

طراحی الگوریتم زیربهبینه تصحیح برنامه فراز، تخمین و کنترل یکپارچه پرواز ماهواره بر چندمرحله‌ای به منظور قرار گرفتن ماهواره در مدار از پیش تعیین شده به روش کنترل تطبیقی بدون مدل

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۶/۰۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۱۹

محمد رضا یاسری^۱، علیرضا باصحبیت نوین زاده^۲، فرشاد پازوکی^۳، سید حسین پورتاکدوست^۴

۱- کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات دانشگاه آزاد اسلامی، تهران.

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران. novinzadeh@kntu.ac.ir

۳- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات دانشگاه آزاد اسلامی، تهران.

۴- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران.

چکیده

در این پژوهش روشی نوین برای تصحیح هدایت و کنترل زیربهبینه یکپارچه یک ماهواره بر فرضی سه مرحله‌ای به منظور قرار دادن ماهواره در مدار از پیش تعیین شده ارائه می‌شود. طوری که نخست یک هدایت نامی از پیش طراحی شده برای مدل نامی سامانه در نظر گرفته می‌شود. سپس با استفاده از روش کنترل تطبیقی بدون مدل تک‌ورودی - چندخروجی، سه مقوله تصحیح هدایت، تخمین مدل برای سیستم و تعیین سیاست کنترلی به صورت برخط انجام می‌شود. برای این منظور، مفروضات عملی حاکم بر مسئله به عنوان خروجی‌های مطلوب سیستم در نظر گرفته شده‌اند و با توجه به اهمیت هر کدام در هر بازه زمانی، اهمیت آن‌ها با تنظیم ضرایب کنترلی لحاظ می‌شود. نتایج شبیه‌سازی این روش از جمله زاویه فراز، نرخ زاویه فراز، زاویه بالک‌ها، سرعت و ارتفاع مداری، کارایی این روش برای دستیابی به اهداف کنترلی سیستم مورد مطالعه را نشان می‌دهد

واژه‌های کلیدی: تصحیح هدایت و کنترل زیربهبینه، ماهواره بر سه مرحله‌ای، هدایت نامی، کنترل تطبیقی بدون مدل، زاویه فراز، زاویه بالک‌ها، سرعت و ارتفاع مداری

Designing a suboptimal integrated pitch program correcting, estimation and control algorithm of the of the multi-stage satellite flight in order to set the satellite in the pre-determined orbit using the model-free adaptive control method

Mohammad Reza Yaseri¹, Ali Reza Basohbat Novinzadeh², Farshad Pazouki³, Seid Hossein Pournakdoust⁴

1 Graduated Student, Department of Aerospace Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran

2 Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran novinzadeh@kntu.ac.ir

3 Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran

4 Professor, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran

Abstract

In this study, a new method for the suboptimal integrated guidance correcting and control of a hypothetical three-stage satellite carrier is presented in order to set the satellite in a predetermined orbit. In such a way that first a pre-designed nominal guidance is considered for the nominal model of system. So, the guidance correction, estimation of the model for the system and determination of the control policy are performed simultaneously online using the single-input-multiple-output model-free adaptive control method. For this purpose, some practical assumptions governing the problem are considered as the desired outputs of the system, and according to the importance of each in any time interval, their importance is passed by regulating the control coefficients. The simulation results of this method, including pitch angle, rate of pitch angle, angle of vanes, orbital velocity and height, show the efficiency of this method to achieve the control goals of the studied system.

Keywords: suboptimal integrated guidance correcting and control, three-stage satellite carrier, nominal guidance, model-free adaptive control, pitch angle, angle of vanes, orbital velocity and height

۱۹۷

سال ۱۱- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



طراحی الگوریتم زیربهبینه تصحیح برنامه فراز، تخمین و کنترل یکپارچه پرواز ماهواره بر چندمرحله‌ای به منظور قرار گرفتن ماهواره در مدار از پیش تعیین شده به روش کنترل تطبیقی بدون مدل

در زمینه هدایت و کنترل سامانه‌های راهبردی به‌ویژه در سال‌های اخیر کارهای زیادی انجام شده است. در این میان، با توجه به توسعه روزافزون صنایع فضایی، طراحی، هدایت و کنترل موشک‌های چندمرحله‌ای پرتاب به مدار اهمیت زیادی دارند [۱] و [۲]. در یک دسته‌بندی، دو رویکرد سنتی [۳] و یکپارچه [۴] برای هدایت و کنترل این سامانه‌ها توسعه داده شده است. در رویکرد سنتی، ابتدا هدایت و سپس کنترل طراحی می‌شود. از این رو بین هدایت و کنترل تعاملی وجود ندارد؛ اما در رویکرد یکپارچه، هدایت و کنترل، هم‌زمان انجام می‌شود و بین هدایت و کنترل تعامل وجود دارد. بنابراین در سال‌های اخیر رویکرد یکپارچه بیشتر مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است.

در راستای توسعه رویکرد هدایت و کنترل یکپارچه از روش‌هایی مانند تکنیک پس‌گام [۵]، نظریه کنترل سطح دینامیک [۶-۸]، کنترل سطح دینامیک تطبیقی [۹] و کنترل بر پایه مشاهده حالت توسعه‌یافته [۱۰] (ESO)، روش با پیش‌بینی موقعیت هدف مجازی [۱۱] روش بهره کوچک، [۱۲]، عملکرد بهره L_2 [۱۳]، هدایت مسیر- مرجع [۱۴]، روش شوتینگ غیرمستقیم [۱۵] و روش ظرفیت تغییر شکل مسیر [۱۶] استفاده شده است. همچنین روش-هایی از جمله الگوریتم کنترلی LQG / LTR [۱۷] ابداع شده‌اند.

روش‌های گفته‌شده نیازمند مدل دینامیکی سامانه هستند؛ اما مدل‌های دینامیکی همیشه کاملاً شناخته شده نیستند یا تغییرات پارامترهای آن‌ها از پیش مشخص نیست. برای این منظور، هدایت و کنترل یکپارچه توسعه داده شده است و برای دستیابی به اهداف متنوعی از جمله کنترل موشک مافوق صوت لغزش به چرخش (STT)

[۱۸]، هدایت، کنترل و ناوبری با خودکاری بالا [۱۹]، هدایت و کنترل سه‌بعدی با قید زاویه ضربه‌ای برای تغییر مانور بانک به چرخش (BTT) موشک [۲۰]، هدایت و کنترل موشک در برابر هدف مانور ناشناخته با چندین عدم قطعیت و قید کنترلی [۲۱]، افزایش دقت در نقطه فرود بوسترهای حامل ماهواره‌ای [۲۲] و وسایل مافوق صوت انعطاف‌پذیر [۲۳] استفاده شده است. اگرچه روش‌های هدایت و کنترل نیازمند مدل دقیق سامانه نیستند، اما ساختار دینامیکی سامانه باید معلوم باشد. بنابراین، توسعه الگوریتمی که بتواند بدون استفاده از مدل دینامیکی دقیق به سیاست کنترل نزدیک به بهینه (زیربهینه) دست یابد، بسیار ضروری است. خوشبختانه روش کنترل تطبیقی بدون مدل به دست آوردن یک سیاست کنترل قابل‌اعتماد را برای طیفی از سامانه‌های غیرخطی ناشناخته ممکن می‌سازد. این روش توسط وانگ و همکاران برای طیفی از سیستم‌های غیرخطی ارائه شده است [۲۴]. در سال‌های اخیر از این روش برای پرتاب وسیله پرنده با پارامترهای بازخورد مرجع مجازی [۲۵] و کنترل ردیابی مسیر وسیله نقلیه مجهز به موشک استفاده شده است [۲۶]. اخیراً نیز هدایت و کنترل یکپارچه برای وسایل مافوق صوت بازگشت به زمین با تخمین ضرایب آیرودینامیکی [۲۷] انجام شده است. در هیچ‌کدام از منابع در دسترس، طراحی یا تصحیح هدایت تطبیقی بدون مدل دیده نشده است.

