مجله کنترل
ISSN (print) 2008-8345
ISSN (online) 2538-3752
مقاله پژوهشی
جلد ۱۸، شماره ۴، زمستان ۱۴۰۳، صفحه ۷۷-۶۷

مدل‌سازی، طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی و پیاده‌سازی پردازنده در حلقه برای حلقه‌ی پایداری جستجوگر غلت-فراز

محمد آخوندی بردشاهی[۱]، محمدرضا عاروان[۲]، مجید زارعی[۳]

[۱] فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، mohammadakhundi@hotmail.com

[۲] استاد، دانشکدهٔ مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، arvan@mut.ac.ir

[۳] استادیار، دانشکدهٔ مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، mr.majid.zarei@gmail.com

دریافت: ۱۴۰۳/۰۶/۱۶ ویرایش: ۱۴۰۳/۰۹/۰۳ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۳۰

چکیده: در این مقاله به مدل‌سازی، طراحی کنترل‌کننده خطی و مود لغزشی و پیاده‌سازی پردازنده در حلقه برای یک جستجوگر غلت-فراز پرداخته شده است. دینامیک جستجوگر غلت-فراز رفتار غیرخطی و تداخل شدیدی دارد و همچنین وجود نامعینی‌ها و اغتشاش مدل نشده باعث ایجاد عدم قطعیت در مدل شده است. به‌منظور کنترل دینامیک غیرخطی این جستجوگر و مقابله با عدم قطعیت‌ها، کنترل‌کننده مود لغزشی دو ورودی-دو خروجی طراحی شده است و نتایج با کنترل‌کننده خطی مقایسه شده است. نتایج شبیه‌سازی عددی در حضور کنترل‌کننده مود لغزشی نشان می‌دهد حلقه پایدارسازی جستجوگر مزبور در دو کانال غلت و فراز، عملکرد مناسبی دارد. همچنین عملکرد کنترل‌کننده طراحی‌شده در حضور عدم قطعیت در پارامتر لختی دورانی قاب‌ها بررسی و نشان داده شده است که این کنترل‌کننده نسبت به آن مقاوم است. به‌منظور آزمودن صحت عملکرد الگوریتم کنترل مود لغزشی طراحی شده در حلقه پایدارسازی در شرایط ملموس فیزیکی آزمون پردازنده در حلقه انجام شده است. در این آزمون مدل سامانه به‌صورت زمان-واقعی در رایانه شبیه‌سازی شد و الگوریتم کنترل مود لغزشی در برد رزبری‌پای مجهز به پردازنده ARM Cortex-A53 پیاده‌سازی و نتایج با آزمون زمان-واقعی مقایسه شد.

کلمات کلیدی: جستجوگر غلت-فراز، کنترل‌کننده مود لغزشی، حلقه پایداری، آزمون پردازنده در حلقه، برد رزبری‌پای

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

Mohammad Akhoundi 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

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]

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.

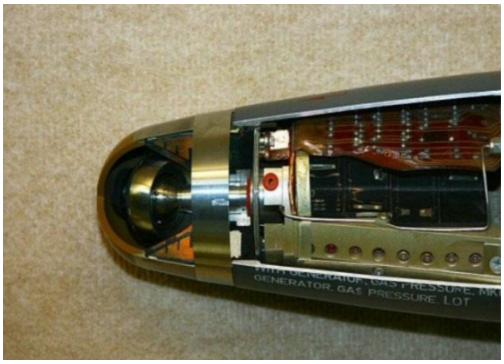
۱- مقدمه

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 ۴۰ تا ۶۰ 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 پایدارسازی می‌شود تا فارغ از اغتشاشات ناشی از حرکت زاویه‌ای بدنه‌ی موشک، در راستای مشخصی باقی بماند. متداول‌ترین روش برای این پایدارسازی، چرخاندن قاب به‌گونه‌ای است که هم مانند یک ژیروسکوپ عمل کند و هم سیگنال‌های کنترلی بتوانند آن را در راستای پایدار شده‌ای نگه‌دارند؛ به‌عبارت‌دیگر، تغییر در راستای قاب فقط توسط سیگنال‌های مدارات ردیابی انجام می‌گردد. در جستجوگرهای طوقه‌دار ابزار بینایی بر روی قاب‌هایی سوار هستند. جستجوگرهای طوقه‌دار ازلحاظ پیکربندی‌های مختلف جهت ردیابی هدف و پایدارسازی 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 می‌شد. در سال‌های اخیر جستجوگر غلت-فراز به‌دلیل مزایای بیشتر آن نسبت به مدل قبلی مورد توجه قرارگرفته است. جستجوگرهای غلت-فراز در مقایسه با جستجوگرهای طوقه‌دار فراز-سمت مرسوم می‌توانند میدان دید و سرعت زاویه‌ای بزرگ‌تری را به‌دست 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 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 $\pm 90°$ و حول محور غلت $0 \sim 360°$ 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 ژیروسکوپ[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 ژیروسکوپ 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. درنتیجه راهبرد جبران براساس روش کنترل تطبیقی جهت بهبود حرکت قاب داخلی ارائه می‌گردد.

