر پارامترهای افق کنترل، افق پیش‌بینی و گام زمانی، مسئله در سه حالت حل خواهد شد. در هر حالت دو پارامتر را متغیر در نظر گرفته و پارامتر دیگر ثابت فرض می‌شود. کنترل پیش‌بین علاوه بر پارامترهای بیان شده دارای ضرائب وزنی نیز بوده که در پروسه حل ثابت نگه داشته شده است. بازه‌های تغییر و مقدار ثابت هر پارامتر در حالتی که ثابت است و ضرائب وزنی نیز در دو جدول ۲ و جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۲- بازه‌های تغییر پارامترها

پارامتر	بازه تغییرات	گام تغییر بازه
افق پیش‌بینی	[۱۰ ۸۰]	۱۰
افق کنترل	[۲ ۸۰]	۱۰
گام زمانی	[۰/۱ ۲/۶]	۰/۶

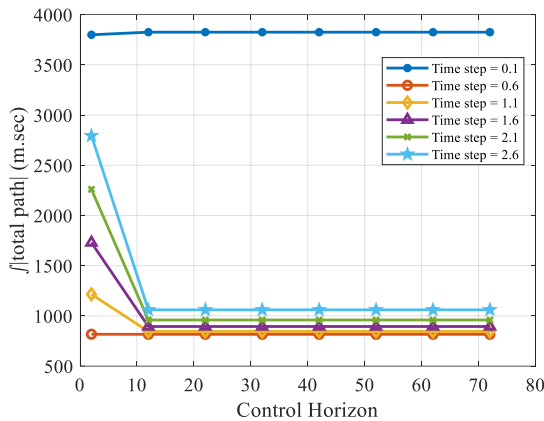
جدول ۳- مقادیر ثابت پارامترها و ضرائب وزنی

پارامتر ثابت	مقدار
افق پیش‌بینی	۱۰
افق کنترل	۲
گام زمانی	۰/۱
ضریب متغیرهای دست‌کاری شده ^۱	[۱/۶۱۶ ۱/۹۱۵ ۰/۸۵۶۸]
ضریب متغیرهای خروجی	[۱/۰۸ ۱/۱۳ ۰/۵۳۰۸]

• حالت اول: گام زمانی ثابت

در این حالت گام زمانی ثابت فرض شده و دو پارامتر افق پیش‌بینی و افق کنترل در بازه مورد نظر تغییر می‌کنند. در این حالت افق کنترل همیشه کوچکتر از افق پیش‌بینی در نظر گرفته شده است. نتایج حاصل از حل در دو شکل ۵ و شکل ۶ نشان داده شده است.

¹ manipulated

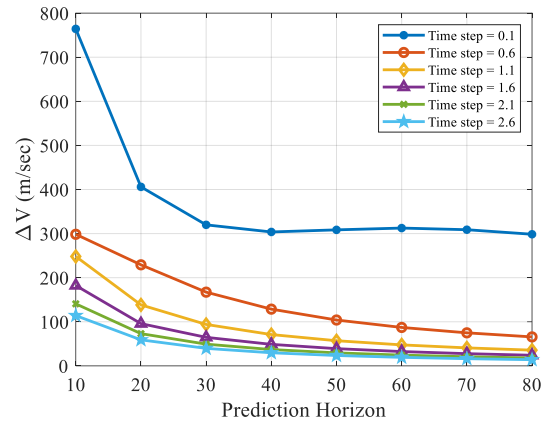


شکل ۱۰- تاثیر تغییرات پارامترها بر سطح کل مسیر طی شده با افق پیش‌بین ثابت به مقدار ۱۰