در این پژوهش، یک روش زیربهینه داده‌محور برای تصحیح هدایت و طراحی کنترل ماهواره‌بر سه‌مرحله‌ای تحت مفروضات عملی مشخص ارائه می‌شود. مرحله اول ماهواره‌بر با سوزش سوخت جامد و دو مرحله بعد با سوزش سوخت مایع انجام می‌شود. در این روش، ابتدا یک هدایت نامی متداول برای نرخ فراز ماهواره‌بر در نظر گرفته می‌شود. سپس یک مدل اولیه خطی زمان-



گسسته متغیر با زمان برای حرکت ماهواره بر تولید می‌شود. سپس هر سه مقوله تطبیق پارامترهای مدل، تصحیح هدایت و کنترل سامانه، هم‌زمان انجام می‌شود. تطبیق پارامترهای مدل با هدف کاهش اختلاف رفتار واقعی سیستم و رفتار تخمین‌زده شده انجام می‌شود. تصحیح هدایت با هدف کمینه کردن ورودی، تغییرات ورودی، خطای خروجی و تغییرات خروجی و گذراندن مفروضات عملی با وجود نویز در تغییرات ورودی و خروجی انجام می‌شود. کنترل نیز با هدف تعقیب هدایت تصحیح‌شده و به‌صورت یکپارچه به روش کنترل تطبیقی بدون مدل با خطی‌سازی دینامیکی فرم کامل [۲۴] توسعه داده می‌شود. مزایای روش توسعه داده شده در این پژوهش نسبت به روش ارائه شده در مرجع [۲۴] عبارت‌اند از: الف) در این روش، سیاست کنترلی برای سیستم تک‌ورودی-چندخروجی توسعه داده شده است. درحالی‌که مرجع [۲۴] به ازای سیستم تک‌ورودی-چندخروجی و چندورودی-چندخروجی (با تعداد ورودی و خروجی برابر) توسعه یافته است؛ ب) پایداری روش حاضر به ازای حضور نویز در ورودی و خروجی نشان داده شده است. درحالی‌که روش ارائه شده در مرجع [۲۴] فاقد چنین موردی است؛ پ) رویکرد حاضر، در راستای کمینه کردن هم‌زمان تغییرات ورودی تغییرات خروجی است. درحالی‌که رویکرد مرجع [۲۴] فقط کمینه کردن تغییرات ورودی را مدنظر قرار می‌دهد؛ ت) در رویکرد حاضر، با توجه به اهمیت هر خروجی در هر بازه زمانی، پارامترهای کنترلی در بازه‌های زمانی مختلف، تغییر داده می‌شوند. درحالی‌که مرجع [۲۴] به ازای پارامترهای کنترلی ثابت توسعه یافته است. در این روش، همه متغیرهای مورد استفاده را می‌توان به‌صورت محلی تعریف کرد. این کار باعث کاهش قابل‌توجهی در حجم

محاسبات خواهد شد که آن را برای کاربردهای عملی مناسب می‌سازد. این پژوهش شامل موارد زیر است: مسئله موردنظر در بخش دوم بیان می‌شود. در بخش سوم، روش حل مسئله ارائه می‌شود. کارایی این روش با شبیه‌سازی روی سامانه غیرخطی ماهواره بر سه مرحله‌ای در بخش چهارم نشان داده می‌شود. در بخش پنجم نیز نتیجه‌گیری از پژوهش ارائه می‌شود.

۲. بیان مسئله

به‌منظور مدل‌سازی حرکت ماهواره بر، در نخستین گام چهار دستگاه مختصات به‌این ترتیب تعریف می‌شود. دستگاه مختصات بدنی (x_B, y_B, z_B) که متصل به ماهواره بر است. دستگاه مختصات اینرسی (x_I, y_I, z_I) که متصل به زمین است. دستگاه مختصات محلی (x_L, y_L, z_L) و دستگاه مختصات پایداری (x_S, y_S, z_S) نیز در ادامه توصیف می‌شود. با توجه به اینکه حرکت ماهواره بر، صفحه‌ای است. هر چهار دستگاه مختصات، در یک صفحه قرار دارند.

محور x_B دستگاه مختصات بدنی، در صفحه حرکت ماهواره بر است که راستای آن در راستای محور ماهواره بر و جهت آن از بخش انتهایی به ابتدایی آن است. محور z_B نیز در صفحه حرکت ماهواره بر است که عمود بر محور x_B بوده و جهت آن به سمت سطح زمین است. محور y_B ، عمود بر محور x_B و z_B است که یک دستگاه مختصات راست‌گرد متعامد سه‌محوره x_B, y_B, z_B را کامل می‌کند. این محورها طوری تعریف می‌شوند که محل برخورد آن‌ها بر مرکز جرم ماهواره بر منطبق باشد (شکل ۵-۲).

محور x_I دستگاه مختصات اینرسی، نیز در صفحه حرکت ماهواره بر است که در راستای افق زمینی محل پرتاب ماهواره بر (افق اولیه) است و جهت آن متمایل به جهت محور x_B است. محور



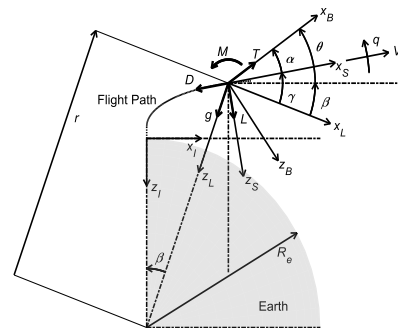


z_I نیز در صفحه حرکت ماهواره‌بر است که عمود بر محور x_I بوده و در محل پرتاب ماهواره‌بر، جهت آن به سمت مرکز زمین است. محور y_I ، عمود بر محور x_I و z_I است که یک دستگاه مختصات راست‌گرد متعامد سه‌محوره x_I, y_I, z_I را کامل می‌کند.

محور x_L دستگاه مختصات اینرسی، نیز در صفحه حرکت ماهواره‌بر است که در راستای افق محلی ماهواره‌بر است و جهت آن متمایل به جهت محور x_B است. محور z_L نیز در صفحه حرکت ماهواره‌بر است که عمود بر محور x_L بوده و جهت آن به سمت مرکز زمین است. محور y_L ، عمود بر محور x_L و z_L است که یک دستگاه مختصات راست‌گرد متعامد سه‌محوره x_L, y_L, z_L را کامل می‌کند.

جهت محور x_S دستگاه مختصات پایداری، در جهت حرکت ماهواره‌بر است. محور z_S نیز در صفحه حرکت ماهواره‌بر و عمود بر محور x_S و جهت آن به سمت زمین است. محور y_S ، عمود بر محور x_S و z_S است که یک دستگاه مختصات راست‌گرد متعامد سه‌محوره x_S, y_S, z_S را کامل می‌کند.

چهار دستگاه مختصات طوری تعریف می‌شوند که محورهای y_B, y_I, y_L و y_S بر هم منطبق و هم جهت باشند.



شکل ۱: دستگاه‌های مختصات پایه و نمودار آزاد نیروها و گشتاورهای وارد بر ماهواره‌بر

اکنون زوایای بین چهار دستگاه مختصات یادشده تعریف می‌شود. زاویه بین محور x_I و x_B ، زاویه فراز (θ) نام دارد که جهت مثبت آن از x_I به x_B است. زاویه بین محور x_S و x_B ، زاویه حمله (α) است که جهت مثبت آن از x_S به x_B است. زاویه بین محور x_L و x_I ، زاویه پیمایش (β) نامیده می‌شود که جهت مثبت آن از x_L به x_I است. زاویه بین محور x_L و x_S ، زاویه اوج‌گیری (γ) بوده که جهت مثبت آن از x_L به x_S است. به‌سادگی می‌توان نتیجه گرفت که هرکدام از این چهار زاویه را می‌توان با رابطه زیر برحسب سه زاویه دیگر بیان کرد.

$$\alpha + \gamma = \theta + \beta \quad (1)$$

مدل دینامیکی ماهواره‌بر برای شبیه‌سازی استفاده شده و به‌صورت رابطه‌های زیر در دستگاه مختصات بدنی بیان می‌شود:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \frac{A+T}{mV} \sin \alpha + \frac{Z_a \alpha + Z_q q + Z_{\delta} \delta_v}{mV} \cos \alpha \\ + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos \gamma \\ \dot{\alpha} = q - \frac{A+T}{mV} \sin \alpha - \frac{Z_a \alpha + Z_q q + Z_{\delta} \delta_v}{mV} \cos \alpha \\ + \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{q} = \frac{M_a \alpha + M_q q + M_{\delta} \delta_v}{I_y} \\ \dot{r} = V \sin \gamma \\ \dot{V} = \frac{A+T}{m} \cos \alpha - \frac{Z_a \alpha + Z_q q + Z_{\delta} \delta_v}{m} \sin \alpha \\ - g \sin \gamma \\ \dot{\delta}_v = \frac{k_{ac} (u_c + k_{\theta} \theta + k_q q) - \delta_v}{t_{ac}} \end{cases} \quad (2)$$

که در آن r فاصله ماهواره‌بر از مرکز زمین، m سرعت و q نرخ زاویه فراز ماهواره‌بر، M_a, M_q, M_{δ} ماهواره‌بر، u_c و δ_v به‌ترتیب زاویه بالکها و سیگنال فرمان پردازنده عملگر کنترلی ماهواره‌بر، k_{ac}, k_{θ}, k_q و t_{ac} ثوابت عملگر کنترلی ماهواره‌بر هستند که در آن t_{ac} ثابت زمانی آن

$$\left\{ \begin{array}{l} A = C_A Q S \\ Z_\alpha = C_{Z_\alpha} Q S \\ Z_q = \frac{C_{Z_q} Q S d}{2V} \\ Z_\delta = C_{Z_\delta} Q_m S \\ M_\alpha = C_{M_\alpha} Q S d \\ M_q = \frac{C_{M_q} Q S d^2}{2V} \\ M_\delta = C_{M_\delta} Q_m S d \end{array} \right. \quad (7)$$

در رابطه (7)، d فاصله مرکز فشار آیرودینامیکی تا مرکز جرم ماهواره بر و S سطح مقطع ماهواره- بر عمود بر محور آن است که برحسب قطر استوانه ماهواره بر با رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$S = \frac{\pi D_m^2}{4} \quad (8)$$

Q_m فشار دینامیکی نازل موتور و Q فشار آیرودینامیکی است که برحسب چگالی محلی هوا (ρ_{air}) و اندازه سرعت ماهواره بر (V) به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$Q = \rho_{air} V^2 / 2 \quad (9)$$

که در آن، C_A ، C_{Z_α} ، C_{Z_q} ، C_{Z_δ} ، C_{M_α} ، C_{M_q} و C_{M_δ} ضرایب آیرودینامیکی هستند.