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

[1] Pitch-Yaw Gimballed Seeker
[2] Roll-Pitch Gimballed Seeker
[3] Roll-Pitch-Yaw Gimballed Seeker
[4] Kinematic
[5] Gyroscope
[6] Center of Mass

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]

فراز ارائه شده است که پارامترهای مدل از روش حداقل مربعات بازگشتی به‌دست آمده است. در این مرجع برای حل مشکل تکینگی ابتدا یک مدل حرکتی جدید از خط دید را برای پیش‌بینی تکینگی ارائه می‌دهد که در آن پارامترهای مدل با استفاده از تخمین‌گر حداقل مربع بازگشتی[1] اصلاح شده شناسایی می‌شوند و با پیش‌بینی‌های تکینگی به‌عنوان 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[2] مطرح شده است، اگر به‌طور خلاصه بیان شود در کانال غلت زمانی که سر جستجوگر رو به هدف قرار می‌گیرد، نرخ غلت بی‌نهایت شده و تکینگی 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 نظرگرفتن اغتشاشات حرکت موشک و اتصالات بین کانال‌های کنترل ارائه شده است. مدل تخمین خط دید بر اساس فیلتر کالمن UKF ساخته شده است و درنهایت، 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 تخمین‌گر نرخ LOS[3] جدید با الگوریتم فیلتر کالمن IICKF طراحی کرده است و سپس با مقایسه نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که تخمین‌گر نرخ LOS پیشنهادی از فیلتر EKF، CKF، ICKF بهتر عمل می‌کند و می‌تواند به‌خوبی با حرکت غلتش سریع مشکل عبور از اوج در جستجوگر مادون قرمز غلت-فراز مقابله کند.

مرجع [۹] یک روش جبران سازی DRR[4] برای جستجوگر غلت-فراز بر اساس ESO[5] 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. به‌منظور 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 تکینگی 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 تکینگی، 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[6] 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 ژیروسکوپ نرخ زاویه‌ای را تجزیه و تحلیل می‌کند.

به‌دست 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 درنهایت، نرخ‌های خط دید ساخته شده از طریق شبیه‌سازی با نرخ‌های دید واقعی مقایسه می‌شوند.

در این مقاله، هدف ابتدا به‌دست 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

[1] Recursive least square estimator
[2] Zenith pass problem
[3] Line of sight
[4] Disturbance Rejection Rate
[5] Extended State Observer
[6] Parasitic

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]

درنهایت معادلات دینامیکی سیستم به‌کمک رابطه بقای تکانه زاویه‌ای به‌دست آمده است. در بخش سوم ابتدا یک کنترل‌کننده مود لغزشی برای حلقه پایداری این جستجوگر طراحی و سپس نحوه پیاده‌سازی پردازنده در حلقه و نمودار بلوکی آزمون PIL در ادامه بررسی شده است. در بخش چهارم نتایج شبیه‌سازی حاصل از اعمال کنترل‌کننده‌های خطی PID و مود لغزشی به سیستم و همچنین نتایج آزمون پردازنده در حلقه در حضور کنترل‌کننده مود لغزشی نشان داده شده است.

۲- مدل‌سازی 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 ژیروسکوپ‌های نرخی روی قاب درونی قرار دارند. به‌منظور 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 سریع‌تری نسبت به قاب داخلی داشته باشد.

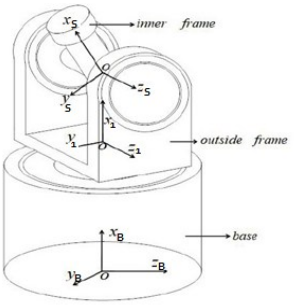
۲-۱- معادلات سینماتیک سیستم

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

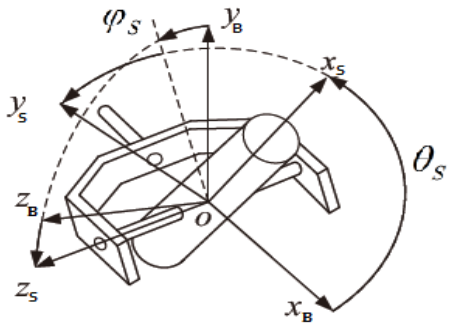
- چارچوب {I} اینرسی،
- چارچوب {S} قاب داخلی (اشاره‌گر جستجوگر[1])،
- چارچوب {1} قاب بیرونی،
- چارچوب {B} چسبیده به بدنه موشک

مطابق

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



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



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

در اینجا φ_S و θ_S به‌ترتیب 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 اشاره‌گر جستجوگر به فرم زیر تعیین شده است:

$$\{I\} \longrightarrow \{B\} \xrightarrow[R_{xB}(\varphi_S)]{} \{1\} \xrightarrow[R_{z1}(\theta_S)]{} \{S\}$$

شکل ۴: تبدیل دستگاه‌های مختصات

$R_{xB}(\varphi_S)$ و $R_{z1}(\theta_S)$ به‌ترتیب ماتریس تبدیل از دستگاه بدنی به دستگاه قاب بیرونی و دستگاه قاب بیرونی به دستگاه اشاره‌گر جستجوگر تعریف می‌شود:

$$ {}^{B}R_{xB}(\varphi_S) = {}^{B}_{1}c = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_{\varphi_S} & -s_{\varphi_S} \\ 0 & s_{\varphi_S} & c_{\varphi_S} \end{bmatrix} \quad (۱)$$

$$ {}^{1}R_{z1}(\theta_S) = {}^{1}_{S}c = \begin{bmatrix} c_{\theta_S} & -s_{\theta_S} & 0 \\ s_{\theta_S} & c_{\theta_S} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (۲)$$

همچنین سرعت زاویه‌ای دستگاه‌ها نسبت به اینرسی برابر است با:

$$ {}^{B}\omega_{B/I} = \begin{bmatrix} \omega_{Sx} \\ \omega_{Sy} \\ \omega_{Sz} \end{bmatrix} \quad (۳)$$

$$ {}^{1}\omega_{1/B} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_S \\ 0 \end{bmatrix} \quad (۴)$$

