مجله کنترل
ISSN (print) 2008-8345
ISSN (online) 2538-3752
مقاله کاربردی
جلد۱۶، شماره ۳، پاییز ۱۴۰۱، صفحه ۹-۱

طراحی و پیاده‌سازی کنترل‌کننده پسگام مبتنی بر رویتگر توسعه‌یافته زمان‌گسسته برای سرومکانیزم دو درجه آزادی

مصطفی دارابی مقدم[۱]، احمدرضا ولی[۲*]، سید مهدی حکیمی[۳]، وحید بهنام گل[۴]، قاسم درخشان[۵]

[۱] دانشجوی دکتری، مرکز تحقیقات انرژی‌های تجدیدپذیز، واحد دماوند، دانشگاه آزاد اسلامی، دماوند، ایران، mostafadarabi@rocketmail.com

[۲] دانشیار، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، vali@mut.ac.ir

[۳] استادیار، مرکز تحقیقات انرژی‌های تجدیدپذیز، واحد دماوند، دانشگاه آزاد اسلامی، دماوند، ایران، sm_hakimi83@yahoo.com

[۴] استادیار، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر ، vahid_behnamgol@mut.ac.ir

[۵] استادیار، مرکز تحقیقات انرژی‌های تجدیدپذیز، واحد دماوند، دانشگاه آزاد اسلامی، دماوند، ایران، gh.derakhshan@yahoo.com

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۲۷ ویرایش: ۱۴۰۱/۰۳/۰۸ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۴/۱۵

چکیده: سرومکانیزم دو درجه آزادی کاربردهای فراوانی از جمله در جستجوگرهای طوقه‌دار دارد. این مکانیزم‌ها برای عملکرد صحیح نیاز به کنترل حلقه بسته دارند. در این مقاله، کنترل‌کننده ترکیبی پسگام چند ورودی-چند خروجی مبتنی بر رویتگر برای یک سروومکانیزم دو درجه آزادی طراحی گردیده است. از آن‌جایی که در مدل ارائه شده در این مقاله نامعینی‌هایی نظیر اغتشاشات وارد شده بر مکانیزم در نظر گرفته شده است، بنابراین از یک رویتگر توسعه یافته برای تخمین اغتشاش به منظور بهبود عملکرد کنترل‌کننده استفاده گردیده است. هم‌چنین با توجه به غیرخطی و دو ورودی-دو خروجی بودن دینامیک این جستجوگرها، استفاده از روش‌های ترکیبی کنترل چندمتغیره غیرخطی برای کنترل زاویه در این مکانیزم‌ها منجر به افزایش کارایی خواهد شد. برای این منظور ابتدا در گام اول ورودی‌های کنترل کمکی غیرخطی تعیین می‌شوند. سپس در گام دوم بردار ورودی کنترل غیرخطی با استفاده از روش فیدبک خطی‌ساز چند ورودی – چند خروجی تعیین می‌شود. در این گام از رویتگر زمان گسسته برای تخمین اغتشاش استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که رویتگر پیشنهادی با دقت مناسبی اغتشاش را تخمین زده و در اختیار کنترل کننده قرار می‌دهد. کنترل‌کننده طراحی شده با استفاده از این اطلاعات قادر به کنترل زوایای طوقه‌ها می‌باشد. هم‌چنین، نتایج پیاده‌سازی کنترل‌کننده طراحی شده در آزمون پردازنده در حلقه ارائه شده است.

کلمات کلیدی: سرومکانیزم دو درجه آزادی، کنترل پسگام، رویتگر زمان‌گسسته، آزمون پردازنده در حلقه.

Design and Implementation of Discrete Time Observer Based Backstepping Controller for a 2DOF Servomechanism

Mostafa Darabi Moghadam, Ahmad Reza Vali, Seyed Mahdi Hakimi, Vahid Behnam Gol, Ghasem Derakhshan

Abstract: The two degrees of freedom servomechanism has many applications, including in gimbaled seekers. These mechanisms require closed-loop control to perform properly. In this paper, an observer-based multi-input-multi-output hybrid controller is designed for a two-degree-of-freedom servomechanism. Since in the model presented in this paper, disturbances on the mechanism are considered, so an extended state observer to estimate disturbance term to improve the controller performance. Also, due to the nonlinearity and two input- two output dynamics of these mechanisms, the use of combined nonlinear multivariate control methods to control the angle in these mechanisms

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-22]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.3.1.7]
[DOI: 10.52547/joc.16.3.1]

will increase efficiency. For this purpose, nonlinear auxiliary control inputs are first determined in the first step. Then, in the second step, the nonlinear control input vector is determined using the multi-input-multi-output linear feedback method. In this step, a discrete time observer is used to estimate the uncertainty. The simulation results show that the proposed observer accurately estimates the disturbance and provides it to the controller. The controller designed using this information is able to control the output angles. Also, the results of the controller implementation designed in the processor in the loop test are presented.

Keywords: 2DOF Servomechanism, Backstepping Control, Discrete-Time observer, PIL test.

۱- مقدمه

برای پیاده‌سازی روش‌های هدایت دونقطه‌ای مانند ناوبری تناسبی و یا مشتقات آن در موشک‌های آشیانه‌یاب به اندازه‌گیری نرخ چرخش خط دید نیاز است. این متغیر معمولا به‌وسیله جستجوگر که در سر موشک قرا دارد، اندازه‌گیری می‌شود. جستجوگرها ازنظر نحوه پیاده‌سازی به دو نوع جستجوگرهای ثابت و طوقه‌دار تقسیم می‌شوند. جستجوگرهای طوقه‌دار که ابزار بینایی در آن‌ها بر روی طوقه سوار شده است، در دو جهت سمت و فراز قابلیت حرکت دارد. در این جستجوگرها همواره سعی می‌شود که ابزار بینایی به سمت هدف نشانه‌روی شود و مرکز تصویر روی هدف نگه داشته شود. بدین منظور باید توسط یک سیستم کنترل، حرکت وضعی موشک و حرکت انتقالی موشک و هدف جبران‌سازی شده و حرکت‌های لازم به طوقه‌ها داده شود. سیستم پایدارساز اجازه چرخش طوقه دومحوره نسبت به فضای لخت را نمی‌دهد، مگر آنکه سیستم گیرنده و پردازشگر خطای زاویه بین محور آنتن و خط دید را به دست آورده و آن را به‌عنوان ورودی به سیستم پایدارکننده اعمال کنند. سیستم پایدارکننده دارای دو کانال سمت و فراز است که به آن سرومکانیزم دو درجه آزادی گفته می‌شود [۱، ۲].

