

بکارگیری الگوریتم چند هدفه به منظوره طراحی کنترلر برای ماهواره بر تک مرحله

علیرضا باصحبت نوین زاده^۱ فرشاد بازوکی^۲ محمد مهدی سربازی^۳

دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، گروه مهندسی هوافضا

چکیده

یک موشک حامل باید یک سیستم کنترل پرواز را مورد استفاده قرار دهد تا به نقطه تزریق در یک مدار برسد. هدف اساسی از سیستم کنترل پرواز برای یک ماهواره بر فضایی، نگه داشتن مرکز جرم ماهواره بر درامتداد وضعیت فرمان داده شده توسط بخش کنترل است. طبیعت به شدت متغیر دینامیک ماهواره بر فضایی باعث کم شدن کارایی کنترلر و ایجاد خطای حالت دائم می‌شود. مزیت کنترلگرهای سه جمله‌ای که شامل کنترل بزرگنمایی، مشتق گیرنده و کنترلر انتگرال گیرنده است، در قابلیت اعمال کلی آنها به اکثر سیستم‌های کنترل است. خصوصاً، وقتی که مدل ریاضی فرایندی معلوم نیست و روش‌های تحلیلی قابل استفاده نیستند، کنترل‌های PID مفید دیده شده‌اند. در این مقاله با استفاده از معادلات شش درجه آزادی ماهواره بر و با در نظر گرفتن امکان دستیابی تک مرحله‌ای به مدار و شرایط اولیه مشخص، محاسبه بهره‌های PID بدون خطی‌سازی معادلات حالت حرکت شش درجه طراحی شده است. به منظور طراحی کنترلر برای سیستم غیرخطی الگوریتم ژنتیک چند هدفه با توابع هدف مختلف بکار گرفته شده است. نتایج بدست آمده نشان داده است که کنترلر بکار گرفته شده با فراجهش، زمان صعود و زمان نشست مناسبی توانسته است فرمان هدایت ماهواره بر را تعقیب کند.

واژه‌های کلیدی: کنترل ماهواره بر تک مرحله‌ای، PID، دینامیک غیر خطی، الگوریتم ژنتیک

Control Design of the Single Stage Space Vehicle Using Evolutionary Algorithm

A.B. Novin-Zadeh

F. Pazooki

M.M. Sarbazi

Mech. and Aerospace Eng. Dep't, Science And Research Branch, Islamic Azad Univ., Tehran, Iran

ABSTRACT

A system of flight control should be used by the aerospace launch vehicle (ALV) for reaching to injection point in the orbit. ALV is a dynamic system which is described by mathematical terms which include imprecise dynamic ALV causes controller efficiency to become low, and steady state error is created. Specified cases lead to divergence. In comparison with other control systems, application of the PID controller is the most important advantage of it. Especially PID controllers are useful when there is no specific mathematical model and analytic methods are not utilizable. In this project, using of controller is proposed according to output results of guidance command along the vehicle path. For non-linear system, six degree of freedom ALV equation and considering single stage reaching orbit, also specific initial conditions, and PID controller is designed by the use of genetic algorithm.

Key words: ALV, PID, Non-linear dynamic, Genetic Algorithm.

۱- استادیار

۲- استادیار

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد(نویسنده پاسخگو): mehdi.sarbazi@gmail.com

۱- مقدمه

است که دارای سازه‌ی بسیار سبکی باشد که این موضوع طراحی و ساخت آن را بسیار مشکل می‌کند [۳]. در ابتدا به نظر می‌رسید پرنده‌های تک مرحله‌ای نتوانند به هدف خود برسند اما پیشرفتی که در تکنولوژی مواد و مهارت‌های ساخت بروز کرد، نشان داده که ساخت این پرنده‌ها ممکن می‌نماید. برای مثال، محاسبات نشان داد که مرحله اول موشک تایتان^۲ دارای نسبت جرم سوخت به سازه‌ی ۲۵ می‌باشد (یعنی ۲۵ واحد سوخت در برابر ۱ واحد جرم سازه، بسته به انتخاب سوخت). این مرحله از این موشک دارای یک موتور کاملاً مناسب برای رسیدن به مدار می‌باشد که البته محموله‌ی زیادی را نمی‌تواند حمل کند. به منظور پرتاب ماهواره بر تک مرحله ای ماهواره‌بر با استفاده از هواپیمای ترابری به ارتفاع مورد نظر حمل شده و سپس در فضا رها می‌شود، آنگاه با استفاده از چتر در وضعیت عمود قرار گرفته و موتور آن روشن شده و حرکت با زاویه‌ی پرتاب ۹۰ درجه آغاز می‌شود [۴].

۲- مدل سازی دینامیکی

یک ماهواره‌بر در زمان پرواز دارای ۶ درجه آزادی عمل است. که شامل سه حرکت انتقالی و سه حرکت چرخشی در طول محورهای موشک (X_b, Y_b, Z_b) است. سرعت انتقالی در راستای محورها (u, v, w) و سرعت زاویه‌ای حول محور (P, Q, R) فرض می‌شود.

