

طراحی و پیاده‌سازی سخت‌افزاری اتوپایلوٹ مبتنی بر رویتر مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته برای کانال چرخ موشک در حضور اغتشاش خارجی

مهسا جواهری پور^۱، سعید نصراللهی^۲

^۱ دانشجوی دکتری مهندسی برق گرایش کنترل، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر،

mahsajavaheeripour001437@gmail.com

^۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، nasrollahi@mut.ac.ir

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۰۸

ویرایش: ۱۴۰۳/۰۹/۱۰

دریافت: ۱۴۰۳/۰۶/۰۵

چکیده: هدف در این مقاله، طراحی اتوپایلوٹ دوحلقه‌ای در حضور اغتشاش خارجی برای کنترل کانال چرخ موشک می‌باشد. در شرایطی که اغتشاش خارجی به سیستم وارد گردد، با توجه به دامنه و فرکانس آن، خروجی سیستم تحت تاثیر قرار گرفته و علاوه بر کاهش دقت ردیابی ورودی، ممکن است منجر به ناپایداری گردد. بنابراین در این مقاله برای بهبود پاسخ خروجی سیستم در حضور اغتشاش خارجی، رویتر مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته طراحی می‌گردد. رویتر گره‌های زمان پیوسته علی‌رغم این که با سرعت بالایی قادر به تخمین متغیرهای حالت و اغتشاش می‌باشند، پیاده‌سازی آن‌ها در پردازنده‌ها دارای چالش‌هایی از قبیل انتخاب زمان نمونه‌برداری و نیاز به تنظیم مجدد بهره‌های رویتر است. بنابراین، بهتر است رویتر از ابتدا به صورت زمان گسسته طراحی گردد تا مسائل پیاده‌سازی آن از مرحله طراحی به صورت تحلیلی در نظر گرفته شده و در شبیه‌سازی‌های کامپیوتری نیز بررسی گردد. پایداری رویتر گر پیشنهادی پس از طراحی به صورت تحلیلی بررسی شده و ارزیابی آن در حلقه کنترل با انجام شبیه‌سازی صورت می‌پذیرد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که رویتر گر طراحی شده با دقت و سرعت بالایی اغتشاش را تخمین زده و با استفاده از نتیجه تخمین در سیگنال کنترلی محاسبه شده توسط اتوپایلوٹ، زاویه چرخ موشک به خوبی کنترل شده و فرمان ورودی به حلقه اتوپایلوٹ را دنبال می‌کند. در انتهای مقاله نیز آزمون پردازنده در حلقه^۱ برای ارزیابی بهتر عملکرد اتوپایلوٹ پیشنهادی در شرایط ملموس فیزیکی اجرا شده و نتایج آن ارائه گردیده است.

کلمات کلیدی: اتوپایلوٹ کانال چرخ - رویتر مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته - اغتشاش خارجی - آزمون پردازنده در حلقه

Design and Hardware Implementation of Autopilot Based on Discrete Time Sliding Mode Extended State Observer for Roll Channel of Missile in the Presence of External Disturbance

Mahsa Javaheripour, Saeed Nasrollahi

Abstract: In this paper, a two-loop autopilot in the presence of external disturbance is designed to control the roll channel of missile. If an external disturbance applied to the system, according to its amplitude and frequency, the output of the system is affected and in addition to reducing the accuracy of input tracking, it may lead to instability. So in this paper, a discrete time sliding mode extended state observer is designed to improve the response of the system in the presence of external disturbance. Despite the fact that continuous-time observers are able to estimate states and disturbance at short time, their implementation in processors has challenges such as reset the observer gains and choosing the sampling time. Therefore, it is better to design the observer in discrete time type so that its implementation issues are considered analytically from the design process and are also examined in computer simulations. After the design, the stability of the proposed observer is checked and evaluated in the control loop by simulation. The simulation results show that the designed observer has estimated the disturbance with high speed and accuracy. By using the estimation result in the control signal calculated by

^۱ Processor In the Loop (PIL)

the autopilot, the roll angle of missile is controlled and tracked the command input of autopilot loop. At the end, the processor in the loop test has been performed to better evaluate the performance of the autopilot in physical conditions and its results have been presented.

Keywords: Roll channel autopilot- Discrete time sliding mode extended state observer- External disturbance- Processor in the loop test.

۱- مقدمه

کنترل کانال چرخ موشک، از جمله مسائلی است که همواره از اهمیت بالایی برخوردار بوده و عدم کنترل صحیح این کانال موجب وقوع مشکلاتی می گردد. یکی از این موارد، وقوع خطا در اجرا شدن دستورات هدایت فرمانی است. در سیستم هدایت فرمانی، فرامین هدایت در خارج از موشک محاسبه شده و توسط امواج رادیویی و یا سیم به آن منتقل می شوند. برای این که فرامین ارسال شده به درستی اجرا شوند، لازم است که زاویه چرخ موشک کنترل شود. زیرا فرامین هدایت بر اساس زاویه چرخ مورد نظر تولید می شوند. بنابراین در صورتی که کانال چرخ موشک کنترل نشود، فرامین هدایت در کانال اشتباه اجرا شده و موشک به هدف اصابت نخواهد کرد. هم چنین کنترل نشدن کانال چرخ موشک، می تواند موجب وقوع مشکلاتی برای سیکر نیز بشود. به عنوان نمونه در صورتی که سیکر از نوع تصویری باشد، کنترل نشدن کانال چرخ موجب می شود تا عمل پردازش تصویر در سیکر به درستی انجام نشود. هم چنین در صورتی که سرعت زاویه ای حول این کانال کنترل نشود و از مقداری بیشتر شود، باعث شکستن قفل سیکر می شود.

با بیان موارد ذکر شده، مشخص شد که کنترل کانال چرخ موشک تا چه اندازه مهم است. در مراجع گوناگون به تئوری های مختلفی برای انجام این کار اشاره شده است. در مرجع [۱] کانال چرخ موشک با استفاده از تئوری خطی سازی مسیر^۱ کنترل شده است. در مرجع [۲] کنترل کننده مقاوم مبتنی بر H_{∞} برای کنترل کانال چرخ به صورت یکپارچه طراحی گردیده است. در مرجع [۳] کنترل کننده مقاوم مبتنی بر مد لغزشی برای شرایطی که فشار دینامیکی ثابت نیست، طراحی گردیده است. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که کنترل کننده طراحی شده قادر است که در شرایط بیان شده، زاویه چرخ را نزدیک به صفر نگه دارد. از آنجایی که توانایی کنترل کننده PID برای کنترل کانال چرخ در شرایطی که ضرایب آیرودینامیکی محدوده تغییرات نسبتاً بزرگی داشته باشد، در مرجع [۴] از کنترل کننده فازی برای تصحیح بهره های PID به صورت آنالین استفاده شده است.

در صورت وارد شدن اغتشاش خارجی به سیستم، عملکرد اتوپایلوت در کنترل زاویه چرخ دچار تضعیف می گردد. در مرجع [۵] کنترل کننده مبتنی بر رد اغتشاش فعال^۲ برای کانال چرخ در حضور اغتشاش خارجی

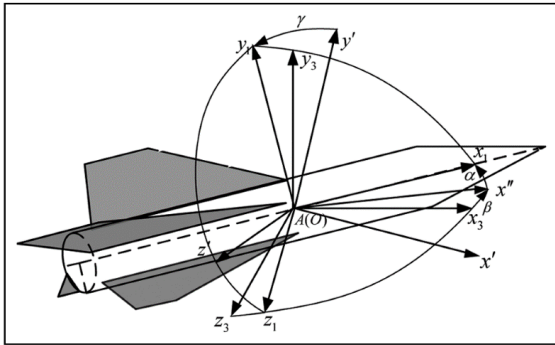
طراحی شده است. روش دیگر برای از بین بردن اثر اغتشاش، تخمین آن توسط رویتر گر می باشد. به دلیل این که اغتشاش جزو متغیرهای حالت سیستم نمی باشد، فلذا می بایست توسط رویتر گره های توسعه یافته تخمین زده شود. در مراجع گوناگونی به کاربردهای رویتر گر توسعه یافته در تخمین متغیرها و نامعینی ها اشاره شده است. برای نمونه، در [۶] برای تخمین نامعینی ها و اغتشاشات و در [۷] برای تخمین حالت های نامعلوم سیستم از رویتر گر توسعه یافته استفاده شده است. در مرجع [۸]، یک رویتر گر توسعه یافته برای ردیابی خروجی یک کلاس از سیستم های چند ورودی - چند خروجی با عدم قطعیت ناسازگار توسعه داده شده است که می تواند هم حالت های سیستم و هم عدم قطعیت را تخمین بزند. در مراجع [۹، ۱۰] از رویتر گر توسعه یافته برای تخمین مانورهای هدف استفاده گردیده است. در مراجع [۱۱]، [۱۲] و [۱۳] از یک رویتر گر خطی توسعه یافته برای تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم استفاده شده و از نتیجه تخمین، برای طراحی اتوپایلوت موشک استفاده شده است. هم چنین در مرجع [۱۴] از رویتر گر برای تخمین اغتشاش و طراحی اتوپایلوت در هر سه کانال یک موشک استفاده گردیده است. در مرجع [۱۵] رویتر گر توسعه یافته برای تخمین اغتشاش و پارامترهای نامعین طراحی شده است. در مرجع [۱۶] نیز کنترل کننده PID فازی مبتنی بر رویتر گر اغتشاش طراحی گردیده است. در مرجع [۱۷] یک قانون هدایت مبتنی بر رویتر گر غیرخطی توسعه یافته برای یک رهگیر با جستجوگر چسبیده به بدنه ارائه شده است. زمانی که هدف توسط جستجوگر شناسایی می شود، نرخ چرخش خط دید، توسط رویتر گر مذکور تخمین زده می شود. در مرجع [۱۸] رویتر گر مد لغزشی توسعه یافته برای تخمین مانور هدف در راستای عمود بر خط دید در حضور نامعینی ها مورد استفاده قرار گرفته است. در مرجع [۱۹]، کنترل کننده مد لغزشی و در مرجع [۲۰] کنترل کننده مد لغزشی انتگرالی مبتنی بر رویتر گر غیرخطی برای کنترل کانال طولی موشک در حضور اغتشاش خارجی و ضرایب آیرودینامیکی مشخص طراحی شده است. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که کنترل کننده طراحی شده، فرمان های ورودی را با کارایی و مقاومت بهتری نسبت به کنترل کننده مد لغزشی معمولی را ردیابی می کند.