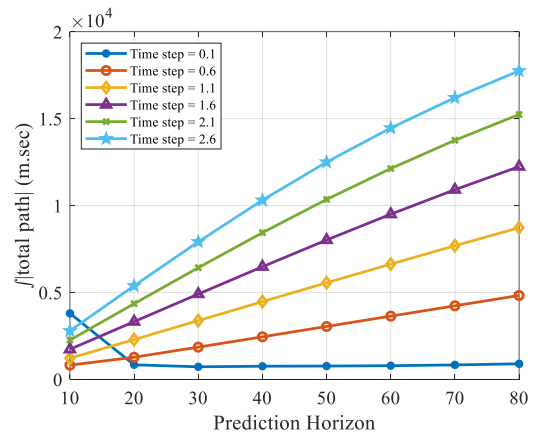
نتایج حاصل بیانگر این موضوع بوده که با افزایش افق کنترل هنگامی که افق پیش‌بین ثابت است، در همه ثابت‌های زمانی جز گام زمانی رویکرد کنترلی ۰/۱، مصرف سوخت تا یک حد مشخص روند افزایشی داشته و سپس روند آن نسبتاً یکسان است. سطح کل مسیر طی شده نیز جز در گام زمانی ۰/۱ روند کاهشی دارد و پس از مقدار مشخصی تغییرات آن نسبتاً ثابت است. این نتیجه نشان می‌دهد که در صورت انتخاب مقدار ثابت ۱۰ برای افق پیش‌بین گزینه مناسب برای انتخاب افق کنترل مقدار ۲ تا ۱۲ بوده و برای گام زمانی نیز مقدار ۰/۶ است.

۵-۲- بررسی پاسخ با انتخاب مقادیر افق کنترل، افق پیش‌بین و گام زمانی با بررسی تاثیر تغییرات سه پارامتر افق کنترل، افق پیش‌بین و گام زمانی بر روی مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده مشخص شد که کنترل سامانه تعقیب‌کننده با رویکرد کنترل پیش‌بین در یک مأموریت ملاقات و اتصال فضایی با در نظر گرفتن اهداف مسئله مستلزم تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده است. با تنظیم سه پارامتر افق کنترل، افق پیش‌بین و گام زمانی کنترل پیش‌بین می‌توان به پاسخ مناسبی برای این مسئله دست یافت. بر مبنای بررسی انجام گرفته سه پارامتر اشاره شده انتخاب و تنظیم می‌شود و مسئله ملاقات و اتصال حل خواهد شد. مقادیر سه پارامتر با بررسی نتایج بخش قبل و انجام یک مصالحه میان آن‌ها انتخاب و در جدول ۴ ارائه شده است. انتخاب این مقدار پارامترها با هدف دستیابی به مقادیر قابل قبول مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده است، همچنین پاسخ حاصل از مقادیر انتخابی برای مسیر طی شده در هر راستا باید دارای فراجهدش و یا فراجهدش حداقل و در راستای X فضاپیمای تعقیب‌کننده از هدف عبور نکرده باشد. دو راستای Y و Z نیز باید پیش از رسیدن به نزدیکی هدف به دقت لازم رسیده باشند. پاسخ حاصل از مسیر طی شده با در نظر گرفتن پارامترهای مورد نظر در شکل ۱۱ رسم شده است.

نتیجه حاصل در شکل ۱۱ نشان می‌دهد که فضاپیمای تعقیب‌کننده در راستای اصلی حرکت از هدف عبور نکرده و دو راستای Y و Z نیز پیش رسیدن به هدف تنظیم شده و به دقت قابل قبول رسیده‌اند. رویکرد کنترلی و پارامترهای تنظیم شده قادر است فضاپیمای تعقیب‌کننده را در زمان کم‌تر از ۲۰ ثانیه به نزدیکی هدف برساند و در زمانی پیش از زمان نهایی ۱۰۰ ثانیه اتصال صورت گرفته است. دقت پاسخ‌ها در زمان نهایی بیانگر اتصالی کامل و ایمن بوده است.