حرکت انتقالی و چرخشی یک جسم صلب با معادلات زیر توصیف می‌شود:

$$\sum \vec{F} = m\vec{a}, \quad (1)$$

$$\sum \vec{\tau} = \frac{d}{dt}(\vec{r} \times m\vec{V}). \quad (2)$$

به منظور بسط تغییرات نرخ بردار سرعت نسبت به زمین باید توجه داشت که یک بردار از دستگاه مختصات چرخان طبق رابطه زیر به دستگاه ثابت انتقال داده می‌شود برای مثال برای بردار A داریم:

اصولاً موشک اختراعی نیست که صرفاً حاصل فنون و صنایع قرن بیستم باشد بلکه مبادی آن (در اشکال دیگر) حداقل به هزار سال پیش برمی‌گردد. اگر چه کار در این زمینه با انگیزه‌ها و کاربردهای نظامی شروع شده است، ولی علوم مربوطه در دنیای کنونی، موقعیت خاصی را در زندگی انسان‌ها به خود اختصاص داده‌اند و انواع کاربردهای علمی، صنعتی و تجاری وابسته بر اهمیت موضوع افزوده است [۱].

از همان دورانی هم که ساخت موشک فضاپیما برای متخصصان علوم موشکی در حد یک رویا بود، طرح‌هایی که مخترعان برای ماموریت‌های فضایی در ذهن می‌پروراندند، طرح‌هایی بود که اساساً مفهوم رسیدن به مدار طی یک مرحله را در خود داشت. اما به مجرد اینکه دستیابی به فضا به تدریج برای بشر باورپذیر شد، حامل‌های چند مرحله‌ای خیلی زود به عنوان گزینه‌ی قدرتمندتر، ارزان‌تر و دارای اعتمادپذیری بالاتر بر سکوی اول انتخاب انسان قرار گرفت. با این حال هنوز هم طمع دستیابی به مدار طی تنها یک مرحله، از بین نرفت و تلاش‌هایی هم صورت گرفت [۲].

پیشرفت‌هایی که در زمینه‌های مختلف تکنولوژی فضا اعم از مواد تشکیل دهنده‌ی سازه‌ها، سوخت‌های جدید، پیش‌رانه‌ها صورت گرفته است و همچنین نیازی که به یک حامل ارزان‌تر احساس می‌شود، عزم سازندگان را به سمت ساخت ماهواره بر تک مرحله‌ای دوباره به میدان آورده است. حامل تک مرحله‌ای^۱ عبارت است از حاملی که از محل پرتاب خود به مداری که برای آن در نظر گرفته شده تنها طی یک مرحله می‌رسد و تا رسیدن به مدار، تنها عناصری که از آن کم می‌شود سوخت آن است؛ این عبارت معمولاً و نه منحصرأً، به حامل‌های تجدیدپذیر اشاره دارد.

مشکل اصلی پرنده‌های تک مرحله‌ای از آنجا ناشی می‌شود که بایست کل وزن سازه را تا مدار حمل نمایند؛ این موضوع روند طراحی را به اجبار به سمتی می‌برد که این پرنده برای آنکه بتواند محموله‌ی مفیدی را تا مدار حمل کند لازم

¹ Single stage to orbit

² Titan

$$\left(\frac{dA}{dt}\right)_{fixed(X', Y', Z')} = \left[\frac{dA}{dt}\right]_{rot.(X, Y, Z)} + \omega \times A, \quad (3)$$

که ω سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی (X, Y, Z) نسبت به دستگاه ثابت (X', Y', Z') موشک است، به این ترتیب برای بیان سرعت خطی موشک در دستگاه زمین ثابت می‌توان نوشت.

$$\left(\frac{dV_M}{dt}\right)_E = \left(\frac{dV_M}{dt}\right)_{rot.coord.} + \omega \times V_M. \quad (4)$$

به همین ترتیب با توجه به موارد بیان شده معادله نیرو را نیز می‌توان در فرم زیر نوشت:

$$F = m \left[\frac{dV_M}{dt}\right]_{body} + m(\omega \times V_M). \quad (5)$$

می‌توان معادلات حرکت خطی ماهواره‌بر را به صورت زیر بیان کرد:

$$\sum \Delta F_x = m(\dot{u} + wQ - vR), \quad (6)$$

$$\sum \Delta F_y = m(\dot{v} + uR - wP), \quad (7)$$

$$\sum \Delta F_z = m(\dot{w} + vP - uQ). \quad (8)$$

به همین ترتیب معادلات مونیوم زاویه‌ای به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\sum \Delta L = \dot{P}I_x + (I_z - I_y)QR - (\dot{R} + PQ)I_{xz}, \quad (9)$$

$$\sum \Delta M = \dot{Q}I_y + (I_x - I_z)PR - (P^2 - R^2)I_{xz}, \quad (10)$$

$$\sum \Delta N = \dot{R}I_z + (I_y - I_x)PQ - (\dot{P} + QR)I_{xz}. \quad (11)$$

همانطور که مشاهده می‌شود، برای بررسی حرکت یک ماهواره-بر با یک دسته معادله غیرخطی متغیر با زمان رو به رو هستیم [۵، ۶ و ۷].

۳- هدایت از پیش تنظیم

به منظور انجام شبیه سازی اطلاعات مربوط به مشخصات فیزیکی ماهواره‌بر شامل نوع محصول و شرایط پروازی طراحی شده که در جدول زیر مشخص شده است.

