

مدل سازی، طراحی کنترل کننده مود لغزشی و پیاده سازی پردازنده در حلقه برای حلقه ی پایداری جستجوگر غلت-فراز

محمد آخوندی بردشاهی^۱، محمدرضا عاروان^۲، مجید زارعی^۳

^۱ فارغ التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، mohammadakhundi@hotmail.com

^۲ استاد، دانشکده مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، arvan@mut.ac.ir

^۳ استادیار، دانشکده مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، mr.majid.zarei@gmail.com

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۳۰

ویرایش: ۱۴۰۳/۰۹/۰۳

دریافت: ۱۴۰۳/۰۶/۱۶

چکیده: در این مقاله به مدل سازی، طراحی کنترل کننده خطی و مود لغزشی و پیاده سازی پردازنده در حلقه برای یک جستجوگر غلت-فراز پرداخته شده است. دینامیک جستجوگر غلت-فراز رفتار غیر خطی و تداخل شدیدی دارد و همچنین وجود نامعینی ها و اغتشاش مدل نشده باعث ایجاد عدم قطعیت در مدل شده است. به منظور کنترل دینامیک غیر خطی این جستجوگر و مقابله با عدم قطعیت ها، کنترل کننده مود لغزشی دو ورودی-دو خروجی طراحی شده است و نتایج با کنترل کننده خطی مقایسه شده است. نتایج شبیه سازی عددی در حضور کنترل کننده مود لغزشی نشان می دهد حلقه پایداری جستجوگر مزبور در دو کانال غلت و فراز، عملکرد مناسبی دارد. همچنین عملکرد کنترل کننده طراحی شده در حضور عدم قطعیت در پارامتر لختی دورانی قاب ها بررسی و نشان داده شده است که این کنترل کننده نسبت به آن مقاوم است. به منظور آزمون صحت عملکرد الگوریتم کنترل مود لغزشی طراحی شده در حلقه پایداری در شرایط ملموس فیزیکی آزمون پردازنده در حلقه انجام شده است. در این آزمون مدل سامانه به صورت زمان-واقعی در رایانه شبیه سازی شد و الگوریتم کنترل مود لغزشی در برد رزبری پای مجهز به پردازنده ARM Cortex-A53 پیاده سازی و نتایج با آزمون زمان-واقعی مقایسه شد.

کلمات کلیدی: جستجوگر غلت-فراز، کنترل کننده مود لغزشی، حلقه پایداری، آزمون پردازنده در حلقه، برد رزبری پای

Modeling, sliding mode controller design and processor-in-the-loop implementation for the stability loop of roll-pitch seeker

Mohammad Akhouni Bardshahi, Mohammad Reza Arvan, Majid Zarei

Abstract: In this article, the modeling, design of linear controller and sliding mode and implementation of the processor-in-the-loop for a roll-pitch seeker have been discussed. The dynamics of the roll-pitch seeker has a nonlinear behavior and severe interference, and also the existence of uncertainties and unmodeled disturbance has caused uncertainty in the model. In order to control the nonlinear dynamics of this seeker and deal with the uncertainties, two input-two outputs sliding mode controller are designed and the results are compared with linear controller. The results of numerical simulation in the presence of the sliding mode controller show that the stabilization loop of the seeker has an adequate function in two channels of pitch and roll. Also the performance of the designed controller in the presence of uncertainty in the rotational inertia parameter of the frames has been investigated and it is shown that this controller is robust to it. In order to test the correctness of the performance of the sliding mode control algorithm designed in the stabilization loop in tangible physical conditions, the processor-in-the-loop test has been performed. In this test, the system model

was simulated in real-time on the computer, and the sliding mode control algorithm was implemented in the Raspberry Pi board equipped with an ARM Cortex-A53 processor, and the results were compared with the real-time test.

Keywords: Roll-Pitch seeker, Sliding mode controller, Stabilization loop, Processor-in-the-loop test, Raspberry Pi board.

در شکل ۱ آمده است.



شکل ۱: جستجوگر Roll-pitch AIM-9X [۳]

جهت دستیابی به عملکرد عالی با قدرت مانور بالا، زاویه‌ی دید بیشتر و حمله‌ی همه‌جانبه برای نسل جدید موشک‌های کوتاه برد هوا به هوا از این نوع جستجوگر استفاده می‌شود که دو محور چرخش حول محورهای غلت و فراز دارد. رنج چرخش زاویه حول محور فراز $90^\circ \pm$ و حول محور غلت $0 \sim 360^\circ$ می‌باشد، بنابراین میدان دید وسیع‌تری به دست می‌آید؛ و در مقایسه با جستجوگر مرسوم فراز-سمت قابلیت ساخت در ابعاد کوچک‌تر و زاویه‌ی طوقه‌ی بیشتر را دارد [۲].

در مرجع [۲] سینماتیک^۴ و معادلات حاکم بر جستجوگر طوقه‌دار غلت-فراز با استفاده از معادلات ضرب نگاشتی و روابط پایداری و پیکربندی‌های مختلف ژيروسکوپ^۵ در آن بیان شده است؛ که از میان سه پیکربندی بیان شده برای پایداری خط دید یکی از آن‌ها تحت عنوان طرح C مشکل تکینگی این جستجوگر را برطرف می‌کند. از معایب طرح C هزینه بالای ژيروسکوپ سه محوره عنوان شده است.

در مرجع [۳] خطای نصب مرکز جرم^۶ که در جستجوگرهای غلت-فراز حائز اهمیت است، توسط جبران‌کننده برطرف شده است. این مرجع بیان می‌کند در حالت ایده‌آل حلقه‌های کنترلی مختلف به‌صورت مجزا کار می‌کنند، اما در واقعیت حلقه‌های مختلف بر یکدیگر اثر می‌گذارند. در جستجوگر غلت-فراز قاب خارجی با سرعت زیاد می‌چرخد که این امر نیروی لختی بر روی قاب داخلی ایجاد می‌کند. در نتیجه راهبرد جبران براساس روش کنترل تطبیقی جهت بهبود حرکت قاب داخلی ارائه می‌گردد.

در مرجع [۴] راهکاری جهت پیش‌بینی تکینگی جستجوگر غلت-

۱- مقدمه

یک جستجوگر به‌طور معمول در نوک موشک نصب می‌شود تا دیدی بدون مانع از فضای مقابل موشک داشته باشد. بخش بینایی جستجوگر اغلب بر روی یک طوقه یا قاب قرار می‌گیرد تا محور اصلی آن اجازه چرخش در دو راستای سمت و فراز نسبت به راستای طولی موشک را داشته باشد. محدوده‌ی زاویه‌ای راستای دید (محدوده‌ی زاویه‌ای چرخش قاب) اغلب در حدود 40° تا 60° درجه نسبت به محور مرکزی موشک است. اگر زاویه‌ی بین محور مرکزی موشک و خط دید هدف از محدوده زاویه‌ای قاب تجاوز کند، جستجوگر به‌طور فیزیکی مجبور به توقف شده و از ادامه‌ی ردیابی هدف بازمی‌ماند [۱].