در مسئله پیاده سازی رویتر گرها بر روی پردازنده، رویتر گره های زمان گسسته^۳ نسبت رویتر گره های زمان پیوسته دارای مزیت هایی می باشند. یکی از این مزیت ها این است که در طراحی رویتر گره های زمان گسسته

¹ Trajectory Linearization

² Active Disturbance Rejection

³ Discrete Time Observer



شکل (۱): شماتیک موشک [۲۷]

در این شکل، x', y', z' بیانگر دستگاه اینرسی، x_1, y_1, z_1 بیانگر دستگاه بدنی و x_3, y_3, z_3 بیانگر دستگاه سرعتی می‌باشد. هم‌چنین، γ برابر زاویه چرخ، α برابر زاویه حمله و β نیز برابر زاویه سرش جانبی می‌باشد. معادلات دینامیکی موشک در کانال چرخ در رابطه (۱) بیان شده است [۲۸] و [۲۹]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_1 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -c_2 \\ 0 \end{bmatrix} \cdot (\delta_x + d_x) \quad (1)$$

$$y_3 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix}$$

عناوین نمادهای به کار رفته در رابطه (۱) به‌صورت زیر می‌باشد:

جدول ۱: عناوین نمادهای به کار رفته در رابطه (۱)

نماد	عنوان
γ	زاویه چرخ (متغیر حالت و خروجی کانال چرخ)
ω_x	نرخ چرخ (متغیر حالت)
$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix}$	بردار متغیرهای حالت کانال چرخ
δ_x	زاویه بالک کانال چرخ (ورودی)
d_x	اغتشاش خارجی وارد شده به کانال چرخ
c_1, c_2	ضرایب آیرودینامیکی موشک

معادلات دینامیکی موشک در کانال فراز در رابطه (۲) بیان شده است [۲۸] و [۲۹]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_z \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(a_1 + e_1) & e_1 a_4 - a_2 \\ 1 & -a_4 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_z \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -e_1 a_5 - a_3 \\ -a_5 \end{bmatrix} \cdot (\delta_z + d_z) \quad (2)$$

$$+ \begin{bmatrix} \frac{e_1}{57.3} \omega_x \beta + \frac{J_x - J_y}{57.3 J_z} \omega_x \omega_y \\ -\frac{1}{57.3} \omega_x \beta \end{bmatrix}$$

$$y_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_z \\ \alpha \end{bmatrix}$$

عناوین نمادهای به کار رفته در رابطه (۲) به‌صورت زیر می‌باشد:

انتخاب زمان نمونه‌برداری از ابتدای مرحله طراحی در نظر گرفته می‌شود که این کار موجب ساده‌تر شدن مسائل مربوط به پیاده‌سازی می‌شود. طراحی روی‌نگر زمان گسسته در سال‌های اخیر مورد توجه محققین قرار گرفته است. مرجع [۲۱]، یک روش برای طراحی روی‌نگر برای سیستم‌های خطی زمان گسسته با اغتشاش ناشناخته اما محدود، پیشنهاد می‌کند. در مرجع [۲۲]، یک روی‌نگر اغتشاش مبتنی بر خروجی برای یک کلاس از سیستم‌های خطی زمان گسسته ارائه شده است. در [۲۳] طراحی روی‌نگر برای سیستم‌های غیرخطی در دو رویکرد مورد بررسی قرار گرفته است. در یک رویکرد براساس مدل تقریبی پلنت که به‌صورت زمان گسسته می‌باشد انجام شده و در رویکرد دوم روی‌نگر ابتدا بر اساس مدل زمان پیوسته پلنت طراحی شده و سپس به‌منظور پیاده‌سازی، گسسته شده است. در مرجع [۲۴] نیز طراحی روی‌نگر مد لغزشی زمان گسسته با مرتبه دلخواه برای سیستم‌های غیرخطی ارائه شده است. هم‌چنین در مرجع [۲۵] نیز از روی‌نگر مد لغزشی زمان گسسته برای تخمین حالت‌های هدف مانوردار استفاده شده است. در مرجع [۲۶]، عملکرد روی‌نگر خطی توسعه یافته زمان گسسته را برای یک سیستم غیرخطی زمان گسسته با عدم قطعیت، مورد ارزیابی قرار می‌دهد. از آنجا که عملکرد این روی‌نگر متأثر از انتخاب بهره می‌باشد، هدف این این مرجع، تجزیه و تحلیل رفتار خطای روی‌نگر زمانی که بهره از صفر تا بینهایت متغیر است، می‌باشد. هم‌چنین در این مرجع نشان داده شده است که برای روی‌نگر نشان داده شده، یک آستانه مشخصی وجود دارد که اگر بهره کوچک‌تر از این آستانه باشد، خطای روی‌نگر نامحدود خواهد بود.

در این مقاله، اتوپایلویت مبتنی بر روی‌نگر برای کانال چرخ موشک طراحی می‌گردد. در بخش دوم، معادلات دینامیکی موشک بیان شده توابع تبدیل مورد نیاز برای طراحی اتوپایلویت در هفت نقطه کار استخراج می‌شوند. در بخش سوم، اتوپایلویت با معماری دو حلقه‌ای طراحی شده و بهره‌های کنترلی در هر نقطه کار محاسبه می‌گردند. سپس از روش درون‌یابی بهره برای به‌دست آوردن بهره‌ها در هر لحظه از زمان پرواز استفاده می‌شود. در بخش چهارم، روی‌نگر مد لغزشی توسعه‌یافته زمان گسسته برای کاهش اثر اغتشاشات خارجی بر خروجی سیستم طراحی شده و پایداری آن نیز به اثبات می‌رسد. سپس صحت عملکرد روی‌نگر در تخمین نامعینی بررسی شده و با اعمال نتیجه تخمین در حلقه اتوپایلویت، مشاهده می‌گردد که عملکرد اتوپایلویت طراحی شده در کنترل کانال چرخ موشک به‌طور چشمگیری بهبود می‌یابد. در بخش پنجم نیز نتایج پیاده‌سازی بر روی پردازنده نمایش داده شده و خروجی پردازنده با نتایج حاصل از شبیه‌سازی مقایسه می‌گردد و بدین ترتیب، کارایی اتوپایلویت طراحی شده در عمل نیز مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

۲- مدل دینامیکی موشک

در شکل (۱)، شماتیک موشک مشاهده می‌گردد:

جدول ۲: عناوین نمادهای به کار رفته در رابطه (۲)

نماد	عنوان
α	زاویه حمله (متغیر حالت و خروجی کانال فراز)
β	زاویه سرش جانبی (خروجی کانال سمت)
ω_x	نرخ چرخ
ω_y	نرخ سمت
ω_z	نرخ فراز (متغیر حالت)
$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_z \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix}$	بردار متغیرهای حالت کانال فراز
δ_z	زاویه بالک کانال فراز (ورودی)
d_z	اغتشاش خارجی وارد شده به کانال فراز
J_x	ممان اینرسی چرخ
J_y	ممان اینرسی سمت
J_z	ممان اینرسی فراز
a_i, e_i	ضرایب آیرودینامیکی موشک

به دلیل اینکه ضرایب آیرودینامیکی موشک به طور مداوم در طول پرواز و با توجه به شرایط پروازی مختلف تغییر می کنند و مدل دینامیکی موشک متغیر با زمان است، بنابراین ۷ نقطه کار برای مدل مورد نظر تعیین شده که مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در نقاط کار ذکر شده در جدول (۴) مشاهده می گردد.

با توجه به ضرایب آیرودینامیکی نمایش داده شده در جدول (۴)، توابع تبدیل کانالهای چرخ، فراز و سمت به صورت زیر و با صرف نظر از تداخل بین کانالها محاسبه می گردند: $(G_x(s), G_y(s), G_z(s))$ به ترتیب بیانگر توابع تبدیل کانالهای چرخ، سمت و فراز می باشند.

جدول (۵): توابع تبدیل کانالهای چرخ، سمت و فراز در نقاط کاری مختلف [۲۷]

$G_z(s)$	$G_y(s)$	$G_x(s)$	
$\frac{-0.298s - 186.1}{s^2 + 3.384s + 263}$	$\frac{-0.254s - 160.4}{s^2 + 2.721s + 41.26}$	$\frac{-1787.048}{s^2 + 1.264s}$	$t1 = 4.4s$
$\frac{-0.243s - 183}{s^2 + 2.972s - 268.3}$	$\frac{-0.1915s - 170.8}{s^2 + 2.349s - 23.65}$	$\frac{-1832.067}{s^2 + 1.6s}$	$t2 = 11.7s$
$\frac{-0.217s - 177.3}{s^2 + 2.585s + 198.2}$	$\frac{-0.188s - 182.3}{s^2 + 2.096s - 30.59}$	$\frac{-2128.877}{s^2 + 1.636s}$	$t3 = 19.5s$
$\frac{-0.191s - 161.2}{s^2 + 2.378s - 138.7}$	$\frac{-0.182s - 184.3}{s^2 + 1.939s - 40.64}$	$\frac{-2231.985}{s^2 + 1.635s}$	$t4 = 23s$
$\frac{-0.165s - 138.8}{s^2 + 2.026s + 130.2}$	$\frac{-0.162s - 154.8}{s^2 + 1.839s - 67.41}$	$\frac{-3045.292}{s^2 + 1.607s}$	$t5 = 28s$
$\frac{-0.105s - 78.47}{s^2 + 1.213s + 66.67}$	$\frac{-0.102s - 89.91}{s^2 + 1.014s - 21.23}$	$\frac{-1329.481}{s^2 + 0.936s}$	$t6 = 35s$
$\frac{-0.078s - 53.88}{s^2 + 0.862s + 51.17}$	$\frac{-0.072s - 59.62}{s^2 + 0.684s - 9.538}$	$\frac{-818.706}{s^2 + 0.644s}$	$t7 = 40s$