در رابطه‌های (5) و (8)، فشار (P) و چگالی (ρ) محلی هوا برحسب ارتفاع ماهواره بر از سطح آزاد دریا (h) بر اساس مدل‌های اتمسفر ISA محاسبه می‌شوند. که ارتفاع ماهواره بر از سطح آزاد دریا در هر لحظه به صورت $h = r - R_e$ محاسبه می‌شود.

به منظور به کارگیری روش کنترل تطبیقی بدون مدل، نخست بایستی معادله‌های حاکم گسسته‌سازی شود، زیرا تصحیح هدایت، تخمین و کنترل در فضای گسسته طراحی می‌شوند. گسسته‌سازی سمت چپ معادلات (2) بر اساس تفاضل پیش‌رو با گام زمانی τ به صورت زیر انجام می‌شود:

$$\gamma(k+1) = \gamma(k) + \tau \left(\frac{A+T}{mV} \sin \alpha + \frac{Z_\alpha \alpha + Z_q q + Z_\delta \delta_v}{mV} \cos \alpha + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos \gamma \right) \quad (10)$$

است، g شتاب گرانش زمین است که با رابطه زیر برحسب شتاب گرانش در سطح زمین (g_0)، شعاع زمین (R_e) و فاصله ماهواره بر از مرکز زمین (r) محاسبه می‌شود (شکل 1).

$$g = g_0 R_e^2 / r^2 \quad (3)$$

I_y ممان اینرسی جرمی ماهواره بر حول محور عمود بر صفحه پرواز گذرنده از مرکز جرم آن است که به ازای مرحله اول آن از رابطه زیر برحسب ممان اینرسی اولیه (I_{y0}) قطر داخلی ($D_{i_{f1}}$)، قطر خارجی ($D_{o_{f1}}$)، ارتفاع (L_{f1})، جرم سوخت جامد (m_{f1}) و فاصله مرکز جرم سوخت جامد تا مرکز جرم ماهواره بر (x_{f1}) به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$I_y = I_{y0} - m_{f1} \left(\frac{D_{o_{f1}}^2 - D_{i_{f1}}^2}{4} + \frac{L_{f1}^2}{12} + x_{f1}^2 \right) \quad (4)$$

T نیروی پیشران ماهواره بر است که با رابطه زیر برحسب نیروی پیشران در سطح آزاد دریا (T_0)، مساحت خروجی نازل موتور (A_e) فشار خروجی نازل (P_e) و فشار محلی هوا (P) محاسبه می‌شود.

$$T = T_0 + A_e (P_e - P) \quad (5)$$

که در آن $P_e = 0.8 P_0$ و P_0 فشار هوا در سطح آزاد دریا است. T_0 نیز برحسب دبی جرمی سوخت (T_0)، ضربه ویژه (I_{sp}) و g_0 از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$T_0 = \dot{m}_f I_{sp} g_0 \quad (6)$$

A نیروی آیرودینامیکی محوری وارد بر ماهواره بر است. همچنین Z_α ، Z_q و Z_δ ، به ترتیب مشتقات نیروی آیرودینامیکی عمودی نسبت به زاویه حمله، نرخ فراز و زاویه بالک‌ها هستند. M_α ، M_q و M_δ نیز به ترتیب مشتقات ممان‌های آیرودینامیکی حول محور عمود بر صفحه پرواز متناظر هستند که به ترتیب با رابطه‌های زیر محاسبه می‌شوند:





بیشینه است (شکل ۳). از این رو، هرگاه نرخ فشار دینامیکی منفی باشد، زاویه حمله، نرخ زاویه حمله و نرخ فراز مطلوب صفر هستند. در بازه‌ای از زمان که سرعت به ۹۵٪ سرعت مداری می‌رسد، ماهواره‌بر در انتهای شرایط پروازی است. در این بازه، سرعت و ارتفاع مطلوب، سرعت و ارتفاع مداری هستند. نرخ فراز و زاویه اوج‌گیری مطلوب نیز صفر هستند. بنابراین بردار خروجی سامانه به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\mathbf{y} = [y_1 \ y_2 \ y_3 \ y_4 \ y_5]^T \quad (17)$$

$$= [q \ \alpha \ \gamma \ V/V_0 - 1 \ h/h_0 - 1]^T$$

که در آن V_0 و h_0 به ترتیب، سرعت مداری و ارتفاع مداری موردنظر هستند. بنابراین y_4 و y_5 به ترتیب سرعت و ارتفاع بی‌بعد شده هستند.

۳. طراحی هدایت و کنترل

رابطه‌های (۱۰) تا (۱۶) را در نظر بگیرید و بردار $\mathbf{x}(k)$ را به صورت زیر تعریف کنید:

$$\mathbf{x}(k) = [\gamma \ \alpha \ \theta \ q \ r \ V \ m \ \delta_v \ u_c]^T_k \quad (18)$$

بنابراین $q(k+1)$ را می‌توان به صورت تابعی از $\mathbf{x}(k)$ به صورت زیر نوشت:

$$q(k+1) = f_0(\mathbf{x}(k)) \quad (19)$$

به همین ترتیب با انتقال گام زمانی به عقب ($k \rightarrow k-1$ یا $k \rightarrow k-2$ و ...) داریم:

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k) = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}(k-1)) \\ \mathbf{x}(k) = \mathbf{f}_2(\mathbf{x}(k-1)) \\ \vdots \\ \mathbf{x}(k-n+1) = \mathbf{f}_n(\mathbf{x}(k-n)) \end{cases} \quad (20)$$

یا به تعبیری دیگر با توجه به کوپلینگ معادله‌های (۱۰) تا (۱۶) می‌توان $q(k)$ را به صورت تاریخچه‌ای از q و u_c به صورت زیر بیان کرد:

$$q(k+1) = f_1(q(k), \dots, q(k-n_y), u_c(k), \dots, u_c(k-n_u)) \quad (21)$$

همین استدلال را می‌توان برای سایر خروجی‌ها نیز بیان کرد. یا به عبارت دیگر:

$$\alpha(k+1) = \alpha(k) + \tau \left(q - \frac{A+T}{mV} \sin \alpha - \frac{Z_\alpha \alpha + Z_q q + Z_\delta \delta_v}{mV} \cos \alpha + \frac{g}{V} \cos \gamma \right)_k \quad (11)$$

$$\theta(k+1) = \theta(k) + \tau q(k) \quad (12)$$

$$q(k+1) = q(k) + \tau \left(\frac{M_\alpha \alpha + M_q q + M_\delta \delta_v}{I_y} \right)_k \quad (13)$$

$$r(k+1) = r(k) + \tau V(k) \sin \gamma(k) \quad (14)$$

$$V(k+1) = V(k) + \tau \left(\frac{A+T}{m} \cos \alpha - \frac{Z_\alpha \alpha + Z_q q + Z_\delta \delta_v}{m} \sin \alpha - g \sin \gamma \right)_k \quad (15)$$

$$\delta_v(k+1) = \delta_v(k) + \tau \left(\frac{k_{ac}(u_c + k_\theta \theta + k_q q) - \delta_v}{t_{ac}} \right)_k \quad (16)$$

که در آن k شماره گام زمانی است. بنابراین زمان به صورت $t = k\tau$ محاسبه می‌شود. همچنین تمام متغیرهای سمت راست معادله‌های (۱۰) تا (۱۶) به ازای گام زمانی k ام هستند. در مسئله حاضر، هدف تعیین سیگنال فرمان کنترلی (u_c) در هر لحظه است به گونه‌ای که نرخ فراز هدایت نامی تصحیح‌شده بر اساس گذراندن مفروضات عملی دنبال کند. این مفروضات عملی عبارت‌اند از:

۱- زاویه حمله در فشار دینامیکی بیشینه و

زمان جدایش اول نزدیک به صفر باشد؛

۲- نرخ فراز خیلی بزرگ نباشد؛

۳- نرخ فراز در زمان جدایش مراحل نزدیک به صفر باشد؛

۴- قدر مطلق زاویه بالک‌ها بزرگ نباشد؛

۵- در انتهای مسیر، سرعت به مقدار مداری موردنظر برسد.