جرم ماهواره‌بر (Kg)	طول ماهواره‌بر (m)	قطر ماهواره‌بر (m)	نیروی پشران ماهواره‌بر (KN)	زمان سوزش ماهواره‌بر (Sec)
۱۶۷۰۰	۷/۶	۱/۴	۵۶۰	۷۷

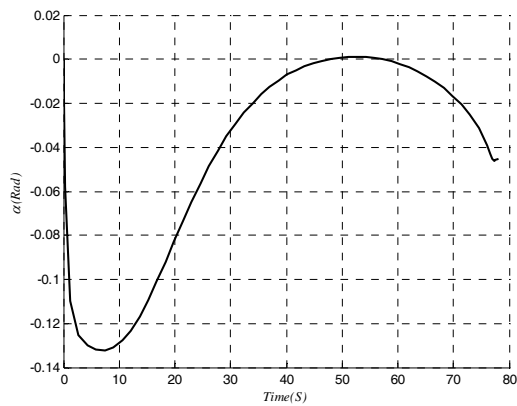
طراحی برنامه پیچ ماهواره‌بر یکی از مهمترین مراحل کار شبیه سازی است. برنامه پیچ مطلوب باعث می‌شود حداقل بار آیرودینامیکی به ماهواره‌بر وارد شود و سرعت مداری لازمه ایجاد شده و همچنین در هنگام جدایش کمترین اغتشاشات به ماهواره‌بر وارد شود. یکی دیگر از قیود طراحی برنامه پیچ مدت زمان عمود پرواز مطلوب است، این زمان باعث حداقل شدن افت ارتفاع و افت سرعت می‌گردد و در ارتفاع بهینه عمل جدایش انجام گیرد. با توجه به معادلات زیر می‌توان اثر تغییرات زاویه حمله موشک را بروی نیروی آیرودینامیکی وارد بر آن بررسی کرد.

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho V^2, \quad (12)$$

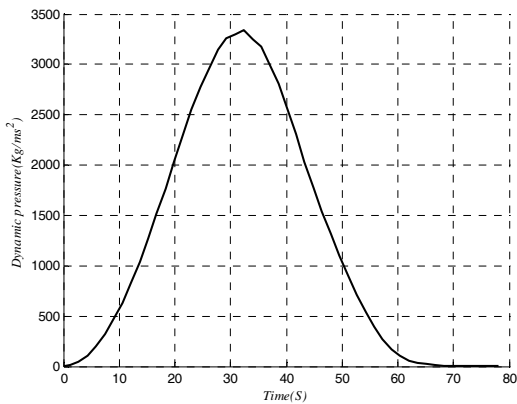
$$N = q_\infty C_{N\alpha} \alpha. \quad (13)$$

برای اینکه از زیاد شدن N جلوگیری شود، می‌بایست α را کنترل کرد. این عمل با $\dot{\theta}$ یا θ امکان پذیر است. از آنجا که $C_{N\alpha}$ تابعی از پارامترهای پروازی است، در طول پرواز تغییر می‌کند. در نتیجه برای طراحی یک پیچ مطلوب لازم است سعی شود، زاویه حمله ماهواره‌بر را در ماکزیمم فشار دینامیکی صفر نمود.

حرکت ماهواره‌بر ابتدا بصورت عمود پرواز بوده، سپس زاویه فراز کاهش یافته و تا رسیدن ماهواره‌بر به مدار مورد نظر

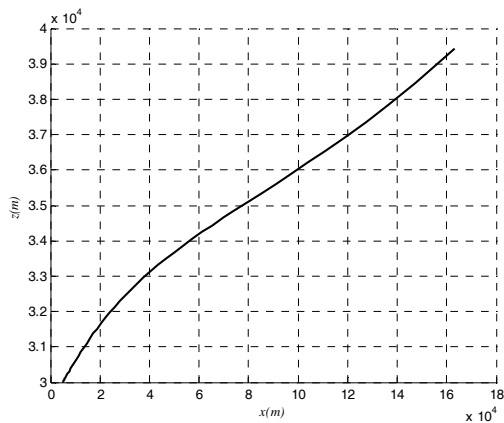


شکل (۳): تغییرات زاویه حمله در طول پرواز.



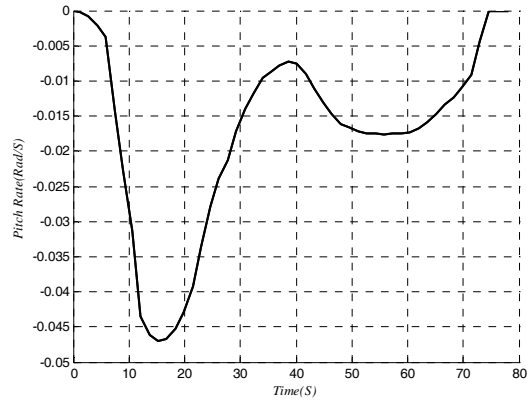
شکل (۴): تغییرات فشار دینامیکی در طول پرواز.

با توجه به ارتفاع پرتاب مدت زمان عمود پروازی کاهش داده شده است و نرخ تغییرات زاویه فراز هم با مقدار بیشتری تغییر داده می‌شود. در شکل ۵ مسیر حرکت ماهواره بر در صفحه دیده می‌شود.



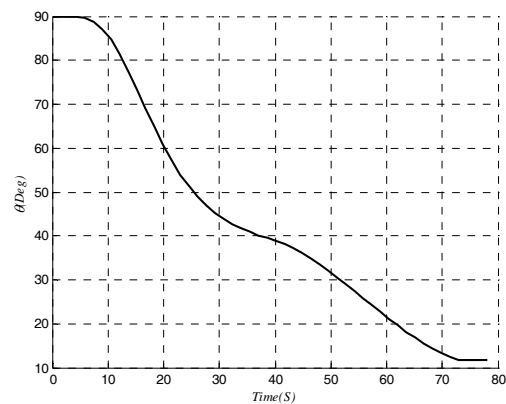
شکل (۵): مسیر حرکت ماهواره بر در صفحه.