به‌طور معمول قاب داخل جستجوگر پایداری می‌شود تا فارغ از اغتشاشات ناشی از حرکت زاویه‌ای بدنه‌ی موشک، در راستای مشخصی باقی بماند. متداول‌ترین روش برای این پایداری، چرخاندن قاب به گونه‌ای است که هم مانند یک ژيروسکوپ عمل کند و هم سیگنال‌های کنترلی بتوانند آن را در راستای پایدار شده‌ای نگه‌دارند؛ به عبارت دیگر، تغییر در راستای قاب فقط توسط سیگنال‌های مدارات ردیابی انجام می‌گردد. در جستجوگرهای طوقه‌دار ابزار بینایی بر روی قاب‌هایی سوار هستند. جستجوگرهای طوقه‌دار از لحاظ پیکربندی‌های مختلف جهت ردیابی هدف و پایداری‌سازی خط دید و جهت گردش انواع مختلفی دارند که رایج‌ترین آن‌ها عبارتند از:

- جستجوگر طوقه‌دار فراز-سمت^۱
- جستجوگر طوقه‌دار غلت-فراز^۲
- جستجوگر طوقه‌دار غلت-فراز-سمت^۳

از میان آن‌ها جستجوگر طوقه‌دار فراز-سمت بیشتر رایج بوده و در کاربردهای مختلف از آن استفاده می‌شود. در سال‌های اخیر جستجوگر غلت-فراز به دلیل مزایای بیشتر آن نسبت به مدل قبلی مورد توجه قرار گرفته است. جستجوگرهای غلت-فراز در مقایسه با جستجوگرهای طوقه‌دار فراز-سمت مرسوم می‌توانند میدان دید و سرعت زاویه‌ای بزرگ‌تری را به دست آورند و از نظر اندازه نیز کوچک‌تر هستند؛ بنابراین بسیاری از کشورها در دهه‌های اخیر تمرکزشان را در تحقیقات در مورد این نوع جستجوگر قرار داده‌اند. برخلاف جستجوگر فراز سمت، جستجوگر غلت-فراز از قاب غلت به‌عنوان قاب خارجی استفاده می‌کند که از محورهای جستجوگرهای فراز-سمت سریع‌تر می‌چرخد. [۲] مثالی از این جستجوگر

⁴ Kinematic

⁵ Gyroscope

⁶ Center of Mass

¹ Pitch-Yaw Gimballed Seeker

² Roll-Pitch Gimballed Seeker

³ Roll-Pitch-Yaw Gimballed Seeker

بر اساس ESO^۵ می‌باشد. در این مقاله ویژگی‌های جستجوگر غلت-فراز و تعریف DRR از دو قاب برای جستجوگر مزبور تجزیه و تحلیل می‌شود. مدل‌سازی و شبیه‌سازی سیستم هدایت جستجوگر با حلقه DRR انجام شده است. در مرجع [۱۰] استخراج اطلاعات لازم برای هدایت مانند نرخ چرخش خط دید جستجوگر غلت-فراز در حالت فریب ضد مادون قرمز صورت گرفته است. به منظور استخراج نرخ چرخش خط دید یک مدل فیلتر کالمن پیشنهاد شده است. در این مدل، هدف مانورهای مدل شتاب ثابت (CA) را انجام می‌دهد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که روش پیشنهادی برای استخراج اطلاعات هدایت مانند نرخ چرخش LOS برای جستجوگر غلت-فراز تحت حالت فریب ضد مادون قرمز مؤثر است.

در مرجع [۱۱] روش کنترل بهینه برای جستجوگر غلت-فراز برای جلوگیری از رخ دادن تکنیکی بحث شده است. در این مقاله با مقایسه جستجوگرهای غلت-فراز و فراز-سمت، مزیت جستجوگر غلت-فراز را بیان می‌کند و سپس با بیان مسئله تکنیکی، یک روش کنترل بهینه را برای رفع صحیح این مشکل معرفی می‌کند.

نرخ رد کردن اغتشاش یک شاخص عملکرد مهم برای یک جستجوگر است، نرخ رد اغتشاش بر دقت استخراج خروجی سرعت زاویه‌ای خط دید توسط جستجوگر تأثیر می‌گذارد و یک حلقه پارازیتی^۶ اضافی در حلقه هدایت وارد می‌کند، این حلقه بر پایداری تأثیر می‌گذارد و دقت سیستم هدایت موشک را کاهش می‌دهد. مرجع [۱۲] استخراج سرعت زاویه‌ای خط دید جستجوگر غلت-فراز را بررسی می‌کند همچنین مدل حلقه پارازیتی این جستجوگر ناشی از انحراف مقیاس بین آشکارساز، سنسور زاویه قاب و ژيروسکوپ نرخ زاویه‌ای را تجزیه و تحلیل می‌کند. به دست آوردن نرخ چرخش خط دید برای جستجوگر غلت-فراز از طریق قاب‌های مجازی فراز-سمت در مرجع [۱۳] بررسی شده است. در این مقاله سینماتیک هر دو قاب غلت-فراز و فراز-سمت توصیف شده است. همچنین یک مدل دینامیکی برای قاب غلت-فراز توسعه داده شده است و یک ساختار کنترل متداخل برای کنترل نرخ‌های زاویه‌ای و زوایای خط دید طراحی شده است. علاوه بر این یک مدل سینماتیکی از یک ردیاب توسعه یافته و یک کنترل‌کننده ردیاب مذکور برای حفظ هدف در میدان دید جستجوگر طراحی شده است. معادلات تبدیل بین وضعیت قاب‌های غلت-فراز و فراز-سمت ارائه شده است و در نهایت، نرخ‌های خط دید ساخته شده از طریق شبیه‌سازی با نرخ‌های دید واقعی مقایسه می‌شوند.

در این مقاله، هدف ابتدا به دست آوردن معادلات دینامیکی جستجوگر غلت-فراز با فرض تعادل جرم برای خصوصیات اینرسی قاب‌ها می‌باشد و سپس با طراحی کنترل‌کننده‌های خطی و مود لغزشی و پیاده‌سازی پردازنده در حلقه برای حلقه پایداری این جستجوگر، صحت عملکرد الگوریتم کنترل در شرایط ملموس فیزیکی آزموده می‌شود. در بخش دوم مقاله مدل‌سازی و مقدمات ریاضی مسئله بیان شده است و

فراز ارائه شده است که پارامترهای مدل از روش حداقل مربعات بازگشتی به دست آمده است. در این مرجع برای حل مشکل تکنیکی ابتدا یک مدل حرکتی جدید از خط دید را برای پیش‌بینی تکنیکی ارائه می‌دهد که در آن پارامترهای مدل با استفاده از تخمین گر حداقل مربع بازگشتی^۱ اصلاح شده شناسایی می‌شوند و با پیش‌بینی‌های تکنیکی به عنوان نقاط تعیین شده، یک کنترل‌کننده پیش‌بین طراحی می‌شود تا خطای ردیابی را به حداقل برساند.

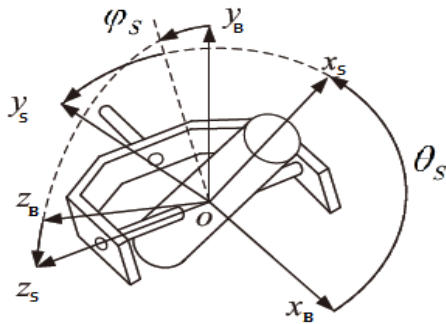
در مرجع [۵] نیز راهکاری جهت حل مشکل عبور از اوج^۲ مطرح شده است، اگر به طور خلاصه بیان شود در کانال غلت زمانی که سر جستجوگر رو به هدف قرار می‌گیرد، نرخ غلت بی‌نهایت شده و تکنیکی اتفاق می‌افتد. در این مرجع راهبرد ردیابی برای حل این مسئله طراحی شده است. در مرجع [۶] اثر اغتشاش در جستجوگر غلت-فراز که ناشی از حرکت زاویه‌ای موشک است در نظر گرفته شده است و راهبرد جدیدی جهت جبران و بهبود اغتشاش ارائه شده است. در این مرجع بیان شده است که معادلات حرکت جستجوگر غلت-فراز نشان می‌دهند که بخشی از اغتشاش توسط پارامترهای لختی قابل تخمین است، همچنین بخشی از اغتشاش ناشی از تداخل دینامیکی را می‌توان با انتخاب خاصی از پارامترهای اینرسی حذف کرد و باقی آن توسط حلقه پایداری با کنترل‌کننده‌ای برای جبران اغتشاش، قابل کاهش است که در مرجع مزبور از این روش استفاده شده است.