بنابراین سیستم تک ورودی-چند خروجی است. ورودی سامانه (u) سیگنال فرمان کنترلی و خروجی‌های سامانه (\mathbf{y}) نرخ فراز، زاویه حمله، زاویه اوج‌گیری و سرعت است. نرخ فراز هدایت نامی، به‌عنوان نرخ فراز مطلوب در نظر گرفته می‌شود که در دسترس است. در بازه‌ای از زمان که نرخ فشار دینامیکی منفی است، تقعر نمودار فشار دینامیکی نسبت به زمان رو به پایین است. در این بازه فشار دینامیکی حوالی فشار دینامیکی

$$y_j(k+1) = f_j(y_j(k), \dots, y_j(k-n_y)), \quad (22)$$

$$u(k), \dots, u(k-n_u)) \quad j=1, \dots, N_y$$

که در آن N_y تعداد خروجی‌های مسئله است که در پژوهش حاضر $N_y = 5$.

$$\mathbf{y}(k+1) = \mathbf{f}(\mathbf{y}(k), \dots, \mathbf{y}(k-n_y), \mathbf{u}(k), \dots, \mathbf{u}(k-n_u)) \quad (23)$$

در این پژوهش، سیستم‌های غیرخطی آفین زمان-گسسته تک‌ورودی-تک‌خروجی به فرم عمومی زیر مطالعه می‌شود:

از آنجاکه هدف طراحی کنترل و تصحیح هدایت بدون استفاده از مدل سامانه است، بنابراین اگرچه فرض می‌شود که تابع \mathbf{f} ناشناخته است، اما با توجه به ماهیت فیزیکی سامانه، فرضیات زیر را می‌توان در نظر گرفت:

فرض ۱: مشتق‌های پاره‌ای $\mathbf{f}(\dots)$ نسبت به همه متغیرها پیوسته‌اند؛

فرض ۲: سامانه (۲۳) شرط لیبشیتز تعمیم‌یافته را به ازای هر $\mathbf{z}_j(k_1) \neq \mathbf{z}_j(k_2)$ و هر $k_1, k_2 \geq 0, k_1 \neq k_2$ برآورده می‌کند. این شرط به صورت زیر است.

$$\|y_j(k_1+1) - y_j(k_2+1)\| \leq b_j \|\mathbf{z}_j(k_1) - \mathbf{z}_j(k_2)\| \quad (24)$$

که در آن

$$\mathbf{z}_j(k) = [y_j(k), \dots, y_j(k-L_y+1), u(k), \dots, u(k-L_u+1)]^T \quad (25)$$

و $0 \leq L_y \leq n_y, 0 \leq L_u \leq n_u$ نیز شبهه‌رسته‌های سامانه نامیده می‌شوند. b_j نیز یک ثابت مثبت است؛

فرض ۳: به ازای یک سیگنال خروجی مطلوب نامی کران‌دار داده‌شده $y_j^*(k+1)$ ، یک ورودی کنترلی کران‌دار $u^*(k)$ وجود دارد به طوری که خروجی سامانه که با $u^*(k)$ استخراج می‌شود، برابر $y_j^*(k+1)$ باشد. این شرط، بیانی از کنترل‌پذیری خروجی سامانه است؛

فرض ۴: با افزایش ورودی کنترلی، خروجی سامانه کاهش نمی‌یابد؛

فرض ۵: حل گسسته رفتار سامانه وجود دارد.

از نقطه دید عملی، این فرض‌های تحمیل‌شده به سامانه کنترل‌شونده منطقی و پذیرفتنی هستند. فرض ۱ یک قید معمول برای سامانه‌های غیرخطی عمومی در زمینه طراحی سامانه کنترلی است. فرض ۲ حد بالای نرخ تغییر خروجی سامانه متحرک به وسیله تغییر ورودی کنترلی را اعمال می‌کند. از دیدگاه انرژی، اگر تغییر انرژی ورودی کنترلی در سطح محدودی باشد، تغییر انرژی در سامانه، نمی‌تواند به سمت بی‌نهایت برود. فرض ۳ به این موضوع دلالت دارد که مسئله کنترلی قابل‌حل است یا به عبارت دیگر، سامانه رابطه (۲۳) کنترل‌پذیر خروجی است. فرض ۴ می‌تواند یک ویژگی رفتاری خطی‌گونه باشد. این فرض مشابه فرض جهت کنترل در روش‌های کنترلی مبتنی بر مدل است که در آن فرض می‌شود، جهت کنترل معلوم است یا دست-کم تغییر نمی‌کند. یا به عبارت دیگر تغییرات نرخ فراز و نرخ زاویه بالک‌ها همسو هستند. فرض ۵، نیز امکان گسسته‌سازی را فراهم می‌کند که با توجه به کارهای پیشین، این امکان وجود دارد. فرض ۶ را نیز در مورد این سامانه‌ها می‌توان به کار برد. زیرا ابزارهای اندازه‌گیری مربوطه، نیز به مراتب کمتری را دارند.

سامانه غیرخطی رابطه (۲۳) با برآورده شدن فرض‌های ۱ و ۲ را در نظر بگیرید. اگر $\|\Delta \mathbf{z}_j(k)\| \neq 0$ ، آنگاه یک بردار متغیر با زمان $\boldsymbol{\varphi}_j(k) \in \mathbb{R}^{L_y+L_u}$ با عنوان شبهه‌گرادیان وجود دارد، به طوری که سامانه رابطه (۲۳) می‌تواند به مدل داده‌های خطی‌سازی دینامیکی فرم کامل زیر تبدیل شود.

$$y_j(k+1) = y_j(k) + \boldsymbol{\varphi}_j^T(k) \Delta \mathbf{z}_j(k) \quad (26)$$

که در آن شبهه‌گرادیان $\boldsymbol{\varphi}_j(k)$ عبارت است

از:

۲۰۳

سال ۱۱- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱
نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا





$$\Phi_j(k) = [\varphi_{j,1}(k), \dots, \varphi_{j,L_y}(k), \dots, \varphi_{j,L_y+1}(k), \dots, \varphi_{j,L_y+L_u}(k)]^T \quad (27)$$

بردار $\Phi_j(k)$ با کمینه‌سازی تابع هزینه زیر تخمین زده می‌شود.

$$J_j(\Phi_j(k)) = \frac{\mu_j}{\tau^2} \|\Phi_j(k) - \hat{\Phi}_j(k-1)\|^2 + \frac{1}{\tau^2} |y_j(k) - y_j(k-1) - \Phi_j(k) \Delta z_j(k-1)|^2 \quad (28)$$

که در آن $\hat{\Phi}_j(k-1)$ به تخمین $\Phi_j(k-1)$ دلالت دارد. $\mu_j > 0$ نیز یک ضریب وزنی است که برای جریمه کردن نرخ تغییر $\hat{\Phi}_j(k-1)$ اعمال می‌شود تا نیاز به تغییرات بسیار کوچک آن در طول زمان برآورده شود. جمله اول سمت راست رابطه بالا تقریباً نرم اختلاف خروجی واقعی و خروجی تخمین زده شده در گام زمانی k ام را بیان می‌کند. اگرچه با توجه به رابطه (۲۶)، اما کوچک بودن گام‌های زمانی به اندازه کافی کوچک و جریمه شدن تغییرات $\Phi_j(k-1)$ در جمله دوم سمت راست رابطه (۲۸)، این امکان را فراهم می‌کند که $\Phi_j(k)$ را با $\hat{\Phi}_j(k-1)$ جایگزین کنیم. با کمینه کردن تابع هزینه رابطه (۲۸) داریم:

$$\hat{\Phi}_j(k) = \hat{\Phi}_j(k-1) + \frac{\Delta z_j(k-1)(\Delta y_j(k) - \hat{\Phi}_j^T(k-1)\Delta z_j(k-1))}{\mu_j + \|\Delta z_j(k-1)\|^2} \quad (29)$$

$$\hat{\Phi}_{j,L_y+1}(k) = \hat{\Phi}_{j,L_y+1}(1) \quad (30)$$

$$\text{if } |\hat{\Phi}_{j,L_y+1}(k)| \leq \varepsilon \text{ or } |\Delta u(k-1)| \leq \varepsilon$$

$$\text{or } \text{sgn}(\hat{\Phi}_{j,L_y+1}(k)) \neq \text{sgn}(\hat{\Phi}_{j,L_y+1}(1))$$

که در آن ε یک ثابت مثبت کوچک است. به‌روزرسانی رابطه (۲۹) این امکان را فراهم می‌کند که سیستم خود را با تغییرات پارامترهای سامانه، تطبیق دهد. مکانیزم بازنشانی رابطه (۳۰) نیز به الگوریتم تخمین پارامتر رابطه (۲۹) یک توانایی قوی می‌دهد که پارامتر متغیر با زمان را ردیابی کند [۲۴]. با توجه به درایه‌های بردار $\Phi_j(k)$ و $\Delta z_j(k-1)$ ، این روش کنترلی از گام

زمانی $\max(L_y, L_u) + 1$ به بعد قابل اجراست. بنابراین مقادیر $\hat{\Phi}_j(k)$ و $u(k)$ به ازای گام‌های زمانی پیش از آن به‌عنوان مقادیر اولیه اختیار می‌شوند.