برای نگه داشتن هدف در FOV[2]، سرعت زاویه‌ای سمت (ω_{Sy}) و فراز (ω_{Sz}) آشکارساز، باید توسط موتورهای قاب‌ها پایدار شوند [۶]، بدین منظور ابتدا معادلات سینماتیکی سیستم به‌ترتیب زیر حاصل می‌شود. سرعت زاویه‌ای دستگاه اشاره‌گر جستجوگر نسبت به دستگاه اینرسی برابر است با:

[1] Seeker pointing system
[2] Field of view

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]

$$\begin{aligned} {}^{S}\dot{\omega}_{S/I} &= {}^{S}\dot{\omega}_{S/I} + {}^{S}\tilde{\omega}_{I/B}\,{}^{S}\omega_{B/I} \\ &= {}^{S}\dot{\omega}_{S/I} + {}^{S}\tilde{\omega}_{I/B}\,{}^{B}\omega_{B/I} \\ \Rightarrow {}^{S}\dot{\omega}_{S/I} &= \begin{bmatrix} \dot{\omega}_{Sx} \\ \dot{\omega}_{Sy} \\ \dot{\omega}_{Sz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta}_S \end{bmatrix} + {}^{S}\tilde{\omega}_{I/B}\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\varphi}_S \end{bmatrix} + {}^{S}_{B}C\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (۵)$$

درنهایت معادلات سینماتیک سیستم برابر خواهد بود با:

$$\begin{cases} \omega_{Sx} = c\theta_S\dot{\varphi}_S + s\theta_S c\varphi_S q + s\theta_S s\varphi_S r \\ \omega_{Sy} = -s\theta_S\dot{\varphi}_S + c\theta_S c\varphi_S q + c\theta_S s\varphi_S r \\ \omega_{Sz} = \dot{\theta}_S - s\varphi_S q + c\varphi_S r \end{cases} \quad (۶)$$

۲-۲- معادلات دینامیکی سیستم

در این بخش به‌کمک رابطه بقای تکانه زاویه‌ای معادلات دینامیکی توصیف کننده جستجوگر به‌دست آمده است. به‌منظور طراحی حلقه پایدارسازی سیستم و نگه داشتن هدف در FOV، سرعت زاویه‌ای سمت (ω_{Sz}) و فراز (ω_{Sy}) آشکارساز، باید توسط موتورهای قاب‌ها پایدار شوند. بدین منظور معادلات گشتاورهای ${}^{1}\vec{M}_1$ و ${}^{S}\vec{M}_S$ به‌ترتیب در محور x دستگاه قاب بیرونی و z دستگاه اشاره‌گر حاصل می‌شود. ماتریس اینرسی ${}^{1}J_1$ و ${}^{S}J_S$ با فرض تعادل جرم برای خصوصیات اینرسی قاب برابر خواهد بود با: $\begin{cases} j_{Sxy} = j_{Sxz} = j_{Syz} = 0 \\ j_{1xy} = j_{1xz} = j_{1yz} = 0 \end{cases}$

$${}^{S}J_S = \begin{bmatrix} j_{Sx} & 0 & 0 \\ 0 & j_{Sx} & 0 \\ 0 & 0 & j_{Sz} \end{bmatrix},\ {}^{1}J_1 = \begin{bmatrix} j_{1x} & 0 & 0 \\ 0 & j_{1y} & 0 \\ 0 & 0 & j_{1z} \end{bmatrix} \quad (۷)$$

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

$$\{ j_{Sx} = j_{Sy} \quad (۸)$$

به‌کمک رابطه بقای تکانه زاویه‌ای و قضیه کورلیوس گشتاور ${}^{S}\vec{M}_S$ برابر خواهد بود با:

$${}^{S}\vec{M}_S = \left({}^{S}\vec{H}_S\right)_{S/I} + {}^{S}\vec{\omega}_{S/I} \times {}^{S}\vec{H}_S \quad (۹)$$

آنگاه ${}^{S}\vec{M}_S$ به دست خواهد آمد:

$${}^{S}\vec{M}_S = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_{Sx} - \omega_{Sz}\omega_{Sz}(j_{Sz} - j_{Sy}) + j_{Sx}\dot{\omega}_{Sx} \\ \dot{\omega}_{Sy} + \omega_{Sx}\omega_{Sz}(j_{Sx} - j_{Sz}) + j_{Sy}\dot{\omega}_{Sy} \\ j_{Sz}\dot{\omega}_{Sz} \end{bmatrix} \quad (۱۰)$$

در نتیجه گشتاور محور z دستگاه اشاره‌گر جستجوگر برابر خواهد بود با:

$$\begin{aligned} M_{Sz} &= M^{c}_{Sz} + M^{d}_{Sz} = j_{Sz}\dot{\omega}_{Sz} \\ \Rightarrow \dot{\omega}_{Sz} &= \frac{1}{j_{Sz}}\left(M^{c}_{Sz} + M^{d}_{Sz}\right) \end{aligned} \quad (۱۱)$$

گشتاور ${}^{1}\vec{M}_1$ به‌کمک رابطه بقای تکانه زاویه‌ای و قضیه کورلیوس برابر خواهد بود با:

$${}^{1}\vec{M}_1 = \left({}^{1}\vec{H}_1\right)_{1/I} + {}^{1}\vec{\omega}_{1/I} \times {}^{1}\vec{H}_1 \quad (۱۲)$$