برای طراحی کنترل‌کننده سرومکانیزم دو درجه آزادی، اولین گام استخراج مدل مناسب است. در [۳] مدل ساده برای جستجوگرهای طوقه‌دار در حالت دوبعدی ارائه‌شده است. در [۴] پس از مدل‌سازی طوقه دو درجه آزادی، اثر خطای سنسور راداری بر نحوه عملکرد حلقه جستجوگر بررسی‌شده و به تحلیل خطای آنتن و میزان اثر آن در خروجی جستجوگر پرداخته شده است. در [۵] معادلات دینامیکی یک طوقه دو درجه آزادی در حالت کلی با فرض صلبیت و عدم نامیزانی جرمی استخراج شده و از دیدگاه یک جستجوگر ژیروسکوپ نرخی موردبحث و تحلیل قرارگرفته است.

برای کنترل زاویه در جستجوگرهای طوقه دار به نحوی که همواره هدف در مرکز میدان دید آن قرار بگیرد، از بخش‌های کنترل‌کننده و موتورهای الکتریکی برای اجرای فرامین کنترلی استفاده می‌شود. در مراجع زیادی کنترل کننده از نوع غیرخطی مقاوم برای این سیستم طراحی شده است. در [۶] به مدل‌سازی سرومکانیزم دو درجه آزادی و طراحی کنترل کننده مقاوم پرداخته شده است. در [۷] کنترل‌کننده مقاوم برای سرومکانیزم یک درجه آزادی بر اساس نامعینی و اغتشاش طراحی شده است. در [۸] کنترل‌کننده مقاوم برای سیستم دو ورودی-دو خروجی طراحی شده است. در [۹] به طراحی کنترل مقاوم مبتنی بر رویکرد مدلغزشی برای کنترل سرو موتور در برابر نامعینی و عدم قطعیت‌ها پرداخته شده است.

کنترل‌کننده‌های مقاوم برای سیستم‌های دارای نامعینی باید به‌نحوی طراحی شود که رفتار و عملکرد سیستم درتمام حالت‌های ممکن نامعینی قابل قبول باشد. درواقع این نوع کنترل‌کننده‌ها براساس کران بالای نامعینی طراحی می‌شوند تا در هر شرایطی، کنترل‌کننده طراحی شده قادر به کنترل سیستم باشد.

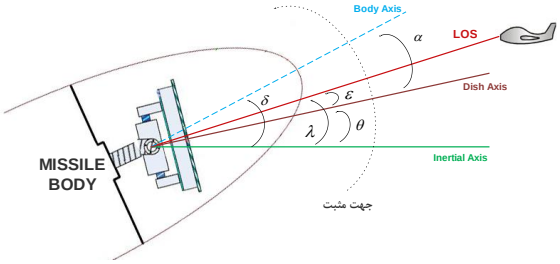
در سال‌های اخیر کنترل‌کننده‌های غیرخطی مبتنی بر رویتگر برای سیستم‌های غیرخطی نامعین ارایه شده و دارای مزایای بیشتری نسبت به روش‌های کنترل غیرخطی مقاوم از قبیل مد لغزشی و H_∞ می‌باشند. زیرا در کنترل‌کننده‌های مبتنی بر رویتگر، نامعینی تخمین زده شده و براساس آن سیگنال کنترلی صادر می‌گردد. به‌عنوان نمونه، در [۱۰] به طراحی کنترل‌کننده‌های مبتنی و بر رویتگر اغتشاش و کاربردهای آن پرداخته شده است. در [۱۱] برای حلقه پایدارسازی یک سرومکانیزم دو درجه آزادی، یک کنترل کننده مبتنی بر رویتگر اغتشاش طراحی گردیده است. در [۱۲] عملکرد کنترل‌کننده مبتنی بر رویتگر اغتشاش برای صفحه پایدار شده بررسی شده است. در [۱۳] کنترل مبتنی بر رویتگر توسعه یافته برای ردیابی گشتاور سیستم الکتروهیدرولیکی طراحی شده است.

با توجه به غیرخطی بودن دینامیک سرومکانیزم دو درجه آزادی جستجوگر و همچنین چند ورودی – چند خروجی بودن آن، استفاده از روش‌های ترکیبی کنترل چند متغیره غیرخطی می‌تواند به افزایش کارایی این سامانه‌ها بیانجامد. همچنین با توجه به ماهیت روش‌های کنترلی در این سیستم که به صورت آبشاری می‌باشد، تئوری کنترل پسگام در این سامانه می‌تواند مفید واقع شود. در صورت استفاده از رویتگر اغتشاش بهتر است به فرم زمان گسسته طراحی شود که در مرحله پیاده‌سازی آن در پردازنده نیاز به تنظیم مجدد بهره‌ها نباشد. از این رو در این مقاله از روش ترکیبی کنترل پسگام چند ورودی - چند خروجی مبتنی بر رویتگر توسعه‌یافته زمان‌گسسته برای یک سرومکانیزم دو درجه آزادی استفاده می‌شود. رویتگر مورد استفاده که برای تخمین نامعینی‌ها استفاده می‌شود، از نوع زمان گسسته بوده که این امر موجب سهولت پیاده‌سازی آن برروی پردازنده می‌شود. برای بررسی کارایی الگوریتم پیشنهادی، ابتدا با انجام شبیه‌سازی‌های کامپیوتری و سپس در یک بستر پردازنده در حلقه، سیستم کنترل و رویتگر مورد آزمون قرار می‌گیرند.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-22]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.3.1.7]
[DOI: 10.52547/joc.16.3.1]

۲- مدل سیستم

زوایای مربوط به جستجوگر طوقه‌دار در شکل ۱ رسم شده است.