برای یک سامانه زمان گسسته، الگوریتم کنترل‌کننده به‌دست‌آمده از تابع هزینه خطای پیش‌بینی یک مرحله پیش‌رو، ممکن است به تلاش کنترلی، نرخ تلاش کنترلی و نرخ خروجی بیش از حدی منجر شود که ممکن است به سامانه کنترلی آسیب وارد کند؛ اما با در نظر گرفتن الگوریتم کنترل‌کننده به‌دست‌آمده از تابع هزینه وزنی چهار متغیر خطای پیش‌بینی یک مرحله پیش‌رو، تلاش کنترلی، نرخ تلاش کنترلی و نرخ خروجی، یک مصالحه بین این متغیرها ایجاد می‌شود. بنابراین از تابع هزینه ورودی کنترل‌کننده زیر برای طراحی الگوریتم کنترل‌کننده استفاده می‌شود.

$$J(u(k)) = \frac{1}{\tau^2} |u(k) - u(k-1)|^2 + \nu |u(k)|^2 + \sum_{j=1}^{N_y} \left(\frac{\lambda_j}{\tau^2} |y_j^*(k+1) - y_j(k+1)|^2 + \frac{\kappa_j}{\tau^2} |y_j(k+1) - y_j(k)|^2 \right) \quad (31)$$

که در آن جمله اول تغییرات ورودی را محدود می‌کند که موجب هموارتر شدن ورودی می‌شود. $\lambda_j > 0$ یک ضریب وزنی است که برای تعقیب خروجی مطلوب استفاده می‌شود. λ_j یک پارامتر مهم تنظیم‌پذیر برای طراحی کنترل تطبیقی بدون مدل است. طراحی تئوری و شبیه‌سازی‌های عددی نشان خواهد داد که انتخاب مناسب λ_j می‌تواند پایداری و عملکرد ردیابی خوب سامانه کنترل‌شونده را تضمین کند. $\kappa_j > 0$ نیز یک ضریب وزنی است که برای محدود کردن نرخ تغییر خروجی اعمال می‌شود که برای اطمینان از هموار بودن سیگنال خروجی استفاده می‌شود. $\nu > 0$ نیز یک ضریب وزنی است که برای کاهش تلاش کنترلی اعمال می‌شود. به شرط برآورده

شدن فرض‌های ۱ تا ۵، در هر فاز حرکت، می‌توان با توجه به شرایط عملکردی، به‌جای خروجی، هر کدام از متغیرهای دیگر را قرار داد. با کمینه کردن تابع هزینه رابطه (۳۱)، قانون کنترلی زیر به دست می‌آید.

(۳۲)

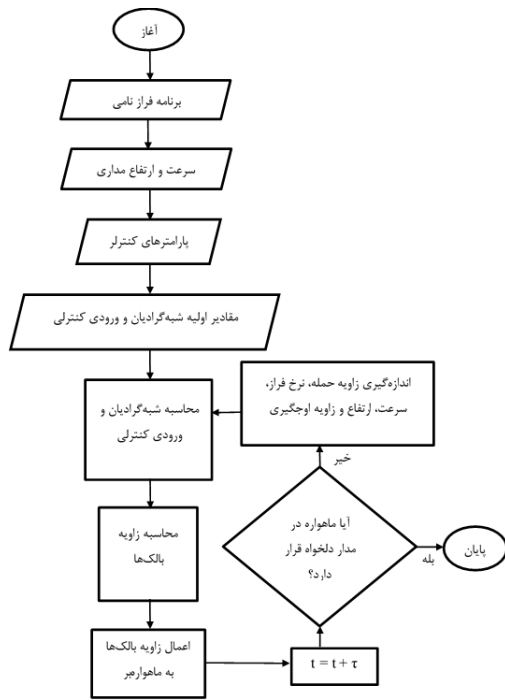
$$u(k) = u(k-1) + \frac{-\tau^2 v u(k-1) + \sum_{j=1}^{N_y} (\lambda_j \hat{\phi}_{j,L_y+1}(k) (y_j^*(k+1) - y_j(k)))}{1 + \sum_{j=1}^{N_y} (\lambda_j + \kappa_j) |\hat{\phi}_{j,L_y+1}(k)|^2} - \frac{\sum_{j=1}^{N_y} \left((\lambda_j + \kappa_j) \hat{\phi}_{j,L_y+1}(k) \sum_{i=1}^{L_y} \hat{\phi}_{j,i}(k) \Delta u(k-i+1) \right)}{1 + \sum_{j=1}^{N_y} (\lambda_j + \kappa_j) |\hat{\phi}_{j,L_y+1}(k)|^2} - \frac{\sum_{j=1}^{N_y} \left((\lambda_j + \kappa_j) \hat{\phi}_{j,L_y+1}(k) \sum_{i=L_y+2}^{L_y+L_x} \hat{\phi}_{j,i}(k) \Delta u(k+L_y-i+1) \right)}{1 + \sum_{j=1}^{N_y} (\lambda_j + \kappa_j) |\hat{\phi}_{j,L_y+1}(k)|^2}$$

هر چه λ_1 بزرگ‌تر باشد، اما $\lambda_2, \dots, \lambda_5$ و κ_j کوچک‌تر باشند، خروجی سامانه، خروجی مطلوب نامی را دقیق‌تر دنبال می‌کند. درواقع اعمال ضرایب $\lambda_2, \dots, \lambda_5$ و κ_j و هدایت نامی سامانه را تصحیح می‌کنند و باعث می‌شوند نرخ فراز و نرخ ورودی کنترلی کوچک باقی بمانند که با توجه به ماهیت فیزیکی سامانه، کوچک بودن هم‌زمان نرخ فراز و نرخ فرار در مراحل جدایش، کوچک بودن زاویه حمله در این مراحل را در پی دارد. سایر مفروضات عملی با انتخاب درست برنامه فراز نامی گذرانده می‌شوند. فلوجارت الگوریتم کنترلی در شکل ۲ نشان داده شده است.

۴. تحلیل پایداری

در این قسمت، اثبات پایداری BIBO روش کنترلی حاضر، ارائه می‌شود.

قضیه: اگر سامانه رابطه (۲۲)، فرضیه‌های ۱ تا ۶ را برآورده کند، آنگاه قاعده تخمین رابطه‌های (۲۹) و (۳۰) و قاعده کنترلی رابطه (۳۲) به پایداری BIBO و زیربهبینه شدن کنترلی داده شده منجر می‌شود. به‌طوری‌که به گام نمونه‌برداری زمانی حساس نیست.



شکل ۲: فلوجارت الگوریتم کنترلی

اثبات: ابتدا نشان می‌دهیم که سامانه به گام نمونه‌برداری زمانی حساس نیست. سپس زیربهبینه بودن کنترلی را ارائه می‌دهیم. در پایان نیز پایداری BIBO الگوریتم را نشان می‌دهیم. در پایان نیز طبق فرض ۵، گام زمانی نمونه‌برداری τ برای حل عددی رفتار سامانه رابطه (۲۲) وجود دارد.

طبق فرض ۱، مشتقات جزئی تابع پیوسته است. بنابراین سامانه نسبت به گام زمانی نمونه برداری حساس نیست. اکنون نشان می‌دهیم که قاعده تخمین و کنترلی نیز این حساسیت را ندارد. برای این منظور، تحلیل مرتبه بزرگی توابع هزینه رابطه‌های (۲۸) و (۳۱) را بررسی می‌کنیم. مرتبه بزرگی صورت جمله اول تابع هزینه رابطه (۲۸) به مجذور خطای تخمین با بهره‌گیری از گام زمانی قبلی بستگی دارد. بنابراین مرتبه بزرگی آن τ^2 است. صورت جمله دوم این رابطه نیز مجذور اختلاف مشتق پاره‌ای دو گام زمانی متوالی است. بنابراین مرتبه بزرگی آن نیز τ^2 است. هر دو جمله با ضریب τ^2 در مخرج ساده می‌شوند.





بنابراین تابع هزینه مستقل از گام زمانی است. تحلیل مرتبه بزرگی جملات اول، سوم و چهارم تابع هزینه رابطه (۳۱) مشابه جمله دوم رابطه (۲۸) است. این قیاس در مورد جمله دوم رابطه (۳۱) با جمله اول رابطه (۲۸) نیز وجود دارد.

طبق فرض ۲، بردار $\Phi_j(k)$ وجود دارد. و طبق فرض ۴، درایه L_y+1 آن تغییر علامت نمی‌دهد. از طرفی تابع هزینه رابطه (۲۸) به فرم کوادراتیک است. بنابراین با مشتق‌گیری از آن و برابر صفر قرار دادن، کمینه شدن ضریب وزن-داری از تخمین و پیوستگی تابع $\hat{\Phi}_j(k)$ برآورده می‌شود. از آنجاکه تابع هزینه در هر لحظه کمینه می‌شود، بنابراین در هر لحظه $\Phi_j(k) - \hat{\Phi}_j(k)$ محدود و به مقدار کمینه که صفر است، نزدیک خواهد بود. در نتیجه خطای تخمین همواره به کمینه مقدار آن یعنی صفر نزدیک خواهد بود. برای اثبات پایداری تخمین، مرجع [۲۴] را ببینید.

طبق فرض ۳، سامانه رابطه (۲۲) کنترل پذیر است. ورودی $u(k)$ که بتواند سامانه را در زمان محدود به شرایط دلخواه عملکردی برساند وجود دارد. از طرفی تابع هزینه رابطه (۳۱) به فرم کوادراتیک است. بنابراین با مشتق‌گیری از آن و برابر صفر قرار دادن آن، پیوستگی ورودی و خروجی و کمینه شدن ضریب وزن‌داری از خطای سیستم نسبت به خروجی نامی و مقدار ورودی برآورده می‌شود. از آنجاکه تابع هزینه در هر لحظه کمینه می‌شود، بنابراین در هر لحظه ترکیب وزن-داری از مجذور نرم خطای سیستم نسبت به خروجی نامی کمینه خواهد شد که این به معنای زیربهرینه بودن سامانه کنترلی است.

اکنون نشان می‌دهیم که توابع هزینه رابطه‌های (۲۸) و (۳۱) به ترتیب به قواعد تخمین و کنترل رابطه‌های (۲۹) و (۳۲) منجر می‌شوند. با مشتق‌گیری از رابطه‌های (۲۸) و (۳۱) به ترتیب نسبت به $\Phi_j(k)$ و $u(k)$ و برابر

صفر قراردادن آن‌ها و استفاده از لم معکوس ماتریس رابطه زیر، به ترتیب رابطه‌های (۲۹) و (۳۲) حاصل می‌شوند.