در نتیجه M_{1x} به‌دست آمده است:

$$\begin{aligned} M^{c}_{1x} &= j_{1x}\ddot{\theta}_S + \\ &+ j_{1z}\left(\ddot{\theta}_S - s\varphi_S\dot{q} + c\varphi_S\dot{r}\right) - \\ &- \left(-s\varphi_S q + c\varphi_S r\right)\left(c\varphi_S q + s\varphi_S r\right)j_{1y} \end{aligned} \quad (۱۳)$$

از طرفی $\ddot{\theta}_S$ طبق مشتق معادلات سینماتیک سیستم برابر خواهد بود با:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{Sx} &= c\theta_S\ddot{\varphi}_S - s\theta_S\dot{\theta}_S\dot{\varphi}_S + c\theta_S s\varphi_S\dot{q} + s\theta_S c\varphi_S\dot{r} \\ &- s\theta_S\dot{\theta}_S\dot{\varphi}_S + c\theta_S s\varphi_S\dot{q} - s\theta_S c\varphi_S\dot{r} \\ &+ c\theta_S c\varphi_S\dot{q} - c\theta_S s\varphi_S\dot{r} \\ \Rightarrow s\theta_S\ddot{\theta}_S &= \dot{\omega}_{Sx} - c\theta_S\ddot{\varphi}_S + 2s\theta_S\dot{\theta}_S\dot{\varphi}_S - 2c\theta_S s\varphi_S\dot{q} - 2s\theta_S c\varphi_S\dot{r} \\ &- s\theta_S\dot{\theta}_S\dot{\varphi}_S + c\theta_S s\varphi_S\dot{q} - s\theta_S c\varphi_S\dot{r} \\ &+ c\theta_S c\varphi_S\dot{q} - c\theta_S s\varphi_S\dot{r} \end{aligned} \quad (۱۴)$$

۲-۳- مدل نهایی سیستم

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

$$\begin{cases} M^{c}_{1x} = j_{1x}\ddot{\theta}_S + j_{1z}\left(\ddot{\theta}_S - s\varphi_S\dot{q} + c\varphi_S\dot{r}\right) - \\ -\left(-s\varphi_S q + c\varphi_S r\right)\left(c\varphi_S q + s\varphi_S r\right)j_{1y} \\ \dot{\omega}_{Sz} = \frac{1}{j_{Sz}}\left(M^{c}_{Sz} + M^{d}_{Sz}\right) \end{cases} \quad (۱۵)$$

همین‌طور 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 کنترل‌شده 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 $s\theta_S$ معادله کانال غلت برابر است با:

$$\begin{aligned} s\theta_S M^{c}_{1x} &= j_{1x}s\theta_S\ddot{\theta}_S + x s\theta_S\dot{\theta}_S\dot{\varphi}_S + f^{d}_{1x} + \\ &+ j_{1z}s\theta_S\left(\ddot{\theta}_S - s\varphi_S\dot{q} + c\varphi_S\dot{r}\right) - \\ &- s\theta_S\left(-s\varphi_S q + c\varphi_S r\right)\left(c\varphi_S q + s\varphi_S r\right)j_{1y} \end{aligned} \quad (۱۶)$$

با جایگذاری $\ddot{\theta}_S$ معادله برابر است با:

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]

$$
\begin{aligned}
& {}^{s}\theta_S\, M_{1x}^{c} = j_{1x}\,[-c\theta_S\,(\\
& -s\theta_S\,j\\
& -s\theta_S\,(\,{}^{s}\varphi_S + c\theta_S\,c\varphi_S\,(\\
& +j_{1x}\,s\theta_S\,j\,{}^{d}M_{1x}^{d} +\\
& +j_{1z}\,s\theta_S\,((\,-s\varphi_S\,q + c\varphi_S\,r) -\\
& -s\theta_S\,(-s\varphi_S\,q + c\varphi_S\,r)(c\varphi_S\,q + s\varphi_S\,r)j_{1y}
\end{aligned}
\qquad (۱۷)
$$

درنهایت معادله نهایی کانال غلت به دست خواهد آمد:

$$
j_{1x}\,(\qquad M_{1x}^{c} + T_{D-Roll} - s_{\theta_S} M_{1x}^{d} \qquad (۱۸)
$$

به‌طوری‌که گشتاور اغتشاش T_{D-Roll} برابر خواهد بود با:

$$
\begin{aligned}
T_{D-Roll} &= [j_{1x} c_{\theta_S} c_{\varphi_S}(\\
&-s_{\theta_S}(-s_{\varphi_S} q + c_{\varphi_S} r)(c_{\varphi_S} q + s_{\varphi_S} r) j_{1y}\,] +\\
&+[-j_{1x} c_{\theta_S}(\\
&-j_{1x} c_{\theta_S} s_{\varphi_S}(\\
&+j_{1z} s_{\theta_S}(\qquad {}^{s}\varphi_S q + c_{\varphi_S} r)]
\end{aligned}
\qquad (۱۹)
$$

گشتاور اغتشاش T_{D-Roll} را می‌توان به دو قسمت تقسیم کرد:

$$
\begin{cases}
T_{1D-Roll} = -j_{1x} c_{\theta_S}(\\
-j_{1x}\,s_{\theta_S}(\qquad j_{1x} c_{\theta_S}\,{}^{s}\varphi_S(\\
-j_{1x}\,s_{\theta_S}(\qquad j_{1x} c_{\theta_S} c_{\varphi_S}(\\
+j_{1z}\,s_{\theta_S}(\qquad {}^{s}\varphi_S q + c_{\varphi_S} r)
\end{cases}
\qquad (۲۰)
$$

$$
\begin{cases}
T_{2D-Roll} = j_{1x} c_{\theta_S} c_{\varphi_S}(\\
-s_{\theta_S}(-s_{\varphi_S} q + c_{\varphi_S} r)(c_{\varphi_S} q + s_{\varphi_S} r) j_{1y}
\end{cases}
$$