مرجع [۷] راهبرد تخمین و ردیابی نرخ خط دید موشک برای جستجوگر غلت-فراز بیان شده است. مدل دینامیکی جستجوگر برای ارائه تجزیه و تحلیل مکانیزم‌ها ساخته شده است و طراحی اینرسی مناسب برای کاهش تداخل‌های دینامیکی و اغتشاشات گشتاور پیشنهاد شده است. همچنین در این مرجع اصول ردیابی با در نظر گرفتن اغتشاشات حرکت موشک و اتصالات بین کانال‌های کنترل ارائه شده است. مدل تخمین خط دید بر اساس فیلتر کالمن UKF ساخته شده است و در نهایت، نتایج و عملکرد روش تخمین خط دید برای این جستجوگر با خروجی LOS مستقیم جستجوگر و همچنین جستجوگرهای مرسوم فراز-سمت مقایسه شده است.

مرجع [۸] یک روش تخمین نرخ خط دید برای جستجوگر طوقه‌دار مادون قرمز غلت-فراز بیان می‌کند. این مرجع نیز با بیان مشکل عبور از اوج و غلتش سریع جستجوگر، یک روش تبدیل مختصات برای جبران تأثیر حرکت غلتشی سریع پیشنهاد کرده است. بر اساس مدل جستجوگر، ابتدا یک تخمین گر نرخ^۳ LOS جدید با الگوریتم فیلتر کالمن ICKF طراحی کرده است و سپس با مقایسه نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که تخمین گر نرخ LOS پیشنهادی از فیلتر EKF، CKF، ICKF بهتر عمل می‌کند و می‌تواند به خوبی با حرکت غلتش سریع مشکل عبور از اوج در جستجوگر مادون قرمز غلت-فراز مقابله کند.

مرجع [۹] یک روش جبران سازی^۴ DRR برای جستجوگر غلت-فراز

^۴ Disturbance Rejection Rate^۵ Extended State Observer^۶ Parasitic^۱ Recursive least square estimator^۲ Zenith pass problem^۳ Line of sight



شکل ۳: ارتباط میان دستگاه‌های مختصات جستجوگر غلت-فراز [۷]

در اینجا θ_S و ϕ_S به ترتیب نشانگر زوایای چرخش غلت و فراز قاب‌ها می‌باشند. [۷] با توجه به شکل ۴ دستگاه‌های مختصات و نحوه تبدیل آن‌ها به یکدیگر از دستگاه اینرسی به دستگاه اشاره گر جستجوگر به فرم زیر تعیین شده است:

$$\{I\} \xrightarrow{R_{xB}(\phi_S)} \{B\} \xrightarrow{R_{z1}(\theta_S)} \{S\}$$

شکل ۴: تبدیل دستگاه‌های مختصات

$R_{z1}(\theta_S)$ و $R_{xB}(\phi_S)$ به ترتیب ماتریس تبدیل از دستگاه بدنی به دستگاه قاب بیرونی و دستگاه قاب بیرونی به دستگاه اشاره گر جستجوگر تعریف می‌شود:

$${}^B R_{xB}(\phi_S) = {}^B_1 C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_{\phi_S} & -s_{\phi_S} \\ 0 & s_{\phi_S} & c_{\phi_S} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$${}^1 R_{z1}(\theta_S) = {}^1_1 C = \begin{bmatrix} c_{\theta_S} & -s_{\theta_S} & 0 \\ s_{\theta_S} & c_{\theta_S} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

همچنین سرعت زاویه‌ای دستگاه‌ها نسبت به اینرسی برابر است با:

$${}^B \dot{C}_{B/I} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad {}^1 \dot{C}_{1/I} = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$${}^1 \dot{C}_{1/B} = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad {}^B \dot{C}_{B/I} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4)$$

برای نگه داشتن هدف در FOV^۱، سرعت زاویه‌ای سمت (ω_{Sy}) و فراز (ω_{Sz}) آشکارساز، باید توسط موتورهای قاب‌ها پایداری شوند [۶]، بدین منظور ابتدا معادلات سینماتیکی سیستم به ترتیب زیر حاصل می‌شود. سرعت زاویه‌ای دستگاه اشاره گر جستجوگر نسبت به دستگاه اینرسی برابر است با:

در نهایت معادلات دینامیکی سیستم به کمک رابطه بقای تکانه زاویه‌ای به دست آمده است. در بخش سوم ابتدا یک کنترل کننده مود لغزشی برای حلقه پایداری این جستجوگر طراحی و سپس نحوه پیاده سازی پردازنده در حلقه و نمودار بلوکی آزمون PIL در ادامه بررسی شده است. در بخش چهارم نتایج شبیه سازی حاصل از اعمال کنترل کننده‌های خطی PID و مود لغزشی به سیستم و همچنین نتایج آزمون پردازنده در حلقه در حضور کنترل کننده مود لغزشی نشان داده شده است.

۲- مدل سازی و مقدمات ریاضی

جستجوگر غلت-فراز شامل دو قاب غلت و فراز است که روی بدنه رهگیر نصب می‌شود. قاب بیرونی نسبت به بدنه حرکت غلت و قاب درونی نسبت به قاب بیرونی حرکت فراز انجام می‌دهد. آشکارساز و ژيروسکوپ‌های نرخ‌ی روی قاب درونی قرار دارند. به منظور آشکارسازی و ردگیری هدف، ابتدا قاب خارجی حرکت غلت انجام می‌دهد و سپس، قاب داخلی با حرکت فراز به سمت هدف متمایل می‌شود. در نتیجه، قاب خارجی باید دینامیک سریع تری نسبت به قاب داخلی داشته باشد.