کاهش می‌یابد. محدودیت‌های بیان شده در بخش‌های قبل در طراحی برنامه کانال پیچ لحاظ شده است. پیچ بدست آمده از معیار های مطرح شده مطابق شکل ۱ است.



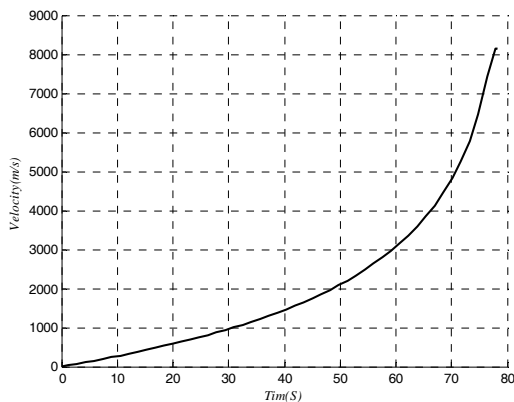
شکل (۱): برنامه طراحی شده برای کانال فراز.

اجرای برنامه طراحی شده برای کانال فراز باعث تغییرات زاویه فراز ماهواره بر به صورت شکل ۲ می‌شود.



شکل (۲): تغییرات زاویه فراز در طول پرواز.

بعد از گذشتن از فشار دینامیکی بیشینه، زاویه حمله ماهواره بر می‌تواند افزایش یابد زیرا نیرو های آیرودینامیکی وارد بر ماهواره بر کاهش می‌یابد. تغییرات زاویه حمله و فشار دینامیکی در شکل‌های ۳ و ۴ دیده شده می‌شود.

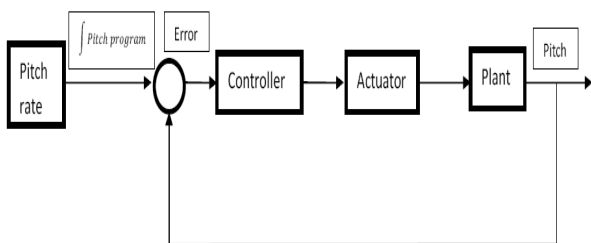


شکل (۸): تغییرات سرعت ماهواره بر در طول پرواز.

۴- طراحی کنترل کننده PID با استفاده از الگوریتم

ژنتیک

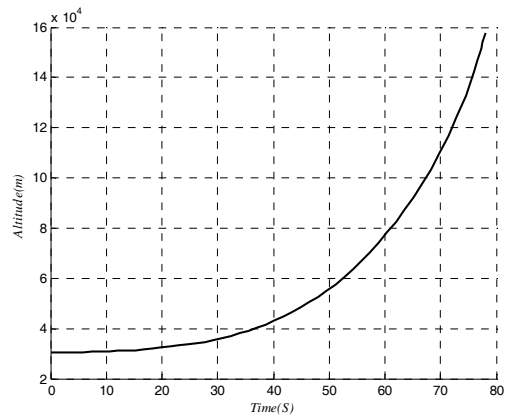
لزوم طراحی کنترلر در کل زمان پرواز شرایطی را می‌طلبد که سیستم ماهواره بر در هر لحظه، کلیه شرایط پایداری و طراحی را ارضا نموده و رفتار ماهواره بر در برابر تحریکات اعمال شده پس از استفاده از کنترلر یک رفتار مطلوب باشد. با توجه به شکل زیر برای کنترل برنامه کانال فراز، خطای ورودی و خروجی به کنترل کننده وارد شده و پس از اعمال ضرایب کنترلر و تابع تبدیل عملگرهای موشک که به صورت $\frac{1}{0.05S + 1}$ در نظر گرفته و به دینامیک سیستم داده می‌شود. در شکل ۹ یک دیاگرام بلوکی برای سیستم کنترل ماهواره بر نشان داده شده است.



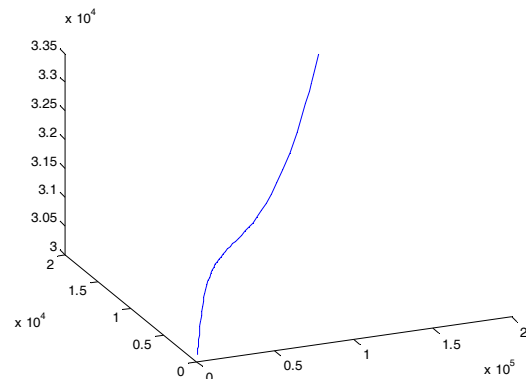
شکل (۹): دیاگرام بلوکی شبیه سازی پرواز.

برای طراحی کنترلر PID در واقع باید ضرایب هر کدام از سه جمله را بدست آورد. در اینجا برای بدست آوردن ضرایب بهینه از روش الگوریتم ژنتیک استفاده خواهد شد. مهمترین عامل برای بهینه سازی به روش الگوریتم ژنتیک همانطور که

افزایش ارتفاع ماهواره بر با توجه به تغییرات برنامه کانال فراز در شکل ۶ دیده می‌شود، لازم است این برنامه به گونه‌ای تغییر کند که علاوه بر قیود ذکر شده ماهواره بر به ارتفاع لازم برای قرار دادن ماهواره در مدار برسد.