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

$$
\begin{cases}
j_{1x}\,(\qquad {}^{S} M_{1x}^{c} + T_{D-Roll} - s_{\theta_S} M_{1x}^{d}\\
(\qquad\qquad {}^{S}(M^{c}{}_{Sz} + M^{d}{}_{Sz})
\end{cases}
\qquad (۲۱)
$$

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

$$
\begin{cases}
(\qquad\qquad -\omega_{Sy} - p + \cot\theta_S \cos\varphi_S\, q + \cot\theta_S \sin\varphi_S\, r\\
\dot{\theta}_S = \omega_{Sz} + \sin\varphi_S\, q + \cos\varphi_S\, r
\end{cases}
\qquad (۲۲)
$$

۳- طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی و پیاده‌سازی پردازنده در حلقه

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

بنابراین، طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی برای سیستم‌های چند ورودی- چند خروجی انجام می‌شود. برای طراحی سیگنال کنترلی کران نامعینی‌ها به‌صورت زیر مفروض است:

$$
\begin{cases}
|T_{D-roll}| < |j_{1x}|\,T^{+}{}_{D-roll}\\
|T_{r1}| < |j_{1x}|\,T^{+}{}_{r1}, T_{r1} = -s_{\theta_S} M_{1x}^{d}\\
|M^{d}{}_{Sz}| < |j_{Sz}|\,M^{d+}{}_{Sz}
\end{cases}
\qquad (۲۳)
$$

ازآنجایی‌که با دو معادله مرتبه ۱ روبرو هستیم لذا سطوح لغزش s_1 و s_2 برابر است با:

$$
\begin{cases}
s_1 = \omega_{Sz} - \omega_{Szd}\\
s_2 = \omega_{Sy} - \omega_{Syd}
\end{cases}
\qquad (۲۴)
$$

سیگنال کنترل مود لغزشی از دو جمله کنترل نامی و مقاوم تشکیل‌شده است. این سیگنال در حالت کلی به‌صورت زیر است:

$$
u = u_{eq} + u_{robust} \qquad (۲۵)
$$

که در آن u_{eq} جمله‌ی نامی شبیه به خطی سازی با پس‌خور و u_{robust} جمله‌ای برای جبران سازی نامعینی‌ها تعیین شده است؛ بنابراین طراحی u_{eq} به‌منظور حذف جملات غیرخطی معین برابر خواهد بود با:

$$
\begin{cases}
s(\qquad\qquad\\
\Rightarrow M_{Sz}^{c} = u_{1eq} = j_{sz}(
\end{cases}
\qquad s(
$$

$$
\begin{cases}
s(\qquad\qquad\\
\Rightarrow M_{1x}^{c} = u_{2eq} = -\dfrac{j_{1x}}{\sin\theta_S}(
\end{cases}
\qquad (۲۶)
$$

درنهایت با اضافه نمودن u_{robust} به‌منظور جبران سازی نامعینی‌ها کنترل‌کننده نهایی برابر خواهد بود با:

$$
\begin{cases}
u_1 = u_{1eq} - k_1 sign(s_1) = j_{Sz}(\qquad\qquad sign(\omega_{Sz} - \omega_{Szd}) & (۲۷)\\
u_2 = u_{2eq} - k_2 sign(s_2) = -\dfrac{j_{1x}}{\sin\theta_S}(\qquad sign(\omega_{Sy} - \omega_{Syd}) & (
\end{cases}
$$

که ضریب k از شرط لغزش به‌صورت زیر حاصل می‌گردد:

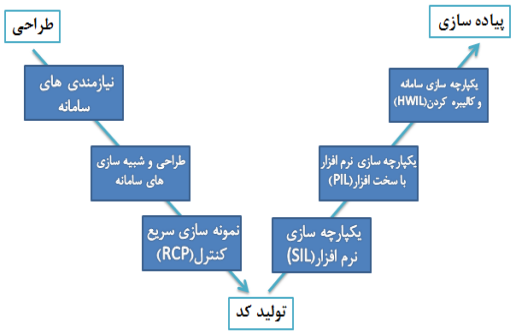
$$
\begin{cases}
k_1 \geq |j_{Sz}|\,\eta_1 + |M^{d+}{}_{Sz}|\\
k_2 \geq -\dfrac{1}{|\sin\theta_S|} T^{+}{}_{D-Roll} - \dfrac{1}{|\sin\theta_S|} T^{+}{}_{r1} - \dfrac{|j_{1x}|}{|\sin\theta_S|}\eta_2
\end{cases}
\qquad (۲۸)
$$

۳-۱- پیاده‌سازی پردازنده در حلقه

در مراحل تحقیق و توسعه سامانه هدایت و کنترل یک موشک، لازم است آزمون‌های متعددی جهت راستی آزمایی و دقت در هر مرحله صورت گیرد. کامل‌ترین این آزمون‌ها قبل از آزمایش پروازی سامانه، آزمون سخت‌افزار در حلقه می‌باشد. [۱۴] طبق نمودار v برای رسیدن به آزمون نهایی سخت‌افزار در حلقه، پس از اینکه الگوریتم کنترل

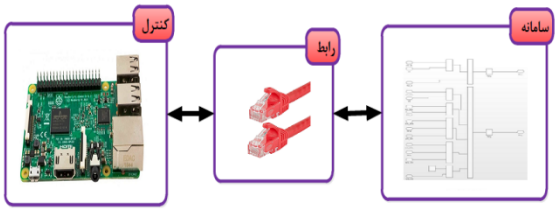
[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]

آزمون[1] SIL را با موفقت پشت سر گذاشت، نوبت به آزمون پردازنده در حلقه،[2] PIL می‌رسد و صحت عملکرد الگوریتم کنترل، در شرایط ملموس فیزیکی مورد تأیید نهایی قرار می‌گیرد.