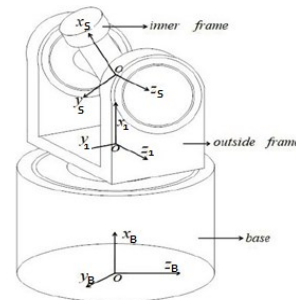
۱-۲ معادلات سینماتیکی سیستم

برای تحلیل بهتر مکانیسم بایستی چارچوب‌هایی برای هر یک از اجزای مکانیکی (قاب‌های داخلی و خارجی و بدنه موشک) تعریف شود. در اینجا چارچوب‌ها به صورت ذیل در نظر گرفته شده اند:

- چارچوب $\{I\}$ اینرسی،
- چارچوب $\{S\}$ قاب داخلی (اشاره گر جستجوگر^۱)،
- چارچوب $\{1\}$ قاب بیرونی،
- چارچوب $\{B\}$ چسبیده به بدنه موشک

مطابق

شکل ۲ در نظر گرفته شده است. در مونتاژ جستجوگر غلت-فراز، حسگر به طور معمول روی قاب فراز داخلی یعنی محور اشاره گر جستجوگر قرار می‌گیرد، قاب غلت خارجی نیز بر روی بدنه موشک ثابت شده است. روابط بین دستگاه اشاره گر جستجوگر، دستگاه قاب بیرونی و دستگاه بدنه موشک B در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۲: چارچوب‌های مختصات جستجوگر غلت-فراز [۳]

¹ Seeker pointing system

² Field of view

در نتیجه M_{1x} به دست آمده است:

$$-(-s_{\varphi_S} q + c_{\varphi_S} r)(c_{\varphi_S} q + s_{\varphi_S} r)j_{1y}$$

از طرفی α طبق مشتق معادلات سینماتیک سیستم برابر خواهد بود با:

$$\Rightarrow s_{\theta_c}'' = \frac{1}{2} \frac{1}{\cos^2 \theta_c} \left(\frac{1}{\cos^2 \theta_c} - \frac{1}{\sin^2 \theta_c} \right) \quad (1)$$

$$-s\theta_S^i \quad \text{if } i = 1, 2, \dots, n-1,$$

$$+c_{\theta_S} c_{\varphi_S} i \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad S^i$$

۲-۳- مدل نهایی سیستم

طبق روابط (۱۱) و (۱۳) به دست آمده در بخش ۲-۲ معادلات دینامیکی توصیف کننده جستجوگر غلت-فراز به فرم زیر حاصل شد:

$$\left\{ \begin{array}{l} M_{1x}^c = j_{1x}^{c-} \\ -(-s \varphi_S^{q+c} \varphi_S^{r})(c \varphi_S^{q+s} \varphi_S^r) j_{1y} \\ i \sum_{j \in S_z} (M^c S_z + M^d S_z) \end{array} \right. \cdot S^{q+c} \varphi_S^{r-} \quad (15)$$

همین طور که در بخش ۲-۲ نیز بیان گردید برای نگه داشتن هدف در میدان دید جستجوگر، سرعت زاویه‌ای سمت (ω_{Sy}) و فراز (ω_{Sz}) آشکارساز، باید توسط موتورهای قاب پایدار شود. طبق معادله (۱۵)، چرخش قاب فراز یک فرایند کنترل شده خطی است، بنابراین می‌توان حلقه پایداری فراز را به روش کنترل کلاسیک طراحی کرد. در مقابل، چرخش قاب غلت یک روند کنترل شده غیرخطی پیچیده است. گشتاور درایو غلت هر دو شتاب زاویه‌ای غلت و سمت ردیاب را ایجاد می‌کند و بهره بین گشتاور درایو غلت و شتاب‌های زاویه‌ای غیرخطی و متغیر با زمان است. با ضرب طرفین معادله (۱۳) در S_{θ_S} معادله کانال غلت برابر است با:

$$-s\theta_S(-s\varphi_S q+c\varphi_S r)(c\varphi_S q+s\varphi_S r)j_{1y}$$

با جایگذاری ** ، معادله برابر است با:

$$\Rightarrow S_{\bar{c}/I} \begin{bmatrix} \omega_{Sx} \\ \omega_{Sy} \\ \omega_{Sz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + S_{\bar{c}} \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + S_B^c \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

در نهایت معادلات سینماتیک سیستم برابر خواهد بود با:

$$\begin{cases} \omega_{Sx} = {}^c\theta_S \zeta & {}^{+s}\theta_S {}^c\varphi_S q + {}^{+s}\theta_S {}^s\varphi_S r \\ \omega_{Sy} = -{}^s\theta_S \zeta & {}^{+c}\theta_S {}^c\varphi_S q + {}^{+c}\theta_S {}^s\varphi_S r \\ \omega_{Sz} = i & {}^{+c}\varphi_S r \end{cases} \quad (9)$$

۲-۲- معادلات دینامیکی سیستم

در این بخش به کمک رابطه بقای تکانه زاویه‌ای معادلات دینامیکی توصیف کننده جستجوگر به دست آمده است. به منظور طراحی حلقه پایداری سازی سیستم و نگه داشتن هدف در FOV، سرعت زاویه‌ای سمت (ω_{sy}) و فراز (ω_{sz}) آشکارساز، باید توسط موتورهای قاب‌ها پایداری شوند. بدین منظور معادلات گشتاورهای $1\dot{M}_S$ و $S\dot{M}_S$ به ترتیب در محور x دستگاه قاب بیرونی و z دستگاه اشاره گر حاصل می شود. ماتریس اینرسی $1J_S$ و SJ_S با فرض تعادل جرم برای خصوصیات اینرسی قاب

$$\text{برابر خواهد بود با: } \begin{cases} j_{Sxy} = j_{Sxz} = j_{Syz} = 0 \\ j_{lxy} = j_{lxz} = j_{lyz} = 0 \end{cases}$$

$$S_{J_S} = \begin{bmatrix} j_{Sx} & 0 & 0 \\ 0 & j_{Sx} & 0 \\ 0 & 0 & j_{Sz} \end{bmatrix}, \quad {}^1J_1 = \begin{bmatrix} j_{1x} & 0 & 0 \\ 0 & j_{1y} & 0 \\ 0 & 0 & j_{1z} \end{bmatrix} \quad (V)$$

همچنین برای کمینه کردن اغتشاشات داخلی، طرح معادله (۸) متناسب با خواص اینرسی ارائه شده است [۶]:

$$\{j_{S_X} = j_{S_Y} \quad (\wedge)$$

به کمک رابطه بقای تکانه زاویه‌ای و قضیه کورلیوس گشتاور S_{M_S} برابر خواهد بود با:

$$S_{\bar{M}S} = (\psi_{\bar{M}S}) - (\psi_{S\bar{M}S}) + \psi_{\bar{M}} + \bar{S} \quad (9)$$

آنگاه $S M_S$ به دست خواهد آمد:

$$S_{\Lambda_S^-} = \begin{bmatrix} \omega_{Sx} \omega_{Sz} (j_{Sx} - j_{Sy}) + j_{Sx} i \\ \omega_{Sx} \omega_{Sz} (j_{Sx} - j_{Sy}) + j_{Sy} i \\ j_{Sz} i \end{bmatrix} \quad (1)$$

در نتیجه گشتاور محور Z دستگاه اشاره گر جستجوگر برابر خواهد بود با:

$$\begin{aligned} M_{S_z} &= M_{S_z}^c + M_{S_z}^d = j_{S_z} \epsilon \\ \Rightarrow \epsilon &= \frac{1}{j_{S_z}} (M_{S_z}^c + M_{S_z}^d) \end{aligned} \quad (2)$$

گشتاور $1M_{\text{g}}$ به کمک رابطه بقای تکرانه زاویه‌ای و قضیه کورلیوس برابر خواهد بود با:

بنابراین، طراحی کنترل کننده مود لغزشی برای سیستم های چند ورودی- چند خروجی انجام می شود. برای طراحی سیگنال کنترلی کران نامعینی ها به صورت زیر مفروض است:

$$\begin{cases} |T_{D-roll}| < |j_{1x}| T_{D-roll}^+ \\ |T_{r1}| < |j_{1x}| T_{r1}^+, T_{r1} = -s_{\theta_S} M_{1x}^d \\ |M_{S_z}^d| < |j_{S_z}| M_{S_z}^{d+} \end{cases} \quad (23)$$