شکل (۶): تغییرات ارتفاع ماهواره بر در طول پرواز.



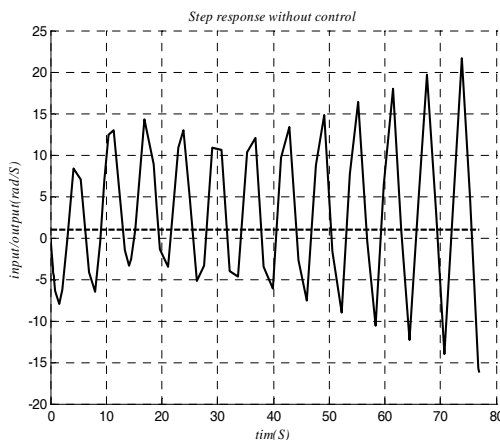
شکل (۷): مسیر حرکت ماهواره بر در طول پرواز.

مسیر حرکت ماهواره بر در فضا در شکل ۷ دیده می‌شود. سرعت ماهواره بر با گذشت زمان و کم شدن اثر آئرو دینامیک و گرانش افزایش یافته و در پایان زمان سوزش به سرعت مداری در ارتفاع کسب شده می‌رسد. در شکل ۸ تغییرات سرعت ماهواره بر در زمان پرواز دیده می‌شود. رسیدن به سرعت لازم مداری از جمله قیودی است که برنامه طراحی شده برای کانال فراز می‌بایست آن را ارضا نماید.

تابع هدف به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$fx_{val} = \frac{1}{I_{ITAE, IAE, ISE}} \quad (18)$$

ورودی مطلوب اگر مقدار ثابت باشد، هدف سیستم کنترل تنظیم نامیده می‌شود و اگر این مقدار مطلوب با زمان تغییر کند این هدف کنترلی را تعقیب نامیده می‌شود. در اینجا آنجا که برنامه کانال فراز متغییر با زمان است با مسئله تعقیب روبرو شده و در نتیجه انتظار می‌رود که خروجی سیستم با استفاده از کنترلر بتواند با حداقل خطای ممکن این برنامه را تعقیب نماید. در شکل ۱۰ پاسخ سیستم به ورودی پله‌ی واحد برای کانال فراز بدون وجود کنترل نشان داده شده است و مشاهده می‌گردد که در صورت استفاده نکردن از کنترلر پاسخ نوسانی و واگراست.



شکل (۱۰): پاسخ سیستم به ورودی پله‌ی واحد بدون وجود کنترل.

۵- شبیه سازی و اعمال کنترل کننده

ابتدا با مشخصات واقعی ماهواره‌بر، فرمان واحد به سیستم داده تا عملکرد کنترل کننده با معیارهای مطلوب ارزیابی گردد. سپس سیستم در شرایط واقعی با فرامین هدایت از پیش تنظیم و با استفاده از کنترل کننده طراحی شده شبیه سازی می‌گردد. با در نظر گرفتن توابع هدف مطرح شده به عنوان تابع هدف و اجرای برنامه الگوریتم ژنتیک ضرایب کنترل کننده مشخص می‌شود. در این قسمت برای هر کدام از توابع هدف تعریف شده و همچنین تابع هدف تجمعی کنترلر طراحی شده و نتایج در نمودارهای ۱۱ تا ۱۸ ارائه شده است.

در قسمت‌های قبل ذکر شد تعریف تابع هدف^۱ است. تابع هدف با توجه به نوع بهینه سازی تعریف می‌شود. برای بدست آوردن ضرایب بهینه کنترلر سه جمله‌ای^۲ معیارهای زیر قابل بررسی است که این معیارها با توجه به سیستم به پله واحد به سیستم کنترل شده در نظر گرفته شده است. عوامل موثر در این معیارها اختلاف پاسخ سیستم نسبت به ورودی پله واحد در طی گذر زمان است. در واقع اختلاف برابر است با:

$$error = 1 - y(t), \quad (14)$$

که در آن، $y(t)$ پاسخ سیستم در هر لحظه است. معیارها برای بهینه سازی و مینیمم کردن مقدار آنها برای بدست آوردن ضرایب بهینه به قرار زیر است [۸].
انتگرال حاصل ضرب زمان در قدر مطلق خطا^۳ که به صورت زیر است:

$$I_{ITAE} = \int_0^T t |e(t)| dt. \quad (15)$$

انتگرال قدر مطلق خطا^۴ که به صورت زیر نمایش داده می‌شود:

$$I_{IAE} = \int_0^T |e(t)| dt. \quad (16)$$

انتگرال توان دوم خطا^۵ که به قرار زیر است:

$$I_{ISE} = \int_0^T e^2(t) dt. \quad (17)$$

برای تعریف تابع هدف در الگوریتم ژنتیک از عکس انتگرال‌های بالا استفاده می‌گردد و با استفاده از الگوریتم ژنتیک ماکزیمم تابع هدف که مینیمم انتگرال‌های فوق است، بدست آورده می‌شود.