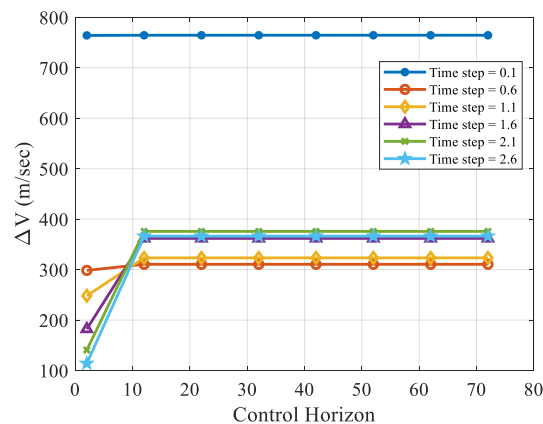
شکل ۷- تاثیر تغییرات پارامترها بر مصرف سوخت با افق کنترل ثابت به مقدار ۲



شکل ۸- تاثیر تغییرات پارامترها بر سطح کل مسیر طی شده با افق کنترل ثابت به مقدار ۲

• حالت سوم: افق پیش‌بین ثابت

در این حالت افق پیش‌بین ثابت فرض شده و دو پارامتر افق کنترل و گام زمانی در بازه مورد نظر تغییر می‌کنند. مقدار ثابت افق پیش‌بین بر مبنای حالت پیش‌فرض بلوک کنترل پیش‌بین انتخاب شده و مقدار آن برابر با ۱۰ در نظر گرفته شده است. نتایج حاصل از حل در دو شکل ۹ و شکل ۱۰ نشان داده شده است.



شکل ۹- تاثیر تغییرات پارامترها بر مصرف سوخت با افق پیش‌بین ثابت به مقدار ۱۰

جدول ۵- مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده حاصل از

شبیه‌سازی بر مبنای پارامترهای انتخاب شده	
پارامتر ثابت	مقدار
مصرف سخت	۳۱۱/۵ (متر بر ثانیه)
سطح کل مسیر طی شده	۷۷۵/۳۶ (متر در ثانیه)

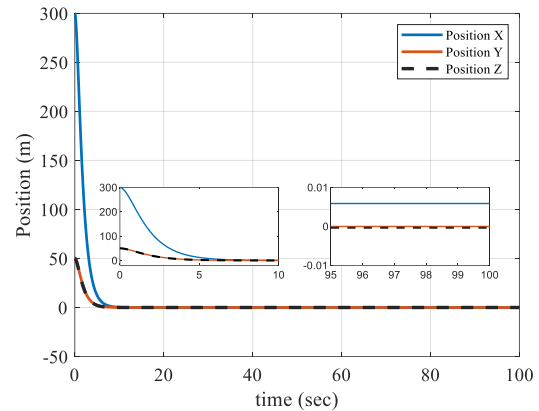
۶- نتیجه‌گیری

مسئله کنترل موقعیت در مأموریت ملاقات و اتصال فضایی مطالعه شد. مدار فضایی هدف در این مسئله دایره فرض شده بود و فضاییابی تعقیب‌کننده نیز در فاز نهایی اتصال قرار داشت. ابتدا شبیه‌سازی معادلات مورد صحنه‌سنجی قرار گرفت که نتایج حاصل از آن در مقایسه با حل تحلیلی معادلات کلوزی ویلشایر هیل از دقت بالا شبیه‌سازی حکایت داشته و خطای پاسخ‌های آن نسبت به حل تحلیلی بسیار کمتر از یک میلی‌متر بوده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در دو بخش مورد مطالعه قرار گرفته است. در بخش اول تاثیر سه پارامتر افق پیش‌بین، افق کنترل و گام زمانی بر روی مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده در مأموریت ملاقات و اتصال مورد بررسی قرار گرفت. نتایج حاصل نشان داد که اگر گام زمانی رویکرد کنترلی ثابت فرض شود تاثیر تغییر پارامتر افق کنترل بر روی مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده کم است ولی با افزایش افق پیش‌بین مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده در کل روند کاهشی دارد.