معادلات دینامیکی موشک در کانال سمت در رابطه (۳) بیان شده است [۲۸] و [۲۹]:

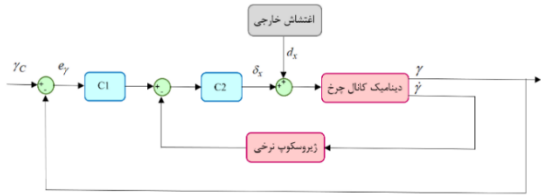
$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_y \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(b_1 + e_2) & e_2 b_4 - b_2 \\ 1 & -b_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_y \\ \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -e_2 b_5 - b_3 \\ -b_5 \end{bmatrix} \cdot (\delta_y + d_y) + \begin{bmatrix} \frac{e_2}{57.3} \omega_x \alpha + \frac{J_z - J_x}{57.3 J_y} \omega_x \omega_z \\ + \frac{1}{57.3} \omega_x \alpha \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$y_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_y \\ \beta \end{bmatrix}$$

عناوین نمادهای به کار رفته در رابطه (۳) به صورت زیر می باشد:

جدول ۳: عناوین نمادهای به کار رفته در رابطه (۳)

نماد	عنوان
α	زاویه حمله (خروجی کانال فراز)
β	زاویه سرش جانبی (متغیر حالت و خروجی کانال سمت)
ω_x	نرخ چرخ
ω_y	نرخ سمت (متغیر حالت)
ω_z	نرخ فراز
$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_y \\ \dot{\beta} \end{bmatrix}$	بردار متغیرهای حالت کانال سمت
δ_y	زاویه بالک کانال سمت (ورودی)
d_y	اغتشاش خارجی وارد شده به کانال سمت
J_x	ممان اینرسی چرخ
J_y	ممان اینرسی سمت
J_z	ممان اینرسی فراز
b_i, e_i	ضرایب آیرودینامیکی موشک



شکل (۲): معماری کنترل کننده برای کانال چرخ موشک

در این معماری، دو رویکرد می‌تواند در نظر گرفته شود:

رویکرد اول: در صورتیکه اغتشاش خارجی مقداری ثابت داشته باشد، کنترل کننده حلقه داخلی از نوع PI و کنترل کننده حلقه خارجی از نوع P باشد.

رویکرد دوم: در صورتیکه اغتشاش خارجی مقداری متغیر با زمان داشته باشد، کنترل کننده حلقه داخلی و خارجی از نوع P باشد.

از آنجایی که در این مقاله فرض می‌شود که مقدار اغتشاش با گذشت زمان تغییر می‌کند و مقدار ثابتی ندارد، فلذا رویکرد دوم برای طراحی اتوپایلووت انتخاب می‌شود. زیرا در مواجهه با اغتشاشات متغیر با زمان، رویکرد دوم در رد اغتشاش از عملکرد بهتری برخوردار می‌باشد. حال، اتوپایلووت باید به نحوی طراحی گردد که شرایط زیر برقرار شوند:

جدول (۶): شرایط مد نظر در طراحی اتوپایلووت

زمان نشست	$< 0.3s$
بالا زدگی	$< 5\%$
حاشیه بهره	$> 5db$
حاشیه فاز	$> 30^\circ$

برای طراحی اتوپایلووت در قدم اول، بایستی تابع تبدیل حلقه در حضور کنترل کننده با توجه به معماری مورد استفاده محاسبه شود. با در نظر گرفتن $C_1 = K_1$ و $C_2 = K_2$ می‌توان نوشت:

$$G_{Loop}(s) = (K_1 K_2 \frac{K_{DC}s}{s^2 + as} \times \frac{1}{s}) + K_2 \frac{K_{DC}s}{s^2 + as} \quad (4)$$

$$= K_2 \frac{K_{DC}s}{s^2 + as} (\frac{K_1}{s} + 1)$$

بنابراین:

$$G_{Loop}(s) = (K_1 K_2 \frac{K_{DC}s}{s^2 + as} \times \frac{1}{s}) + K_2 \frac{K_{DC}s}{s^2 + as} \quad (5)$$

با ساده‌سازی رابطه به دست آمده، فرم کلی تابع تبدیل حلقه به صورت زیر نوشته می‌شود:

جدول ۴: مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در نقاط کاری مختلف [۲۷]

$t7 = 40s$	$t6 = 35s$	$t5 = 28s$	$t4 = 23s$	$t3 = 19.5s$	$t2 = 11.7s$	$t1 = 4.4s$	
۰,۳۹ ۸	۰,۵۵۹	۰,۸۹۶	۱,۱۳	۱,۲۶۹	۱,۴۸۵	۱,۵۹۳	a_1
۵۱,۰ ۰۳	۶۶,۳۳ ۸	۱۲۹,۲ ۰۱	۱۳۷,۳ ۸۵	۱۹۶,۷ ۳۷	۲۶۶,۴ ۱۵	۲۶۰,۵ ۵۹	a_2
۵۳,۸ ۴۰	۷۸,۴۰ ۴	۱۳۸,۵ ۹۱	۱۶۰,۸ ۹۴	۱۷۶,۹ ۳۲	۱۸۲,۵ ۳۲	۱۸۵,۴ ۸۸	a_3
۰,۴۲ ۱	۰,۵۹۹	۱,۰۶۱	۱,۱۳	۱,۱۶۹	۱,۲۹۵	۱,۵۰۶	a_4
۰,۰۷ ۸	۰,۱۰۵	۰,۱۶۵	۰,۱۹۱	۰,۲۱۷	۰,۲۴۳	۰,۲۹۸	a_5
۰,۳۹ ۸	۰,۵۹۹	۱,۰۶۱	۱,۱۳	۱,۲۶۹	۱,۵۰۲	۱,۶۵۵	b_1
۹,۶۳ -۵	۲۱,۴۴ -۸	۶۸,۱۶ -۵	۴۱,۴۲ -۵	۳۱,۴۵ -۲	۲۴,۶۲ -۷	۳۹,۹۸ ۸	b_2
۵۹,۵ ۸۷	۸۹,۸۵ ۳	۱۵۴,۶ ۰۸	۱۸۴,۰ ۹۳	۱۸۲,۰ ۳	۱۷۰,۵ ۳۲	۱۵۹,۹ ۷۴	b_3
۰,۲۴ ۳	۰,۳۶	۰,۷۰۹	۰,۶۹۱	۰,۶۸	۰,۶۵۲	۰,۷۷۱	b_4
۰,۰۷ ۲	۰,۱۰۲	۰,۱۶۲	۰,۱۸۲	۰,۱۸۸	۰,۱۹۱	۰,۲۵۴	b_5
۰,۶۴ ۴	۰,۹۳۶	۱,۶۰۷	۱,۶۳۵	۱,۶۳۶	۱,۶	۱,۲۶۴	c_1
۸۱۸. ۷۰۶	۱۳۲۹. ۴۸۱	۳۰۴۵. ۲۹۲	۲۲۳۱. ۹۸۵	۲۱۲۸. ۸۷۷	۱۸۳۲. ۰۶۷	۱۷۸۷۰. ۴۸.	c_2
۰,۰۴ ۳	۰,۰۵۵	۰,۰۶۹	۰,۱۱۸	۰,۱۴۷	۰,۱۹۲	۰,۲۸۵	e_1
۰,۰۴ ۳	۰,۰۵۵	۰,۰۶۹	۰,۱۱۸	۰,۱۴۷	۰,۱۹۵	۰,۲۹۵	e_2

۳- طراحی اتوپایلووت

معماری اتوپایلووت برای کانال چرخ موشک به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$\begin{cases} \theta_1 = 180 - \tan^{-1} \left(\frac{14.28}{14} \right) = 134.43^\circ \\ \theta_2 = 180 - \tan^{-1} \left(\frac{14.28}{14 - 1.264} \right) = 131.72^\circ \end{cases} \quad (9)$$

$$\rightarrow \text{Phase} = 0 - (134.43 + 131.72) = -266.15$$

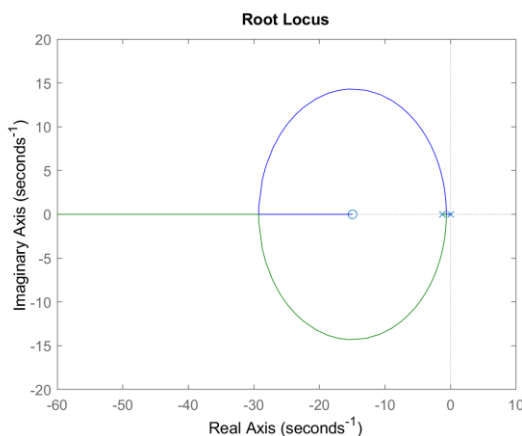
بنابراین، لازم است فاز سیستم در نقاط مشخص شده به اندازه ۸۶/۱۵ درجه افزایش یابد. فلذا:

$$86.15 = \tan^{-1} \left(\frac{14.28}{x} \right) \rightarrow x = 0.96 \quad (10)$$

در نتیجه، صفر باید در نقطه $\sigma = -14.96$ واقع شود. بنابراین با توجه به رابطه (۹) می‌توان نوشت:

$$G_C(s) = K_2(K_1 + s) \rightarrow K_1 = 14.96 \quad (11)$$

حال با اضافه کردن صفر به تابع تبدیل سیستم، مجدداً مکان ریشه سیستم حلقه باز ترسیم می‌گردد:



شکل (۴): نمودار مکان ریشه سیستم حلقه باز در حضور صفر

با توجه به شکل (۴)، در صورتی که بهره K_2 برابر ۰/۰۱۵ انتخاب گردد، قطب‌های حلقه بسته در نقاط مطلوب محاسبه شده قرار خواهند گرفت و شرایط تعیین شده در جدول (۶) محقق خواهند شد.

