

هدایت و کنترل پرتابه دوران دوگان با ساختار آبخاری مبتنی بر وارون دینامیک و کنترل تطبیقی مدل مرجع

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۵/۲۰

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۶/۱۹

محمد رضا رجبی^۱، جلال کریمی^۲، سید حسین ساداتی^۳

۱- دانشجو دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، karimi_j@mut.ac.ir

۳- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

در تحقیق حاضر هدایت و کنترل یکپارچه پرتابه با دوران دوگان با کمک ساختار آبخاری بررسی شده است. ارائه راهکار دینامیکی پرتابه با دوران دوگان، به منظور کاهش هزینه و جلوگیری از اشباع حسگرهای ناوبری در پرتابه‌های با دوران بسیار بالا و همچنین تسهیل کنترل با توجه به دینامیک متغیر و غیر خطی پرتابه در طول مسیر پرواز انجام گردیده است. برای این منظور از مدل غیرخطی در دینامیک هفت درجه آزادی استفاده و اثرات کوپلینگ بین کانال‌های سمت و فراز لحاظ شده است. یک کنترلر سه حلقه‌ای که در حلقه داخلی و میانی آن از وارون دینامیک و در حلقه خارجی کنترل تطبیقی مدل مرجع استفاده شده و همچنین در فرمان حلقه شتاب اثر تغییرات فشار دینامیکی لحاظ شد. در طراحی حلقه هدایت از روش ناوبری تناسبی و عملکرد ساختار هدایت و کنترل پیشنهاد شده، در شرایط با و بدون وجود عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی ارزیابی و از شبیه‌سازی آماری مونت کارلو به منظور نشان دادن کارایی ساختار مورد ارائه، استفاده گردیده است. مقایسه عملکرد الگوریتم پیشنهادی نیز، با ساختار کنترلی آبخاری که در حلقه خارجی از کنترلر کلاسیک PID، به همراه شبیه‌سازی یکپارچه مسیر تا رسیدن به هدف، انجام شده و نتایج آن ارائه گردیده است.

واژه‌های کلیدی: پرتابه با دوران دوگان، هدایت و کنترل یکپارچه، ساختار کنترل آبخاری، وارون دینامیک، کنترل تطبیقی مدل مرجع، شبیه‌سازی آماری

Guidance and control of a dual-spin projectile using dynamic inversion method and MRAC-PID controller in cascade structure

Mohamad Reza Rajabi¹, Jalal Karimi², Seyed Hossein Sadati²

1- Ph.D Student, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

2- Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

Abstract

In current study, an integrated guidance and control system is assessed for a projectile having dual spin motion in the cascade control structure. In this way, a nonlinear seven degrees of freedom model is used and coupling effects of pitch and yaw channels is taken into consideration. Based on cascaded control structure, a three-loops controller is designed, which in inner and middle loops the dynamic inversion method is used, and in the outer loop, an adaptive model based on PID controller is designed. The dynamic pressure contribution in acceleration command is also taken into account. The performance of the designed guidance and control system is assessed in presence of uncertainties via Monte Carlo statistical simulations. The results of suggested algorithm are compared with that of a cascade control having a classic PID controller in its outer loop. The results show the superior performance of the proposed algorithm in achieving the target and control effort.

Keywords: Dual-spin projectile, integrated guidance and control, cascade control structure, dynamic inversion method, Adaptive model reference control.

۱۳۱

سال ۱۳ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



۱. مقدمه

در سال‌های اخیر، پرتابه‌های هدایت شونده به دلیل پیشرفت در زیر سیستم‌های ناوبری، هدایت و کنترل متحول شده‌اند. این تحول از نظر سخت‌افزاری و نرم‌افزاری قابل توجه می‌باشد [۱]. بهبود کارایی حسگرهای ناوبری، افزایش سرعت عملگرها و افزایش قدرت پردازش نمونه‌هایی از پیشرفت کارایی سخت‌افزاری می‌باشند.

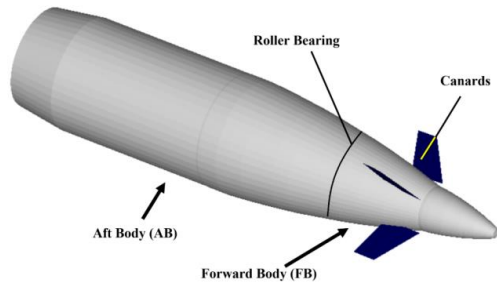
همچنین استراتژی‌های کنترل و الگوریتم‌های هدایتی مربوط به آن هم توسعه یافته‌اند. اما در طراحی اتوپیلوت مورد استفاده در پرتابه‌های دوران پایدار با توجه به تداخل دینامیکی در کانال‌های سمت و فراز، استفاده از مکانیزم‌های نوین و به دنبال آن الگوریتم‌های متفاوت در هدایت و کنترل آنها در سال‌های اخیر در خور توجه است. با توجه به اینکه در وسایل هدایت شونده با نرخ دوران بالا، حسگرهای ناوبری و کنترل دچار اشباع شده و این مساله باعث کاهش کارایی اتوپیلوت می‌شود، یکی از استراتژی‌های مطرح در خصوص کنترل پرتابه‌های دوران بالا استفاده از ساختار دوران دوگان است. در تحقیق حاضر یک پرتابه با دوران دوگان نوعی، دارای دو جفت بالک کنترلی کانارد مورد ارزیابی قرار گرفته است. بالک‌های کنترلی هر کدام فرامین کنترلی را از مجموعه هدایت و کنترل دریافت می‌کنند و بخش هدایت و کنترل توسط یک رولر بیرینگ از بخش دوار پرتابه مجزا شده است.

ورنرت^۱، تئودولیس^۲، کاستلو^۳، سیو^۴، لی^۵ و بسیاری از محققین دیگر در کنترل پرتابه دوران دوگان نقش داشته‌اند. کاستلو با ایجاد عدم تقارن آیرودینامیکی توانست پرتابه را به نقطه هدف نزدیک کند و دایره خطا را کاهش دهد و در نتیجه

احتمال برخورد به هدف را افزایش داد [۲، ۳]. کاستلو با استفاده از روش‌های غیر آیرودینامیکی و تغییر در مشخصات جرمی پرتابه توانست پرتابه را کنترل نموده و به هدف نزدیک کند [۴-۶]. نوریس و حمید^۷ به پایداری گلوله‌های با دوران دوگان و تعیین پارامترهای مؤثر بر آن پرداخته‌اند [۷]. ورنرت و تئودولیس از مدل پارامترهای خطی متغیر^۸ را در محدوده پاکت پروازی برای پرتابه دوران دوگان استفاده نمودند و تخمینی از مدل غیر خطی با کاربرد در آنالیز پایداری دینامیکی پرتابه ارائه نمودند [۸]. لی و هان‌لی نیز برای پرتابه‌های با دوران دوگان ساختار کنترل آبشاری با دو حلقه کنترلی را ارائه نمودند [۹]. در تحقیق لی، کنترل کانال رول مورد ارزیابی قرار نگرفته و همچنین تأثیر عدم قطعیت‌های مختلف، در حلقه کنترل و شبیه‌سازی یکپارچه هدایت و کنترل ارزیابی نشده بود.

در تحقیق حاضر، با استفاده از معادلات غیرخطی هفت درجه آزادی پرتابه دوران دوگان با لحاظ نمودن مدل غیرخطی آیرودینامیک و اثرات کوپلینگ موده‌های طولی و عرضی به دلیل وجود عوامل مختلف همانند دوران بالا و اثرات مگنس، یک سیستم هدایت و کنترل یکپارچه طراحی می‌گردد. در اینجا از ساختار کنترل آبشاری به دلیل قابلیت آن در لحاظ نمودن دینامیک غیر خطی پرتابه استفاده می‌گردد و برخلاف مرجع [۹] که از دو حلقه سرعت زاویه‌ای و شتاب استفاده شده، کنترلر دارای سه حلقه است که به ترتیب از خارج به داخل شامل حلقه‌های کنترل شتاب، زوایای حمله و نرخ‌های دوران زاویه‌ای پرتابه می‌باشد. برای ایجاد مقاومت در برابر اغتشاشات وارده، یک کنترلر تطبیقی مدل مرجع در حلقه