با تغییر گام زمانی در مسئله مشاهده شد که گام زمانی بر مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده تاثیر قابل توجه دارد. کاهش مصرف سوخت در نتیجه تغییرات گام زمانی کنترل‌کننده افزایش سطح کل مسیر طی شده را در پی دارد. گام زمانی مناسب در حالتی که مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده در کل کاهش یابد انتخاب می‌گردد. در بخش دوم نتایج حاصل از حل با انتخاب و تنظیم گام زمانی، افق پیش‌بین و افق کنترل و در نظر گرفتن شرط‌هایی مانند کمترین فروجهش و فراجهش و عدم عبور از هدف در راستای اصلی حرکت بیانگر یک اتصال موفق بوده که در زمان کمتر از ۲۰ ثانیه انجام گرفته است. پاسخ نهایی دارای دقت‌های قابل‌قبولی نسبت به هدف بوده و سرعت و شتاب خطی حاصل نیز در زمان اتصال حداقل است. با توجه به نتایج شتاب، ضربه حاصل از اتصال بسیار کم خواهد بود و قیدهایی مانند عدم عبور از هدف در راستای اصلی حرکت و تنظیم جهت‌های Y و Z پیش از رسیدن به هدف نیز برآورده شده‌اند. همه این نتایج عملکرد قابل قبول رویکرد کنترل پیش‌بین در مأموریت ملاقات و اتصال را نشان داده که می‌تواند منجر به یک اتصال ایمن و موفق شود. پارامترهای تنظیم شده کنترل‌کننده شامل سه پارامتر بوده که با بررسی پاسخ‌های حاصل از بخش اول نتایج، بدست آمده و ضرائب وزنی نیز ثابت فرض شده است. به‌عنوان ادامه کار در این حوزه می‌توان با تعریف ضرائب وزنی و پارامترها به‌عنوان متغیر طراحی، تعریف توابع هدفی مانند مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده و بهینه‌سازی مسئله به پاسخ‌های بهتر دست یافت. مدل‌سازی عملگر، اغتشاشات، عدم قطعیت‌ها و غیره مسئله را تحت محدودیت قرار داده که جهت تنظیم پارامترها و ضرائب وزنی برای کنترل سامانه، به‌همراه برآوردن قیدهای مسئله نیاز به استفاده از رویکردهای بهینه‌سازی به وضوح مشخص است.

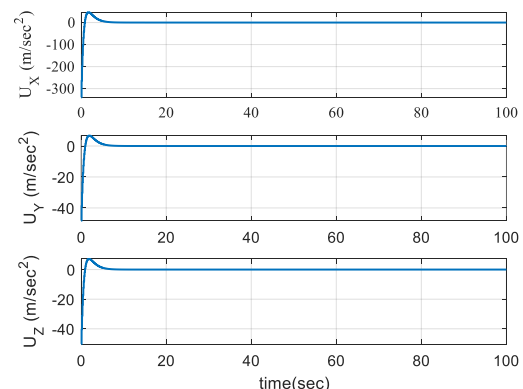
جدول ۴- پارامترهای انتخاب شده برای حل مسئله

پارامتر ثابت	مقدار
افق پیش‌بینی	۵۶
افق کنترل	۲
گام زمانی	۰/۱



شکل ۱۱- مسیر طی شده به‌وسیله فضاییابی تعقیب‌کننده تا اتصال به هدف

رویکرد کنترل‌کننده دارای خروجی از جنس شتاب بوده که با تنظیم پارامترها، تولید شده و به دینامیک مسئله اعمال می‌شود. فرمان‌های کنترلی تولید شده به‌وسیله رویکرد کنترل پیش‌بین در شکل ۱۲ رسم شده و نشان می‌دهد که در راستای اتصال به هدف شتاب تولیدی از مقدار مشخصی در حال افزایش است تا فاصله با هدف کاهش یابد. در انتها زمان نزدیک شدن به هدف فرمان کنترلی در جهت عکس شتاب وارد می‌کند تا سرعت خطی و شتاب فضاییابی تعقیب‌کننده کاهش یابد. از زمان حدود ۱۰ ثانیه به بعد فرمان کنترلی بسیار کاهش یافته و به سمت صفر میل می‌کند که این موضوع بیانگر اتصال به هدف در زمان‌های کم‌تر از ۲۰ ثانیه است. هنگام اتصال شتاب خطی به سمت صفر میل پیدا کرده که در نتیجه ضربه‌های ناشی از برخورد هنگام اتصال به حداقل رسیده و اتصالی ایمن را نتیجه داده است. مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده دو عامل تعیین‌کننده در انتخاب سه پارامتر افق پیش‌بین، افق کنترل و گام زمانی بود و تاثیرات سه پارامتر بر روی آن‌ها بررسی شد. با بررسی نتیجه تاثیر سه پارامتر بر مسئله مقادیر آن‌ها انتخاب و مسئله حل شد. جدول ۵ مقدار محاسبه شده مصرف سوخت و سطح کل مسیر طی شده را در حل مسئله ارائه می‌دهد.