بنابراین، کنترل‌کننده به صورت زیر طراحی می‌گردد:

$$G_C(s) = K_2(K_1 + s) = 0.015(14.96 + s) \quad (12)$$

حال، نتایج شبیه‌سازی در حضور کنترل‌کننده طراحی شده بررسی می‌گردد. در شبیه‌سازی نیز مدل عملگر برابر تابع تبدیل مرتبه اول $\frac{1}{0.001s + 1}$ در نظر گرفته شده است.

$$G_{Loop}(s) = K_2(K_1 + s) \left(\frac{K_{DC}}{s^2 + as} \right) \quad (6)$$

با توجه به جدول (۶)، محل قطب‌های مطلوب حلقه بسته باید به نحوی انتخاب گردند که این شرایط محقق شوند. به عبارت دیگر، کنترل‌کننده باید طوری طراحی گردد که قطب‌های حلقه بسته سیستم در محل تعیین شده قرار گیرند. بنابراین محل قطب‌های مطلوب حلقه بسته به صورت زیر تعیین می‌شوند:

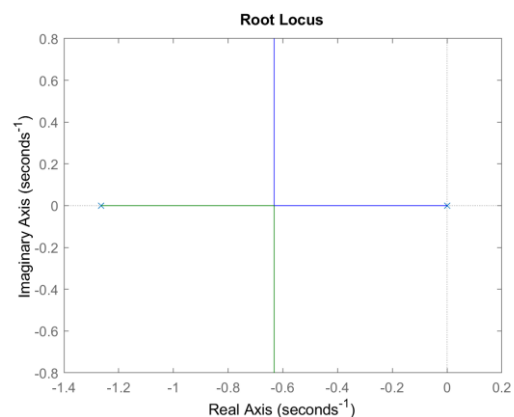
$$s_1, s_2 = -14 \pm 14.28j \quad (7)$$

تابع تبدیل حلقه باز سیستم در حضور کنترل‌کننده در اولین نقطه کار (ثانیه ۴,۴) مطابق زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} G_{Loop}(s) &= K_2(K_1 + s) \left(\frac{-1787.048}{s^2 + 1.264s} \right) \\ &= G_C(s) \left(\frac{-1787.048}{s^2 + 1.264s} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

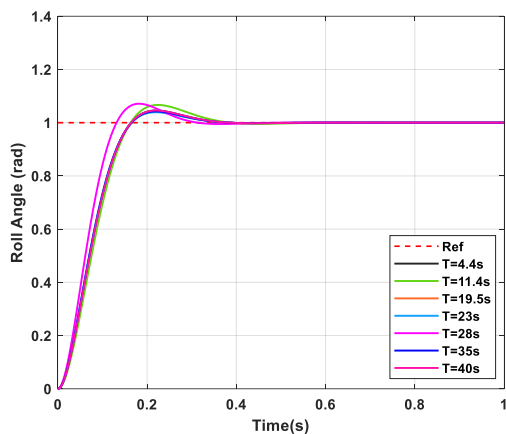
با توجه به منفی بودن K_{DC} ، برای سهولت در طراحی کنترل‌کننده این مقدار مثبت در نظر گرفته شده و در نهایت بهره کنترلی محاسبه شده در منفی ضرب خواهد شد.

شکل (۳)، نشان دهنده نمودار مکان ریشه سیستم حلقه باز می‌باشد:

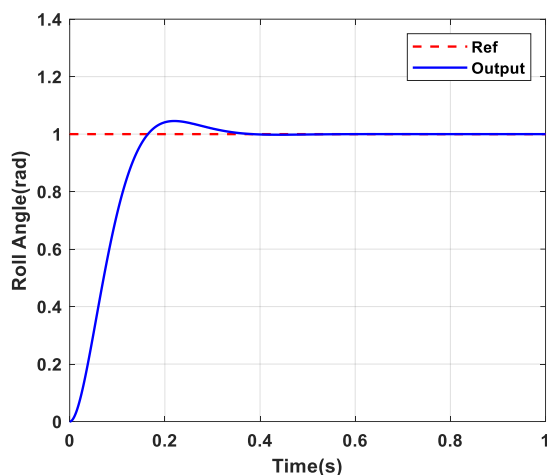


شکل (۳): نمودار مکان ریشه سیستم حلقه باز

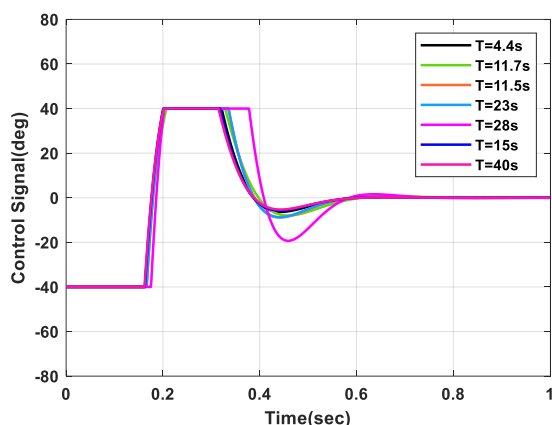
همان‌گونه که در شکل (۳) مشاهده می‌گردد، نمودار مکان ریشه سیستم حلقه باز از قطب‌های مطلوب حلقه بسته عبور نمی‌کند. برای عبور نمودار از نقاط مطلوب، لازم است فاز سیستم افزایش یابد که این کار را می‌توان با اضافه کردن یک صفر به سیستم انجام داد. حال برای این که بدانیم فاز سیستم بایستی چه مقدار افزایش یابد تا مکان ریشه سیستم از محل قطب‌های مطلوب حلقه بسته عبور کند و مکان صفر در کجا واقع شود، لازم است فاز سیستم در نقاط مطلوب محاسبه گردد:



(الف)



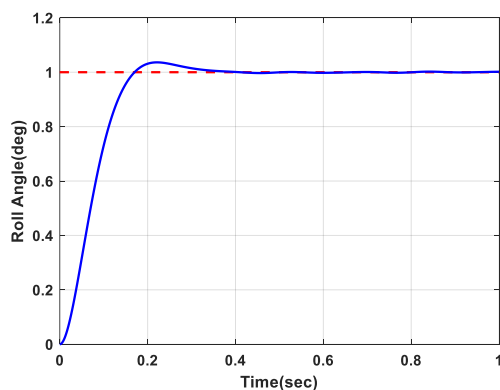
شکل (۵): پاسخ سیستم حلقه بسته



(ب)

شکل (۶): (الف) خروجی سیستم کنترل شده در تمامی نقاط کار و (ب) سیگنال‌های کنترلی

لازم به ذکر است که سیگنال‌های کنترلی رسم شده در شکل (۶) مربوط به شرایطی است که زاویه رول مرجع (ورودی حلقه اتوپایلوٹ) برابر با ۱ رادیان می‌باشد. در صورتی که این زاویه برابر با ۱ درجه باشد، زاویه رول موشک و سیگنال کنترلی برای نقطه کار اول به صورت زیر می‌باشد:



(الف)

همان‌گونه که مشاهده می‌گردد، با اعمال کنترل‌کننده طراحی شده به سیستم شرایط مد نظر محقق شده و خروجی به‌خوبی ورودی را دنبال می‌کند.

مشابه نقطه کار اول، برای نقاط کاری دیگر نیز مقادیر K_1 و K_2 محاسبه شده و در جدول (۷) نمایش داده شده است.

جدول (۷): بهره‌های اتوپایلوٹ طراحی شده

K_2	K_1	
-۰/۰۱۵	۱۴/۹۶	$t_1 = 4.4s$
-۰/۰۱۲۳	۱۵/۵	$t_2 = 11.7s$
-۰/۰۱۲۸	۱۵/۷	$t_3 = 19.5s$
-۰/۰۱۲۵	۱۵/۷	$t_4 = 23s$
-۰/۰۰۹	۱۸/۵۴	$t_5 = 28s$
-۰/۰۲۰۹	۱۴/۷۷	$t_6 = 35s$
-۰/۰۳۳۵	۱۴/۶۲	$t_7 = 40s$

در شکل (۶)، خروجی سیستم حلقه بسته در تمامی نقاط کار در حضور کنترل‌کننده‌های طراحی شده و هم‌چنین سیگنال‌های کنترلی تولید شده با اعمال اشباع ۴۰ درجه برای عملگر رسم گردیده و مشاهده می‌گردد که خروجی در نقاط مختلف دارای زمان نشست کمتر از ۰.۳ ثانیه و بالازدگی کمتر از ۵ درصد بوده و حاشیه فاز و حاشیه بهره نیز مطابق شرایط تعیین شده می‌باشد. لازم به ذکر است که مقدار اشباع عملگر کمتر از ۳۵ درجه مطلوب نمی‌باشد.

$$\begin{cases} x(k+1) = A'x(k) + B'u(k) + E'h(k) \\ y'(k) = C'x(k) + \eta_d(k) \end{cases}$$

$$A' = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, B' = \begin{bmatrix} 0 \\ T \\ 0 \end{bmatrix}, E' = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix},$$

$$C' = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

برای سیستم (۱۶) رویتگر توسعه یافته به صورت زیر پیشنهاد می شود:

$$\begin{cases} \hat{x}(k+1) = A'\hat{x}(k) + B'u(k) + L(y'(k) - \hat{y}'(k)) + \beta'(k) \\ \hat{y}'(k) = C'\hat{x}(k) \end{cases} \quad (17)$$

که در آن $\beta'(k)$ برابر رابطه زیر می باشد:

$$\beta'(k) = Rsat\left(\frac{y'(k) - C'\hat{x}(k)}{\gamma}\right) \quad (18)$$

رویتگر پیشنهادی می تواند علاوه بر حالت های سیستم، مقدار نامعینی را نیز تخمین بزند. برای بررسی پایداری رویتگر خطای تخمین و $Q(k)$ مطابق زیر تعریف می شوند:

$$e(k) = x(k) - \hat{x}(k) \quad (19)$$

$$\begin{aligned} Q(k) &= y'(k) - \hat{y}'(k) \\ &= C'x(k) + \eta_d(k) - C'\hat{x}(k) \\ &= C'e(k) + \eta_d(k) \end{aligned} \quad (20)$$

حال دینامیک خطا در خارج از محدوده لایه مرزی $(|Q(k)| > \gamma)$ و هم چنین در داخل آن محدوده $(|Q(k)| \leq \gamma)$ تحلیل و بررسی می شود.