از آنجایی که با دو معادله مرتبه ۱ روبرو هستیم لذا سطوح لغزش S_1 و S_2 برابر است با:

$$\begin{cases} S_1 = \omega_{S_z} - \omega_{S_zd} \\ S_2 = \omega_{S_y} - \omega_{S_yd} \end{cases} \quad (24)$$

سیگنال کنترل مود لغزشی از دو جمله کنترل نامی و مقاوم تشکیل شده است. این سیگنال در حالت کلی به صورت زیر است:

$$u = u_{eq} + u_{robust} \quad (25)$$

که در آن u_{eq} جمله ی نامی شبیه به خطی سازی با پس خور و u_{robust} جمله ای برای جبران سازی نامعینی ها تعیین شده است؛ بنابراین طراحی u_{eq} به منظور حذف جملات غیر خطی معین برابر خواهد بود با:

$$\begin{cases} \dot{S}_1 = -j_{1x} \dot{\theta}_S \\ \Rightarrow M_{S_z}^c = u_{1eq} = j_{1x} \dot{\theta}_S \\ \dot{S}_2 = -j_{1x} \dot{\theta}_S \\ \Rightarrow M_{1x}^c = u_{2eq} = -\frac{j_{1x}}{\sin \theta_S} \dot{\theta}_S \end{cases} \quad (26)$$

در نهایت با اضافه نمودن u_{robust} به منظور جبران سازی نامعینی ها کنترل کننده نهایی برابر خواهد بود با:

$$\begin{cases} u_1 = u_{1eq} - k_1 \text{sign}(S_1) = j_{1x} \dot{\theta}_S \text{sign}(\omega_{S_z} - \omega_{S_zd}) \\ u_2 = u_{2eq} - k_2 \text{sign}(S_2) = -\frac{j_{1x}}{\sin \theta_S} \dot{\theta}_S \text{sign}(\omega_{S_y} - \omega_{S_yd}) \end{cases} \quad (27)$$

که ضریب k از شرط لغزش به صورت زیر حاصل می گردد:

$$\begin{cases} k_1 \geq |j_{S_z}| \eta_1 + |M_{S_z}^{d+}| \\ k_2 \geq \frac{1}{|\sin \theta_S|} T_{D-roll}^+ - \frac{1}{|\sin \theta_S|} T_{r1}^+ - \frac{|j_{1x}|}{|\sin \theta_S|} \eta_2 \end{cases} \quad (28)$$

۳-۱- پیاده سازی پردازنده در حلقه

در مراحل تحقیق و توسعه سامانه هدایت و کنترل یک موشک، لازم است آزمون های متعددی جهت راستی آزمایی و دقت در هر مرحله صورت گیرد. کامل ترین این آزمون ها قبل از آزمایش پروازی سامانه، آزمون سخت افزار در حلقه می باشد. [۱۴] طبق نمودار ۷ برای رسیدن به آزمون نهایی سخت افزار در حلقه، پس از اینکه الگوریتم کنترل

$$\begin{aligned} s_{\theta_S} M_{1x}^c &= j_{1x} [-c_{\theta_S} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots] \\ -s_{\theta_S} \dot{\theta}_S &\quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \\ -s_{\theta_S} \dot{\theta}_S \quad \dots &+ c_{\theta_S} c_{\phi_S} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \\ +j_{1x} s_{\theta_S} \dot{\theta}_S &\quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \\ +j_{1z} s_{\theta_S} (\dot{\theta}_S &\quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots) \\ -s_{\theta_S} (-s_{\phi_S} q &+ c_{\phi_S} r) (c_{\phi_S} q + s_{\phi_S} r) j_{1y} \end{aligned} \quad (17)$$

در نهایت معادله نهایی کانال غلت به دست خواهد آمد:

$$j_{1x} \dot{\theta}_S \quad M_{1x}^c + T_{D-roll} - s_{\theta_S} M_{1x}^d \quad (18)$$

به طوری که گشتاور اغتشاش T_{D-roll} برابر خواهد بود با:

$$\begin{aligned} T_{D-roll} &= [j_{1x} c_{\theta_S} c_{\phi_S} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots] \\ &\quad -s_{\theta_S} (-s_{\phi_S} q + c_{\phi_S} r) (c_{\phi_S} q + s_{\phi_S} r) j_{1y} + \\ &\quad + [-j_{1x} c_{\theta_S} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots] \\ &\quad -j_{1x} c_{\theta_S} s_{\phi_S} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \\ &\quad + j_{1z} s_{\theta_S} (\dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots) \end{aligned} \quad (19)$$

گشتاور اغتشاش T_{D-roll} را می توان به دو قسمت تقسیم کرد:

$$\begin{cases} T_{1D-roll} = -j_{1x} c_{\theta_S} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \\ -j_{1x} s_{\theta_S} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \\ -j_{1x} s_{\theta_S} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \\ +j_{1z} s_{\theta_S} (\dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots) \\ T_{2D-roll} = j_{1x} c_{\theta_S} c_{\phi_S} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \\ -s_{\theta_S} (-s_{\phi_S} q + c_{\phi_S} r) (c_{\phi_S} q + s_{\phi_S} r) j_{1y} \end{cases} \quad (20)$$

$T_{1D-roll}$ اغتشاش تداخل حرکت قابها است که از حرکت نسبی قابها ناشی می شود و $T_{2D-roll}$ اغتشاش تداخل حرکت بدنی است که از حرکت بدنه موشک ناشی می شود. معادلات دینامیکی نهایی توصیف کننده سیستم برابر خواهد بود با:

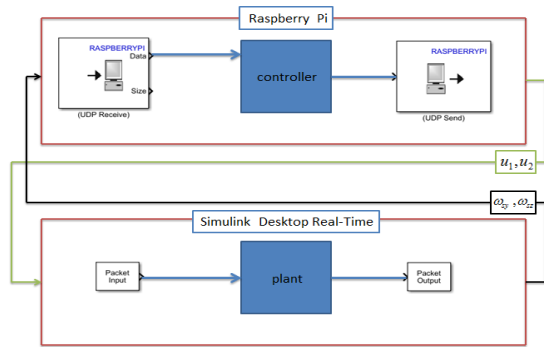
$$\begin{cases} j_{1x} \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \\ \dot{\theta}_S \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \\ j_{S_z} \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \end{cases} \quad (M_{1x}^c + T_{D-roll} - s_{\theta_S} M_{1x}^d) \quad (21)$$

از معادله (۶)، $\dot{\theta}_S$ و $\dot{\theta}_S$ برابر است با:

$$\begin{cases} \dot{\theta}_S = -\omega_{S_y} - p + \cot \theta_S \cos \phi_S q + \cot \theta_S \sin \phi_S r \\ \dot{\theta}_S = \omega_{S_z} + \sin \phi_S q + \cos \phi_S r \end{cases} \quad (22)$$

۳- طراحی کنترل کننده مود لغزشی و پیاده سازی پردازنده در حلقه

با توجه به معادله (۲۱) جستجوگر غلت-فراز دو ورودی کنترلی دارد.