شکل ۱۲- فرامین کنترلی تولید شده در هر راستا

۷- مراجع

- [17] C. S. Arnot, C. R. McInnes, R. J. McKay, M. Macdonald, and J. Biggs, "Orbit period modulation for relative motion using continuous low thrust in the two-body and restricted three-body problems", *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, vol. 130, no. 2, pp. 1–23, 2018.
- [18] E. F. Camacho and C. B. Alba, *Model predictive control*. Springer science & business media, 2013.
- [1] Y. Xie, C. Chen, T. Liu, and M. Wang, *Guidance, Navigation, and Control for Spacecraft Rendezvous and Docking: Theory and Methods*. Springer Nature, 2021.
- [2] W. Fehse, *Automated rendezvous and docking of spacecraft*, vol. 16. Cambridge university press, 2003.
- [3] M. Leomanni, G. Bianchini, A. Garulli, and R. Quartullo, "Sum-of-Norms Periodic Model Predictive Control for Space Rendezvous", *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 30, no. 3, pp. 1311–1318, 2021.
- [4] E. N. Hartley, "A tutorial on model predictive control for spacecraft rendezvous", *European Control Conference (ECC)*, pp. 1355–1361, 2015.
- [5] J. Ventura, M. Ciarcia, M. Romano, and U. Walter, "An inverse dynamics-based trajectory planner for autonomous docking to a tumbling target", in *AIAA guidance, navigation, and control conference*, 2016.
- [6] K. Dong, J. Luo, Z. Dang, and L. Wei, "Tube-based robust output feedback model predictive control for autonomous rendezvous and docking with a tumbling target", *Adv. Sp. Res.*, vol. 65, no. 4, pp. 1158–1181, 2020.
- [7] J. C. Sanchez, F. Gavilan, and R. Vazquez, "Chance-constrained model predictive control for near rectilinear halo orbit spacecraft rendezvous", *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 100, p. 105827, 2020.
- [8] P. Li and Z. H. Zhu, "Model predictive control for spacecraft rendezvous in elliptical orbit", *Acta Astronaut.*, vol. 146, pp. 339–348, 2018.
- [9] Y. Yang, "Coupled orbital and attitude control in spacecraft rendezvous and soft docking", *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 233, no. 9, pp. 3109–3119, 2019.
- [10] B. Li, Z. X. Li, and K. Zhang, "Distributionally Model Predictive Control for Spacecraft Rendezvous and Docking", in *Advances in Guidance, Navigation and Control*, Springer, pp. 4447–4457, 2022.
- [11] Z. Li and K. Zhang, "Stochastic model predictive control for spacecraft rendezvous and docking via a distributionally robust optimization approach", *ANZIAM J.*, vol. 63, no. 1, pp. 39–57, 2021.
- [12] B. P. Malladi, S. Di Cairano, and A. Weiss, "Nonlinear model predictive control of coupled rotational-translational spacecraft relative motion", *American Control Conference (ACC)*, pp. 3581–3586, 2019.
- [13] L. Ravikumar, R. Padhi, and N. K. Philip, "Trajectory optimization for rendezvous and docking using nonlinear model predictive control", *IFAC-PapersOnLine*, vol. 53, no. 1, pp. 518–523, 2020.
- [14] F. Stesina, "Tracking Model Predictive Control for Docking Maneuvers of a CubeSat with a Big Spacecraft", *Aerospace*, vol. 8, no. 8, 2021.
- [15] J. Virgili-Llop, C. Zagaris, H. Park, R. Zappulla, and M. Romano, "Experimental evaluation of model predictive control and inverse dynamics control for spacecraft proximity and docking maneuvers", *CEAS Sp. J.*, vol. 10, no. 1, pp. 37–49, 2018.
- [16] H. Curtis, *Orbital mechanics for engineering students*. Butterworth-Heinemann, 2013.