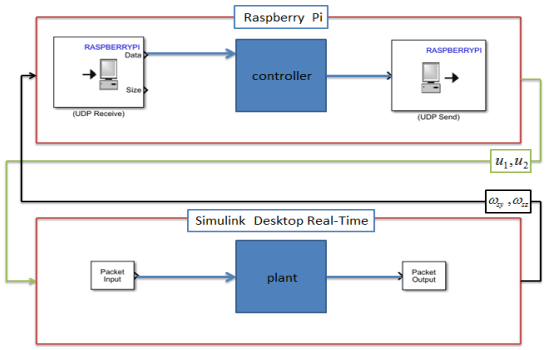
شکل ۵: نمودار V [۱۵]

در این آزمون مدل سامانه به‌صورت زمان-واقعی در رایانه شبیه‌سازی شده و الگوریتم کنترل در یک سخت‌افزار مجهز به یک پردازنده، پیاده‌سازی می‌شود و به‌جز 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 به‌خصوص 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

به‌منظور انجام تست PIL کنترل‌کننده به کد C/C++ تبدیل می‌گردد و در رزبری‌پای مجهز به پردازنده ARM Cortex-A53 مستقر می‌شود، مدل سیستم نیز در محیط زمان-واقعی شبیه‌سازی متلب قرار داده می‌شود. به‌کمک ابزار کتابخانه بسته پشتیبان شبیه‌سازی برای برد رزبری‌پای ارتباط LAN تحت پروتکل UDP[3] پس از انجام تنظیمات شبکه میان رزبری‌پای 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 رزبری‌پای ارسال می‌شود و توسط واحد UDP Receive دریافت می‌شود و پس از پردازش اطلاعات در برد رزبری‌پای، اطلاعات پردازش‌شده 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.



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

٤- نتایج

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

جدول ۱: مشخصات شبیه‌سازی

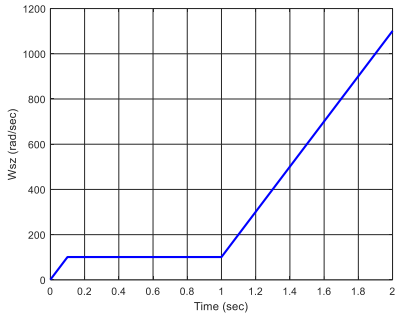
پارامتر	مقدار	توصیف
P_{pich_s}	۵	ضریب تناسبی کنترل‌کننده PID حلقه پایداری (کانال فراز)
I_{pich_s}	۱۰	ضریب انتگرالی کنترل‌کننده PID حلقه پایداری (کانال فراز)
P_{roll_s}	۱۰	ضریب تناسبی کنترل‌کننده PD حلقه پایداری (کانال غلت)
D_{pich_s}	۰/۰۰۱	ضریب مشتقی کنترل‌کننده PID حلقه پایداری (کانال فراز)
D_{roll_s}	۱	ضریب مشتقی کنترل‌کننده PD حلقه پایداری (کانال غلت)
j_{Sz}	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 (کنترل‌کننده مود لغزشی)
k_2	۳۰	ضریب کنترلی کانال غلت (کنترل‌کننده 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.

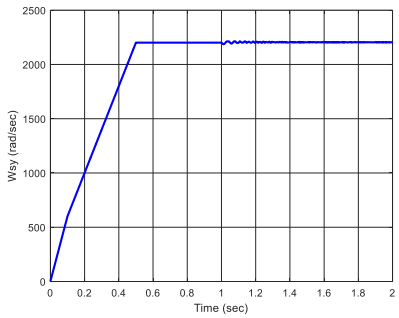
[1] Simulink in the loop
[2] Processor in the loop
[3] User Datagram Protocol

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]



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

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



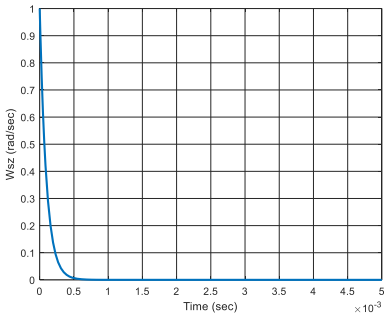
شکل ۹: پاسخ سرعت زاویه‌ای کانال غلت جستجوگر به ورودی پله واحد

آن‌طور که در شکل ۸ و ۹ مشخص است، می‌توان پی برد که پاسخ سیستم بدون وجود کنترل‌کننده دارای عملکرد مطلوبی نیست. در بخش های بعدی دیده خواهد شد که کنترل‌کننده‌های مناسب طراحی‌شده و به سیستم اعمال می‌شود تا نتایج مطلوب حاصل گردد.