شکل ۷: نمودار بلوکی ارسال و دریافت اطلاعات از رزبری پای به رایانه شبیه‌ساز

۴- نتایج

در این بخش، نتایج شبیه‌سازی حاصل از اعمال کنترل کننده خطی PID و مود لغزشی به سیستم ارائه شده است. معادله کانال فراز خطی است لذا ملاحظه می‌شود با کمک کنترل کننده خطی با انتخاب ضرایب مناسب سیستم پایدار خواهد شد اما معادله کانال غلت غیر خطی است به همین سبب با برگزیدن یک کنترل کننده خطی سیستم پایدار نشده است لذا در بخش ۳-۴ تلاش شده است در دو حالت شبیه‌سازی زمان واقعی و پردازنده در حلقه با کمک یک کنترل کننده غیر خطی مقاوم از نوع مود لغزشی، جستجوگر در هر دو کانال فراز و غلت پایدار گردد. همچنین پارامترهای کنترل کننده مود لغزشی و مشخصات شبیه‌سازی در جدول ۱ آمده است.

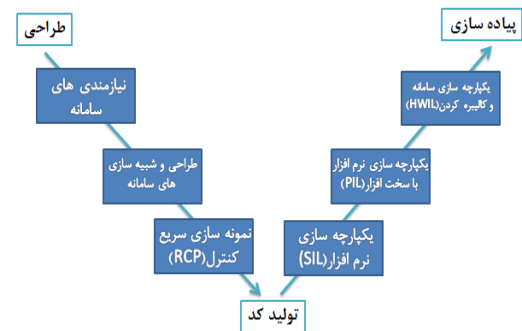
جدول ۱: مشخصات شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار	توصیف
P_{pitch_s}	۵	ضریب تناسبی کنترل کننده PID حلقه پایداری (کانال فراز)
I_{pitch_s}	۱۰	ضریب انتگرالی کنترل کننده PID حلقه پایداری (کانال فراز)
P_{roll_s}	۱۰	ضریب تناسبی کنترل کننده PD حلقه پایداری (کانال غلت)
D_{pitch_s}	۰/۰۰۱	ضریب مشتقی کنترل کننده PID حلقه پایداری (کانال فراز)
D_{roll_s}	۱	ضریب مشتقی کنترل کننده PD حلقه پایداری (کانال غلت)
J_{Sx}	۰/۰۰۱	لختی دورانی محور سوم چارچوب S
J_{1x}	۰/۰۰۰۵	لختی دورانی محور اول چارچوب ۱
k_1	۲۰	ضریب کنترلی کانال فراز (کنترل کننده مود لغزشی)
k_2	۳۰	ضریب کنترلی کانال غلت (کنترل کننده مود لغزشی)

۴-۱- پاسخ سیستم حلقه باز به ورودی پله واحد

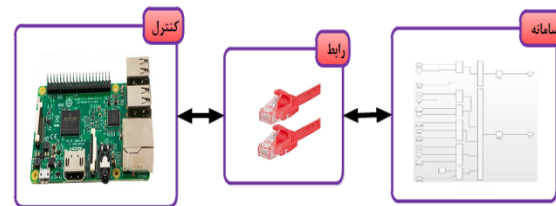
در این بخش پاسخ‌های سیستم موردنظر به ورودی پله واحد دیده می‌شود. پاسخ سرعت زاویه‌ای کانال فراز در شکل ۸ آمده است.

آزمون^۱ SIL را با موفقیت پشت سر گذاشت، نوبت به آزمون پردازنده در حلقه، PIL می‌رسد و صحت عملکرد الگوریتم کنترل، در شرایط ملموس فیزیکی مورد تأیید نهایی قرار می‌گیرد.



شکل ۵: نمودار ۷ [۱۵]

در این آزمون مدل سامانه به صورت زمان-واقعی در رایانه شبیه‌سازی شده و الگوریتم کنترل در 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. [۱۶] از این آزمون جهت اعتبارسنجی پیاده‌سازی الگوریتم کنترل بر روی سامانه تعبیه شده استفاده می‌شود و بسیاری از خطاها و نواقص کد نویسی به خصوص از نظر زمانی، در این مرحله آشکار می‌شوند. این آزمون همچنین جهت بررسی قدرت پردازش و محاسبات پردازنده مناسب می‌باشد. نمودار بلوکی این روش آزمون در شکل ۶ آورده شده است.



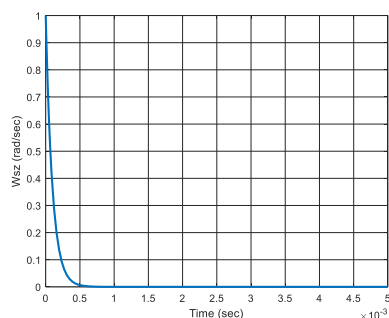
شکل ۶: نمودار بلوکی آزمون PIL

به منظور انجام تست PIL کنترل کننده به کد C/C++ تبدیل می‌گردد و در رزبری پای مجهز به پردازنده ARM Cortex-A53 مستقر می‌شود، مدل سیستم نیز در محیط زمان-واقعی شبیه‌سازی متلب قرار داده می‌شود. به کمک ابزار کتابخانه بسته پشتیبان شبیه‌سازی برای برد رزبری پای ارتباط LAN تحت پروتکل UDP^۳ پس از انجام تنظیمات شبکه میان رزبری پای و رایانه برقرار شده است. اطلاعات مربوط به محیط زمان-واقعی که محل استقرار مدل سیستم است توسط واحد Packet Output در پروتکل UDP برای رزبری پای ارسال می‌شود و توسط واحد UDP Receive دریافت می‌شود و پس از پردازش اطلاعات در برد رزبری پای، اطلاعات پردازش شده توسط واحد UDP Send به محیط شبیه‌سازی زمان-واقعی ارسال می‌شود و توسط Packet Input در پروتکل UDP دریافت شده و به سیستم اعمال می‌شود.

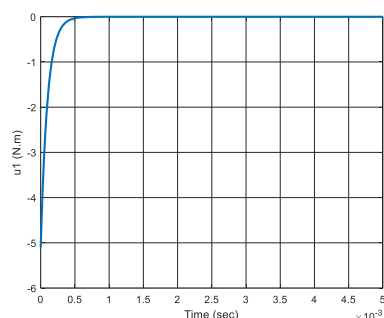
^۳ User Datagram Protocol

^۱ Simulink in the loop

^۲ Processor in the loop



شکل ۱۰: پاسخ سرعت زاویه ای کانال فراز جستجوگر در حضور کنترل کننده خطی



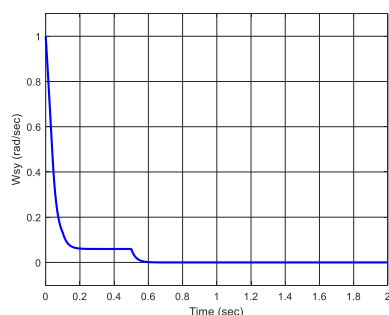
شکل ۱۱: سیگنال کنترلی کانال فراز

۴-۳- نتایج شبیه سازی زمان-واقعی در حضور

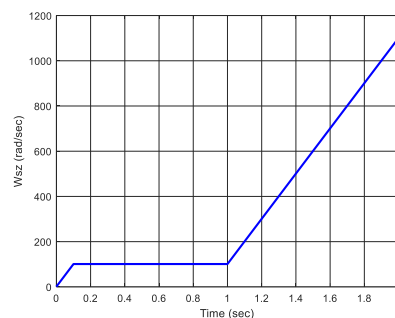
کنترل کننده مود لغزشی

به کمک ابزار Simulink Desktop Real-Time مدل شبیه سازی حلقه پایداری جستجوگر غلت-فراز همراه با اغتشاش، به صورت زمان-واقعی بر روی رایانه شبیه سازی شده است. درواقع Simulink Desktop Real-Time شامل یک هسته بلادرنگ است که با بالاترین اولویت در سیستم عامل ویندوز اجرا می شود. این هسته بلادرنگ درایورهای دستگاه I/O را بارگیری می کند و با Simulink ارتباط برقرار می کند. درایورهای دستگاه I/O به موازات شبیه سازی Simulink در حالت عادی به صورت بلادرنگ اجرا می شوند. با انتخاب زمانه نمونه برداری ۰/۰۰۵ ثانیه نتایج شبیه سازی زمان-واقعی حلقه پایداری جستجوگر در حضور اغتشاش به صورت زیر است:

(مقادیر اولیه سرعت های زاویه ای کانال فراز و غلت ۱ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است و هدف رسیدن به مقدار ۰ رادیان بر ثانیه است)

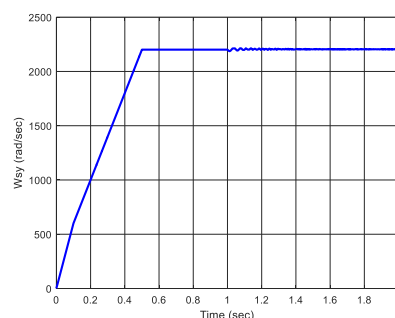


شکل ۱۲: سرعت زاویه ای کانال غلت جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی)



شکل ۸: پاسخ سرعت زاویه ای کانال فراز جستجوگر به ورودی پله واحد

و همچنین پاسخ سرعت زاویه کانال غلت در شکل ۹ آمده است.



شکل ۹: پاسخ سرعت زاویه ای کانال غلت جستجوگر به ورودی پله واحد

آن طور که در شکل ۸ و ۹ مشخص است، می توان پی برد که پاسخ سیستم بدون وجود کنترل کننده دارای عملکرد مطلوبی نیست. در بخش های بعدی دیده خواهد شد که کنترل کننده های مناسب طراحی شده و به سیستم اعمال می شود تا نتایج مطلوب حاصل گردد.

۴-۲- پاسخ سیستم در حضور کنترل کننده خطی PID

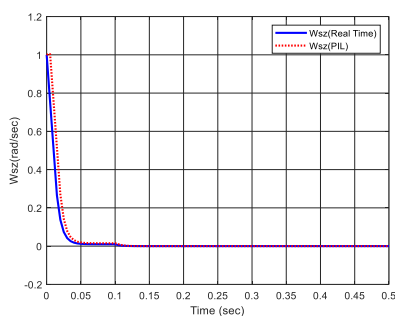
در این بخش از کنترل کننده خطی PID برای کنترل کانال فراز در حلقه پایداری استفاده شده است، همچنین از کنترل کننده خطی PD برای کنترل کانال غلت استفاده شده است. ضرایب کنترل کننده ها متناسب با جدول ۱ برگزیده شده اند. نتایج پاسخ سرعت زاویه ای کانال فراز جستجوگر در حضور کنترل کننده خطی با در نظر گرفتن اثر اغتشاش در شکل های ۱۰ و ۱۱ رسم شده است. (لازم به ذکر است که مقادیر اولیه سرعت های زاویه ای کانال فراز و غلت ۱ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است)

با توجه به شکل ۱۰ و ۱۱ و معادلات دینامیکی سیستم مشاهده می گردد معادله کانال فراز خطی است لذا با کمک کنترل کننده خطی با انتخاب ضرایب مناسب سیستم پایدار شده است، اما با توجه به معادله غیرخطی کانال غلت و نتایج به دست آمده، با برگزیدن یک کنترل کننده خطی سیستم پایدار نشده است.

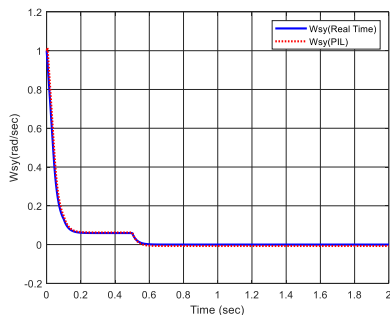
سخت افزار، از هیچ وسیله ورودی- خروجی استفاده نمی شود. سرعت زاویه ای کانال غلت و فراز جستجوگر در حضور اغتشاش برای دو آزمون real-time و PIL در دو شکل ۱۷ و ۱۸ آمده است:



شکل ۱۶: محیط آزمایشگاهی انجام تست PIL

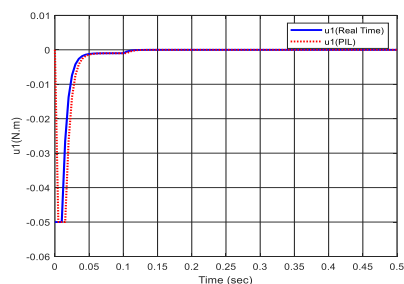


شکل ۱۷: سرعت زاویه ای کانال فراز جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی و PIL)

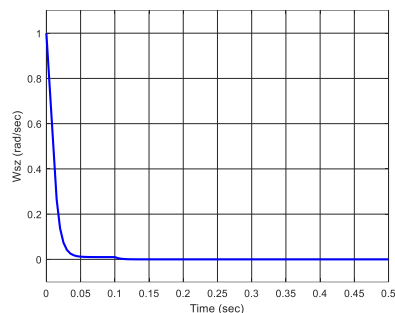


شکل ۱۸: سرعت زاویه ای کانال غلت جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی و PIL)

سیگنال کنترلی کانال غلت و فراز جستجوگر در حضور اغتشاش برای دو آزمون real-time و PIL در دو شکل ۱۹ و ۲۰ آمده است:

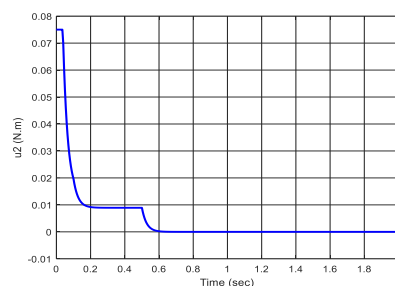


شکل ۱۹: سیگنال کنترلی کانال فراز جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی و PIL)

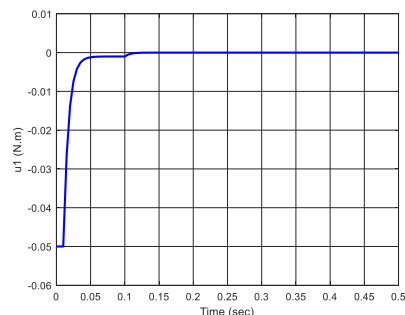


شکل ۱۳: سرعت زاویه ای کانال فراز جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی)

سیگنال کنترلی کانال غلت و فراز جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی):



شکل ۱۴: سیگنال کنترلی کانال غلت جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی)



شکل ۱۵: سیگنال کنترلی کانال فراز جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی)

۴-۴ نتایج آزمون پردازنده در حلقه در حضور

کنترل کننده مود لغزشی

در این بخش نتایج آزمون پردازنده در حلقه برای پایداری با نتایج بخش مربوط به آزمون شبیه سازی زمان-واقعی مقایسه شده است. شکل ۱۶ محیط آزمایشگاهی اجرای تست PIL مربوط به مقاله را نشان می دهد که متشکل از برد رزبری پای مدل B۳ پلاس و رایانه شبیه ساز است که با رابط اترنت با سرعت ۱۰۰۰ مگابیت بر ثانیه تبادل داده می کنند. همان طور که در بخش ۳-۱ اشاره گردید، مدل سامانه به صورت زمان-واقعی در رایانه شبیه سازی شده و الگوریتم کنترل در برد رزبری پای، پیاده سازی می شود و به جز رابط اترنت جهت تبادل داده بین رایانه و

از زمان ارسال و دریافت اطلاعات بین پردازنده و رایانه می باشد. در نهایت کنترل کننده مود لغزشی طراحی شده برای حلقه پایداری سازی توانست در یک شرایط ملموس فیزیکی مورد صحت سنجی قرار گیرد و موفق به کنترل جستجوگر در دو کانال غلت و فراز شود.