۴-۱-۱- دینامیک خطا خارج از لایه مرزی $(|Q(k)| > \gamma)$

با استفاده از رابطه (۱۹) دینامیک خطا تشکیل می شود:

$$e(k+1) = x(k+1) - \hat{x}(k+1) \quad (21)$$

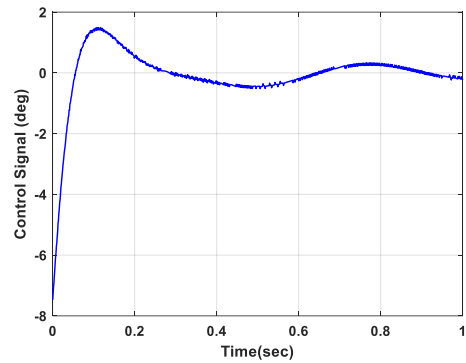
با جایگذاری (۱۶) و (۱۷) در معادله (۲۱) می توان نوشت:

$$\begin{aligned} e(k+1) &= A'x(k) + E'h(k) + B'u(k) - \\ &\quad [A'\hat{x}(k) + B'u(k) + L(y'(k) - C'\hat{x}(k)) + \beta'(k)] \\ &= A'x(k) + E'h(k) + B'u(k) - \\ &\quad [A'\hat{x}(k) + B'u(k) + L(C'x(k) + \eta_d(k) - C'\hat{x}(k)) + \beta'(k)] \\ &= A'(x(k) - \hat{x}(k)) + E'h(k) - L(C'(x(k) - \hat{x}(k)) + \eta_d(k)) - \beta'(k) \\ &= (A' - LC')e(k) + E'h(k) - L\eta_d(k) - \beta'(k) \end{aligned} \quad (22)$$

لم ۱: در محدوده $(|Q(k)| > \gamma)$ با فرض این که بردار $P(k)$ ای در

بازه $0 < P(k) < \frac{2R}{\gamma}$ وجود داشته باشد، رابطه (۲۳) برقرار می شود:

$$E'h(k) - L\eta_d(k) - \beta'(k) = -P(k)Q(k) \quad (23)$$



(ب)

شکل (۷): (الف) خروجی سیستم کنترل شده و (ب) سیگنال کنترلی با زاویه رول مرجع ۱ درجه

۴- رویتگر مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته

۴-۱- اصول طراحی و اثبات پایداری

سیستم زیر مفروض است:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x) + u \\ y = x_1 + \eta_d \end{cases} \quad (13)$$

x_1, x_2 متغیرهای حالت سیستم، η_d نویز اندازه گیری می باشد. تابع $f(x)$ نیز تابعی غیرخطی و نامعین متشکل از حالت های سیستم می باشد. به دلیل اینکه رویتگر حالت قادر به تخمین این تابع نمی باشد و تنها حالت های سیستم را تخمین می زند، بنابراین برای تخمین نامعینی رویتگر حالت باید به رویتگر توسعه یافته تبدیل شود. به منظور طراحی رویتگر توسعه یافته، $f(x)$ برابر با d قرار داده شده و به عنوان متغیر حالت جدید به معادلات فضای حالت اضافه می شود. هم چنین فرض می شود که مشتق اول نامعینی (h) موجود و کران بالای آن مشخص است. در این حالت، سیستم به صورت رابطه (۱۴) بازنویسی می شود:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x) + u = d + u = x_3 + u \\ \dot{x}_3 = h \\ y = x_1 + \eta_d \end{cases} \quad (14)$$

فرم زمان گسسته سیستم (۱۴) معادل رابطه (۱۵) می باشد:

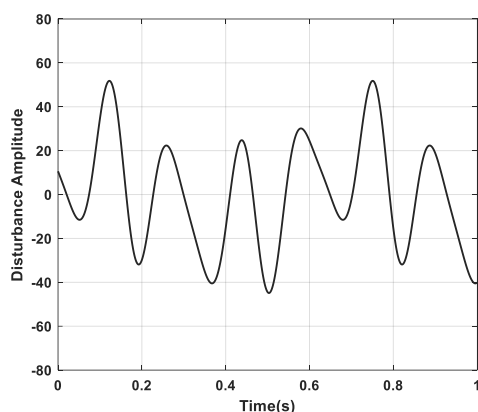
$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + Tx_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + T(f(x(k)) + u(k)) = x_2(k) + T(x_3(k) + u(k)) \\ x_3(k+1) = x_3(k) + Th(k) \\ y(k) = x_1(k) + \eta_d(k) \end{cases} \quad (15)$$

بنابراین، معادلات فضای حالت جدید به صورت زیر بازنویسی می شود:

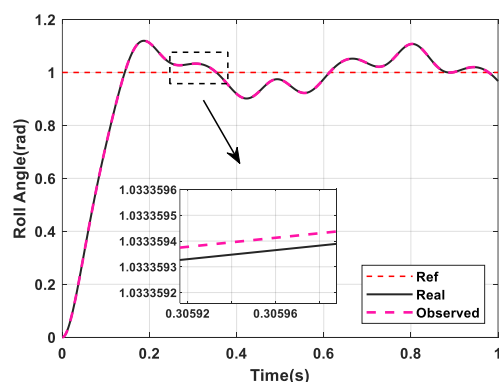
جدول (۸): مقادیر بهره های رویت گر طراحی شده

L_1	۱,۲
L_2	۱۰۰
L_3	-۱۵۰۰۰۰
L_4	-۱۰۰۰۰
R_1	۰,۳
R_2	۲۰۰
R_3	۳۰۰
R_4	۳۰۰
T	۰,۰۰۱
γ	۰,۶۵

برای بررسی خروجی سیستم در حضور اغتشاش، سیگنالی متغیر با زمان با دامنه ± 50 و فرکانس ۵ هرتز که در شکل (۸) نمایش داده شده است، به سیستم اعمال می گردد. برای حذف اثر اغتشاش، لازم است تا ورودی اغتشاش توسط رویت گر طراحی شده تخمین زده شده و نتیجه تخمین در حلقه کنترل اعمال شود. در شکل های (۹-۱۱) به ترتیب تخمین زاویه چرخ، تخمین نرخ زاویه چرخ و تخمین اغتشاش رسم گردیده است. با توجه به شکل ها و مقایسه سیگنال حقیقی و سیگنال تخمین زده شده، مشاهده می شود که رویت گر طراحی شده با دقت و سرعت بسیار بالایی متغیرهای مورد نظر را تخمین زده است.



شکل (۸): اغتشاش خارجی وارد شده بر کانال چرخ موشک



شکل (۹): تخمین زاویه چرخ

$$\begin{cases} \frac{x_1(k+1) - x_1(k)}{T} = x_2(k) \\ \frac{x_2(k+1) - x_2(k)}{T} = -1.264x_2(k) - 1787.048x_3(k) - 1787.048u(k) \\ \frac{x_3(k+1) - x_3(k)}{T} = h(k) \\ y(k) = x_1(k) \\ u(k) = C_2K_2(K_1(1 - x_1(k)) - x_2(k)) \end{cases} \quad (34)$$

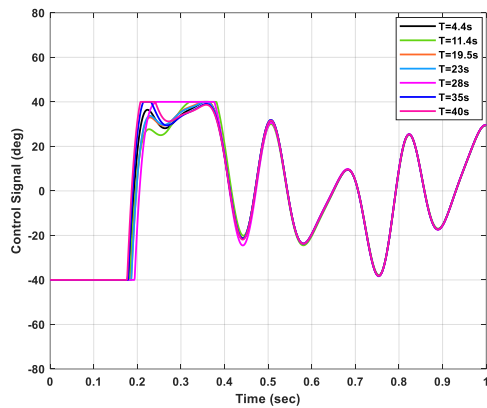
$$\begin{cases} \begin{bmatrix} x_1(k+1) \\ x_2(k+1) \\ x_3(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 \\ 0 & 1 - 1.264T & -1787.048T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ x_3(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -1787.048T \\ 0 \end{bmatrix} u(k) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} h(k) \\ y(k) = x_1(k) \end{cases} \quad (35)$$

بنابراین، رویت گر مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته برای سیستم (۳۵) به صورت زیر طراحی می گردد:

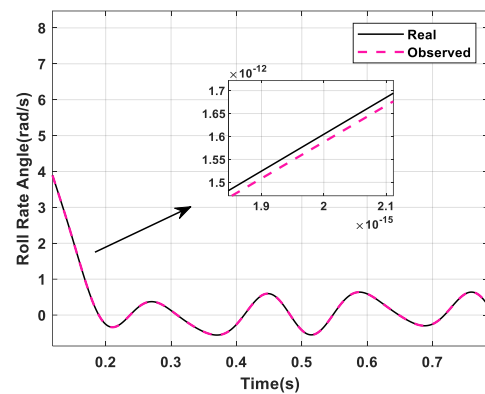
$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \hat{x}_1(k+1) \\ \hat{x}_2(k+1) \\ \hat{x}_3(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{x}_1(k) + T\hat{x}_2(k) + L_1(y(k) - \hat{x}_1(k)) + R_1\text{Sat}(\frac{y(k) - \hat{x}_1(k)}{\gamma}) \\ (1 - 1.264T)\hat{x}_2(k) - 1787.048T\hat{x}_3 - 1787.048Tu(k) + L_2(y(k) - \hat{x}_1(k)) + R_2\text{Sat}(\frac{y(k) - \hat{x}_1(k)}{\gamma}) \\ \hat{x}_3(k) + L_3(y(k) - \hat{x}_1(k)) + R_3\text{Sat}(\frac{y(k) - \hat{x}_1(k)}{\gamma}) \end{bmatrix} \\ \hat{y}(k) = \hat{x}_1(k) \end{cases} \quad (36)$$

$$\begin{cases} \hat{x}(k+1) = A\hat{x}(k) + Bu(k) + L(y(k) - \hat{x}_1(k)) + R\text{Sat}(\frac{y(k) - \hat{x}_1(k)}{\gamma}) \\ \hat{y}(k) = C\hat{x}(k) \\ A = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 \\ 0 & 1 - 1.264T & -1787.048T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ -1787.048T \\ 0 \end{bmatrix}, \\ L = \begin{bmatrix} L_1 \\ L_2 \\ L_3 \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (37)$$

که $\hat{x}_1(k)$ برابر با تخمین زاویه چرخ، $\hat{x}_2(k)$ برابر با تخمین نرخ زاویه چرخ و $\hat{x}_3(k)$ برابر با تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم می باشد.