شکل ۱ - نمایی از پرتابه با دوران دوگان هدایت‌پذیر برای بیان معادلات حرکت وسیله پرنده از دستگاه‌های مختلف شامل دستگاه مختصات متصل به زمین، دستگاه مختصات باد و دستگاه مختصات متصل بدنی استفاده می‌شود. دستگاه بدنی شامل دو نوع دستگاه است: دستگاه بدنی که همراه بدنه می‌چرخد و به آن دستگاه بدنی چرخان گفته می‌شود و دستگاه بدنی غیرچرخان که حول کانال‌های سمت و فراز دوران دارد، اما حول محور طولی بدنه فاقد دوران است. در کاربردهای طراحی سیستم کنترل متداول است که از دستگاه بدنی غیرچرخان استفاده می‌شود. تثبیت دوران حول محور طولی، در دستگاه‌های غیرچرخان با تنظیم دو پارامتر $\dot{\phi} = 0$ و $p = 0$ مشخص می‌شود که به ترتیب، دستگاه بدنی صفحه ثابت^۹ و دستگاه بدنی غیرچرخان^{۱۰} نامیده می‌شود. معادلات هفت درجه آزادی غیرخطی در دستگاه بدنه غیرچرخان، مطابق با مرجع [۱۰] برای پرتابه به صورت زیر است:

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_B \\ \dot{v}_B \\ \dot{w}_B \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -S_q \\ 0 \\ C_q \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$- \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & rt_q \\ -q & rt_q & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix}$$

معادلات دیفرانسیل نرخ دوران‌های زاویه‌ای در کانال‌های رول، پیچ و یاو به صورت زیر است:

خارجی طراحی می‌گردد. در حلقه‌های دیگر هم از کنترلر PI بر اساس وارون دینامیک استفاده شده است. مقایسه بین استفاده از کنترل تطبیقی مدل مرجع و کلاسیک در حلقه خارجی با استفاده سیستم هدایت و کنترل یکپارچه در حضور عدم قطعیت‌های آیرودینامیکی با شبیه‌سازی مونت کارلو، صورت می‌گیرد. در ادامه، در بخش ۲ مدل‌سازی دینامیکی پرتابه دوران دوگان، در بخش ۳ کنترل آبخاری تطبیقی مبتنی بر وارون دینامیک، در بخش ۴ طراحی الگوریتم هدایت، در بخش ۵ شبیه‌سازی هدایت و کنترل یکپارچه ارائه می‌شود. در بخش ۶ پیشنهادات و کارهای آتی بیان می‌گردد.

۲. مدل‌سازی دینامیکی

در این پژوهش برای تحلیل رفتار جریان، معادلات بقای جرم، مومنتم و معادلات بقای انرژی حل می‌شوند. معادلات متوسط زمانی ناویر-استوکس حاکم بر میدان جریان، به ترتیب معادله پیوستگی و معادلات ناویراستوکس متوسط گیری شده و معادلات مربوط به آشفتگی موجود در میدان جریان می‌باشند. پرتابه هدایت‌پذیر با دوران دوگان دارای دو بخش اصلی می‌باشد: قسمت جلویی بدنه که شامل اجزای هدایت و کنترل می‌باشد. این قسمت سرعت دورانی پایینی دارد. قسمت بدنه، که دارای سرعت دورانی بالا بوده و قسمت عمده جرمی و حجمی پرتابه را تشکیل می‌دهد. قسمت بدنه با توجه به دوران بالایی که دارد وظیفه تأمین پایداری ژيروسکوپی^۸ را نیز بر عهده دارد. در شکل ۱ شماتیک پرتابه با دوران دوگان نشان داده شده است.

$C_{Yp\alpha}^a = C_{Np\beta}^a$	$C_{m\delta_e} = C_{n\delta_r}$
$C_{Yp\alpha}^f = C_{Np\beta}^f$	$C_{N\alpha} = C_{Y\beta}$
$C_{mp\beta}^f = C_{np\alpha}^f$	---

با لحاظ نمودن تقارن محوری، نیروهای آیرودینامیکی در معادله (۱) به صورت زیر بیان می‌شوند [۹-۱۲].

$$F_x = \bar{q} S_{ref} (C_{A_{forbody}} + C_{A_{aftbody}}) \quad (۵)$$

$$F_y = \bar{q} S_{ref} \left(C_{Y\beta} \beta + C_{Yp\alpha} \alpha \frac{p_a D_{ref}}{2V} + C_{Y\delta} \delta_y \right) \quad (۶)$$

$$F_z = -\bar{q} S_{ref} \left(C_{N\alpha} \alpha + C_{Np\beta} \beta \frac{p_a D_{ref}}{2V} + C_{N\delta} \delta_z \right) \quad (۷)$$

گشتاورهای وارد بر پرتابه دوران دوگان از روابط زیر قابل محاسبه است:

$$\begin{bmatrix} m_{l,f} \\ m_{l,a} \\ m_m \\ m_n \end{bmatrix} = \bar{q} S_{ref} D_{ref} \left(\begin{bmatrix} C_{l\delta} \\ 0 \\ C_{m0} \\ C_{n0} \end{bmatrix} + \left(\frac{D_{ref}}{2V} \right) \begin{bmatrix} C_{lp_f} p_f \\ C_{lp_a} p_a \\ C_{mq} q \\ C_{n_r} r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m_{f,a} \\ -m_{f,a} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} 0 \\ \left(\frac{p_a D_{ref}}{2V} \right) C_{mp} \\ 0 \\ C_{n\delta} \delta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ C_{m\delta} \delta_z \\ C_{n\delta} \delta_y \end{bmatrix} \quad (۸)$$

گشتاور $m_{f,a}$ در معادله (۹) از روابط زیر به دست می‌آید:

$$m_{f,a} = FN \cdot D_{ref} \cdot \text{sign}(p_a - p_f) \cdot (k_s + k_v |p_a - p_f|) \quad (۹)$$

در رابطه (۹)، k_s و k_v مقادیر لزجت استاتیکی و دینامیکی سیال در مکانیزم رولبیرینگ است که وظیفه جداسازی قسمت جلویی و قسمت عقبی بدنه را برعهده دارد. بر اساس این رابطه وقتی که مقدار دوران در لحظه اول پرتاب برابر باشد، یعنی

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_f \\ \dot{p}_a \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{l,f} \\ I_{xx}^f \\ m_{l,a} \\ I_{xx}^a \\ m_m \\ I_{yy} \\ m_n \\ I_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ r(p_f \cdot I_{xx}^f + p_a \cdot I_{xx}^a) + r^2 t_\theta \\ -\frac{q(p_f \cdot I_{xx}^f + p_a \cdot I_{xx}^a)}{I_{zz}} - q r t_\theta \end{bmatrix} \quad (۲)$$

معادلات مربوط به زوایای اوایلر عبارتند از:

$$\begin{bmatrix} \dot{f}_f \\ \dot{f}_a \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & t_\theta \\ 0 & 1 & 0 & t_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_f \\ p_a \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (۳)$$

ارتباط بین سرعت دستگاه بدنی پرتابه با سرعت در دستگاه اینرسی از طریق رابطه زیر برقرار می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}_E = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & -S_\psi & S_\theta C_\psi \\ C_\theta S_\psi & C_\psi & S_\theta S_\psi \\ -S_\theta & 0 & C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ \omega_B \end{bmatrix} \quad (۴)$$

در معادله (۴)، $C_\theta = \cos(\theta)$ و $S_\theta = \sin(\theta)$ است.

در وسایل پرنده دارای تقارن محوری، مثل وسیله مورد نظر، مشخصات آیرودینامیکی کانال فراز و سمت معادل همدیگر هستند. این برابری در جدول ۱ نشان داده شده است [۱۱].