شکل ۱- زوایای مربوط به جستجوگر در حالت دوبعدی

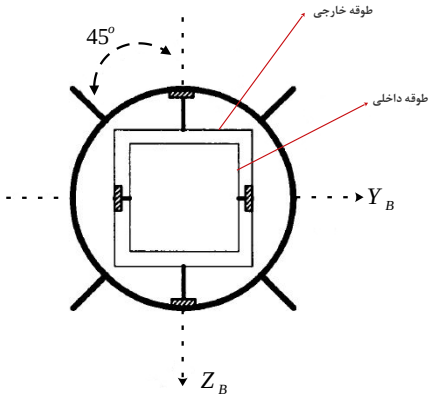
پارامترهای مهم در این مساله به‌صورت زیر می‌باشند:

- محور مرجع لخت
- زاویه محور طولی موشک نسبت به محور لخت (δ)
- زاویه خط دید (LOS) نسبت به محور لخت (λ)
- زاویه محور آنتن نسبت به محور لخت (θ)
- خطای نشانه‌روی آنتن یا زاویه بین محور آنتن و LOS (ε)
- زاویه بین محور آنتن و بدنه موشک (α)

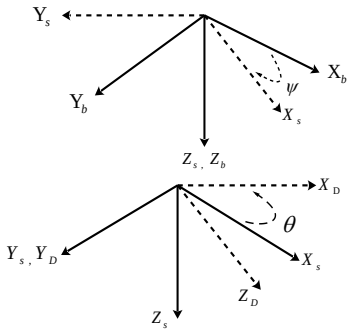
برای بررسی سیستم جستجوگر، سه دستگاه مختصات دستگاه بدنه (B)، دستگاه طوقه خارجی (S) و دستگاه طوقه داخلی (D) تعریف می‌شود. دستگاه مختصات بدنه، متصل به بدنه موشک بوده و محور X این دستگاه در راستای طولی موشک است. با دید در راستای محور X از انتهای موشک، محور Y دستگاه در سمت راست و محور Z عمود بر X و Y و به سمت پایین انتخاب می‌شود. محورهای دستگاه بدنی X_b، Y_b، و Z_b، محورهای دستگاه طوقه میانی X_s، Y_s و Z_s و محورهای دستگاه طوقه داخلی (دستگاه مختصات آنتن) X_d، Y_d و Z_d می‌باشند.

طوقه خارجی را می‌توان به صورت یک صفحه تخت در نظر گرفت که دستگاه طوقه داخلی چسبیده به این طوقه است (شکل ۲). محور X طوقه خارجی عمود بر صفحه طوقه و جهت آن به سمت جلوی موشک است. این طوقه حول محور Zb می‌تواند به‌اندازه ψ (زاویه سمت جستجوگر نسبت به دستگاه بدنه) بچرخد. محور Z این دستگاه در راستای صفحه‌ای قرار دارد که می‌تواند حول آن بچرخد و هم‌جهت با Z_b است. محور Y آن نیز به نحوی تعیین می‌شود که یک دستگاه متعامد راست‌گرد حاصل گردد. دستگاه مختصات آنتن چسبیده به طوقه داخلی است، و محور X آن عمود بر صفحه طوقه داخلی و جهت آن به سمت جلوی موشک است. این طوقه حول محور Y_s می‌تواند به‌اندازه θ (زاویه فراز جستجوگر نسبت به دستگاه طوقه خارجی) بچرخد. محور Y این دستگاه در راستای این صفحه قرار دارد و هم‌جهت با Y_s است. محور Z_d نیز به‌گونه‌ای تعیین می‌شود که حاصل یک دستگاه مختصات متعامد راست‌گرد باشد (شکل ۳). ارتباط بین دستگاه‌های بدنه و طوقه خارجی و طوقه داخلی به‌صورت شکل ٤ می‌باشد. در مورد مکانیزم در نظر گرفته شده در این مقاله به دلیل محدودیت‌های فیزیکی حداکثر محدوده زوایای θ و ψ ۶۰- تا ۶۰+ فرض می‌شود.

در مراجع [۱۴-۱۶] و [۱۷] نحوه استخراج معادلات حرکت طوقه دومحوره بیان‌شده است. با استفاده از این مراجع و اعمال تغییرات لازم، معادلات حرکت طوقه دومحوره‌ای که در این مقاله استفاده گردیده است استخراج می‌شود. توالی حرکت طوقه‌ها در این مقاله به‌صورت سمت – فراز در نظر گرفته شده است.



شکل ۲- نمای عقبی موشک و بالک‌های آن و طوقه‌های جستجوگر



شکل ۳- دستگاه‌های مختصات بدنه، طوقه خارجی و طوقه داخلی و زوایای اویلر بین آن‌ها

$$\{B\} \xrightarrow{R_{Z_b}(\psi)} \{S\} \xrightarrow{R_{Y_s}(\theta)} \{D\}$$

شکل ۴- ارتباط بین دستگاه‌ها

مدل فضای حالت استخراج شده در این مقاله برای سرومکانیزم دو درجه آزادی جستجوگر به‌صورت روابط (۱) و (۲) می‌باشد.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-22]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.3.1.7]
[DOI: 10.52547/joc.16.3.1]

$$\begin{cases}\dot{\theta}=q_d-(-p_b\,\mathrm{Sin}\psi+q_b\,\mathrm{Cos}\psi)\\ \dot{q}_d=\dfrac{M_{yd}+T_d}{J_{22d}}=\dfrac{U_1+T_d}{J_{22d}}\\ \dot{\psi}=r_s-r_b\\ \dot{r}_s=\dfrac{M_{zs}}{J_{11d}+J_{33s}}+[\dfrac{(q_d-(-p_b\,\mathrm{Sin}\psi+q_b\,\mathrm{Cos}\psi))}{J_{11d}+J_{33s}}\\ \quad\times[(J_{11d}\,\mathrm{Sin}\theta(\mathrm{Sin}\theta(p_b\,\mathrm{Cos}\psi+q_b\,\mathrm{Sin}\psi)+r_s\,\mathrm{Cos}\theta)\\ \quad+(J_{33d}\,\mathrm{Cos}\theta(\mathrm{Cos}\theta(p_b\,\mathrm{Cos}\psi+q_b\,\mathrm{Sin}\psi)-r_s\,\mathrm{Sin}\theta)]\\ \quad=\dfrac{U_2}{J_{11d}+J_{33s}}+F\\ Y_1=\theta\\ Y_2=\psi\end{cases}\qquad(۱)$$

$$\begin{cases}\mathrm{Sin}\theta(p_b\,\mathrm{Cos}\psi+q_b\,\mathrm{Cos}\psi)+r_s\,\mathrm{Cos}\theta=r_d\\ \mathrm{Cos}\theta(p_b\,\mathrm{Cos}\psi+q_b\,\mathrm{Sin}\psi)-r_s\,\mathrm{Sin}\theta=p_d\end{cases}\qquad(۲)$$

در جدول ۱، متغیرهای استفاده شده در رابطه (۱) نمایش داده شده اند.