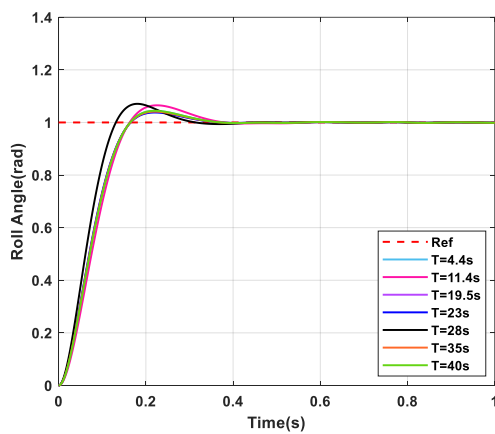


(ب)

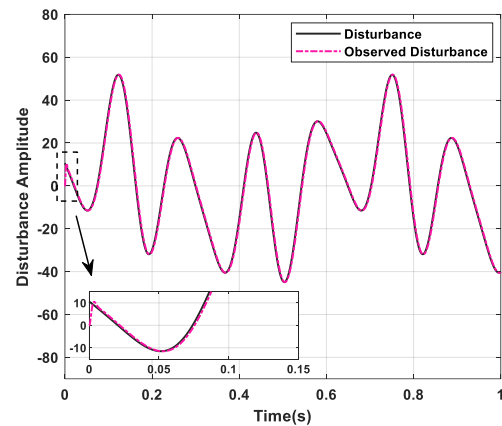


شکل (۱۰): تخمین نرخ زاویه چرخ

شکل (۱۲): خروجی سیستم تحت اثر اغتشاش (بدون حضور روی‌نگر) و (ب) سیگنال‌های کنترلی

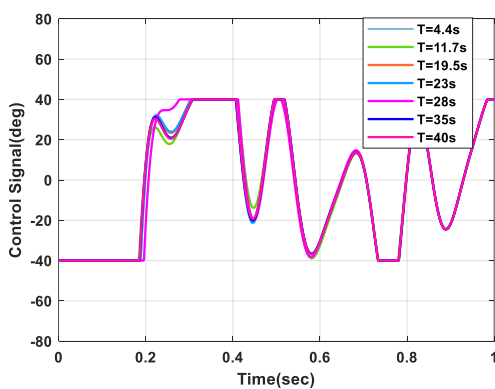


(الف)

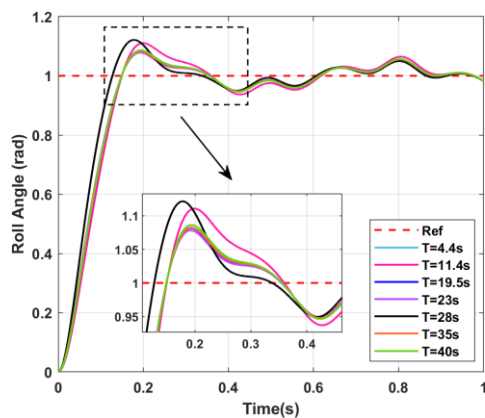


شکل (۱۱): تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم

حال خروجی سیستم در حضور اغتشاش در تمامی نقاط کاری بررسی می‌گردد. همان‌گونه که در شکل (۱۲) مشاهده می‌گردد، در صورتی که به کانال چرخ موشک اغتشاش وارد شود، خروجی سیستم تحت تاثیر اغتشاش قرار گرفته و به خوبی قادر به ردیابی ورودی مرجع نخواهد بود. بنابراین با اعمال نتیجه تخمین اغتشاش به حلقه کنترل، می‌توان اثر اغتشاش بر خروجی سیستم را تا حد زیادی از بین برد که این امر به دلیل عملکرد مناسب روی‌نگر در تخمین سیگنال اغتشاش می‌باشد. همان‌طور که در شکل (۱۳) مشاهده می‌گردد، با در نظر گرفتن نتیجه تخمین در شبیه‌سازی، خروجی سیستم با دقت مناسبی ورودی را ردیابی کرده است.



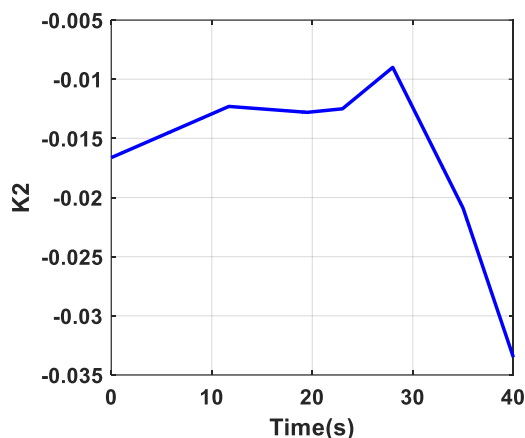
(ب)



(الف)

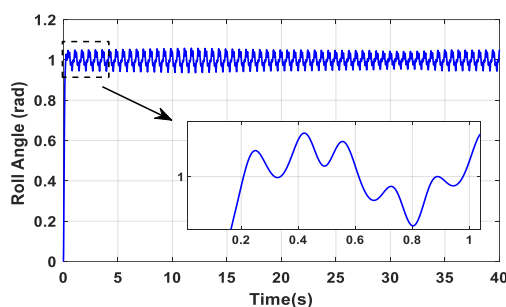
شکل (۱۳): (الف) خروجی سیستم تحت اثر اغتشاش (با حضور روی‌نگر) و (ب) سیگنال‌های کنترلی

همان‌گونه که در بخش‌های قبل مشاهده گردید، بهره‌های کنترل‌کننده با توجه به تابع تبدیل تبدیل سیستم در هر نقطه کار محاسبه گردید. حال برای محاسبه بهره‌ها در زمان‌های بین نقاط کار و در طول زمان پرواز (۴۰

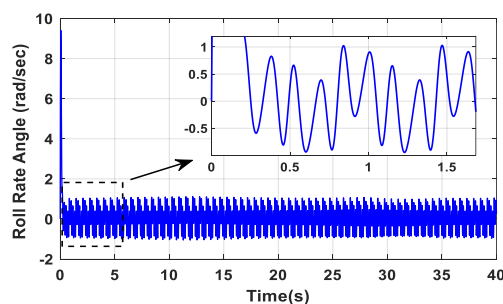


شکل (۱۷): تغییرات بهره K_2 در طول مدت پرواز

با محاسبه بهره‌های کنترلی و ضرایب آیرودینامیکی، می‌توان تغییرات زاویه چرخ موشک و نرخ آن را برای مدت زمان ۴۰ ثانیه بررسی کرد. در شکل‌های (۱۸) و (۱۹)، متغیرهای ذکر شده در حضور اغتشاش خارجی رسم گردیده است. همان‌گونه که مشاهده می‌گردد، اغتشاش وارد شده بر سیستم خروجی را تحت تأثیر قرار داده و مقدار ورودی به‌درستی دنبال نشده است. در صورتی که نتیجه تخمین اغتشاش در سیگنال کنترلی در نظر گرفته شود، می‌توان اثر اغتشاش بر متغیرهای حالت سیستم را تا حد بسیار زیادی کاهش داد و عملکرد سیستم را بهبود بخشید.



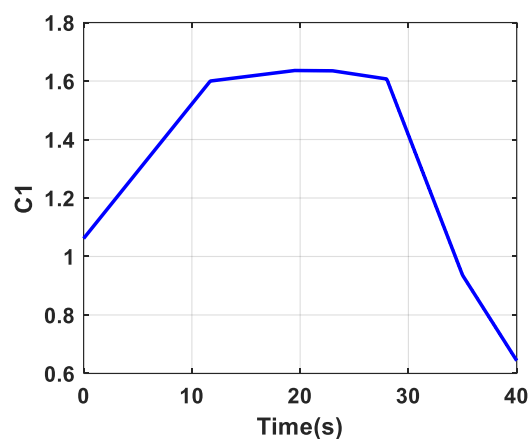
شکل (۱۸): زاویه چرخ موشک تحت اثر اغتشاش



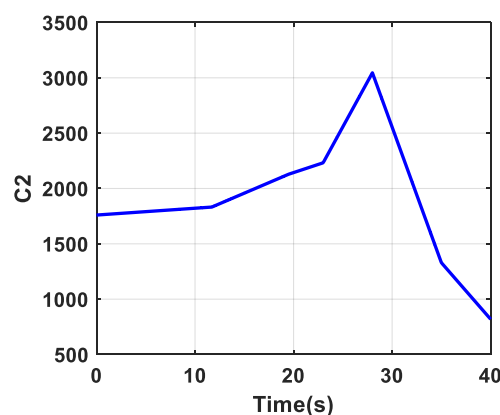
شکل (۱۹): نرخ زاویه چرخ موشک تحت اثر اغتشاش

در شکل‌های (۲۰) و (۲۱)، زاویه چرخ موشک و نرخ آن در حضور اغتشاش خارجی و با در نظر گرفتن تخمین اغتشاش در سیگنال کنترلی رسم گردیده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که با استفاده از نتایج تخمین اغتشاش توسط رویکرد، می‌توان دامنه نوسانات خروجی را تا حد بسیار زیادی کاهش داد که این امر موجب بهبود عملکرد سیستم و ردیابی

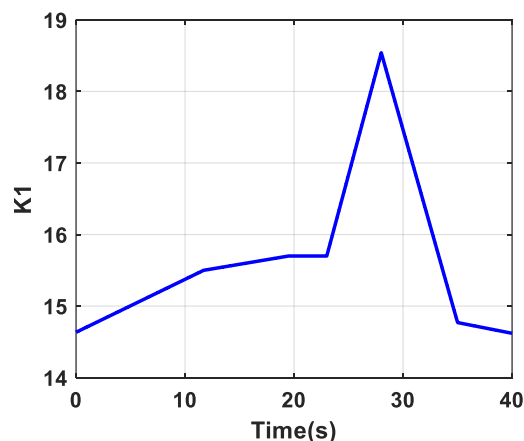
ثانیه)، لازم است که درونیایی بهره صورت گیرد. هم‌چنین با توجه به رابطه (۳۱) که مدل کانال چرخ موشک می‌باشد، ضرایب آیرودینامیکی C_1 و C_2 در طول پرواز و به دلیل تغییر شرایط پروازی دارای تغییراتی می‌باشند. فلذا برای ضرایب C_1 و C_2 نیز عمل درونیایی انجام شده است. در شکل‌های (۱۶-۱۳) تغییرات ضرایب آیرودینامیکی C_1 و C_2 و بهره‌های کنترلی K_1 و K_2 در طول پرواز رسم گردیده است.