مراجع

[۱] م. عاروان، س.ا. مرتضوی نیر، ع. محمودی، ردیابی در جستجوگرهای رتیکلی، انتشارات سرونگار، ۱۳۹۴.

[2] H. Liu, M. Zhu, B. Liu, H. Jia, 2013, "LOS Stabilization and gyro configuration analysis for roll-pitch seeker", Applied Mechanics and Materials, Vol. 397-400, pp. 530-535.

[3] Z. Liu, Q. Wang, Y. Zhao, 2019, "Study on compensation strategy for interference torque in Roll-pitch seeker", IEEE 4th Advanced Information Technology, Electronic and Automation Control Conference.

[4] X. Wang, B. Mo, X. Li, S. Su, 2020, "Predictive Functional Control-Based Zenith pass Controller Design for Roll-Pitch Seeker", International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2020, pp. 12.

[5] H. Jiang, H. Jia, Q. Wei, 2012, "Analysis of zenith pass problem and tracking strategy design for roll-pitch Seeker", Aerospace Science and Technology, Vol. 23, pp. 345-351.

[6] X. Liu, B. Mo, F. Liu, 2020, "Line of Sight Stabilization of Roll-pitch Seeker using differentiator-based disturbance compensation control", Journal of Aerospace Engineering, Vol. 234.

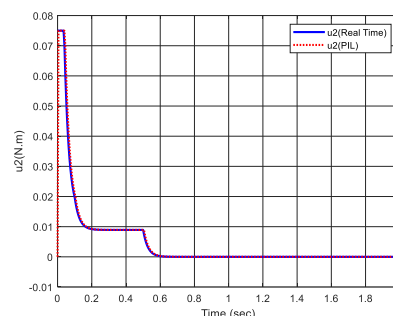
[7] X. Liu, B. Mo, 2018, "Line of Sight estimation for missile with roll-pitch seeker", Chinese Control Conference (CCC).

[8] X. Wang, B. Mo, X. Li, F. Liu, 2019, "A line-of-sight rate estimation method for roll-pitch gimbaled infrared seeker", Optik, Vol. 192.

[9] Y. Li, W. Li, X. Liu, Q. Xia, 2021, "A New Compensation Method for DRR of a Roll-Pitch Seeker Based on ESO", International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2021.

[10] L. Yue, H. Lei, X. Qunli, 2020, "Line-of-sight rates extraction of roll-pitch seeker under anti-infrared decoy state", Journal of Systems Engineering and Electronics, Vol. 32, pp. 178 - 196.

[11] J. Park, S. Hong, H. Roh, M. Tahk, Y. Kim, J. Yun, 2018, "Optimal Control of Roll-Pitch Seeker with Singularity Avoidance", 26th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED).



شکل ۲۰: سیگنال کنترلی کانال غلت جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی و PIL)

به خاطر تأخیر ناشی از ارسال و دریافت اطلاعات بین پردازنده و رایانه، میان نتایج حاصل از آزمون PIL و شبیه سازی زمان-واقعی به اندازه یک واحد زمان نمونه برداری (۰/۰۰۵ ثانیه) اختلاف وجود دارد. با توجه به اینکه مقادیر اولیه سرعت های زاویه ای کانال فراز و غلت ۱ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است، در کانال فراز مشاهده می شود که پردازنده (کنترل کننده) با اعمال گشتاور ۰/۰۵ نیوتن متر توانسته است در کمتر از ۰/۱ ثانیه سیستم را پایدار نماید. در کانال غلت نیز مشاهده می شود که پردازنده (کنترل کننده) با اعمال گشتاور ۰/۰۷۵ نیوتن متر توانسته است در کمتر از ۰/۶ ثانیه سیستم را پایدار نماید و در هر دو کانال بین نتایج پیاده سازی و آزمون زمان-واقعی فقط یک واحد زمان نمونه برداری (۰/۰۰۵ ثانیه) اختلاف در رسیدن به سطح پایداری ۰ رادیان بر ثانیه وجود دارد. در حالت کلی نتایج حاصل از آزمون PIL نشان می دهد کنترل کننده مستقر شده در برد رزبری پای با وجود تأخیر ناشی از ارسال و دریافت اطلاعات توانسته است سیستم را به مشابه آزمون شبیه سازی زمان-واقعی پایدار نماید.

۵- نتیجه گیری

در این مقاله ابتدا با تعریف دستگاه های مختصات معادله دینامیکی سیستم ارائه شد. سپس با طراحی کنترل کننده خطی PID و مود لغزشی برای حلقه پایداری سازی جستجوگر با در نظر گرفتن اثرات ناشی از تداخل حرکت قاب ها، جستجوگر در هر دو کانال غلت و فراز بررسی شد، در حضور کنترل کننده خطی در کانال فراز سیستم پایدار شده است اما چون معادله کانال غلت غیرخطی است به همین سبب با برگزیدن یک کنترل کننده خطی سیستم پایدار نشده است.

سپس در حضور کنترل کننده مود لغزشی سیستم در هر دو کانال پایدار شده است و به منظور آزمون صحت عملکرد الگوریتم کنترل مود لغزشی طراحی شده در حلقه پایداری سازی در شرایط ملموس فیزیکی آزمون PIL انجام شد. در این آزمون مدل سامانه به صورت زمان-واقعی در رایانه شبیه سازی شد و الگوریتم کنترل مود لغزشی در برد رزبری پای مجهز به پردازنده ARM Cortex-A53، پیاده سازی و نتایج نشان داده شد. میان نتایج حاصل از آزمون PIL و آزمون شبیه سازی به اندازه یک واحد زمان نمونه برداری (۰/۰۰۵ ثانیه) اختلاف وجود داشت که این تأخیر ناشی

[12] B. Xiao, H. Zhou, D. Yao and Q. Xia, 2023, "Research on the Influence of the Parasitic Loop of the Roll-Pitch Seeker on the Stability of the Guidance System", Journal of Physics: Conference Series.

[13] O. ÇİFDALÖZ, 2021, "Line-of-sight rate construction for a roll-pitch gimbal via a virtual pitch-yaw gimbal", Turkish Journal of Electrical Engineering & Computer Sciences, Vol. 29, pp. 5.

[۱۴] ح. عرب عامری، م. عاروان، ۱۳۸۹، "پیاده‌سازی آزمونگر سخت‌افزار در حلقه به روش تزریق سیگنال برای سامانه کنترل موشک خاص"، مجله کنترل، جلد ۴، صفحه ۵۲-۶۰.

[۱۵] ا. یعقوبی، ۱۳۹۲، "طراحی و ساخت رایانه پرواز و آزمونگر سخت‌افزار در حلقه آن به روش تزریق سیگنال برای پرتابه هدایت‌شونده خاص"، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشکده برق و الکترونیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر.

[16] C. Köhler, 2011, "Enhancing Embedded Systems Simulation: A Chip-Hardware-in-the-Loop Simulation Framework", springer.