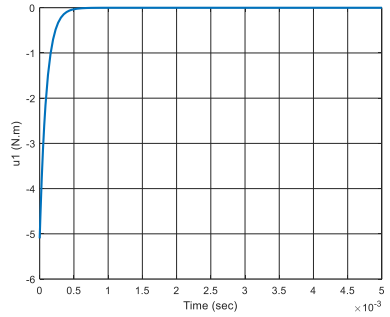
۴-۲- پاسخ سیستم در حضور کنترل‌کننده خطی PID

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

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



شکل ۱۰: پاسخ سرعت زاویه‌ای کانال فراز جستجوگر در حضور کنترل‌کننده خطی

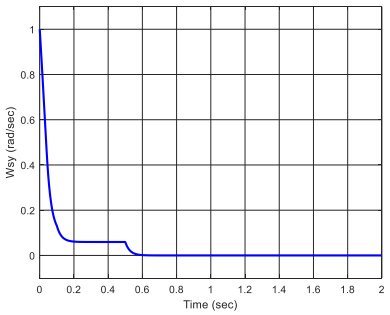


شکل ۱۱: سیگنال کنترلی کانال فراز

۴-۳- نتایج شبیه‌سازی زمان-واقعی در حضور کنترل‌کننده مود لغزشی

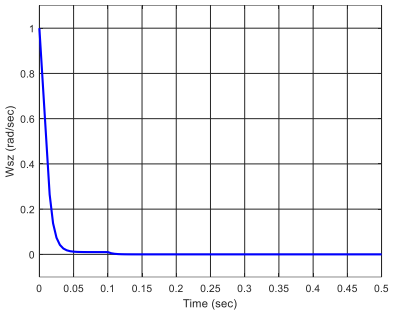
به‌کمک ابزار Simulink Desktop Real-Time متلب مدل شبیه‌سازی حلقه پایداری جستجوگر غلت-فراز همراه با اغتشاش، به‌صورت زمان-واقعی بر روی رایانه شبیه‌سازی شده است. درواقع Simulink Desktop Real-Time شامل یک هسته بلادرنگ است که با بالاترین اولویت در سیستم‌عامل ویندوز اجرا می‌شود. این هسته بلادرنگ درایورهای دستگاه I/O را بارگیری می‌کند و با Simulink ارتباط برقرار می‌کند. درایورهای دستگاه I/O به موازات شبیه‌سازی Simulink در حالت عادی به‌صورت بلادرنگ اجرا می‌شوند. با انتخاب زمانه نمونه‌برداری ۰/۰۰۵ ثانیه نتایج شبیه‌سازی زمان-واقعی حلقه پایداری جستجوگر در حضور اغتشاش به‌صورت زیر است:

(مقادیر اولیه سرعت‌های زاویه‌ای کانال فراز و غلت ۱ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است و هدف رسیدن به مقدار ۰ رادیان بر ثانیه است)



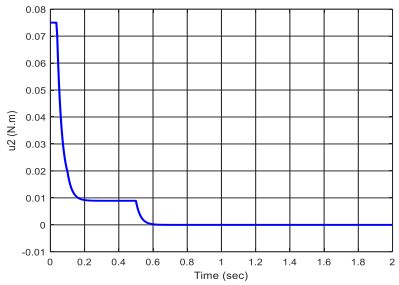
شکل ۱۲: سرعت زاویه‌ای کانال غلت جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی)

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]

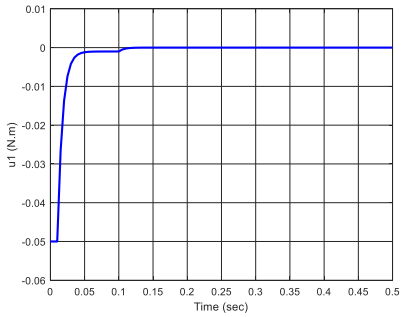


شکل ۱۳: سرعت زاویه‌ای کانال فراز جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی)

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



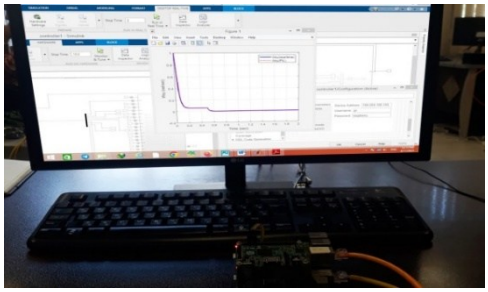
شکل ۱۴: سیگنال کنترلی کانال غلت جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی)



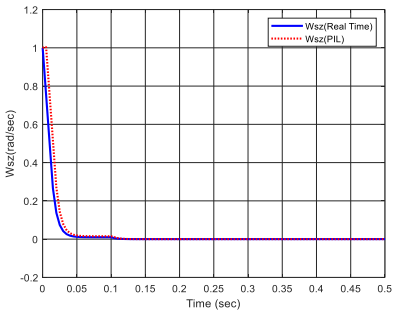
شکل ۱۵: سیگنال کنترلی کانال فراز جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی)