شکل (۱۴): تغییرات ضریب C_1 در طول مدت پرواز

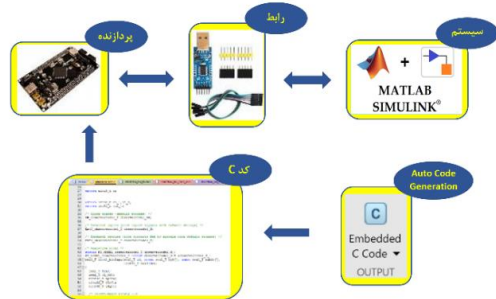


شکل (۱۵): تغییرات ضریب C_2 در طول مدت پرواز



شکل (۱۶): تغییرات بهره K_1 در طول مدت پرواز

انجام گردید. سپس برای انجام آزمون، می‌بایست ارتباط سریال بین پردازنده (که کد C مورد نظر بر روی آن پیاده‌سازی شده) و رایانه شبیه‌ساز برقرار شود. طی این ارتباط، ورودی‌های مورد نیاز برای پردازنده ارسال شده و با انجام محاسبات توسط پردازنده، خروجی در سیمولینک متلب مشاهده می‌گردد. در این آزمون برای برقراری ارتباط سریال، از مبدل USB به TTL استفاده شده است. در شکل (۲۲) نمودار بلوکی آزمون پردازنده در حلقه نشان داده شده است.



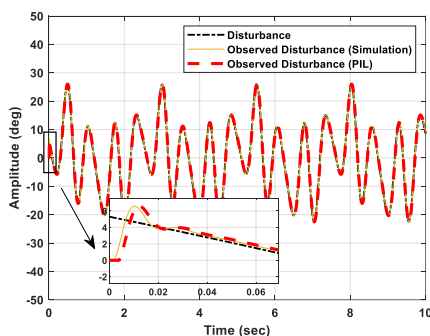
شکل (۲۲): نمودار بلوکی آزمون پردازنده در حلقه

لازم به ذکر است که در آزمون پردازنده در حلقه، به‌منظور همزمان سازی سیگنال‌های انتقالی بین شبیه‌سازی و پردازنده، شبیه‌سازی باید سیگنال‌های مورد نیاز پردازنده را در زمان فیزیکی (نه سریع‌تر و نه کندتر از زمان واقعی)، به پردازنده اعمال نماید. این امر مستلزم آن است که شبیه‌سازی به‌صورت زمان-واقعی^۱ اجرا شود.

میکروکنترلر انتخاب شده برای انجام این آزمون Stm32F407ZGT6 ساخت شرکت ST بوده که دارای هسته Cortex-M4 می‌باشد. این میکروکنترلر دارای فرکانس کاری ۱۶۸ مگاهرتز بوده و با حافظه فلش ۱ مگابایتی یکی از گزینه‌های قابل استفاده برای پیاده‌سازی می‌باشد.

باتوجه به تعداد بیت‌های ارسالی و دریافتی در این آزمون و همچنین زمان نمونه‌برداری در نظر گرفته شده، نرخ داده ۲ برابر ۱۱۵۲۰۰ بیت بر ثانیه انتخاب گردیده است.

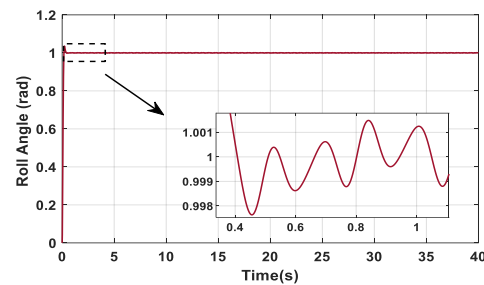
در شکل (۲۳)، نتایج تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم در شبیه‌سازی کامپیوتری و آزمون پردازنده در حلقه مقایسه گردیده است. مشاهده می‌شود نتایج تخمین زده شده توسط پردازنده با دقت مناسبی بر نتایج تخمین حاصل از شبیه‌سازی منطبق می‌باشد.



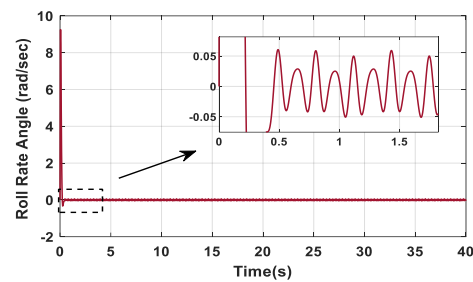
شکل (۲۳): مقایسه نتایج تخمین اغتشاش در آزمون پردازنده در حلقه و

شبیه‌سازی

بهرتر فرمان ورودی به حلقه اتوپایلویت می‌باشد. نتایج حاصل شده به‌دلیل عملکرد مناسب رویت گر در تخمین اغتشاش وارد شده بر سیستم می‌باشد.



شکل (۲۰): زاویه چرخ موشک تحت اثر اغتشاش (در حضور رویت گر)



شکل (۲۱): نرخ زاویه چرخ موشک تحت اثر اغتشاش (در حضور رویت گر)

۵- آزمون پردازنده در حلقه

از آنجایی که قابلیت پیاده‌سازی اتوپایلویت مبتنی بر رویت گر طراحی شده بر روی پردازنده از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، می‌توان عملکرد آن را در یک بستر پردازنده در حلقه بررسی کرد و در این صورت می‌توان از قابل پیاده‌سازی بودن روش مورد نظر اطمینان حاصل نمود. لذا در این مقاله پس از شبیه‌سازی کامپیوتری، کارایی رویت گر و اتوپایلویت پیشنهادی در آزمون پردازنده در حلقه ارزیابی می‌شود. در این آزمون، صحت عملکرد الگوریتم کنترل، رویت گر و... در شرایط فیزیکی مورد تأیید نهایی قرار می‌گیرد. برای اجرای آزمون پردازنده در حلقه، مدل سامانه به‌صورت زمان-واقعی در رایانه شبیه‌سازی شده و الگوریتم مورد نظر در قالب کد بر روی یک سخت‌افزار مجهز به یک پردازنده، پیاده‌سازی می‌شود و به جز خط ارتباطی جهت تبادل داده بین رایانه و سخت‌افزار، از هیچ وسیله ورودی-خروجی استفاده نمی‌شود.

از این آزمون جهت اعتبارسنجی پیاده‌سازی الگوریتم کنترل بر روی سامانه تعبیه شده استفاده می‌شود و بسیاری از خطاها و نواقص کدنویسی بخصوص از نظر زمانی، در این مرحله آشکار می‌شوند. این آزمون همچنین از جهت بررسی قدرت پردازش و محاسبات پردازنده نیز مفید می‌باشد.

در این مقاله برای اجرای آزمون، از رویت گر مورد نظر برای تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم استفاده شده و به‌دنبال آن سیگنال کنترلی با استفاده از نتایج حاصل از تخمین اغتشاش در پردازنده محاسبه می‌گردد. قبل از اجرای آزمون پردازنده در حلقه، لازم است صحت عملکرد اتوپایلویت تأیید شود که این کار در بخش‌های قبل با شبیه‌سازی مدل سیستم و اتوپایلویت و بررسی میزان تطابق نتایج شبیه‌سازی با مطالبات اولیه

² Baud Rate

¹ Real-Time

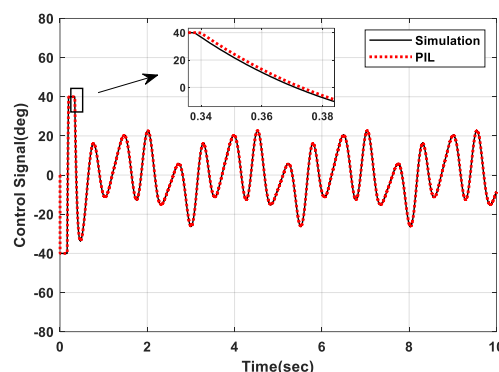
تبدیل سیستم در نقاط کار مختلف، بهره‌های کنترلی برای هر نقطه محاسبه شده و درون‌یابی بهره برای به‌دست آوردن بهره‌ها در کل مدت زمان پرواز انجام شد. سپس برای بررسی عملکرد اتوپایلوت، اغتشاشی با دامنه و فرکانس بالا به کانال چرخ وارد شد و مشاهده گردید که اغتشاش وارده عملکرد اتوپایلوت را تحت تاثیر قرار داده و خروجی قادر به ردیابی ورودی به‌طور دقیق نمی‌باشد. بنابراین برای کاهش اثر اغتشاشات بر خروجی سیستم، رویکرد مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته طراحی شد. از آنجایی که اغتشاش جزو متغیرهای حالت سیستم نمی‌باشد، بنابراین می‌بایست ابتدا به‌عنوان متغیر حالت جدید به متغیرهای حالت سیستم اضافه شده و با طراحی رویکرد توسعه یافته تخمین زده شود. همچنین رویکردهای زمان گسسته به دلیل آن که زمان نمونه‌برداری از ابتدای مرحله طراحی در نظر گرفته می‌شود، در مسئله پیاده‌سازی نسبت رویکردهای زمان پیوسته از سهولت بیشتری برخوردار هستند. در نتایج شبیه‌سازی نیز مشاهده گردید که با در نظر گرفتن خروجی رویکرد در محاسبه سیگنال کنترلی، دامنه نوسانات ناشی از اغتشاش در خروجی سیستم به‌طور قابل توجهی کاهش یافت که این امر به دلیل دقت و سرعت بالای رویکرد طراحی شده در تخمین اغتشاش وارد بر سیستم می‌باشد. همچنین در این مقاله آزمون پردازنده در حلقه برای بررسی عملکرد رویکرد و اتوپایلوت طراحی شده اجرا گردید و با بارگذاری کد بر روی پردازنده و برقراری ارتباط میان پردازنده و متلب، مشاهده شد خروجی پردازنده با نتایج حاصل از شبیه‌سازی مطابقت دارد. در نتیجه، کارایی الگوریتم رویکرد مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته پیشنهادی در پردازنده تایید گردید.