جدول۱- متغیرهای استفاده شده در رابطه (۱)

نماد	متغیر
p_b	سرعت زاویه‌ای موشک در دستگاه بدنی
q_b	
r_b	
M_{yd}	مجموع گشتاورهای اعمالی به طوقه داخلی حول محور Y_d
M_{zs}	مجموع گشتاورهای اعمالی به طوقه داخلی حول محور Z_s
J_d	ماتریس ممان اینرسی طوقه داخلی
J_s	ماتریس ممان اینرسی طوقه خارجی
T_d	مجموع اغتشاشات وارد بر سرومکانیزم ناشی از چرخش بدنه و تاثیر حرکت طوقه‌ها برروی یکدیگر

۳- طراحی قانون هدایت

در این بخش، با توجه به مدل ارائه شده در رابطه (۱)، کنترل‌کننده مبتنی بر رویتگر برای کنترل زوایای طوقه جستجوگر طراحی می‌گردد. در این کنترل‌کننده، اغتشاش T_d و تابع غیرخطی F توسط رویتگر توسعه‌یافته زمان‌گسسته تخمین زده شده که استفاده از این اطلاعات موجب بهبود عملکرد کنترل‌کننده می‌شود.

۱-۳- کنترل‌کننده پسگام دو ورودی- دو خروجی

در این بخش کنترل‌کننده‌های U_1 و U_2 به نحوی طراحی می‌شوند که خروجی‌های سیستم، خروجی‌های مطلوب را دنبال کنند. برای این منظور با استفاده از الگوریتم پسگام، ابتدا متغیرهای q_d و r_s به صورت ورودی‌های مجازی در نظر گرفته می‌شوند و برای کنترل خروجی‌های $Y_1=\theta$ و $Y_2=\psi$ طراحی می‌شوند. لذا در گام اول با توجه به معادلات اول و سوم رابطه (۱) متغیرهای مطلوب به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{cases}q_{d_d}=-p_b\,\mathrm{Sin}\psi+q_b\,\mathrm{Cos}\psi+\dot{\theta}_d-K_1(\theta-\theta_d)\\ r_{s_d}=r_b+\dot{\psi}_d-K_3(\psi-\psi_d)\end{cases}\qquad(۳)$$

با استفاده از این روابط در معادلات اول و سوم رابطه (۱) داریم:

$$\begin{cases}\dot{\theta}-\dot{\theta}_d+K_1(\theta-\theta_d)=\dot{E}_1+K_1E_1=0\\ \dot{\psi}-\dot{\psi}_d+K_3(\psi-\psi_d)=\dot{E}_3+K_3E_3=0\end{cases}\qquad(۴)$$

برای بررسی پایداری در گام اول توابع کاندید لیاپانوف به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{cases}V_1=\dfrac{1}{2}{E_1}^2\\ V_3=\dfrac{1}{2}{E_3}^2\end{cases}\qquad(۵)$$

مشتق این توابع لیاپانوف به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$\begin{cases}\dot{V}_1=E_1\dot{E}_1=-K_1{E_1}^2\\ \dot{V}_3=E_3\dot{E}_3=-K_3{E_3}^2\end{cases}\qquad(۶)$$

با در نظر گرفتن مقادیر مثبت برای K_1 و K_3، خطای E_1 و E_3 صفر شده و θ به θ_d و ψ به ψ_d خواهد رسید.

در گام دوم خطا به‌نحوی تعریف می‌شود که $q_d-q_{d_d}$ و $r_s-r_{s_d}$ برابر صفر شوند:

$$\begin{cases}E_2=q_d-q_{d_d}\\ E_4=r_s-r_{s_d}\end{cases}\qquad(۷)$$

مشتق متغیرهای خطا به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{cases}\dot{E}_2=\dot{q}_d-\dot{q}_{d_d}=\dfrac{U_1+T_d}{J_{22d}}-\dot{q}_{d_d}\\ \dot{E}_4=\dot{r}_s-\dot{r}_{s_d}\\ \quad=\dfrac{U_2}{J_{11d}+J_{33s}}+\Big[\dfrac{(q_d-(-p_b\,\mathrm{Sin}\psi+q_b\,\mathrm{Cos}\psi))}{J_{11d}+J_{33s}}\\ \quad\times[(J_{11d}\,\mathrm{Sin}\theta(\mathrm{Sin}\theta(p_b\,\mathrm{Cos}\psi+q_b\,\mathrm{Sin}\psi)\\ \quad+r_s\,\mathrm{Cos}\theta)+(J_{33d}\,\mathrm{Cos}\theta(\mathrm{Cos}\theta(p_b\,\mathrm{Cos}\psi+q_b\,\mathrm{Sin}\psi)\\ \quad-r_s\,\mathrm{Sin}\theta))]\Big]-\dot{r}_{s_d}=\dfrac{U_2}{J_{11d}+J_{33s}}+F-\dot{r}_{s_d}\end{cases}\qquad(۸)$$

برای همگرا کردن خطاهای تعریف شده در رابطه (۸)، کنترل‌کننده‌ها به‌صورت زیر طراحی می‌شوند:

(۹)

$$\begin{cases}U_1=J_{22d}(\dot{q}_{d_d}-\dfrac{\hat{T}_d}{J_{22d}}-K_2E_2)\\ U_2=J_{11d}+J_{33s}(\dot{r}_{s_d}-F-K_4E_4)\end{cases}$$

که در آن $\hat{T}_d$ تخمین T_d می‌باشد.