لم معکوس ماتریس: اگر ماتریس‌های A, B, C, D موجود و ابعاد متناسب داشته باشند و ماتریس‌های B, D و $CD^{-1}A+B^{-1}$ معکوس-پذیر باشند، آنگاه داریم:

$$(ABC+D)^{-1} = D^{-1} - D^{-1}A(CD^{-1}A+B^{-1})^{-1}CD^{-1} \quad (33)$$

۵. شبیه‌سازی و نتایج

به منظور شبیه‌سازی نتایج، به مدل فیزیکی سامانه نیاز داریم. پارامترهای مدل در جدول ۱ داده می‌شوند. که در آن $m(0)$ ، $I_y(0)$ و به ترتیب مقادیر اولیه m ، I_y هستند. m_f و I_{f_s} ها به ترتیب جرم سوخت و ممان اینرسی سوخت در مراحل هستند. m_s و I_{y_s} نیز به ترتیب جرم و ممان اینرسی ماهواره هستند. t_f و t_s ها به ترتیب زمان سوزش و زمان جدایش مراحل هستند. شبیه‌سازی تا ۲۰ ثانیه پس از جدایش مرحله سوم انجام شده است. گام زمانی ۰/۰۵ ثانیه است.

با در نظر گرفتن ماهواره بر به صورت یک استوانه با دماغه‌ای به طول ۳ متر، مقادیر ضرایب آیرودینامیکی C_{M_α} ، C_{M_δ} ، C_{Z_δ} ، C_{Z_α} ، C_{Z_α} ، C_A و C_{M_δ} برحسب عدد ماخ و زاویه حمله با نرم افزار MD محاسبه می‌شوند. همچنین مقادیر اولیه متغیرها به صورت جدول ۲ داده می‌شوند.

جدول ۱: پارامترهای سامانه

پارامتر	مقدار
k_{ac}	۰.۱
k_q	۰.۰۰۰۰۲
t_{ac}	(s) ۰.۰۰۵
γ_{air}	۱.۴
R_{air}	(J/Kg/K) ۲۸۷.۲۶

برنامه فراز نامی به صورت شکل (۴) و رابطه (۳۶) داده می‌شود. ارتفاع مداری نیز $h_o = 370 \text{ Km}$ در نظر گرفته شده است. مدار مورد نظر نیز دایره‌ای در نظر گرفته شده است. بنابراین سرعت مداری به صورت زیر به دست می‌آید:

$$V_o = \sqrt{\frac{\mu_e}{h_o + R_e}} \quad (34)$$

در نتیجه داریم:

$$\begin{bmatrix} y_1^* & y_2^* & y_3^* & y_4^* & y_5^* \\ q_{nom} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \quad (35)$$

که در آن q_{nom} به صورت زیر تعریف شده است:

$$q_{nom} = \begin{cases} -0.096(t-10) & 10 \leq t < 15 \\ 0.04(t-15) - 0.48 & 15 \leq t < 27 \\ -(t-27)/13 & 27 \leq t < 40 \\ 0.1(t-40) - 1 & 40 \leq t < 50 \\ -0.0368(t-51) & 51 \leq t < 101 \\ 0.0368(t-101) - 1.84 & 101 \leq t < 151 \\ -0.0384(t-152) & 152 \leq t < 177 \\ 0.0384(t-177) - 0.96 & 177 \leq t < 202 \\ 0 & \text{Otherwise} \end{cases} \quad (36)$$

به منظور طراحی پارامترهای کنترل، شرایط عملکردی در نظر گرفته می‌شود. طوری که در منفی‌ترین نرخ فشار دینامیکی، مقدار λ_2 بیشینه است. در انتهای شرایط پروازی نیز مقادیر $\lambda_3, \dots, \lambda_5$ بیشینه‌اند. بنابراین رابطه‌های زیر برای تعیین مقادیر λ_j به کار گرفته می‌شوند:

$$\begin{cases} \lambda_1 = \lambda_{01} \\ \lambda_2 = \lambda_{02} \max \left(0, \frac{Q(k) + Q(k-2) - 2Q(k-1)}{\tau^2 Q(k)} \right) \\ \lambda_j = \lambda_{0j} \max \left(0, \frac{5V(k) - 4V_o}{V_o} \right) \quad j = 3, 4, 5 \\ \kappa_j = 40\lambda_j \quad j = 1, \dots, N_y \end{cases} \quad (37) \quad (38)$$

T_0	۱۵.۰۴ (C)
g_0	۹.۸۰۶۶ (m/s ²)
R_e	۶۳۷۳ (Km)
μ_e	۳۹۸۶۰۰ (Km ³ /s ²)
P_0	۱ (atm)
Q_m	۴۰۰ (KPa)
$m(0)$	۴۵.۷ (ton)
m_{f1}	۲۰ (ton)
m_{f2}	۱۴ (ton)
m_{f3}	۲ (ton)
m_s	۱۰۰ (Kg)
$I_y(0)$	۷۰۰ (ton.m ²)
$I_{y_{f2}}$	۱۱۰ (ton.m ²)
$I_{y_{f3}}$	۱۰ (ton.m ²)
I_{y_s}	۴۰ (Kg.m ²)
L_{f1}	۱۰ (m)
x_{f1}	-۱.۳ (m)
$D_{t_{f1}}$	۰.۱۲ (m)
$D_{o_{f1}}$	۱.۲ (m)
$I_{sp_{f1}}$	۲۸۰ (s)
$I_{sp_{f2}}$	۳۱۰ (s)
$I_{sp_{f3}}$	۳۱۰ (s)
t_{f1}	۵۰ (s)
t_{f2}	۱۰۰ (s)
t_{f3}	۵۰ (s)
t_{s1}	۱ (s)
t_{s2}	۱ (s)
t_{s3}	۱ (s)

جدول ۲: مقادیر اولیه متغیرهای سامانه

پارامتر	مقدار
$r(0)$	۶۳۷۳ (Km)
$V(0)$	۰ (m/s)
$\theta(0), \gamma(0)$	۹۰ (deg)
$\alpha(0), \delta_v(0)$	۰ (deg)
$q(0)$	۰ (deg/s)
$u_c(0)$	۰





سایر پارامترهای تخمین و کنترل در جدول ۳ داده شده‌اند.

جدول ۳: پارامترهای تخمین و کنترل حاضر

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
λ_{0j}	۱۰	L_y, L_u	۵
μ_j	۹-۱۰	$\hat{\phi}_j(k_0)$	۱
ν	۰.۰۰۱	\mathcal{E}	۱۲-۱۰

در این روش، نیازی به تعیین دقیق مقدار پارامترهای کنترلر نیست که انعطاف‌پذیری ساختار تخمین، تصحیح هدایت و کنترل را نشان می‌دهد. به منظور اعتبارسنجی، کنترلر حاضر با کنترلر PID زیر مقایسه شده است.

$$u(k) = K_p q(k) + K_i \theta(k) + K_d \dot{q}(k) \quad (39)$$

پارامترهای کنترلر تام (PID) با بهره متغیر، با جستجو و بر اساس تعقیب برنامه فرار نامی و با در نظر گرفتن مقدار اشباع زاویه بالک‌ها به صورت جدول‌های ۴ تا ۶ به دست آمده‌اند.

جدول ۴: پارامترهای کنترلر PID به ازای مرحله اول سوزش

پارامتر	مقدار
$K_{p_{f1}}$	۱۱۰
$K_{i_{f1}}$	۲.۱
$K_{d_{f1}}$	۰.۳۱

جدول ۵: پارامترهای کنترلر PID به ازای مرحله دوم سوزش

پارامتر	مقدار
$K_{p_{f2}}$	۶۸
$K_{i_{f2}}$	۱.۱
$K_{d_{f2}}$	۰.۱۷

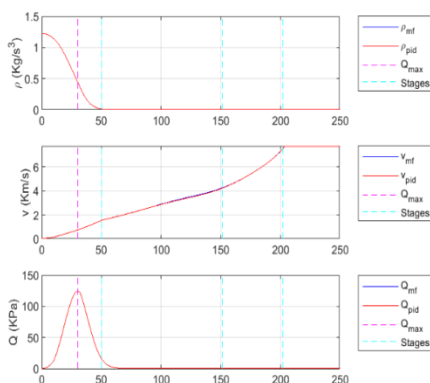
جدول ۶: پارامترهای کنترلر PID به ازای مرحله سوم سوزش

پارامتر	مقدار
$K_{p_{f3}}$	۱۰
$K_{i_{f3}}$	۰.۲
$K_{d_{f3}}$	۰.۲۹

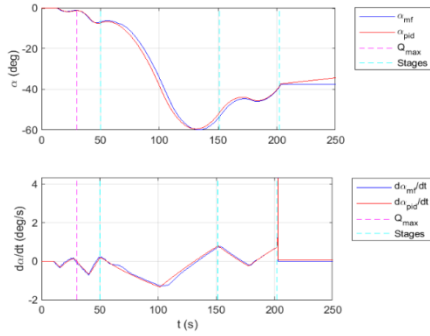
نتایج شبیه‌سازی به صورت شکل‌های (۳) تا (۹) داده می‌شود. در همه شکل‌ها، خطوط قرمز رنگ، مربوط به نتایج حاصل از اعمال کنترل تطبیقی بدون مدل ارائه شده در بخش ۳ است.