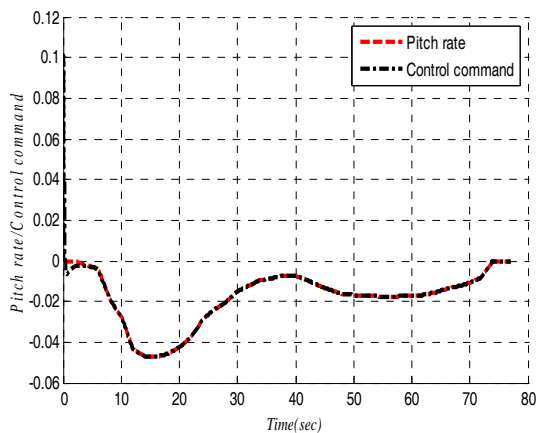
¹ Evaluation Function

² Proportional and Integral and Derivative Controller (PID)

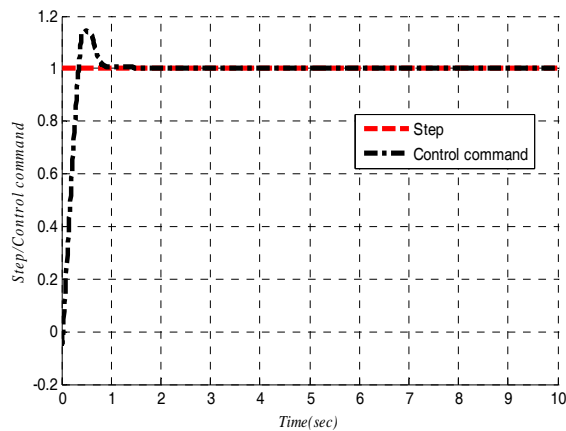
³ ITAE: Integral of the time of the Absolute of the Error

⁴ IAE: Integral of the Absolute of the Error

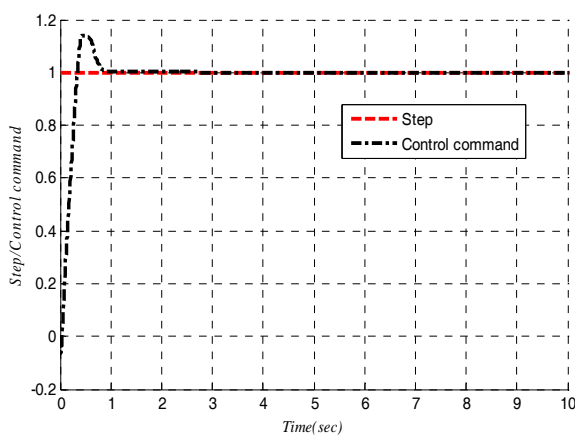
⁵ ISE: Integral of the Square of the Error



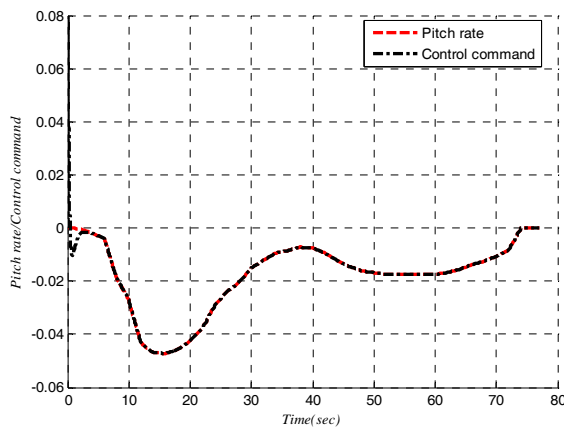
شکل (۱۴): پاسخ سیستم به ورودی برنامه هدایتی کانال فراز برای تابع هدف IAE.



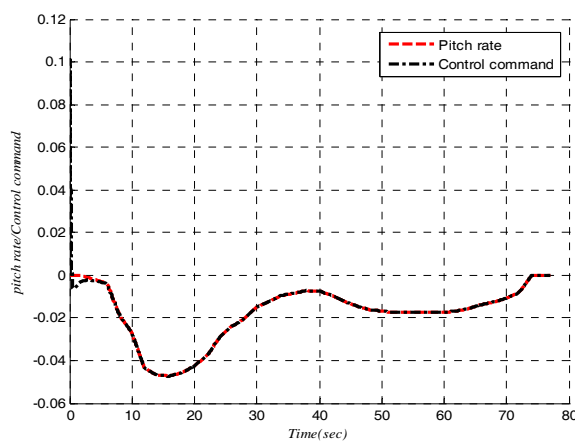
شکل (۱۱): پاسخ سیستم به ورودی پله واحد در ۱۰ ثانیه برای تابع هدف IATE.



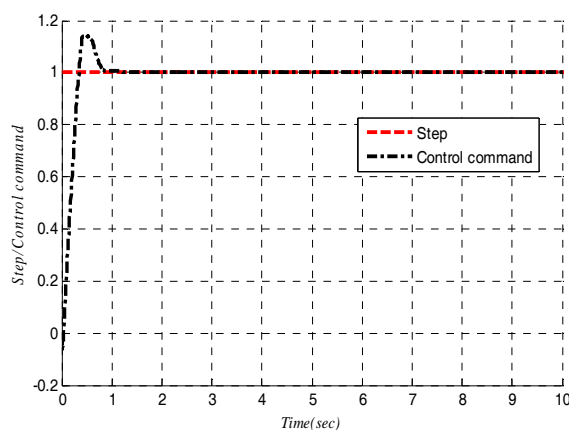
شکل (۱۵): پاسخ سیستم به ورودی پله واحد برای تابع هدف ISE.