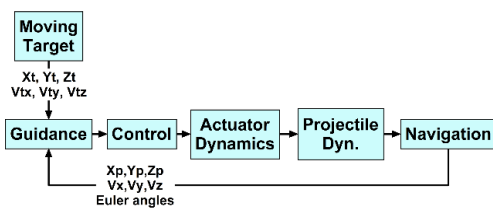
جدول ۱- برابری ضرایب آیرودینامیکی کانال پیچ و یاو

$C_{m\alpha} = C_{n\beta}$	$C_{mp\beta}^a = C_{np\alpha}^a$
$C_{mq} = C_{nr}$	$C_{m\alpha} = C_{n\beta}$
$C_{m\dot{\alpha}} = C_{n\dot{\beta}}$	$C_{N\delta_e} = C_{Y\delta_r}$

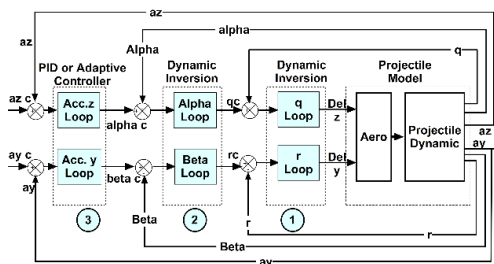


۳. کنترل آبخاری تطبیقی مبتنی بر وارون دینامیک

ساختار کنترلی آبخاری تطبیقی مبتنی بر روش وارون دینامیک به منظور کنترل بهتر و جلوگیری از ناپایداری پرتابه دوران دوگان در برابر ایجاد فرامین کنترلی ناگهانی، مقاومت در برابر عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی و تغییرات سرعت برای پرتابه‌های هدایت شونده در طول زمان پرواز، استفاده شده است. با تقسیم متغیرهای حالت به متغیرهای سریع و کند، در حلقه داخلی ساختار آبخاری، نرخ دورانه‌های زاویه‌ای p ، q ، r در حلقه میانی زوایای حمله و سرش جانبی α و β و در حلقه بیرونی شتابهای جانبی کنترل می‌شوند. در شکل ۲ جایگاه سیستم هدایت و کنترل در شبیه‌سازی یکپارچه نشان داده شده است. در شکل ۳ شماتیک کنترل پیشنهادی قابل مشاهده است.



شکل ۲ - جایگاه بلوک هدایت و کنترل در شبیه‌سازی یکپارچه



شکل ۳ - جزئیات ساختار کنترل آبخاری پرتابه با دوران دوگان

وارون دینامیک، نمونه خاصی از روش خطی سازی فیدبک حالت می‌باشد که یک روش غیرخطی مرسوم، برای استفاده در انواع

$p_a = p_f$ ، به دلیل وجود بالک‌ها در روی قسمت جلویی، بالک‌ها در اثر ممانعت جریان هوا همانند ترمز عمل نموده و باعث کاهش چرخش قسمت جلویی می‌شوند که به معنی منفی بودن ضریب استهلاک دوران، $C_{lp} < 0$ ، می‌باشد.

بنابراین دوران قسمت جلویی کمتر از بدنه عقبی می‌باشد $(p_a - p_f) > 0$ ، لذا، گشتاور وارد بر قسمت عقبی کاهنده یا منفی می‌باشد. یعنی $m_{f,a} < 0$ ، در نتیجه دوران دماغه یا قسمت جلویی کاهش می‌یابد [۱۲].

در معادله‌های (۱۰) تا (۱۲) برایند نیروی وارد بر محل رول‌بیرینگ^۳ جداکننده بخش جلویی و عقبی، با توجه به نیروی پسای دو قسمت جلویی و عقبی به دست می‌آید، یعنی:

$$F_N = X_f - X_a \quad (10)$$

$$X_f = C_D^f \bar{q} S_{ref} \quad (11)$$

$$X_a = C_D^a \bar{q} S_{ref} \quad (12)$$

به منظور محاسبه زوایای حمله α و β در دو کیانال فراز و سمت با فرض کوچک بودن این زوایا از روابط زیر استفاده می‌شود:

$$\alpha \approx \frac{w}{V}, \quad V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (13)$$

$$\beta \approx \frac{v}{V} \quad (14)$$

شتاب‌ها در کانال‌های فراز و سمت نیز با توجه به معادلات (۱)، (۶) و (۷) به صورت زیر قابل استخراج است.

$$a_z = \frac{F_z}{m} \quad (15)$$

$$a_y = \frac{F_y}{m} \quad (16)$$



$$x_{2d} = k_{x1}(x_{1d} - x_1) + f(x_1) \quad (23)$$

با استفاده از معادله (۱۸) و معادله (۲۱) و حل آن برای u مقدار \dot{x}_2 به صورت زیر قابل استخراج خواهد بود.

$$u = k_{x2}(x_{2d} - x_2) \quad (24)$$

در نهایت با توجه به معادلات (۲۳) و (۲۴) و حل آنها برای u خواهیم داشت [۱۸].

$$u = k_{x2}(k_{x1}(x_{1d} - x_1) + f(x_1) - x_2) \quad (25)$$

۳-۱. طراحی حلقه داخلی کنترل آبخاری

در حلقه اول از یک کنترلر تناسبی-انتگرالی در ساختار وارون دینامیک استفاده شده است [۹، ۱۹، ۲۰]. برای این منظور بردار متغیرهای حالت عبارتست از:

$$X_{p,q,r} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (26)$$

بردار فرامین کنترلی که از حلقه میانی وارد می‌شود:

$$X_{p_c, q_c, r_c} = \begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} \quad (27)$$

بردار خروجی کنترلر که به عنوان ورودی به عملگرها می‌رود:

$$u_{\delta_{ac}, \delta_{ec}, \delta_{rc}} = \begin{bmatrix} \delta_{ac} \\ \delta_{ec} \\ \delta_{rc} \end{bmatrix} \quad (28)$$

در ادامه با تعریف $F_{p,q,r}$ و $H_{p,q,r}$ به فرم معادله (۲۹) بردار فضای حالت سیستم به صورت معادله (۳۰) نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} F_{p,q,r} &= [F_p, F_q, F_r]^T, \\ H_{p,q,r} &= [H_p, H_q, H_r]^T \end{aligned} \quad (29)$$

سیستم‌های غیرخطی تلقی می‌گردد. در این روش فرض می‌شود سیستم غیرخطی کاملاً مدل شده است و حالت‌های سیستم با دقتی قابل قبول اندازه‌گیری یا تخمین زده می‌شوند [۱۳-۱۷].

همچنین استفاده از کنترلر PI در حلقه های داخلی و میانی به دلیل سادگی این کنترلر بوده است که توسط کنترلر غیر خطی وارون دینامیک کارایی آن افزایش پیدا نموده است.

در ادامه، نحوه محاسبه بردار کنترل در حلقه‌های داخلی و استفاده از ساختار دینامیکی وارون بیان شده است [۱۸].

با فرض داشتن سیستمی به صورت زیر:

$$\dot{x}_1 = -f(x_1) + x_2 \quad (17)$$

$$\dot{x}_2 = u \quad (18)$$

$$y = x_1 \quad (19)$$

کنترل آبخاری وارون دینامیک، با متغیرهای \dot{x}_1 و \dot{x}_2 به صورت معادله‌های (۲۰) و (۲۱) تعریف می‌شود که x_{1d} و x_{2d} سیگنال‌های مطلوب آنها هستند.

$$\dot{x}_1 = k_{x1}(x_{1d} - x_1) \quad (20)$$

$$\dot{x}_2 = k_{x2}(x_{2d} - x_2) \quad (21)$$

با استفاده از معادلات (۱۷) و (۲۰) و حل آن برای x_2 مقدار مطلوب \dot{x}_1 تولید می‌شود [۱۸].

$$x_2 = k_{x1}(x_{1d} - x_1) + f(x_1) \quad (22)$$

حالا تخمین ساخته شده و حلقه داخلی تر باید از حلقه خارجی سریع تر باشد که به معنی تخمین x_2 از روی x_{2d} است.

لذا معادله (۲۲) را می‌توان به صورت معادله (۲۳) بازنویسی نمود [۱۸]:



$$\dot{X}_{p,q,r} = K_{2p,q,r} \left(\frac{K_{1p,q,r}}{S} e_{p,q,r} - X_{p,q,r} \right) \quad (40)$$

با توجه به معادله (40) و استفاده از وارون دینامیک داریم:

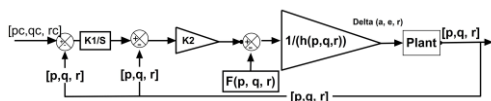
$$\begin{bmatrix} \delta_{a_c} \\ \delta_{e_c} \\ \delta_{r_c} \end{bmatrix} = H_{p,q,r}^{-1} \left(K_{2p,q,r} \left(\frac{K_{1p,q,r}}{S} e_{p,q,r} - X_{p,q,r} \right) - F_{p,q,r} \right) \quad (41)$$

مقادیر تنظیمی بهره‌های کنترلر حلقه داخلی در جدول ۲ نشان داده شده است. ضرایب بهره برای حلقه‌های کنترلی به ترتیب از حلقه‌های داخلی به خارجی با معیار دستیابی به پاسخ زمانی و فرکانسی مطلوب شامل درصد فراچش، زمان نشست و پهنای باند مناسب، انتخاب شده است.