برای بررسی پایداری در گام دوم توابع کاندید لیاپانوف به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{cases}V_2=\dfrac{1}{2}{E_2}^2\\ V_4=\dfrac{1}{2}{E_4}^2\end{cases}\qquad(۱۰)$$

مشتق این توابع لیاپانوف به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-22]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.3.1.7]
[DOI: 10.52547/joc.16.3.1]

$$\begin{cases}\dot{V}_2 = E_2\dot{E}_2 = -K_2E_2{}^2 \\ V_4 = E_4\dot{E}_4 = -K_4E_4{}^2\end{cases} \quad (۱۱)$$

با انتخاب مقادیر مثبت برای K_2 و K_4 خطاهای E_2 و E_4 طبق رابطه (۱۲) صفر خواهند شد.

$$\begin{cases}(\dot{q}_d - \dot{q}_{d_d}) + K_2E_2 = \dot{E}_2 + K_2E_2 = 0 \\ (\dot{r}_s - \dot{r}_{s_d}) + K_4E_4 = \dot{E}_4 + K_4E_4 = 0\end{cases} \quad (۱۲)$$

در نتیجه با اعمال U_1 و U_2 به سیستم (۱)، در گام اول q_d و r_s و در گام دوم θ و ψ به مقادیر مطلوب خواهند رسید و زوایای طوقه‌ها کنترل می‌شوند. از آن‌جایی که در رابطه (۹) به تخمین مقادیر نامعین نیاز است، با طراحی رویتگر می‌توان از اطلاعات تخمین در کنترل‌کننده اعمالی به سیستم استفاده کرد.

۲-۳- طراحی رویتگر برای تخمین اغتشاش

برای تخمین اغتشاش وارد بر سیستم رابطه دینامیکی زیر سیستم مرتبط را به صورت زیر در نظر بگیرید:

$$\begin{cases}\dot{q}_d = \dfrac{U_1 + T_d}{J_{22d}} \\ Y_2 = q_d\end{cases} \quad (۱۳)$$

از آن‌جایی که T_d جزو متغیرهای حالت سیستم نیست، لازم است رویتگر از نوع توسعه‌یافته طراحی شود. برای این منظور، اغتشاش به‌عنوان متغیر حالت جدید به معادلات سیستم افزوده شده و با فرض صفر بودن مشتق آن خواهیم داشت:

$$\begin{cases}\dot{q}_d = \dfrac{U_1 + T_d}{J_{22d}} \\ \dot{T}_d = 0 \\ Y_2 = q_d\end{cases} \quad (۱۴)$$

فرم زمان‌گسسته رابطه (۱۴) به‌صورت زیر می‌باشد:

$$\begin{cases}q_d(k+1) = q_d(k) + T\left(\dfrac{U_1 + T_d}{J_{22d}}\right) \\ T_d(k+1) = T_d(k)\end{cases} \quad (۱۵)$$

برای سیستم (۱۵) رویتگر توسعه‌یافته زمان‌گسسته به‌صورت زیر طراحی می‌گردد:

$$\begin{cases}\hat{q}_d(k+1) = \hat{q}_d(k) + T\left(\dfrac{U_1 + Z_1(k)}{J_{22d}}\right) \\ \qquad + L_1(q_d(k) - \hat{q}_d(k)) \\ Z_1(k+1) = Z_1(k) + L_2(q_d(k) - \hat{q}_d(k))\end{cases} \quad (۱۶)$$

که در آن $\hat{q}_d(k)$ تخمین $q_d(k)$ و $Z_1(k)$ تخمین $T_d(k)$ می‌باشد. اگر $e_1(k) = q_d(k) - \hat{q}_d(k)$ و $e_2(k) = T_d(k) - Z_1(k)$ باشد، دینامیک خطای رویتگر به صورت رابطه (۱۷) نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix}e_1(k+1)\\ e_2(k+1)\end{bmatrix} &= \begin{bmatrix}q_d(k+1) - \hat{q}_d(k+1)\\ T_d(k+1) - Z_1(k+1)\end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix}q_d(k) - \hat{q}_d(k) + T\left(\dfrac{T_d(k) - Z_1(k)}{J_{22d}}\right)\\ T_d(k) - Z_1(k)\end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix}-L_1(q_d(k) - \hat{q}_d(k))\\ -L_2(q_d(k) - \hat{q}_d(k))\end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix}(1-L_1)e_1(k) + \dfrac{T}{J_{22d}}e_2(k)\\ -L_2e_1(k) + e_2(k)\end{bmatrix}\end{aligned} \quad (۱۷)$$

رابطه بالا را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{bmatrix}e_1(k+1)\\ e_2(k+1)\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}1-L_1 & \dfrac{T}{J_{22d}}\\ -L_2 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}e_1(k)\\ e_2(k)\end{bmatrix} = \mathrm{X}\begin{bmatrix}e_1(k)\\ e_2(k)\end{bmatrix} \quad (۱۸)$$

برای تضمین پایداری و صفر شدن $e_1(k)$ و $e_2(k)$، بهره‌های L_1 و L_2 باید طوری انتخاب شوند تا مقادیر ویژه ماتریس X داخل دایره واحد قرار بگیرند [۱۸].

٤- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش، نتایج شبیه‌سازی در دو سناریو و پیاده‌سازی کنترل‌کننده مبتنی بر رویتگر طراحی شده برای سیستم سرومکانیزم دو درجه آزادی ارائه می‌گردد. در هر سناریو، مقادیر مطلوب برای زوایای θ و ψ متفاوت می‌باشند.

۱-۴- سناریوی اول

مقادیر مطلوب برای زوایای خروجی θ و ψ در این سناریو به‌ترتیب برابر ۱۴ و ۱۰ درجه می‌باشند. در جدول ۳، مقدار پارامترهای مورد استفاده در این سناریو نمایش داده شده است.

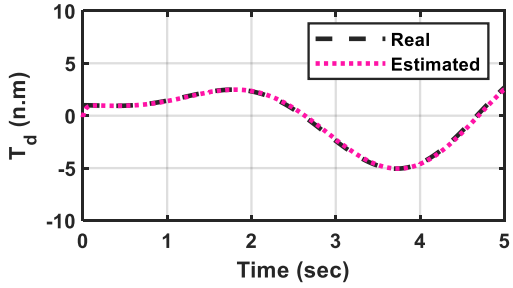
جدول۳- مقادیر پارامترها در سناریوی (۱)

پارامتر	مقدار
K_1	۲۰
K_2	۱۰
K_3	۱۰
K_4	۱۰
L_1	۰.۱
L_2	۰.۷
J_d	۰.۰۲
J_s	۰.۰۳
T	۰.۰۰۱