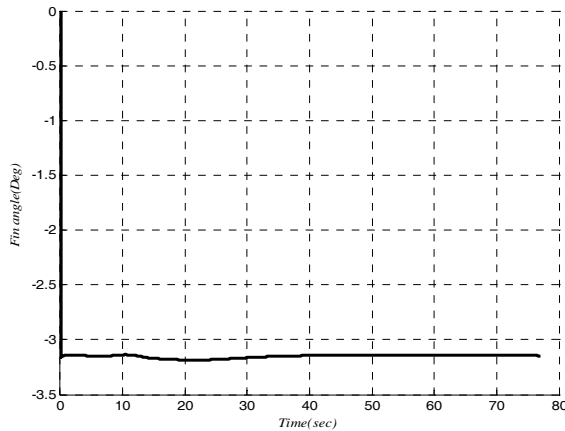
شکل (۱۲): پاسخ سیستم به ورودی برنامه هدایتی کانال فراز برای تابع هدف IATE.



شکل (۱۶): پاسخ سیستم به ورودی برنامه هدایتی کانال فراز برای تابع هدف ISE.

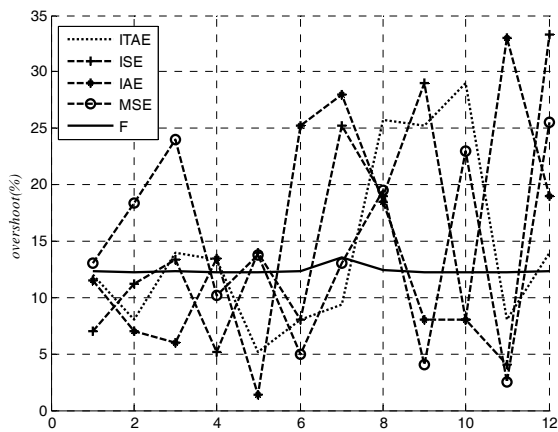


شکل (۱۳): پاسخ سیستم به ورودی پله واحد برای تابع هدف IAE.



شکل (۱۹): تغییرات زاویه بالک کنترلی در طول پرواز.

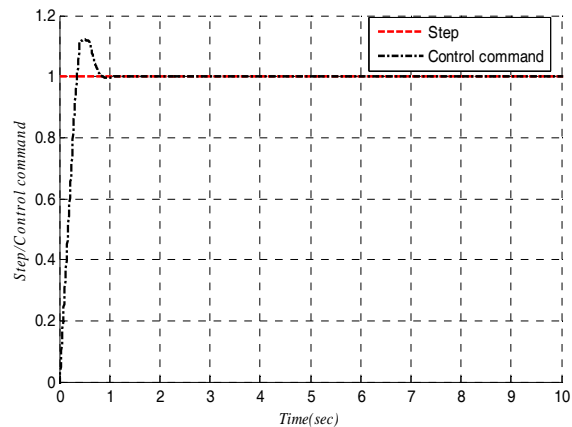
به ازای ضرایب مختلفی که با در نظر گرفتن معیارهای طراحی، مشخص شده است، تغییرات زیادی در زمان نشست و فرجهش مشاهده می‌گردد. پایین بودن زمان نشست و فرجهش در معیار چند هدفه نشان دهنده پاسخ مطلوب‌تر این معیار در مقایسه با معیارهای دیگر است. این نتایج در نمودار های ۲۰ و ۲۱ نشان داده شده است.



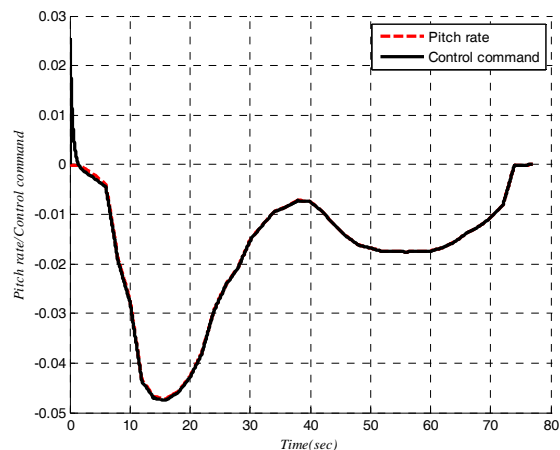
شکل (۲۰): مقایسه فرجهش برای توابع هدف مختلف.

الگوریتم ژنتیک تلاش می‌کند جواب‌ها را به سمت بهتر شدن پیش ببرد، از داده‌های نمودار پراکندگی جمعیت و در نظر گرفتن شرایط و معیارهای طراحی می‌توان ضرایب کنترل مطلوب را انتخاب نمود. در نمودارهای ۲۲ و ۲۳ پراکندگی جواب‌ها مشاهده می‌شود، در اینجا طراح با توجه به معیارهایی که در نظر دارد می‌تواند از میان جواب‌های مشخص شده یکی را به عنوان پاسخ مطلوب انتخاب نماید.

به منظور طراحی ضرایب مطلوب‌تر، از الگوریتم چند هدفه استفاده شده است. تمامی توابع هدفی که در بخش قبل به صورت جداگانه در نظر گرفته شد، به صورت هم زمان به عنوان تابع هدف الگوریتم در نظر گرفته شده است. در اینجا تابع هدف به عنوان ماتریسی است که اعضای آن را قیدهای در نظر گرفته شده در بخش قبل تشکیل داده اند. شکل ۱۷ و ۱۸ پاسخ سیستم را به ورودی پله واحد و برنامه طراحی شده برای کانال فراز نشان می‌دهد.



شکل (۱۷): پاسخ سیستم به ورودی پله‌ی واحد برای تابع چند هدفه.