جدول ۲- بهره‌های کنترلی حلقه داخلی

ضریب بهره	مقدار
K_{1p}	۵
K_{2p}	۵×۱۰^{-۲}
K_{1q}	۱۷
K_{2q}	۲×۱۷^{-۲}
K_{1r}	۱۷
K_{2r}	۲×۱۷^{-۲}

در شکل ۴ بلوک دیاگرام کنترلر حلقه داخلی به صورت شماتیک نشان داده شده است.



شکل ۴- بلوک دیاگرام شماتیک حلقه داخلی کنترلر

۲-۳. طراحی حلقه میانی

در حلقه میانی نیز از کنترلر غیر خطی وارون دینامیک با بهره‌های تناسبی-انتگرالی استفاده شده است. به این ترتیب، بردار متغیرهای حالت

$$\dot{X}_{p,q,r} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = F_{p,q,r} + H_{p,q,r} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (30)$$

که در آن:

$$F_p = m_{f,a}/I_{xx}^f + m_{l,f}/I_{xx}^f \quad (31)$$

$$F_q = -\frac{(I_{xx}^f p_f + I_{xx}^a p_a)}{I_{yy}} r - r^2 \text{tg}(\theta) + \frac{\bar{q} S_{ref} D_{ref}}{I_{yy}} \left(C_{m\alpha} \alpha + \frac{D_{ref}}{2V} C_{mq} q \right) - \frac{D_{ref}}{2V} C_{mp\alpha\beta} \beta p_a \quad (32)$$

$$F_r = +\frac{(I_{xx}^f p_f + I_{xx}^a p_a)}{I_{zz}} q + q r \text{tg}(\theta) + \frac{\bar{q} S_{ref} D_{ref}}{I_{zz}} \left(C_{n\beta} \beta + \frac{D_{ref}}{2V} C_{nr} r - \frac{D_{ref}}{2V} C_{np\alpha} \alpha p_a \right) \quad (33)$$

$$H_p = (\bar{q} S_{ref} D_{ref} C_{l\delta a}) / I_{xx}^f \quad (34)$$

$$H_q = \frac{\bar{q} S_{ref} D_{ref}}{I_{yy}} C_{m\delta e} \quad (35)$$

$$H_r = \frac{\bar{q} S_{ref} D_{ref}}{I_{yy}} C_{n\delta r} \quad (36)$$

هدف اصلی از طراحی کنترلر حلقه داخلی، یافتن زاویه چرخش بالک‌های کنترلی به منظور دنبال نمودن فرامین X_{p_c, q_c, r_c} می‌باشد. با توجه به معادلات (۲) و (۸) مشاهده می‌گردد که معادلات نرخ q و r به شدت به یکدیگر وابسته هستند. در ادامه بردار خطا به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$e_{p,q,r} = X_{p_c, q_c, r_c} - X_{p,q,r} \quad (37)$$

با تعریف بهره‌های کنترلی تناسبی-انتگرالی به صورت زیر:

$$K_{1p,q,r} = \begin{bmatrix} K_{1p} \\ K_{1q} \\ K_{1r} \end{bmatrix} \quad (38)$$

$$K_{2p,q,r} = \begin{bmatrix} K_{2p} \\ K_{2q} \\ K_{2r} \end{bmatrix} \quad (39)$$

کنترلر تناسبی-انتگرالی را می‌توان به صورت زیر بیان نمود [۲۱].



عبارتست از:

$$X_{\alpha,\beta} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} \quad (42)$$

بردار فرامین کنترلی عبارت است از:

$$X_{\alpha_c, \beta_c} = \begin{bmatrix} \alpha_c \\ \beta_c \end{bmatrix} \quad (43)$$

و بردار خروجی کنترلر به صورت زیر خواهد

بود:

$$u_{q_c, r_c} = \begin{bmatrix} q_c \\ r_c \end{bmatrix} \quad (44)$$

بردار فضای حالت دینامیک حلقه میانی به

صورت معادله (۳۶) نوشته می‌شود:

$$\dot{X}_{\alpha,\beta} = F_{\alpha,\beta} + H_{\alpha,\beta} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} \quad (45)$$

که در آن:

$$F_{\alpha,\beta} =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{g}{V} \cos(\theta) + \frac{\bar{q} \cdot S_{ref}}{mV} \left[\frac{-C_{Na} \alpha + D_{ref}}{2V} C_{yp\beta} \cdot \beta \cdot p_a \right] \\ \frac{\bar{q} \cdot S_{ref}}{mV} \left[C_{Y\beta} \beta - \frac{D_{ref}}{2V} C_{Yp\alpha} \cdot \alpha \cdot p_a \right] \end{bmatrix} \quad (46)$$

$$H_{\alpha,\beta} = \begin{bmatrix} 1 & \beta \tan(\theta) \\ 0 & -(1 + a \tan(\theta)) \end{bmatrix} \quad (47)$$

هدف از طراحی حلقه میانی، ایجاد فرامین

کنترلی (q_c, r_c) می‌باشد که در کنترلر غیرخطی حلقه دوم و با ورودی نرخ α و β ایجاد می‌گردد.

در معادله‌های (۶) و (۷) سهم سطوح کنترل آیرودینامیکی δ_y و δ_z وجود دارند که در معادله (۳۲) و (۳۳) به دلیل سهم اندک آن‌ها در تولید نیروهای آیرودینامیکی، صرف‌نظر شده است.

در ادامه بردار خطا به صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$e_{\alpha,\beta} = X_{\alpha_c, \beta_c} - X_{\alpha,\beta} \quad (48)$$

با تعریف بهره‌های حلقه کنترل میانی یعنی

$$[K_1]_{\alpha,\beta} = \begin{bmatrix} K_{1\alpha} \\ K_{1\beta} \end{bmatrix}, [K_2]_{\alpha,\beta} = \begin{bmatrix} K_{2\alpha} \\ K_{2\beta} \end{bmatrix} \quad (49)$$

ساختار کنترلی را می‌توان به صورت زیر فرموله

کرد:

$$\dot{X}_{\alpha,\beta} = K_{2\alpha,\beta} \left(\frac{K_{1\alpha,\beta}}{S} e_{\alpha,\beta} - X_{\alpha,\beta} \right) \quad (50)$$

بنابراین، فرمان کنترلی حلقه میانی عبارتست

از:

$$u_{q_c, r_c} = H_{\alpha,\beta}^{-1} \left(K_{2\alpha,\beta} \left(\frac{K_{1\alpha,\beta}}{S} e_{\alpha,\beta} - X_{\alpha,\beta} \right) - F_{\alpha,\beta} \right) \quad (51)$$

مقادیر تنظیمی بهره‌های کنترلی حلقه میانی

در جدول ۳ آمده است.

جدول ۳- بهره‌های کنترلی حلقه میانی

مقدار	ضریب بهره
۳/۵	$K_{1\alpha}$
$2 \times 3 / 5^2$	$K_{2\alpha}$
۳/۵	$K_{1\beta}$
$2 \times 3 / 5^2$	$K_{2\beta}$

نمودار بلوکی حلقه کنترل میانی در شکل ۵

آمده است.



شکل ۵ - نمودار بلوکی کنترلر حلقه میانی

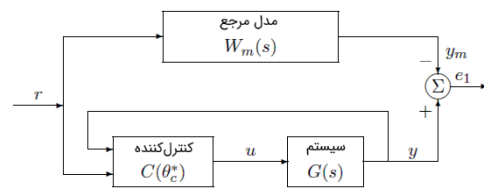
۳-۳. طراحی کنترل حلقه خارجی

در حلقه خارجی، از روش PID تطبیقی برای کنترل فرامین شتاب جانبی در کانال فراز و سمت استفاده شده است. دلیل استفاده از کنترلر PID تطبیقی، افزایش مقاومت سیستم، در برابر اغتشاشات، تغییرات سرعت، تغییرات چگالی هوا و عدم قطعیت ضرایب آیرودینامیکی، نسبت به کنترلر PID می‌باشد [۱۴، ۱۵، ۲۲، ۲۳].

کنترل تطبیقی مدل مرجع^{۱۲} از مسئله کنترل مدل مرجع^{۱۳} به دست می‌آید. در این روش، یک درک مناسب از دستگاه و الزامات عملکرد به دست می‌آید و طراح با یک مدل، که مدل مرجع نامیده

می‌شود، ویژگی‌های ورودی - خروجی مطلوب سیستم حلقه‌بسته مطلوب را بیان می‌کند.

هدف کنترل مدل مرجع یافتن یک قانون کنترل فیدبک است که ساختار و دینامیک سیستم را به گونه‌ای تغییر دهد که مشخصه ورودی-خروجی آن دقیقاً مشابه مدل مرجع باشد. ساختار کنترل مدل مرجع برای یک سیستم LTI و SISO در شکل ۶ نشان داده شده است [۲۴].