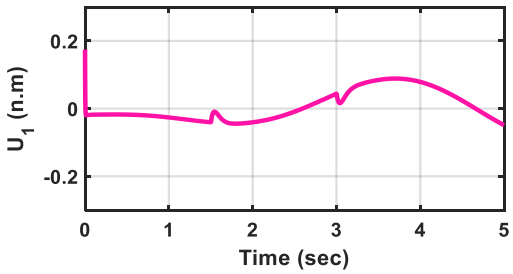
تخمین اغتشاش T_d با استفاده از رویتگر پیشنهادی در شکل ۵ مشاهده می‌شود. مشخص است که تابع اغتشاش با دقت مناسبی تخمین زده شده و نتیجه تخمین می‌تواند برای محاسبه سیگنال کنترل مورد استفاده قرار گیرد. سیگنال‌های کنترل U_1 و U_2 محاسبه شده با استفاده از نتیجه تخمین در

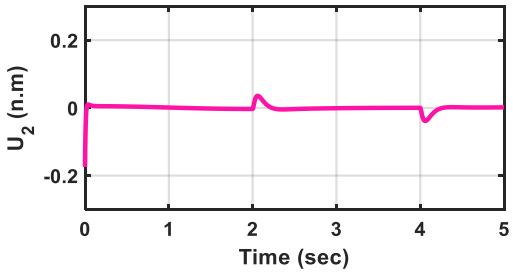
[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-22]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.3.1.7]
[DOI: 10.52547/joc.16.3.1]

شکل ۶ رسم شده است که دارای اندازه قابل قبولی بوده و به اندازه کافی هموار است، لذا قابل پیاده‌سازی می‌باشند. در شکل ۷، خطای ردیابی متغیرهای حالت q_d و r_s پس از اعمال سیگنال‌های کنترل به سیستم نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که خطای این متغیرهای حالت که مربوط به حلقه داخلی می‌باشد به صفر رسیده‌اند.

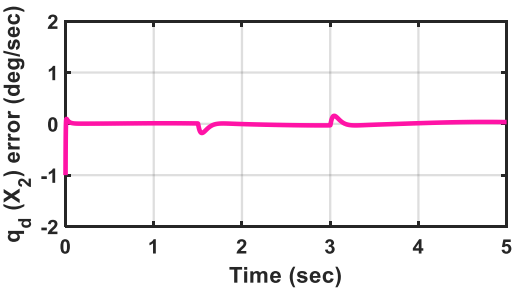


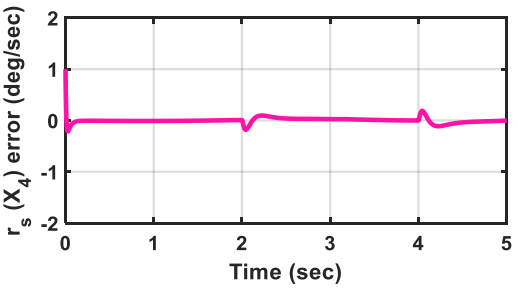
شکل ۵- تخمین اغتشاش T_d





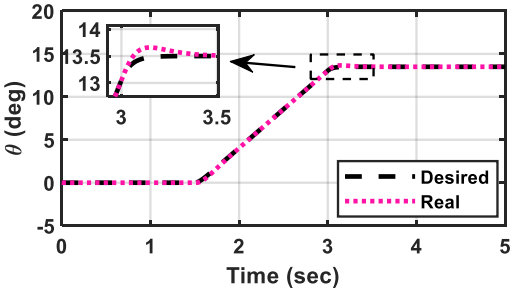
شکل ۶- سیگنال‌های کنترل

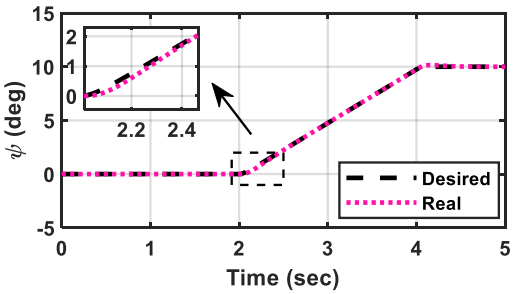




شکل ۷- خطای ردیابی متغیرهای حالت X_2 و X_4

در شکل ۸ تغییرات خروجی‌های سرومکانیزم (زوایای θ و ψ) پس از اعمال سیگنال‌های کنترل پیشنهادی رسم گردیده است. مشاهده می‌شود که با اعمال کنترل‌کننده پیشنهادی به سرومکانیزم، خروجی‌ها مقادیر مطلوب را با دقت و سرعت قابل قبولی ردیابی می‌کنند.





شکل ۸- زوایای خروجی θ و ψ و مقادیر مطلوب

۲-۴- سناریوی دوم

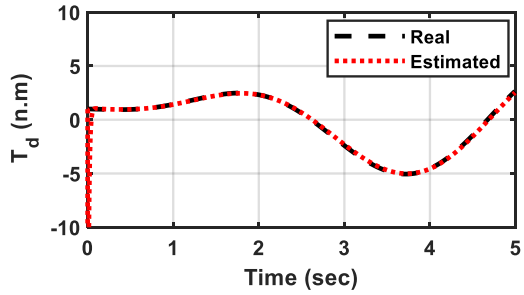
در جدول ۴، پارامترهای مورد استفاده در سناریوی دوم درج شده‌اند. در این سناریو نیز بر اساس مقادیر مطلوب تعیین شده برای زوایای θ و ψ و تخمین نامعینی‌ها، ورودی کنترل محاسبه شده و به سیستم اعمال می‌شود. در شکل ۹ نتیجه تخمین توسط رویتگر توسعه‌یافته زمان‌گسسته و در شکل ۱۰ سیگنال کنترل محاسبه شده رسم گردیده است.