شکل (۱۸): پاسخ سیستم به ورودی برنامه هدایتی کانال فراز برای تابع چند هدفه.

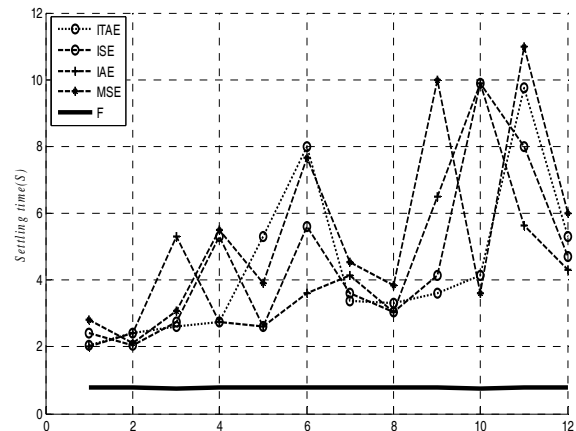
یکی از محدودیت‌هایی که می‌بایست لحاظ گردد، تغییرات زاویه بالک کنترلی است. در شکل ۱۹ تغییرات این زاویه نشان داده شده است.

عملیات خطی سازی، سیستم به گونه ای کنترل شده، که پاسخ-های مناسب و دلخواه بدست می آید و توانایی الگوریتم ژنتیک در حل مسایل غیر خطی نشان داده می شود.

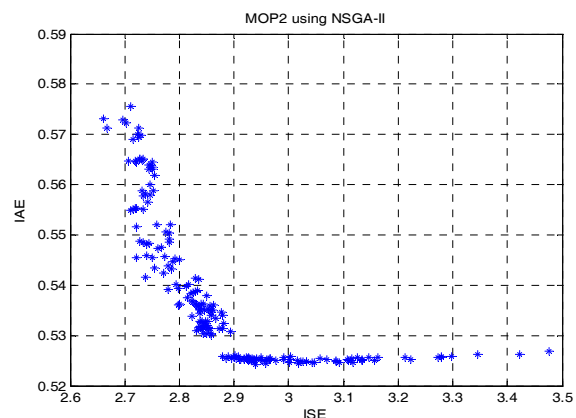
به علاوه برای بهینه سازی کارایی الگوریتم ژنتیک توابع هدف مختلف مورد آزمایش قرار گرفت و مشخص شد که فراجش، زمان صعود و زمان نشست در تابع هدفهای مختلف، متفاوت بوده و برای الگوریتم چند هدفه مقادیر مطلوب تری نسبت به الگوریتم تک هدفه بدست آمده است. به منظور دستیابی به پاسخ مطلوب برای سیستم کنترل که ضرایب آن توسط الگوریتم ژنتیک مشخص می شود، تعریف توابع هدف مناسب برای الگوریتم است که نتایج حاصل نشان داد که هر چه توابع هدف کامل تر مشخص شود، می توان انتظار پاسخهای مناسب تری از سیستم داشت.

مراجع

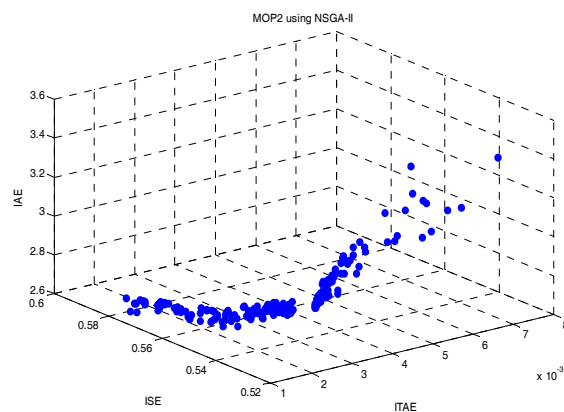
1. Malyshev V.V., Krasilshilov, M.N., Bobronnikov, V.T. "Aerospace Vehicle Control modern theory & application", Moscow state aviation institute, Russia, 2006.
2. Humble, R.W., Henry, G.N., Larson, and W.J. "Space Propulsion Analysis and Designs", Mc Graw-Hill Companies Inc. New York, 1995.
3. Yanushevsky, R. "Modern Missile Guidance", Taylor & Francis Group, LLC, Boca Raton, 2008.
4. Bevacqua, T.R., "Advanced Flight Control Issues for Reusable Launch Vehicle", Master of science Thesis, College of Engineering and Technology of Ohio University, August, 2004.
5. Havard, C.D. "Orbital Mechanics for Engineering Student", Elsevier, Oxford, 2005.
6. Kaplan, M.H. "Modern Spacecraft Dynamics and Control", Wiley, New York, 1976.
7. Siouris, G.M., "Missile Guidance and Control Systems", Library of Congress Cataloging-in-PublicationData, Springer Verlag New York, Inc. 2003.
8. Sadasivarao, M.V., Chidambarm, M. "PID Controller Tuning of Cascade Control Systems using Genetic Algorithm", J. Indian Inst. Sci., pp. 343-354, 2006.



شکل (۲۱): مقایسه زمان نشست برای توابع هدف مختلف.



شکل (۲۲): پراکندگی جمعیت جوابها نسبت به توابع هدف.



شکل (۲۳): پراکندگی جمعیت جوابها نسبت به توابع هدف.

۶- نتیجه گیری

در این مقاله نشان داده شد که با استفاده از الگوریتم ژنتیک برای معادلات حرکت ماهواره بر تک مرحله ای بدون انجام