شکل ۶ - نمودار بلوکی کنترل مدل مرجع

تابع تبدیل $W_m(s)$ مربوط به مدل مرجع به گونه‌ای طراحی شده است که برای یک سیگنال ورودی مرجع $r(t)$ خروجی $y_m(t)$ مدل مرجع، پاسخ مطلوب خروجی $y(t)$ سیستم اصلی را نتیجه دهد. کنترل‌کننده با $C(\theta_c^*)$ نشان داده شده و به گونه‌ای طراحی می‌شود که همه سیگنال‌ها کران‌دار بوده و تابع تبدیل حلقه‌بسته از r به y برابر با $W_m(s)$ باشد. این تطبیق تابع تبدیل تضمین می‌کند که برای هر ورودی مرجع $r(t)$ ، خطای ردیابی مسیر مطلوب y_m ، نشان می‌دهد، با گذشت زمان به صفر میل کند [۲۴].

در این تحقیق، از کنترل تطبیقی مدل مرجع مستقیم در کانال شتاب استفاده شده است. یکی از مهم‌ترین مسایل در طراحی کنترلر حلقه خارجی، تغییرات شتاب تولیدی وسیله پرنده با شرایط پروازی (تغییرات فشار دینامیکی) است.

یعنی ظرفیت تولید شتاب در شرایط پروازی مختلف، متفاوت است.

از نوآوری‌های تحقیق حاضر لحاظ نمودن اثر فشار دینامیکی در طراحی کنترلر حلقه خارجی است. برای این منظور، به عنوان نمونه، اختلاف شتاب فرمان و شتاب کانال فراز به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Delta a_z = a_{zc} - a_z \quad (52)$$

با صرفنظر از ترم‌های مربوط به سهم سطوح کنترل آیرودینامیکی، ضرایب دینامیکی و اثر مگنس، نیروی آیرودینامیکی در کانال فراز، را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$F_z = ma_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_{Na} \alpha_c \quad (53)$$

به این ترتیب خروجی کنترلر، در اینجا زاویه حمله، به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\alpha_c = \frac{m \Delta a_z}{0.5 \rho V^2 S_{ref} C_{Na}} G_C(s) \quad (54)$$

در رابطه فوق، $G_C(s)$ تابع تبدیل کنترلر است و C_{Na} ضریب تغییرات نیرو بر حسب زاویه حمله است که مقدار آن با توجه به تغییرات دما، فشار و سرعت و نهایتاً متناسب با عدد ماخ از جدول ذخیره شده در کنترلر شتاب، فراخوانی می‌گردد و حین پرواز اغتشاش به آن وارد نمی‌گردد.

با وجود مقادیر سرعت و چگالی در رابطه (۵۴) و استفاده از تنظیم بهینه بهره‌های PID در یک اجرای یکپارچه هدایت و کنترل در نرم افزار شبیه‌سازی MATLAB از عملکرد آن اطمینان حاصل گردید که در بخش ۵ توضیحات بیشتر ارائه شده است. هدف از کنترل مدل مرجع این است که رفتار سیستم را به یک رفتار مطلوب نزدیک کند.

جدول ۵- بهره‌های کنترلی حلقه خارجی کانال شتاب

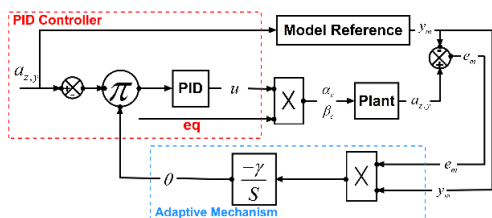
مقدار	ضریب بهره
K_P	-۰/۰۴۴۸
K_I	-۰/۸۰۷
K_D	۰/۰۰۱
N	۱۰۰
γ	-۱

کنترلر طراحی شده به دلیل استفاده از ساختار تطبیقی، در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت‌های آیرودینامیکی مقاوم می‌باشد. این مهم در شبیه-سازی‌ها نشان داده شده است.

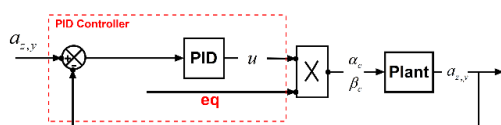
به جهت مقایسه عملکرد سیستم کنترل پیشنهادی، یک کنترلر کلاسیک PID هم برای حلقه شتاب طراحی شده است.

ضرایب بهره با استفاده از قانون زیگلر-نیکولز^{۱۴} [۲۵] تنظیم گردیده است. بلوک‌های حلقه شتاب مدل مرجع تطبیقی PID در شکل ۷ و حلقه شتاب PID ساده در شکل ۸ نشان داده شده و به منظور جلوگیری از شلوغی در شکل ۸ و شکل ۱۴ رابطه زیر با پارامتر eq خلاصه نویسی گردیده است.

$$eq = 2m/(\rho V^2 S C_{N\alpha}) \quad (57)$$



شکل ۷- دیاگرام کنترلر PID تطبیقی در حلقه خارجی



شکل ۸- دیاگرام کنترلر PID ساده در حلقه خارجی

تابع تبدیل مدل مرجع سیستم در کانال‌های شتاب به صورت معادله (۵۵) انتخاب شده است [۹].

با هدف دستیابی به سیستم مدل مرجعی با کمترین میرایی و فرکانس طبیعی در محدوده مناسب برای پرتابه مورد نظر در کانال شتاب، مشخصات پاسخ مطلوب مدل مرجع نشان داده شده در جدول ۴ برای تابع تبدیل زیر به دست می‌آید.

$$G_{MR}(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (55)$$

که در آن مقدار فرکانس طبیعی $\omega_n = 7.74$ و ضریب میرایی $\xi = 0.98$ است.

جدول ۴- پاسخ مدل مرجع مطلوب به پله واحد

مقدار	مشخصه
۰/۵۰۰	زمان صعود (sec)
۰/۵۲۷۸	زمان نشست (sec)
۱/۰۰۷۸	مقدار اوج
۰/۷۴۳۹	زمان اوج (sec)

نمودار بلوکی حلقه کنترل خارجی در شکل ۷ ترسیم شده است. همان‌طور که در شکل ۷ ملاحظه می‌شود، هدف اصلی کنترلر در حلقه سوم تغییرات خروجی θ براساس مقادیر خطا بین خروجی وسیله، یعنی $a_{z,\gamma}$ و مدل مرجع y_m می‌باشد. حال این مقدار با توجه به مقدار γ که نرخ یادگیری نامیده می‌شود، می‌تواند نرخ تطبیق را سریع و یا کند انجام دهد. رابطه (۵۶) ساختار کنترلر PID مورد استفاده در این تحقیق را نشان می‌دهد و بهره‌های کنترلی مورد اشاره نیز در جدول ۵ آمده است.

$$G_C(s) = K_P + \frac{K_I}{s} + \frac{K_D s}{s + N} \quad (56)$$

۴. طراحی الگوریتم هدایت

سناریوی هدایت بدین صورت است که پرتابه تا رسیدن به نقطه اوج، مسیر بالستیکی خود را می-پیماید؛ سپس در یک زمان از پیش تعیین شده، فرایند هدایت شروع شده و تا زمان تحقق اصابت به هدف، هدایت ادامه خواهد داشت. قانون هدایت در نظر گرفته شده برای پرتابه در این تحقیق روش ناوبری تناسبی با جبران سازی اثر جاذبه می باشد [۲۶].

تکنیک‌های مختلفی برای مقابله با انحنای مسیر ناشی از جاذبه و برخورد با زاویه مناسب به هدف وجود دارد. انحنای مسیر را می توان با افزایش سرعت، تغییر در زاویه دید، جهش بر روی هدف، تصحیح پیش فرض یا جبران سازی اثر جاذبه و نهایتاً افزایش ضریب ناوبری انجام داد. شایان ذکر است اضافه نمودن جبران ساز اثر جاذبه در مرجع [۲۷] به عنوان رویکردی ارجح نسبت به سایر روش‌های مورد اشاره از نظر بهبود دقت، حفظ قابلیت هدف یابی، اجازه انعطاف پذیری در کل مسیر و تغییر در مسیر پرتابه معرفی گردیده است که ضمن محاسن مورد اشاره منجر به افزایش هزینه و پیچیدگی الگوریتم هدایت نیز می گردد.