مراجع

- [1] Sun, Huadong, Jianqiao Yu, and Siyu Zhang. "The control of asymmetric rolling missiles based on improved trajectory linearization control method." *Journal of Aerospace Technology and Management* 8 (2016): 319-327.
- [2] Kang, Seonhyeok, et al. "Roll-pitch-yaw integrated robust autopilot design for a high angle-of-attack missile." *Journal of guidance, control, and dynamics* 32.5 (2009): 1622-1628.
- [3] Shah, M. Zamurad, Raza Samar, and A. I. Bhatti. "Adaptive sliding mode roll control of a canard-controlled missile." 2010 Chinese Control and Decision Conference. IEEE, 2010.
- [4] Liu, Lin, et al. "Research on the rolling channel control of micro tailless air-to-ground missile." *Journal of Physics: Conference Series*. Vol. 2232. No. 1. IOP Publishing, 2022.
- [5] Ding, Xiaomiao, et al. "A Novel Disturbance Rejection Control of Roll Channel for Small Air-to-Surface Missiles." *Applied Sciences* 13.1 (2023): 389.
- [6] Shao, Xingling, et al. "High-order ESO based output feedback dynamic surface control for quadrotors under position constraints and

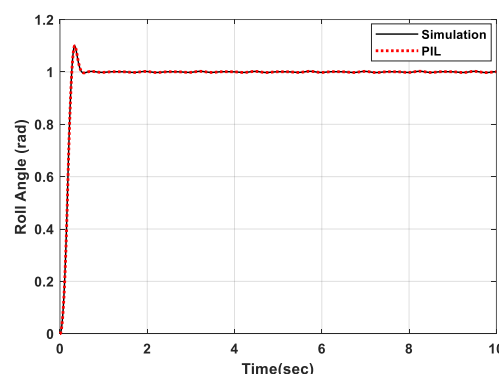
لازم به ذکر است که تاخیر مشاهده شده در تخمین اغتشاش در آزمون پردازنده در حلقه به دلیل وجود تاخیر ناشی از ارتباط سریال میان پردازنده و رایانه شبیه‌ساز بوده که امری طبیعی می‌باشد.

سپس از نتایج تخمین اغتشاش برای محاسبه سیگنال کنترلی در آزمون پردازنده در حلقه استفاده می‌گردد. همان گونه که در شکل (۲۴) مشاهده می‌شود، سیگنال کنترلی محاسبه شده در آزمون مطابق با نتایج حاصل از شبیه‌سازی می‌باشد که این امر گواه بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی بر روی پردازنده می‌باشد.



شکل (۲۴): مقایسه سیگنال کنترلی محاسبه شده در آزمون پردازنده در حلقه و شبیه‌سازی

با اعمال سیگنال کنترلی محاسبه شده توسط پردازنده به دینامیک موشک، خروجی کانال چرخ به صورت شکل (۲۵) می‌باشد. با توجه به این شکل می‌توان نتیجه گرفت که الگوریتم رویکرد و کنترل پیاده‌سازی شده بر روی پردازنده در شرایط اعمال اغتشاش به‌خوبی کانال چرخ را کنترل کرده است.



شکل (۲۵): مقایسه خروجی کانال چرخ در آزمون پردازنده در حلقه و شبیه‌سازی

۶- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، طراحی اتوپایلوت برای کانال چرخ موشک در حضور اغتشاش خارجی وارد بر سیستم انجام گردید. معماری در نظر گرفته شده برای اتوپایلوت، معماری دو حلقه‌ای بوده که با توجه به این که اغتشاش ورودی به سیستم از نوع متغیر با زمان می‌باشد، برای کنترل هر دو حلقه داخلی و خارجی از کنترل‌کننده تناسبی استفاده گردید. با توجه به توابع

- [19] Lee, Haijun, Xianlin Huang, and Hang Yin. "Enhanced sliding mode control for missile autopilot based on nonlinear disturbance observer." 2009 International Joint Conference on Computational Sciences and Optimization. Vol. 2. IEEE, 2009.
- [20] Sun, Jingliang, and Chunsheng Liu. "Disturbance observer-based robust missile autopilot design with full-state constraints via adaptive dynamic programming." *Journal of the Franklin Institute* 355.5 (2018): 2344-2368.
- [21] Wang, Zhenhua, Cheng-Chew Lim, and Yi Shen. "Interval observer design for uncertain discrete-time linear systems." *Systems & Control Letters*, Vol. 116, pp: 41-46, 2018.
- [22] Kim, Kyung-Soo, and Keun-Ho Rew. "Reduced order disturbance observer for discrete-time linear systems." *Automatica*, Vol. 49, No. 4, pp: 968-975, 2013.
- [23] Arcak, Murat, and Dragan Nešić. "A framework for nonlinear sampled-data observer design via approximate discrete-time models and emulation." *Automatica*, Vol. 40, No. 11, pp. 1931-1938, 2004.
- [24] Wetzlinger, Maximilian, Markus Reichhartinger, and Martin Horn. "Higher order sliding mode inspired nonlinear discrete-time observer." *Systems & Control Letters*, Vol. 155, 2021.
- [25] Harikumar, Kandath, et al. "Discrete-time sliding mode observer for the state estimation of a manoeuvring target." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, Vol. 233, No.7, pp: 847-854, 2019.
- [26] Huang, Yuan, et al. "Performance assessment of discrete-time extended state observers: Theoretical and experimental results." *IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers*, pp: 2256-2268, 2017.
- [27] Yang, Jun, Chao Wu, and Shihua Li. "Distributed composite autopilot design for bank-to-turn missiles with optimized tracking based on disturbance observers." *Transactions of the Institute of Measurement and Control* 39.8 (2017): 1123-1138.
- [28] Feng, Tan, and Duan Guangren. "Global stabilizing controller design for linear time-varying systems and its application on BTT missiles." *Journal of systems Engineering and Electronics* 19.6 (2008): 1178-1184.
- [29] Li, Shihua, and Jun Yang. "Robust autopilot design for bank-to-turn missiles using disturbance observers." *IEEE transactions on Aerospace and Electronic systems* 49.1 (2013): 558-579.
- uncertainties." *Aerospace Science and Technology*, pp: 288-298, 2019.
- [۷] قلی‌نژاد. امراله، مومنی. حمیدرضا، جوهری‌مجد. وحید، "بهبود قانون هدایت یک موشک زمین به هوا با ترکیب مشتقات زاویه خط دید"، پانزدهمین کنفرانس مهندسی برق ایران، تهران، ۱۳۸۶.
- [8] Zhao, Zhi-Liang, and Bao-Zhu Guo. "A novel extended state observer for output tracking of MIMO systems with mismatched uncertainty." *IEEE Transactions on Automatic Control*, pp: 211-218, 2017.
- [9] Hui, Zhao, et al. "Design of stochastic sliding mode variable structure guidance law based on adaptive EKF." *Procedia Engineering* 23, pp: 276-283, 2011.
- [10] Zhu, Zheng, et al. "An observer-based missile guidance law." 2011 Chinese Control and Decision Conference (CCDC). IEEE, 2011.
- [11] Talole, S. E., et al. "Robust roll autopilot design for tactical missiles." *Journal of guidance, control, and dynamics* 34.1 (2011): 107-117.
- [12] Yang, Jun, Wen-Hua Chen, and Shihua Li. "Autopilot design of bank-to-turn missiles using state-space disturbance observers." (2010): 1218-1223.
- [13] Xieyu, Xu, et al. "Design of Missile Roll Autopilot based on Linear Extended State Observer." 2022 34th Chinese Control and Decision Conference (CCDC). IEEE, 2022.
- [14] Li, Shihua, and Jun Yang. "Robust autopilot design for bank-to-turn missiles using disturbance observers." *IEEE transactions on Aerospace and Electronic systems* 49.1 (2013): 558-579.
- [15] Sirisha, ChV, Ranajit Das, and S. E. Talole. "Performance investigation of extended-state-observer-based roll autopilot design." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 229.12 (2015): 2205-2220.
- [16] Basha, S. Mahaboob, and Akhilesh Swarup. "Disturbance observer based fuzzy PID and robust PID autopilot design for bank-to-turn missile." 2017 8th International Conference on Computing, Communication and Networking Technologies (ICCCNT). IEEE, 2017.
- [17] Lee, Seokwon, and Youdan Kim. "Design of nonlinear observer for strap-down missile guidance law via sliding mode differentiator and extended state observer." 2016 International Conference on Advanced Mechatronic Systems (ICAMechS), IEEE, 2016.
- [۱۸] بهنام گل. وحید، ولی. احمدرضا، محمدی. علی، "تخمین مانور هدف با استفاده از رویکرد مد لغزشی توسعه‌یافته به منظور پیاده‌سازی ناوبری تناسبی افزوده"، فصل‌نامه علمی-پژوهشی مکانیک هوافضا، جلد ۱۳، شماره ۴، صفحه ۱۰-۱، زمستان ۱۳۹۶.