۴-۴- نتایج آزمون پردازنده در حلقه در حضور کنترل‌کننده مود لغزشی

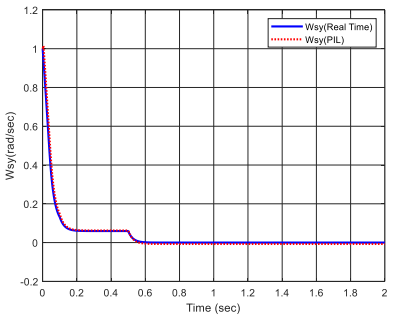
در این بخش نتایج آزمون پردازنده در حلقه برای حلقه‌ی پایدارسازی با نتایج بخش مربوط به آزمون شبیه‌سازی زمان-واقعی مقایسه شده است. شکل ۱۶ محیط آزمایشگاهی اجرای تست PIL مربوط به مقاله را نشان می‌دهد که متشکل از برد رزبری‌پای مدل B۳ پلاس و رایانه شبیه‌ساز است که با رابط اترنت با سرعت ۱۰۰۰ مگابیت برثانیه تبادل داده می‌کنند. همان‌طور که در بخش ۳-۱ اشاره گردید، مدل سامانه به‌صورت زمان-واقعی در رایانه شبیه‌سازی شده و الگوریتم کنترل در برد رزبری پای، پیاده‌سازی می‌شود و به‌جز رابط اترنت جهت تبادل داده بین رایانه و سخت‌افزار، از هیچ وسیله ورودی- خروجی استفاده نمی‌شود. سرعت زاویه‌ای 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

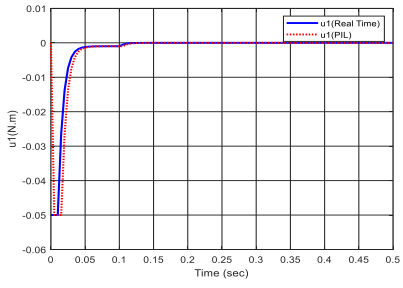


شکل ۱۷: سرعت زاویه‌ای کانال فراز جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی و PIL)



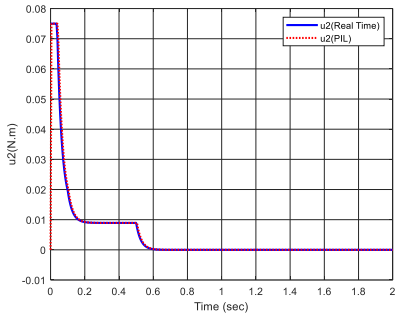
شکل ۱۸: سرعت زاویه‌ای کانال غلت جستجوگر در حضور اغتشاش (آزمون زمان-واقعی و PIL)

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)

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]



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

به‌خاطر تأخیر ناشی از ارسال و دریافت اطلاعات بین پردازنده و رایانه، میان نتایج حاصل از آزمون PIL و شبیه‌سازی زمان-واقعی به‌اندازه یک واحد زمان نمونه‌برداری (۰/۰۰۵ ثانیه) اختلاف وجود دارد. با توجه به اینکه مقادیر اولیه سرعت‌های زاویه‌ای کانال فراز و غلت ۱ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است، در کانال فراز مشاهده می‌شود که پردازنده (کنترل‌کننده) با اعمال گشتاور ۰/۰۵ نیوتن متر توانسته است در کمتر از ۰/۱ ثانیه سیستم را پایدار نماید. در کانال غلت نیز مشاهده می‌شود که پردازنده (کنترل‌کننده) 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 پیاده‌سازی و آزمون زمان-واقعی فقط یک واحد زمان نمونه‌برداری (۰/۰۰۵ ثانیه) اختلاف در رسیدن به سطح پایدای ۰ رادیان بر ثانیه وجود دارد. در حالت کلی نتایج حاصل از آزمون PIL نشان می‌دهد کنترل‌کننده مستقر شده در برد رزبری‌پای با وجود تأخیر ناشی از ارسال و دریافت اطلاعات توانسته است سیستم را به مشابه آزمون شبیه‌سازی زمان-واقعی پایدار نماید.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا با تعریف دستگاه‌های مختصات معادله دینامیکی سیستم ارائه شد. سپس با طراحی کنترل‌کننده خطی PID و مود لغزشی برای حلقه پایدارسازی جستجوگر با در نظر گرفتن اثرات ناشی از تداخل حرکت قاب‌ها، جستجوگر در هر دو کانال غلت و فراز بررسی شد، در حضور کنترل‌کننده خطی در کانال فراز سیستم پایدار شده است اما چون معادله کانال غلت غیرخطی است به‌همین سبب با برگزیدن یک کنترل‌کننده خطی سیستم پایدار نشده است.

سپس در حضور کنترل‌کننده مود لغزشی سیستم در هر دو کانال پایدار شده است و به‌منظور آزمودن صحت عملکرد الگوریتم کنترل مود لغزشی طراحی شده در حلقه پایدارسازی در شرایط ملموس فیزیکی آزمون PIL انجام شد. در این آزمون مدل سامانه به‌صورت زمان- واقعی در رایانه شبیه‌سازی شد و الگوریتم کنترل مود لغزشی در برد رزبری‌پای مجهز به پردازنده ARM Cortex-A53، پیاده‌سازی و نتایج نشان داده شد. میان نتایج حاصل از آزمون PIL و آزمون شبیه‌سازی به‌اندازه یک واحد زمان نمونه‌برداری (۰/۰۰۵ ثانیه) اختلاف وجود داشت که این تأخیر ناشی از زمان ارسال و دریافت اطلاعات بین پردازنده و رایانه می‌باشد. درنهایت کنترل‌کننده مود لغزشی طراحی شده برای حلقه پایدارسازی توانست در یک شرایط ملموس فیزیکی مورد صحت‌سنجی قرار گیرد و موفق به کنترل جستجوگر در دو کانال غلت و فراز شود.

مراجع

[۱] م. عاروان، س.ا. مرتضوی‌نیر، 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 Autmation 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).

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]

[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.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-05]