معادله (۵۸) بردار فرامین شتاب را در مختصات بدنی نشان می دهد [۲۶]:

$$[a]^B = N[\omega^{OE}]^B \times [v_B^E]^B - \frac{1}{|g|} T^{BE} [g]^L \quad (58)$$

که در آن، متغیر $[\omega^{OE}]^B$ نرخ تغییرات خط دید در دستگاه بدنی می باشد که از طریق معادله (۵۹) محاسبه می گردد [۲۶].

$$[\omega^{OE}]^B = T^{BE} \frac{[s_{TB}]^E \times [v_{TB}^E]^E}{|s_{TB}|^2} \quad (59)$$

در معادله فوق، s_{TB} فاصله نسبی وسیله - هدف، $[v_{TB}^E]^E$ تفاضل بردار سرعت نسبی پرتابه - هدف و T^{BE} ماتریس انتقال از دستگاه بدنی به اینرسی می باشد:

$$T^{BE} = \begin{pmatrix} C\theta C\psi & C\theta S\psi & -S\theta \\ -S\psi & C\psi & 0 \\ S\theta C\psi & S\theta S\psi & C\theta \end{pmatrix} \quad (60)$$

N مقدار ضریب ناوبری تناسبی است. در هنگام تقرّب به هدف با توجه به کوچک شدن مقدار s_{TB} جهت جلوگیری از افزایش فرمان شتاب از یک حد اشباع برای مقادیر شتابها استفاده شده است. به علاوه، حد اشباع برای سرعت‌های زاویه‌ای و زوایای بالکها استفاده گردیده است.

در نهایت در رابطه (۵۸)، $[g]^L = [0, 0, g]^T$ بردار جاذبه در دستگاه اینرسی می باشد.

۵. شبیه سازی هدایت و کنترل یکپارچه

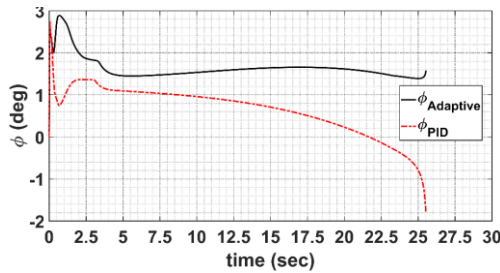
مشخصات هندسی و جرمی پرتابه مورد مطالعه در جدول ۶ آمده است. این مشخصات مربوط به پرتابه-ای متقارن و شامل ممان اینرسی‌های قطری قسمت جلویی و عقبی، جرم قسمت جلویی و عقبی، کالیبر و سطح مرجع می باشد.

جدول ۶- مشخصات جرمی و هندسی

پرتابه دوران دوگان

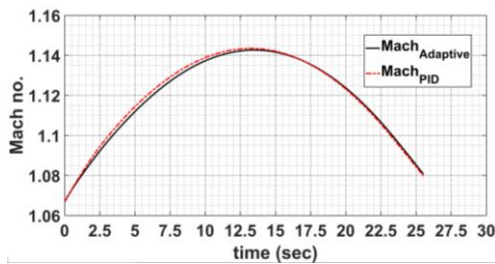
مشخصه	مقدار
m_f (kg)	۱/۴۸۲
m_a (kg)	۴۱/۳۱۸
I_{xx}^f (kg. m ²)	۰/۰۱۴
I_{xx}^a (kg. m ²)	۰/۱۳۳
I_y (kg. m ²)	۱/۸۹۳
D_{ref} (m)	۰/۱۵۵
S_{ref} (m ²)	۰/۰۱۸۸۷



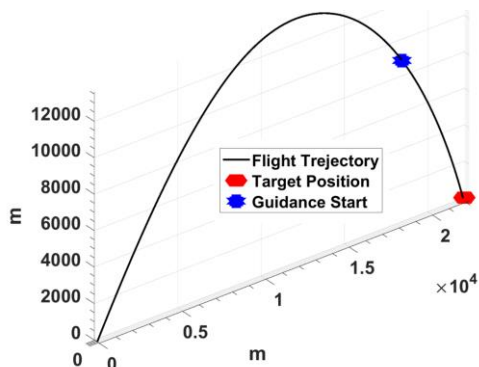


شکل ۱۱ - تغییرات زاویه ϕ در طول پرواز با کنترل تطبیقی مدل مرجع و PID کلاسیک در حلقه خارجی

در شکل ۱۲ تغییرات سرعت بر حسب عدد ماخ در طول مسیر هدایت برای دو نوع کنترلر تطبیقی مدل مرجع و PID کلاسیک در حلقه اول نشان داده شده است. در مسیر حرکت سه بعدی پرتابه از شروع حرکت و به همراه نقطه شروع فاز هدایت و کنترل قابل مشاهده می‌باشد.



شکل ۱۲ - تغییر ماخ در مسیر پرتابه در فاز هدایت



شکل ۱۳ - مسیر سه بعدی پرتابه به همراه هدایت و کنترل یکپارچه

۵-۱. بررسی عملکرد سیستم کنترل

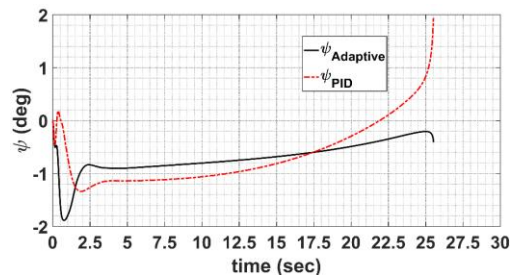
به منظور بررسی کارایی سیستم کنترل ارایه شده، یک ورودی شتاب پالسی به سیستم کنترل اعمال

در جدول ۷ شرایط اولیه شبیه‌سازی در نقطه شروع مرحله هدایت و کنترل و همچنین مختصات هدف نسبت به موقعیت شلیک، آمده است.

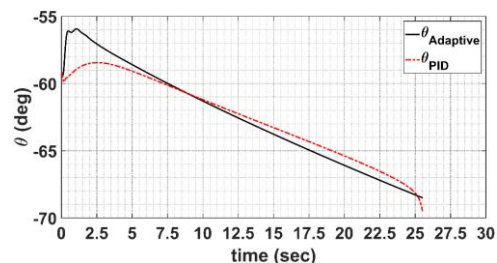
جدول ۷- شرایط اولیه شبیه‌سازی در هنگام پرتاب

مقدار	مشخصه
۸۰۰	U_0 (m/s)
۸۸۰	$p_0 = p_{0a} = p_{0f}$ (rad/sec)
[۰، ۰، ۰]	$[X_0, Y_0, Z_0]$, (m)
[۰/۰، ۶۳، ۰/۰]	$[\phi_0, \theta_0, \psi_0]$, (deg)
۴۸۰۰۰/۰]	$[X_t, Y_t, Z_t]$, (m)
[۲۱۱۳۰،	
[۰/۰، ۰/۰، ۰/۰]	$[V_{xt}, V_{yt}, V_{zt}]$, (m/s)

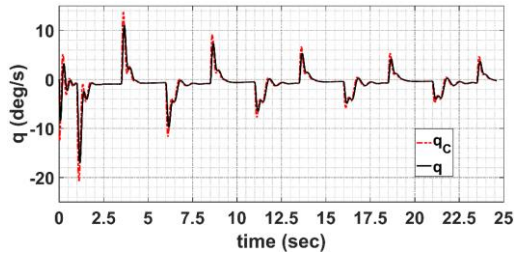
در شکل ۹ تا شکل ۱۱ تغییرات زوایای اولیه در شبیه‌سازی یکپارچه هدایت و کنترل با دو ساختار مدل مرجع تطبیقی و PID کلاسیک در حلقه خارجی نشان داده شده است.