جدول۴- مقادیر پارامترها در سناریوی دوم

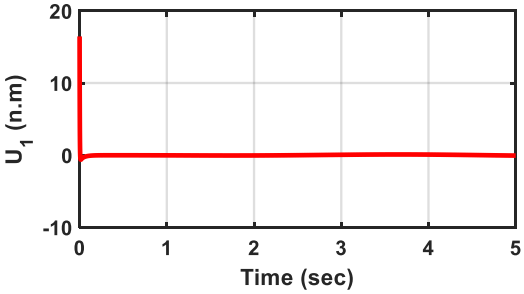
پارامتر	مقدار
K_1	۲۰
K_2	۱۰
K_3	۱۰
K_4	۱۰
L_1	۰.۵
L_2	۲
J_d	۰.۰۲
J_s	۰.۰۳
T	۰.۰۰۱

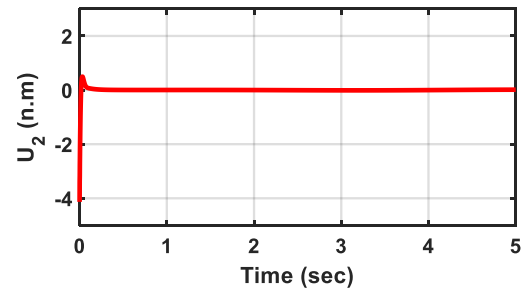
در شکل ۱۱ خطای X_2 و X_4 نمایش داده شده و مشاهده می‌شود که خطای حلقه داخلی با اعمال سیگنال کنترل پیشنهادی صفر شده است. با توجه به نتایج مناسب تخمین، اعمال کنترل‌کننده حاصل از این نتایج به سیستم می‌تواند زوایای طوقه جستجوگر را کنترل کند و به مقدار مطلوب برساند که شکل ۱۲ نشان دهنده این موضوع می‌باشد.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-22]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.3.1.7]
[DOI: 10.52547/joc.16.3.1]

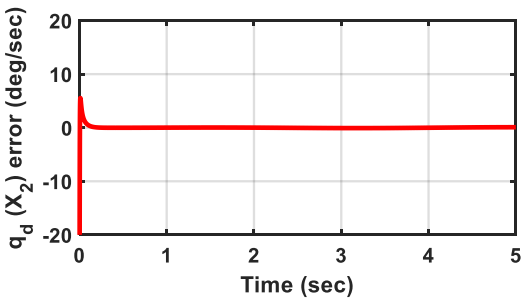


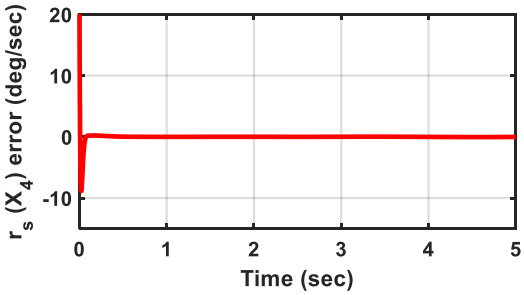
شکل ۹- تخمین اغتشاش T_d



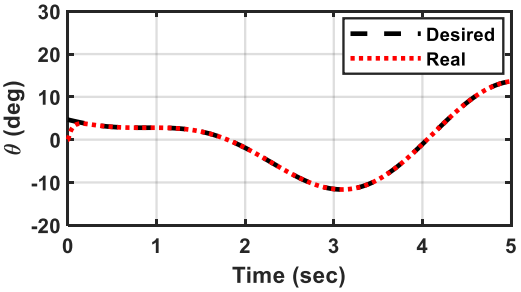


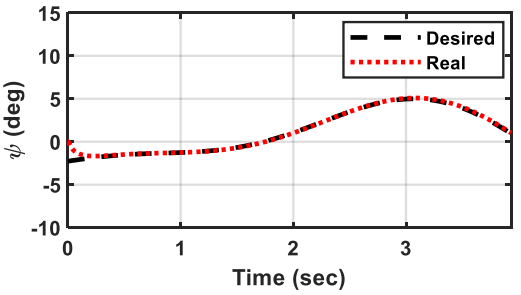
شکل ۱۰- سیگنال‌های کنترل





شکل ۱۱- خطای ردیابی متغیرهای حالت X_2 و X_4





شکل ۱۲- زوایای خروجی θ و ψ و مقادیر مطلوب

۳-۴- آزمون پردازنده در حلقه

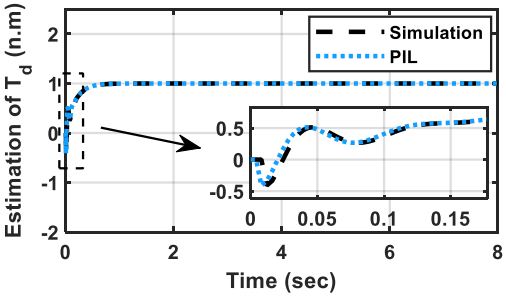
در این بخش، نتایج پیاده‌سازی سیستم کنترل پیشنهادی در پردازنده STM32F103 ارائه می‌شود. برای پیاده‌سازی، ابتدا کد کنترل‌کننده توسط نرم‌افزار KEIL کامپایل شده و سپس پردازنده با استفاده از STLink پروگرام می‌شود. در ادامه با برقراری ارتباط سریال بین پردازنده و نرم‌افزار متلب توسط مبدل USB به TTL، ورودی‌های موردنظر در نرم‌افزار وارد شده و با برقراری ارتباط و انجام محاسبات توسط پردازنده، خروجی در محیط نرم افزار متلب مشاهده می‌شود. در جدول ۵، مقدار عددی پارامترهای مورد استفاده این آزمون مشاهده می‌شود.

جدول۵- مقادیر پارامترها در آزمون پردازنده در حلقه

پارامتر	مقدار
K_1	۵۰
K_2	۲
K_3	۵۰
K_4	۳
L_1	۰.۱
L_2	۰.۱
J_d	۰.۰۲
J_s	۰.۰۳
T	۰.۰۰۵

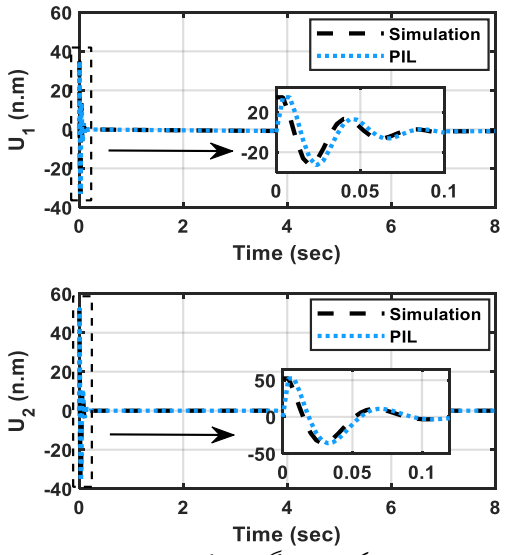
در این آزمون، مقادیر مطلوب برای زوایای θ و ψ برابر ۲۰ درجه درنظر گرفته شده‌اند. در شکل ۱۳، نتیجه تخمین اغتشاش T_d در شبیه‌سازی‌های کامپیوتری و پردازنده در حلقه رسم گردیده است. مشاهده می‌شود که اغتشاش تخمین زده شده در پردازنده با دقت مناسبی بر تخمین اغتشاش حاصل از شبیه‌سازی منطبق می‌باشد.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-22]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.3.1.7]
[DOI: 10.52547/joc.16.3.1]