خطوط آبی‌رنگ، مربوط به نتایج حاصل از اعمال کنترل PID با ضرایب بهینه ردیابی برنامه فرار نامی است. خطوط سبزرنگ نیز وضعیت‌های مطلوب یا نامی را نشان می‌دهد.

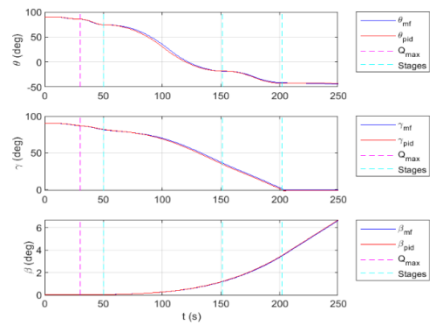
با توجه به شکل ۳، فشار دینامیکی از ابتدای پرواز تا زمان ۳۰/۲ ثانیه افزایش یافته است و پس از آن کاهش می‌یابد تا اینکه تقریباً صفر می‌شود. زیرا در ابتدای پرواز، شدت افزایش مجذور سرعت بیشتر از شدت کاهش چگالی است؛ اما در انتهای پرواز، به دلیل تغییر مدل اتمسفر، کاهش چگالی شدت خیلی بیشتری پیدا می‌کند و در نتیجه شدت افزایش مجذور سرعت کمتر از شدت کاهش چگالی می‌شود. بر همین اساس برنامه فرار نامی شکل ۴، طوری طراحی می‌شود که در حوالی فشار دینامیکی بیشینه، نرخ فرار نزدیک صفر باشد تا اغتشاشات آیرودینامیکی وارد به سامانه کم شود. در این شکل، سامانه با کنترلر PID، به خوبی برنامه فرار نامی را دنبال می‌کند؛ اما با کنترلر PDIO-MFAC به منظور بهتر گذراندن مفروضات عملی، از هدایت نامی، فاصله می‌گیرد و به جز در زمان‌های پایانی برنامه فرار نامی هموارتری را تولید می‌کند. در زمان‌های پایانی به دلیل تلاش سامانه برای رسیدن به شرایط مداری، برنامه فرار شیب تندی دارد.



شکل ۳: تطبیقی (آبی)، تام (سرخ)، چگالی هوا (بالا)، سرعت ماهواره‌بر (وسط)، فشار دینامیکی (پایین)

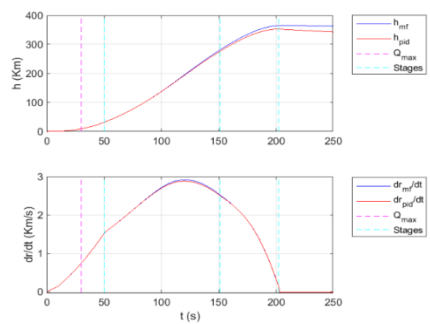


شکل ۶: تطبیقی (آبی)، تام (سرخ)، زاویه حمله (بالا)، نرخ زاویه حمله (پایین)

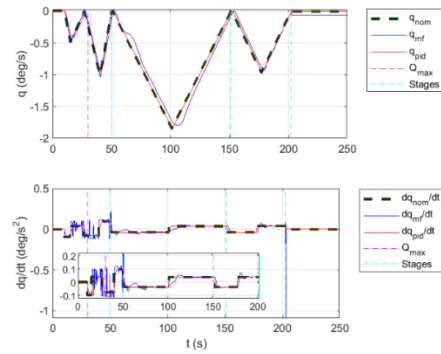


شکل ۷: تطبیقی (آبی)، تام (سرخ)، زاویه فراز (بالا)، زاویه اوج گیری (وسط)، زاویه پیمایش (پایین)

با توجه به شکل ۸، ارتفاع سامانه در انتهای پرواز، به ارتفاع مطلوب می‌رسد و سرعت شعاعی آن نیز کاهش می‌یابد تا تقریباً به صفر می‌رسد. جدایش مرحله اول نیز در ارتفاع ۳۱.۸ کیلومتر رخ می‌دهد که قابل قبول است. تأیید قرارگیری سامانه در مدار با سرعت مداری مطلوب در شکل ۹ نشان داده شده است. همان‌طور که دیده می‌شود، روش کنترلی ارائه شده، نسبت به کنترل PID با دقت بهتری ماهواره را به مدار مطلوب می‌رساند.

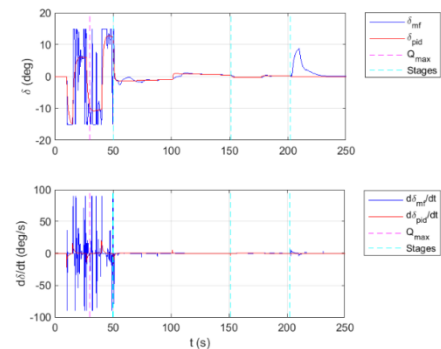


شکل ۸: تطبیقی (آبی)، تام (سرخ)، ارتفاع از سطح زمین (بالا)، سرعت صعود (پایین)



شکل ۸: تطبیقی (آبی)، تام (سرخ)، نامی (خطچین)، نرخ فراز (بالا)، نرخ فراز (پایین)

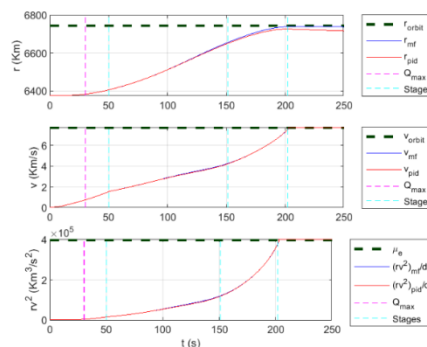
با توجه به شکل ۵، تغییرات زاویه بالک‌ها در کنترلر PDIO-MFAC، هموارتر از کنترلر PID است که برای کاربرد حاضر مناسب‌تر است. در زمان‌هایی که برنامه فراز نامی، تغییر رفتار می‌دهد، فرمان‌های کنترلی کنترلر PID نیز با تغییرات به نسبت بزرگی همراه است؛ اما این موضوع در کنترلر PDIO-MFAC به‌طور قابل‌ملاحظه‌ای کم‌رنگ‌تر است. هموارتر شدن فرمان کنترلی، تأثیر چندانی در گذراندن مفروضات عملی ندارد. این مسئله را در شکل‌های ۶ و ۷ می‌توان دید. در شکل ۶، هر دو کنترلر در حوالی زمانی که فشار دینامیکی بیشینه می‌شود، به‌خوبی عمل می‌کنند. در شکل ۷ نیز، هر دو کنترلر به‌خوبی زاویه اوج‌گیری مطلوب صفر درجه در انتهای پرواز را به‌خوبی می‌گذرانند. همچنین زاویه فراز و پیمایش تقریباً یکسانی نیز دارند.



شکل ۹: تطبیقی (آبی)، تام (سرخ)، زاویه بالک‌ها (بالا)، نرخ زاویه بالک‌ها (پایین)

۷. مآخذ

- [1] L. Ma, K. Wang, Z. Shao, Z. Song, and L. T. Biegler, "Direct trajectory optimization framework for vertical takeoff and vertical landing reusable rockets: case study of two-stage rockets," *Eng. Optim.*, vol. 51, no. 4, pp. 627–645, 2019.
- [2] A. D. Koch, "Fast, robust and near-optimal approximation of GTO trajectories and payload capacities of multistage rockets," *CEAS Sp. J.*, vol. 11, no. 3, pp. 269–285, 2019.
- [3] R. Chai, A. Tsourdos, A. Savvaris, S. Chai, Y. Xia, and C. L. P. Chen, "Review of advanced guidance and control algorithms for space/aerospace vehicles," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 122, p. 100696, 2021.
- [4] P. Menon, G. Sweriduk, and E. Ohlmeyer, "Optimal fixed-interval integrated guidance-control laws for hit-to-kill missiles," in *AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit*, 2003, p. 5579.
- [5] S. He, W. Wang, and J. Wang, "Three-dimensional multivariable integrated guidance and control design for maneuvering targets interception," *J. Franklin Inst.*, vol. 353, no. 16, pp. 4330–4350, 2016.
- [6] X. Wang, Y. Zheng, and H. Lin, "Integrated guidance and control law for cooperative attack of multiple missiles," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 42, pp. 1–11, 2015.
- [7] Z. Cong and W. Yun-jie, "Non-singular terminal dynamic surface control based integrated guidance and control design and simulation," *ISA Trans.*, vol. 63, pp. 112–120, 2016.
- [8] D. Zhao, X. Liu, Q. Han, and G. Zhang, "Blended Methodology of Lateral Jet Simultaneous with Aerodynamic Fin for Integrated Guidance and Control of Flight Vehicle," in *2020 15th IEEE Conference on Industrial Electronics*



شکل ۹: تطبیقی (آبی)، تام (سرخ)، فاصله تا مرکز زمین (بالا)، سرعت (وسط)، حاصل ضرب سرعت و مومنومم زاویه‌ای ویژه (پایین)

۶. نتیجه گیری

نتایج حل نشان می‌دهد که روش کنترلی ارائه شده برای طراحی هدایت و کنترل کلاس خاصی از سامانه‌ها مناسب است. الگوریتم یکپارچه تخمین، هدایت و کنترل، هدایت نامی را در راستای گذراندن مفروضات عملی اصلاح می‌کند. بنابراین اگرچه در مجموع هدایت نامی به مقدار کمی اصلاح می‌شود. با وجود این در بازه‌هایی از زمان که مفروضات عملی باید گذرانده شوند، بیشتر اصلاح می‌شود. با توجه به فرض عدم امکان دستیابی به مدل دقیق سامانه، این روش یک هدایت و کنترل زیربهبینه برای سامانه ارائه می‌دهد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که روش حاضر نسبت به کنترل PID با دقت بیشتری سامانه را به مدار مطلوب می‌رساند. همچنین تلاش کمتری برای تعیین پارامترهای هدایت و کنترل نیاز دارد. سایر مزایای این روش، عدم نیاز به مدل دقیق و حتی تقریبی سامانه، یکپارچه بودن تخمین، عدم نیاز به هدایت نامی دقیق، برخط بودن تخمین، تصحیح هدایت و تعیین سیاست کنترلی و هزینه محاسباتی پایین است.