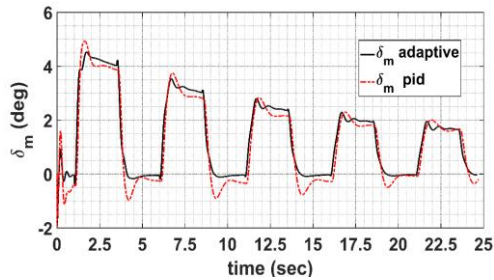
شکل ۹ - تغییرات زاویه ψ در مسیر پرواز با کنترلر تطبیقی مدل مرجع و PID کلاسیک در حلقه خارجی



شکل ۱۰ - تغییر θ در مسیر پرواز با کنترل تطبیقی مدل مرجع و PID کلاسیک در حلقه خارجی

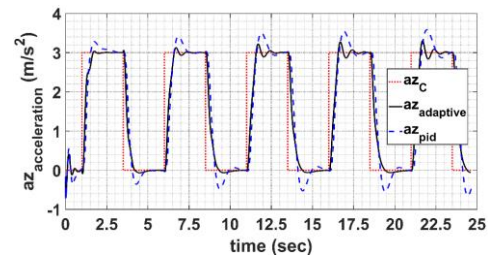


شکل ۱۶ - فرمان نرخ پیچ و تعقیب آن
با کنترل مدل مرجع تطبیقی



شکل ۱۷ - مقایسه تغییرات زاویه الویتور
در کنترل PID و تطبیقی

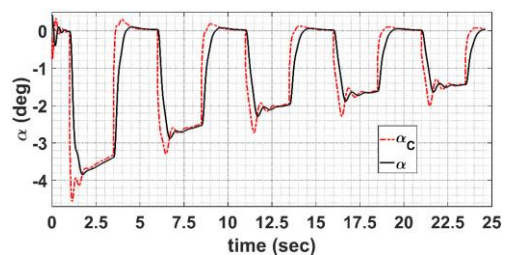
شده است. در شکل ۱۴ پاسخ کنترل کننده شتاب (حلقه خارجی) در طول مسیر پرواز به ورودی تابع پالس با وجود کنترلر مدل مرجع و کنترلر کلاسیک نشان داده شده است. همان طور که مشخص است کنترلر مدل مرجع تطبیقی عملکرد بهتری در تعقیب فرمان شتاب داشته و میزان فرجهش و زمان نشست بهتری در مقایسه با کنترلر کلاسیک در حلقه شتاب دارد.



شکل ۱۴ - عملکرد کنترلر شتاب az مدل مرجع تطبیقی با کلاسیک

همانطور که در شکل ۱۶ ملاحظه می شود، استفاده از کنترلر تطبیقی در حلقه شتاب در کاهش نوسان های بالک کنترلی الویتور در کانال پیچ مطابق با شکل ۱۷ نقش مؤثری داشته است و در ادامه، این تأثیر منجر به بهبود کلی سیستم شده است.

در ادامه، عملکرد حلقه میانی و حلقه خارجی سیستم کنترل، با استفاده از خروجی حلقه خارجی تطبیقی مدل مرجع به عنوان ورودی فرمان، بررسی شده و نتایج آن ارایه شده است. شکل ۱۵ پاسخ کیفیت تعقیب فرمان زاویه حمله α در سیستم کنترل مدل مرجع تطبیقی، در شکل ۱۶ نحوه تعقیب فرمان نرخ پیچ در سیستم کنترل مدل مرجع تطبیقی و در شکل ۱۷ مقایسه تغییرات زاویه الویتور در دو ساختار کنترلی نشان داده شده است.



شکل ۱۵ - عملکرد حلقه کنترل α مدل مرجع تطبیقی

۵-۲. عملکرد سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با وجود عدم قطعیت

در این بخش، کارایی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از دو نوع کنترل کننده تطبیقی مدل مرجع و PID کلاسیک در حلقه خارجی مقایسه شده است.

شرایط اولیه سناریوی پروازی و همچنین هدایت و کنترل یکپارچه در جدول ۷ و جدول ۸ آمده است.

مقدار	مشخصه
۳۲۰	$U_0(m/s)$
۸۸۰	$p_0 = p_{0a}(rad/sec)$
۲۰	$p_{0r}(rad/sec)$
[۱۸۲۶۰، ۴۸۱، ۸۲۰۲]	$[X_{0g}, Y_{0g}, Z_{0g}], (m)$
[۰/۰، -۵۹/۱۵۷، ۰/۰]	$[\varphi_0, \theta_0, \psi_0], (deg)$

بدین منظور، با اجرای شبیه‌سازی آماری مونت کارلو و در نظرگرفتن عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیک، عملکرد الگوریتم پیشنهادی بررسی شده است. به عنوان معیار عملکردی، از دو معیار تلاش کنترلی و خطای فاصله در کل زمان پرواز استفاده شده است:

$$ControlEffort(rad) = \sum_{i=1}^n (|\delta_a(i)| + |\delta_e(i)| + |\delta_r(i)|), \quad (61)$$

$$n = \frac{\text{simulation time}(s)}{\Delta t}, \Delta t = 10^{-3}$$

$$M.D = \min \left(\sqrt{(X_m - X_t)^2 + (Y_m - Y_t)^2 + (Z_m - Z_t)^2} \right) \quad (62)$$

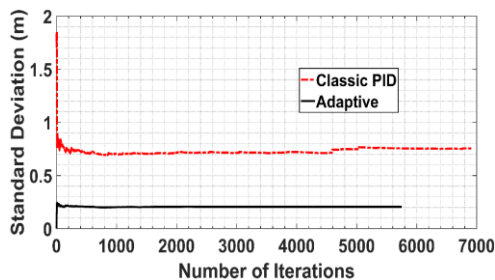
در رابطه (۶۲) اندیس t مربوط به هدف و اندیس m مربوط به پرتابه می‌باشد. در شکل ۱۸ انحراف استاندارد خطای فاصله در ۶۹۱۳ اجرای شبیه‌سازی بعد از همگرایی، نشان داده شده است.

لازم به ذکر است که معیار همگرایی در شبیه‌سازی آماری ثابت ماندن انحراف استاندارد خطای فاصله در بازه ۰/۰۱ متر در ۵۰۰ اجرای انتهایی

بوده است.

ملاحظه می‌گردد که پس از این تعداد اجرا مقدار انحراف استاندارد خطای فاصله در هر دو ساختار به زیر یک متر رسیده است. استفاده از کنترلر تطبیقی در حالت مشابه نتایج بهتری را نسبت به استفاده از کنترل کننده PID ساده در حلقه شتاب نشان می‌دهد. در شبیه‌سازی آماری انجام شده از توزیع یکنواخت اغتشاش در محدوده $\pm 10\%$ ضرایب آیرودینامیکی، به غیر از ضریب پسا استفاده گردید. اغتشاش وارد بر ضریب پسا به دلیل تأثیر مستقیم آن در مقدار انرژی جنبشی پرتابه به اندازه $\pm 5\%$ ضرایب پسی قسمت جلو و عقب پرتابه اعمال شد.

شایان ذکر است با توجه به اینکه مقادیر ضرایب آیرودینامیکی، نیز ممکن است دارای خطا باشند، توزیع یکنواخت خطا برای شبیه‌سازی آماری مونت کارلو به واقعیت نزدیک‌تر خواهد بود [۲۸].



شکل ۱۸- مقایسه همگرایی انحراف استاندارد خطای فاصله در کنترلر تطبیقی و PID

در جدول ۹ نتایج حاصل از شبیه‌سازی آماری با توجه به پارامترهای مورد اشاره در رابطه‌های (۶۱) و (۶۲) به منظور مقایسه دو کنترلر آورده شده است.

جدول ۹- نتایج شبیه‌سازی آماری با وجود عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیک در کنترلرهای PID ساده و

تطبیقی مدل مرجع

مشخصه	تطبیقی م. مرجع	PID ساده
تعداد اجراها	۵۲۵۵	۶۹۱۳
انحراف استاندارد خطای فاصله (متر)	۰/۲۰۳۵	۰/۷۵۳۹
میانگین خطای فاصله (متر)	۰/۲۰۴۰	۰/۷۲۹۱
حداکثر خطای فاصله (متر)	۰/۲۴۲۱	۱/۸۵۹۱
کمترین خطای فاصله (متر)	۰/۰۰۰۱	۰/۶۸۸۰
کمینه تلاش کنترلی (rad)	۶۹۵/۸	۷۵۶/۸۶
میانگین تلاش کنترلی (rad)	۸۲۷/۰۱	۹۷۴/۷۹
بیشینه تلاش کنترلی (rad)	۹۹۶/۰۱	۱۵۷۰/۱
انحراف استاندارد تلاش کنترلی (rad)	۴۷/۴۵۹	۱۱۵/۶۳۹

شبیه‌سازی آماری نشان می‌دهد که استفاده از کنترل کننده تطبیقی مدل مرجع باعث شده که مقادیر تلاش کنترلی و خطای فاصله کمتر شود.

۷. علائم و اختصارات

در جدول ۱۰ نمادها و علائم مورد استفاده آورده شده است.