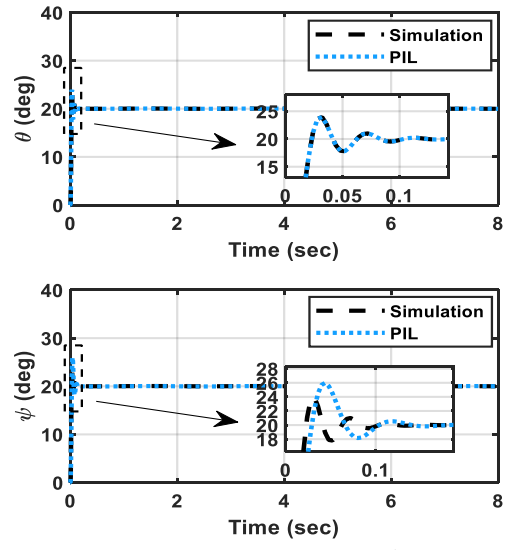


شکل ۱۳- تخمین اغتشاش T_d

در شکل ۱۴، سیگنال کنترل خروجی پردازنده و شبیه‌سازی با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در شکل ۱۵، زوایای θ و ψ در حالت شبیه‌سازی و پردازنده در حلقه نمایش داده شده‌اند. مشاهده می‌شود که با اعمال سیگنال کنترل محاسبه شده توسط پردازنده به سیستم، این زوایا مقادیر مطلوب تعیین شده را دنبال می‌کنند. لازم به‌ذکر است که تفاوت ناچیز مشاهده شده در نتایج به دلیل وجود تاخیر ارتباط در نتایج آزمون پردازنده در حلقه می‌باشد.



شکل ۱۴- سیگنال‌های کنترل



شکل ۱۵- زوایای خروجی θ و ψ

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، کنترل‌کننده غیرخطی پسگام چند ورودی-چند خروجی مبتنی بر رویتگر توسعه‌یافته زمان‌گسسته برای سرومکانیزم دو درجه آزادی طراحی و برروی پردازنده STM32F103 پیاده‌سازی شد. ابتدا در گام اول ورودی‌های مجازی برای کنترل خروجی‌های سیستم طراحی شدند. سپس در گام دوم بردار ورودی کنترل برای ردیابی متغیرهای مجازی طراحی گردیدند. کنترل‌کننده پیشنهادی به تخمین اغتشاش نیاز دارد که توسط یک رویتگر زمان‌گسسته محاسبه می‌شود. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان دادند که کنترل‌کننده پیشنهادی قادر به کنترل زوایای خروجی می‌باشد. هم‌چنین در آزمون پردازنده در حلقه، صحت عملکرد کنترل‌کننده و رویتگر پیشنهادی پیاده‌سازی شده در پردازنده نشان داده شد.

٦- مراجع

[1] G. M. Siouris, Missile Guidance and Control Systems, Springer-Verlog Publisher, 2004.

[۲] محمدرضا عاروان، مدل‌سازی جستجوگر الکترواپیکی و تخمین نرخ چرخش خط دید در حضور اغتشاش، رساله دکتری، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۸۶.

[3] C. F. Lin, Modern Navigation Guidance and Control Processing, Prentice-Hall, 1991.

[۴] مهدی گلی، مدل‌سازی، شبیه‌سازی و تحلیل خطای عملکرد جستجوگر یک پرنده، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۹۱.

[5] B. Ekstrand, Equations of Motion for a Two-Axes Gimbal System, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 37, No. 3, 2001.

[6] H. S. Paul, Gyroscopes: theory and design, MCGRAW-HILL, Newyork, 1961.

[7] C. Jekeli, Inertial Navigation Systems with geodetic Applications, Walter de Gruyter, Berlin 2001.

[8] Y. Marwa, C. B. Njima, and T. Garna, Decentralized nonlinear robust control for multivariable systems: Application to a 2 DoF laboratory helicopter, Acta Polytechnica Hungarica, Vol. 17, No. 5, pp. 27-48, 2020.

[9] L. Ping, and G. Zhu, Robust internal model control of servo motor based on sliding mode control approach, ISA transactions, Vol. 93, pp. 199-208, 2019.

[10] S. Emre, R. Oboe, and K. Ohnishi, Disturbance observer-based robust control and its applications: 35th anniversary overview, IEEE Transactions on Industrial Electronics, Vol. 67, No. 3, pp. 2042-2053, 2019.

[۱۱] محمدعلی معصوم نیا، ژیروسکوپ‌های یک درجه آزادی، گزارش شماره H-66-12-1-M ، دانشگاه صنعتی شریف، اسفند ۱۳۶۶.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-22]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.3.1.7]
[DOI: 10.52547/joc.16.3.1]

[12] L. Wang, L. Xuelian, and W. Chunyang, Improved disturbance observer-based control for airborne photoelectric stabilized platform, Optik, Vol. 188, 2019.

[13] J. Chenghu, et al. Adaptive extended state observer-based flatness nonlinear output control for torque tracking of electrohydraulic loading system, Transactions of the Institute of Measurement and Control, Vol. 40, No. 10, pp. 2999-3009, 2018.

[14] C. W. Mckerley, A Model for a Two Degree of Freedom Coupled Seeker with Mass Imbalance, Southeastcon '96, Bringing Together Education, Science and Technology, Proc. of the IEEE, 1996.

[15] B. J. Smith, et al. Sliding mode control in a two-axis gimbal system, IEEE aerospace conference, 1999.

[16] O. Hasturk, A. M. Erkmen, and İ. Erkmen, Proxy-based sliding mode stabilization of a two-axis gimbaled platform, target, Vol. 3, No. 4, pp. 1-7, 2011.

[17] Z. Zhao, and Y. Xiaoyang, Backstepping designed sliding mode control for a two-axis tracking system, 2010 5th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, 2010.

[18] Z. Gejic, Introduction to linear and nonlinear observers, Rutgers University, 2003.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-22]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1401.16.3.1.7]
[DOI: 10.52547/joc.16.3.1]