- [18] X. Liu, W. Huang, and L. Du, "An integrated guidance and control approach in three-dimensional space for hypersonic missile constrained by impact angles," *ISA Trans.*, vol. 66, pp. 164–175, 2017.
- [19] P. Z. Schulte and D. A. Spencer, "Development of an integrated spacecraft guidance, navigation, & control subsystem for automated proximity operations," *Acta Astronaut.*, vol. 118, pp. 168–186, 2016.
- [20] W. Wang, S. Xiong, S. Wang, S. Song, and C. Lai, "Three dimensional impact angle constrained integrated guidance and control for missiles with input saturation and actuator failure," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 53, pp. 169–187, 2016.
- [21] S. Xingling and W. Honglun, "Back-stepping active disturbance rejection control design for integrated missile guidance and control system via reduced-order ESO," *ISA Trans.*, vol. 57, pp. 10–22, 2015.
- [22] F. Tavakoli and A. B. Novinzadeh, "Designing a closed-loop guidance system to increase the accuracy of satellite-carrier boosters' landing point," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 76, pp. 242–249, 2018.
- [23] H. Zhao, "Terminal Angular Constraint Integrated Guidance and Control for Flexible Hypersonic Vehicle with Dead-Zone Input Nonlinearity," *J. BEIJING Inst. Technol.*, vol. 29, no. 4, pp. 489–503, 2020.
- [24] Z. Hou and S. Jin, *Model free adaptive control: theory and applications*. CRC press, 2013.
- [25] L. Duan, Z. Hou, X. Yu, S. Jin, and K. Lu, "Data-driven model-free adaptive attitude control approach for launch vehicle with virtual reference feedback parameters tuning method," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 54106–54116, 2019.
- [26] N. I. E. Wenming, L. I. Huifeng, and R. Zhang, "Model-free adaptive and Applications (ICIEA), 2020, pp. 367–372.
- [9] D. Zhao, X. Liu, Q. Han, and G. Zhang, "The Allocation Control of Lateral Jet System of Flight Vehicle Based on Integrated Guidance and Control Model," in *2020 Chinese Control And Decision Conference (CCDC)*, 2020, pp. 2973–2978.
- [10] Q. Wang, M. Ran, and C. Dong, "Robust partial integrated guidance and control for missiles via extended state observer," *ISA Trans.*, vol. 65, pp. 27–36, 2016.
- [11] G. Li, T. Chao, S. Wang, and M. Yang, "Integrated Guidance and Control for the Fixed-trim Vehicle against the Maneuvering Target," *Int. J. Control. Autom. Syst.*, pp. 1–12, 2020.
- [12] H. Yan, S. Tan, and Y. He, "A small-gain method for integrated guidance and control in terminal phase of reentry," *Acta Astronaut.*, vol. 132, pp. 282–292, 2017.
- [13] T. Zhao, P. Wang, L. Liu, and J. Wu, "Integrated guidance and control with L2 disturbance attenuation for hypersonic vehicles," *Adv. Sp. Res.*, vol. 57, no. 12, pp. 2519–2528, 2016.
- [14] H. Yan and Y. He, "Adaptive Integrated Guidance and Control Based on Backstepping for the Landing of Reusable Launch Vehicles.," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 48, no. 28, pp. 496–501, 2015.
- [15] E. Brendel, B. Hérissey, and E. Bourgeois, "Optimal guidance for toss back concepts of Reusable Launch Vehicles," 2019.
- [16] B. Tian, W. Fan, and Q. Zong, "Integrated guidance and control for reusable launch vehicle in reentry phase," *Nonlinear Dyn.*, vol. 80, no. 1–2, pp. 397–412, 2015.
- [17] A. B. Kisabo, A. F. Adebimpe, and S. O. Samuel, "Pitch Control of a Rocket with a Novel LQG/LTR Control Algorithm," 2019.



M_α, M_q, M_δ	مشقات گشتاورهای آیرودینامیکی حول محور عمود بر صفحه پرواز
N_u, N_{y_j}	بزرگی نویز در نرخ ورودی و خروجی- های سامانه
P, P_0, P_e	فشار محلی، فشار خروجی نازل و فشار هوا در سطح دریا
Q, Q_m	فشار دینامیکی و فشار دینامیکی نازل موتور
R_e	شعاع زمین
S	مساحت مقطع عرضی ماهواره بر
T, T_0	نیروی پیشران محلی و نیروی پیشران محلی در سطح دریا
V, V_o	سرعت ماهواره بر و سرعت مداری
Z_j	بردار حاوی خروجی و ورودی سامانه در یک پنجره زمانی متحرک

نمادهای یونانی:

α	زاویه حمله
β	زاویه پیمایش
γ	زاویه اوج گیری
δ_v	زاویه بالکها
ε	یک ثابت بسیار کوچک
η_j	یک ثابت مثبت کوچکتر یا برابر یک
$\kappa_j, \lambda_j, \mu_j$	ضرایب وزنی
ν	
θ	زاویه فراز
τ	اندازه گام زمانی
$\Phi_j, \hat{\Phi}_j$	شبه گرادیان و مقدار تخمینی شبه- گرادیان
Δ	عملگر تفاضلی بین دو گام زمانی پیاپی

زیروندها:

0	مقادیر اولیه
1, 2, 3	مرحله نخست، دوم و سوم ماهواره بر
f	سوخت
j	شماره خروجی
o	مدار
s	ماهواره
u	ورودی سامانه
y	محور عمود بر صفحه پرواز
y, y_j	خروجی های سامانه

optimal design for trajectory tracking control of rocket-powered vehicle," Chinese J. Aeronaut., vol. 33, no. 6, pp. 1703–1716, 2020.

[27] X. Wang, Y. Li, and J. Zhang, "A Novel IGC Scheme for RHV with the Capabilities of Online Aerodynamic Coefficient Estimation and Trajectory Generation. Mathematics 2021, 9, 172." s Note: MDPI stays neutral with regard to jurisdictional claims in published ..., 2021.

۸. علائم

نمادهای لاتین:

g_0, g	شتاب گرانش
h	ارتفاع ماهواره بر از سطح دریا
h_o	ارتفاع مداری
k	شماره گام زمانی
k_{ac}, k_q, k_θ	ثابت های عملگرهای کنترلی
m, m_f, m_s	جرم کل، جرم سوخت و جرم ماهواره
q, q_{nom}	نرخ فراز، نرخ فراز نامی
r	فاصله ماهواره بر از مرکز زمین
t	زمان
u, u_c	ورودی سامانه و سیگنال کنترلی
x_f	فاصله میان مرکز جرم سوخت جامد از مرکز جرم ماهواره بر
y	بردار خروجی سامانه
y_j, \hat{y}_j, y_j^*	خروجی، خروجی تخمین زده شده و خروجی مطلوب سامانه
A	نیروی آیرودینامیکی محوری وارد بر سامانه
A_e	مساحت مقطع خروجی نازل موتور
$C_A, C_{Z_q}, C_{Z_\alpha}, C_{Z_\delta}$	ضرایب نیروهای آیرودینامیکی
$C_{M_q}, C_{M_\alpha}, C_{M_\delta}$	ضرایب گشتاورهای آیرودینامیکی
D_{i_j}, D_{o_j}	قطر داخلی و خارجی ستون سوخت جامد
D_m	قطر ماهواره بر
K_d, K_i, K_p	بهره های کنترل تام
L_u, L_y	شبه رسته های سامانه
I_{sp}	ضریب ویژه
I_y, I_{y_0}	گشتاور اینرسی حول محور عمود بر صفحه پرواز
L_f	ارتفاع ستون سوخت جامد

۲۱۲

سال ۱۱- شماره ۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۱
نشریه علمی
دانش و فناوری هوا فضا



طراحی الگوریتم زیربینه تصحیح برنامه فرار تضمین و کنترل یکپارچه پرواز
ماهواره بر چندمرحله ای به منظور قرار گرفتن ماهواره در مدار از پیش تعیین
شده به روش کنترل تطبیقی بدون مدل