جدول ۱۰- نمادها و علائم مورد استفاده

دوران محوری قسمت انتهایی پرتابه (rad/sec)	p_a
دوران محوری اولیه پرتابه در شروع هدایت (rad/sec)	p_0
دوران محوری قسمت جلویی پرتابه (rad/sec)	p_f
نرخ زاویه پیچ (rad/sec)	q
نرخ زاویه یاو (rad/sec)	r
مؤلفه‌های سرعت در دستگاه بدنه غیر چرخان (m/s)	(u_B, v_B, w_B)
مؤلفه‌های شتاب در دستگاه بدنه غیر چرخان (m/s ²)	$(\dot{u}_B, \dot{v}_B, \dot{w}_B)$
نیروها در دستگاه بدنه غیر چرخان (N)	(F_x, F_y, F_z)
نیروی پسای قسمت جلویی و عقبی (N)	X_f, X_a
چگالی هوا (kg/m ³)	ρ
سطح مرجع (متر مربع)	S_{ref}
سرعت پرتابه (m/s)	V
کالیبر (متر)	D_{ref}
جرم (کیلوگرم)	m
ممان اینرسی	I
ضریب اصطکاک دینامیکی بین بخش جلویی و عقبی	C_v
ضریب اصطکاک ایستا بین بخش جلویی و عقبی	C_s
ضریب پسای قسمت جلویی پرتابه	C_D
ضریب نیروی نرمال	C_N
ضریب گشتاور پیچ	C_m
ضریب گشتاور یاو	C_n
ضریب نیروی مگنس بخش جلویی ناشی از دوران و زاویه حمله	C_{Ypa}^f
ضریب گشتاور نیروی مگنس بخش جلویی، ناشی از دوران و زاویه سرش جانبی	$C_{mp\beta}^f$
سطوح کنترل معادل الویتور، ایلوران و رادر	$\delta_e, \delta_a, \delta_r$

۶. نتیجه‌گیری و پیشنهادات کارهای آتی

شبیه‌سازی‌های انجام شده با سیستم هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهادی نسبت به عدم قطعیت‌های آیرودینامیکی مقاوم بوده و به طور مناسبی رفتار می‌کند. اتوپایلوت ارائه شده می‌تواند به منظور استفاده در مدل‌های عملی و یا استفاده در حلقه‌های طراحی بهینه مورد استفاده قرار گیرد. در تحقیق انجام شده، استفاده از کنترل آبخاری با چیدمان ارائه شده جهت کنترل پرتابه‌های با دوران بالا همانند پرتابه‌های توپخانه و پدافندی، برای اولین بار مورد استفاده قرار گرفته است.

کارایی الگوریتم طراحی شده با استفاده از شبیه‌سازی آماری و اعمال عدم قطعیت در مدل آیرودینامیکی نشان داده شد. مقایسه‌ای بین کنترلر پیشنهادی با کنترلر دیگری که ساختار آبخاری دارد و تنها در حلقه خارجی شامل یک کنترلر PID می‌باشد، مقایسه شده است. نتایج



- [9] H. Lee, C. H. Lee, and B. E. Jun, "Autopilot design for dual-spin projectile based on PI and feedback linearization control." pp. 2084-2088, 2014.
- [10] P. Wernert, S. Theodoulis, and Y. Morel, "Flight Dynamics Properties of 155 mm Spin-Stabilized Projectiles Analyzed in Different Body Frames," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [11] D. Zhu, S. Tang, J. Guo, and R. Chen, "Flight stability of a dual-spin projectile with canards" Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 229, no. 4, pp. 703-716 2015.
- [12] F. Sève, S. Theodoulis, P. Wernert, M. Zasadzinski, and M. Boutayeb, "Flight Dynamics Modeling of Dual-Spin Guided Projectiles," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 53, no. 4, pp. 1625-1641, 2017.
- [13] F.-K. Yeh, J.-J. Huang, and C.-W. Huang, "Integrated design of ballistic missile guidance and autopilot using adaptive sliding control with 5 DOF inputs." pp. 639-644, 2011.
- [14] J.-k. Lee, B.-H. Suh, and K.-i. Abe, "Model reference adaptive control of nonlinear system using feedback linearization." pp. 1571-1576, 1995.
- [15] L. H. Torres, L. Schnitman, C. Junior, and J. F. de Souza, "Feedback linearization and model reference adaptive control of a magnetic levitation system," Studies in Informatics and Control, vol. 21, no. 1, pp. 67-74, 2012.
- [16] C.-H. Lee, M.-G. Seo, M.-J. Tahk, J.-I. Lee, and B.-E. Jun, "Missile acceleration controller design using pi and time-delay adaptive feedback linearization methodology," arXiv preprint arXiv:1209.0864, 2012.
- [17] A. Abaspour, M. Sadeghi, and S. H. Sadati, "Using fuzzy logic in dynamic inversion flight controller with considering uncertainties." pp. 1-6.
- [18] M. Karlsson, "Non-linear dynamic inversion," Master's thesis, 2002.
- [19] M. Tahk, M. M. Briggs, and P. Menon, "Applications of plant inversion via state
- [1] S. Jiang, F. Tian, and S. Sun, "Integrated Guidance and Control Design of Rolling-Guided Projectile Based on Adaptive Fuzzy Control with Multiple Constraints," Mathematical Problems in Engineering, vol. 2019.
- [2] F. Fresconi, G. Cooper, I. Celmins, J. DeSpirito, and M. Costello, "Flight mechanics of a novel guided spin-stabilized projectile concept," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 226, no. 3, pp. 327-340, 2011.
- [3] M. Gross, M. Costello, and F. Fresconi, "Impact Point Model Predictive Control of a Spin-Stabilized Projectile with Instability Protection," AIAA Atmospheric Flight Mechanics (AFM) Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [4] G. Frost, and M. Costello, "Stability and Control of a Projectile with an Internal Rotating Disk," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [5] G. Frost, and M. Costello, "Linear theory of a rotating internal part projectile configuration in atmospheric flight," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 27, no. 5, pp. 898-906, 2004.
- [6] J. Rogers, and M. Costello, "A variable stability projectile using an internal moving mass," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 223, no. 7, pp. 927-938, 2009.
- [7] J. Norris, A. Hameed, J. Economou, and S. Parker, "A review of dual-spin projectile stability," Defence Technology, vol. 16, pp. 1-9, 2020.
- [8] S. Theodoulis, and P. Wernert, "Flight Control for a Class of 155 mm Spin-stabilized Projectiles with Course Correction Fuse (CCF)," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.



7. Linear parameter Variable (LPV)
8. Gyroscopic Stability Criteria (Sg)
9. Body Fixed Plane (BFP) frame
10. Body Non Spinning (BNS)frame
11. Roller Bearing
12. Model Reference Adaptive Control (MRAC)
13. Model Reference Control (MRC)
14. Ziegler- Nichols

- feedback to missile autopilot design." pp. 730-735, 1998.
- [20] A. A. Godbole, and S. Talole, "Robust Feedback Linearization approach to pitch autopilot design." pp. 4667-4673, 2012.
 - [21] P. Zarchan, Tactical and strategic missile guidance: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
 - [22] H. Mansor, S. Mohd-Noor, T. Gunawan, S. Khan, N. Othman, N. Tazali, and R. Islam, "Performance Comparisons between PID and Adaptive PID Controllers for Travel Angle Control of a Bench-Top Helicopter," World Academy of Science, Engineering and Technology, International Science Index, Mechanical and Mechatronics Engineering, vol. 1, no. 1, pp. 501, 2015.
 - [23] T. Chamsai, P. Jirawattana, and T. Radpukdee, "Robust adaptive PID controller for a class of uncertain nonlinear systems: an application for speed tracking control of an SI engine," Mathematical Problems in Engineering, vol. 2015.
 - [24] K. J. Åström, and T. Hägglund, "Automatic tuning of simple regulators with specifications on phase and amplitude margins," Automatica, vol. 20, no. 5, pp. 645-651, 1984.
 - [25] A. Visioli, Practical PID control: Springer Science & Business Media, 2006.
 - [26] S. Theodoulis, V. Gassmann, P. Wernert, L. Dritsas, I. Kitsios, and A. Tzes, "Guidance and Control Design for a Class of Spin-Stabilized Fin-Controlled Projectiles," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 36, no. 2, pp. 517-531, 2013.
 - [27] P. H. Morrison, and D. S. Amberntson, "Guidance and control of a cannon-launched guided projectile," Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 14, no. 6, pp. 328-334, 1977.
 - [28] G. A. Korn, Advanced Dynamic-System Simulation: Model Replication and Monte Carlo Studies: John Wiley & Sons, 2013.

۹. پی نوشت

1. Wernert
2. Theodoulis
3. Costello
4. Sève
5. Shen
6. James Norris and Amer Hameed

۱۴۷

سال ۱۳ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا

