

## طراحی و پیاده‌سازی کنترل کننده پسگام مبتنی بر روتگر توسعه یافته زمان گسسته برای سرومکانیزم دو درجه آزادی

مصطفی دارابی مقدم<sup>۱</sup>، احمدرضا ولی<sup>۲\*</sup>، سید مهدی حکیمی<sup>۳</sup>، وحید بهنام گل<sup>۴</sup>، قاسم درخشان<sup>۵</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، مرکز تحقیقات انرژی‌های تجدیدپذیر، واحد دماوند، دانشگاه آزاد اسلامی، دماوند، ایران،

mostafadarabi@rocketmail.com

<sup>۲</sup> دانشیار، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، vali@mut.ac.ir

<sup>۳</sup> استادیار، مرکز تحقیقات انرژی‌های تجدیدپذیر، واحد دماوند، دانشگاه آزاد اسلامی، دماوند، ایران، sm\_hakimi83@yahoo.com

<sup>۴</sup> استادیار، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، vahid\_behnamgol@mut.ac.ir

<sup>۵</sup> استادیار، مرکز تحقیقات انرژی‌های تجدیدپذیر، واحد دماوند، دانشگاه آزاد اسلامی، دماوند، ایران، gh.derakhshan@yahoo.com

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۴/۱۵

ویرایش: ۱۴۰۱/۰۳/۰۸

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۲۷

**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، کنترل کننده ترکیبی پسگام چند ورودی-چند خروجی مبتنی بر روتگر برای یک سرومکانیزم 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 روتگر توسعه یافته برای تخمین اغتشاش به منظور بهبود عملکرد کنترل کننده 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 خطی ساز چند ورودی - چند خروجی تعیین می‌شود. در این گام از روتگر زمان گسسته برای تخمین اغتشاش استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که روتگر پیشنهادی با دقت مناسبی اغتشاش را تخمین زده و در اختیار کنترل کننده قرار می‌دهد. کنترل کننده طراحی شده با استفاده از این اطلاعات قادر به کنترل زوایای طوقه‌ها می‌باشد. هم‌چنین، نتایج پیاده‌سازی کنترل کننده طراحی شده در آزمون پردازنده در حلقه ارائه شده است.

**کلمات کلیدی:** سرومکانیزم دو درجه آزادی، کنترل پسگام، روتگر زمان گسسته، 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

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 معمولاً به وسیله جستجوگر که در سر موشک قرار دارد، اندازه‌گیری می‌شود. جستجوگرها از نظر 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 نشانه‌رویی 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 کنترل کننده سرومکانیزم دو درجه آزادی، اولین گام استخراج مدل مناسب است. در [۳] مدل ساده برای جستجوگرهای طوقه‌دار در حالت دوبعدی ارائه شده است. در [۴] پس از مدل‌سازی طوقه دو درجه آزادی، اثر خطای سنسور راداری بر نحوه عملکرد حلقه جستجوگر بررسی شده 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 صلیبیت و عدم نامیزانی جرمی استخراج شده و از دیدگاه یک جستجوگر ژيروسکوپ نرخی مورد بحث و تحلیل قرار گرفته است.

برای کنترل زاویه در جستجوگرهای طوقه دار به نحوی که همواره هدف در مرکز میدان دید آن قرار بگیرد، از بخش‌های کنترل کننده 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] کنترل کننده مقاوم برای سرومکانیزم یک درجه آزادی بر اساس نامعینی و اغتشاش طراحی شده است. در [۸] کنترل کننده 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.

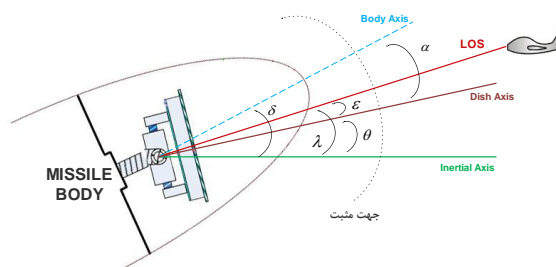
کنترل کننده‌های مقاوم برای سیستم‌های دارای نامعینی باید به نحوی طراحی شود که رفتار و عملکرد سیستم در تمام حالت‌های ممکن نامعینی قابل قبول باشد. در واقع این نوع کنترل کننده‌ها بر اساس کران بالای نامعینی طراحی می‌شوند تا در هر شرایطی، کنترل کننده طراحی شده قادر به کنترل سیستم باشد.

در سال‌های اخیر کنترل کننده‌های غیرخطی مبتنی بر رویتگر برای سیستم‌های غیرخطی نامعین ارایه شده و دارای مزایای بیشتری نسبت به روش‌های کنترل غیرخطی مقاوم از قبیل مدل‌غزشی و  $H_\infty$  می‌باشند. زیرا در کنترل کننده‌های مبتنی بر رویتگر، نامعینی تخمین زده شده و بر اساس آن سیگنال کنترلی صادر می‌گردد. به‌عنوان نمونه، در [۱۰] به طراحی کنترل کننده‌های مبتنی 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 کنترل کننده 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 آبخاری 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 توسعه یافته زمان گسسته 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 بر روی 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.

## ۲- مدل سیستم

زوایای مربوط به جستجوگر طوقه دار در شکل ۱ رسم شده است.



شکل ۱- زوایای مربوط به جستجوگر در حالت دوبعدی

پارامترهای مهم در این مساله به صورت زیر می باشد:

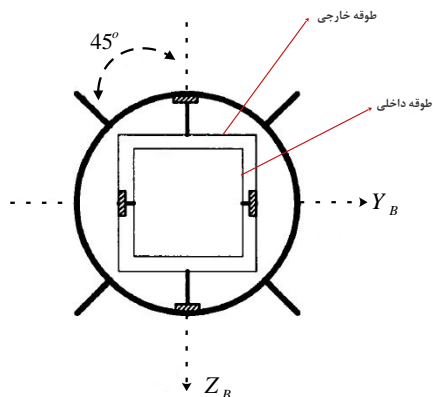
- ❖ محور مرجع لخت
- ❖ زاویه محور طولی موشک نسبت به محور لخت ( $\delta$ )
- ❖ زاویه خط دید (LOS) نسبت به محور لخت ( $\lambda$ )
- ❖ زاویه محور آنتن نسبت به محور لخت ( $\theta$ )
- ❖ خطای نشانه روی آنتن یا زاویه بین محور آنتن و LOS ( $\epsilon$ )
- ❖ زاویه بین محور آنتن و بدنه موشک ( $\alpha$ )

برای بررسی سیستم جستجوگر، سه دستگاه مختصات دستگاه بدنه (B)، دستگاه طوقه خارجی (S) و دستگاه طوقه داخلی (D) تعریف می شود. 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 می شود. محورهای دستگاه بدنی  $X_b, Y_b, Z_b$  و محورهای دستگاه طوقه میانی  $X_s, Y_s, Z_s$  و محورهای دستگاه طوقه داخلی (دستگاه مختصات آنتن)  $X_d, Y_d, Z_d$  می باشند.

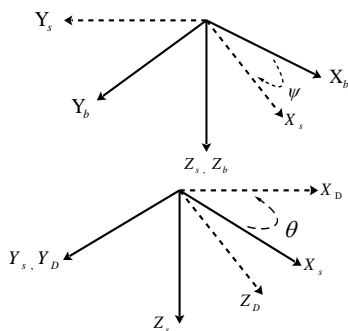
طوقه خارجی را می توان به صورت یک صفحه تخت در نظر گرفت که دستگاه طوقه داخلی چسبیده به این طوقه است (شکل ۲). محور X طوقه خارجی عمود بر صفحه طوقه و جهت آن به سمت جلوی موشک است. این طوقه حول محور  $Z_b$  می تواند به اندازه  $\psi$  (زاویه سمت جستجوگر نسبت به دستگاه بدنه) بچرخد. محور Z این دستگاه در راستای صفحه ای قرار دارد که می تواند حول آن بچرخد و هم جهت با  $Z_b$  است. محور Y آن نیز به نحوی تعیین می شود که یک دستگاه متعامد راست گرد 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  $Y_s$  می تواند به اندازه  $\theta$  (زاویه فراز جستجوگر نسبت به دستگاه طوقه خارجی) بچرخد. محور Y این دستگاه در راستای این صفحه قرار دارد و هم جهت با  $Y_s$  است. محور  $Z_d$  نیز به گونه ای تعیین می شود که حاصل یک دستگاه مختصات متعامد راست گرد باشد (شکل ۳). ارتباط

بین دستگاه های بدنه و طوقه خارجی و طوقه داخلی به صورت شکل ۴ می باشد. در مورد مکانیزم در نظر گرفته شده در این مقاله به دلیل محدودیت های فیزیکی حداکثر محدوده زوایای  $\theta$  و  $\psi$  تا  $60^\circ$  فرض می شود.

در مراجع [۱۴-۱۶] و [۱۷] نحوه استخراج معادلات حرکت طوقه دومحوره بیان شده است. با استفاده از این مراجع و اعمال تغییرات لازم، معادلات حرکت طوقه دومحوره ای که در این مقاله استفاده گردیده است استخراج می شود. توالی حرکت طوقه ها در این مقاله به صورت سمت - فراز در نظر گرفته شده است.



شکل ۲- نمای عقبی موشک و بالک های آن و طوقه های جستجوگر



شکل ۳- دستگاه های مختصات بدنه، طوقه خارجی و طوقه داخلی و زوایای اوپلر بین آنها

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

شکل ۴- ارتباط بین دستگاه ها

مدل فضای حالت استخراج شده در این مقاله برای سرومکانیزم دو درجه آزادی جستجوگر به صورت روابط (۱) و (۲) می باشد.

$$\begin{cases} \dot{q}_{d_d} = -p_b \sin \psi + q_b \cos \psi + \dot{\theta}_d - K_1(\theta - \theta_d) \\ r_{s_d} = r_b + \dot{\psi}_d - K_3(\psi - \psi_d) \end{cases} \quad (۳)$$

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

$$\begin{cases} \dot{\theta} - \dot{\theta}_d + K_1(\theta - \theta_d) = \dot{E}_1 + K_1 E_1 = 0 \\ \dot{\psi} - \dot{\psi}_d + K_3(\psi - \psi_d) = \dot{E}_3 + K_3 E_3 = 0 \end{cases} \quad (۴)$$

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

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

مشق این توابع لیاپانوف به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

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

با در نظر گرفتن مقادیر مثبت برای  $K_1$  و  $K_3$ ، خطای  $E_1$  و  $E_3$  صفر شده و  $\theta$  به  $\theta_d$  و  $\psi$  به  $\psi_d$  خواهد رسید.

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

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

مشق متغیرهای خطا به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{cases} \dot{E}_2 = \dot{q}_d - \dot{q}_{d_d} = \frac{U_1 + T_d}{J_{22d}} - \dot{q}_{d_d} \\ \dot{E}_4 = \dot{r}_s - \dot{r}_{s_d} \\ = \frac{U_2}{J_{11d} + J_{33s}} + \left[ \frac{(q_d - (-p_b \sin \psi + q_b \cos \psi))}{J_{11d} + J_{33s}} \right. \\ \times [(J_{11d} \sin \theta (\sin \theta (p_b \cos \psi + q_b \sin \psi) + r_s \cos \theta) \\ + (J_{33d} \cos \theta (\cos \theta (p_b \cos \psi + q_b \sin \psi) - r_s \sin \theta))] \\ \left. - \dot{r}_{s_d} = \frac{U_2}{J_{11d} + J_{33s}} + F - \dot{r}_{s_d} \right] \end{cases} \quad (۸)$$

برای همگرا کردن خطاهای تعریف شده در رابطه (۸)، کنترل کننده‌ها به صورت زیر طراحی می‌شوند:

$$\begin{cases} U_1 = J_{22d} (\dot{q}_{d_d} - \frac{\dot{T}_d}{J_{22d}} - K_2 E_2) \\ U_2 = J_{11d} + J_{33s} (\dot{r}_{s_d} - F - K_4 E_4) \end{cases}$$

که در آن تخمین  $T_d$  می‌باشد.

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

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

مشق این توابع لیاپانوف به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = q_d - (-p_b \sin \psi + q_b \cos \psi) \\ \dot{q}_d = \frac{M_{yd} + T_d}{J_{22d}} = \frac{U_1 + T_d}{J_{22d}} \\ \dot{\psi} = r_s - r_b \\ \dot{r}_s = \frac{M_{zs}}{J_{11d} + J_{33s}} + \left[ \frac{(q_d - (-p_b \sin \psi + q_b \cos \psi))}{J_{11d} + J_{33s}} \right. \\ \times [(J_{11d} \sin \theta (\sin \theta (p_b \cos \psi + q_b \sin \psi) + r_s \cos \theta) \\ + (J_{33d} \cos \theta (\cos \theta (p_b \cos \psi + q_b \sin \psi) - r_s \sin \theta))] \\ \left. + \frac{U_2}{J_{11d} + J_{33s}} + F \right] \\ Y_1 = \theta \\ Y_2 = \psi \end{cases} \quad (۱)$$

$$\begin{cases} \sin \theta (p_b \cos \psi + q_b \cos \psi) + r_s \cos \theta = r_d \\ \cos \theta (p_b \cos \psi + q_b \sin \psi) - r_s \sin \theta = p_d \end{cases} \quad (۲)$$

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

جدول ۱- 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 بر روی یکدیگر

### ۳- طراحی قانون هدایت

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

#### ۳-۱- کنترل کننده پسگام دو ورودی- دو خروجی

در این بخش کنترل کننده‌های  $U_1$  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  $\theta = Y_1$  و  $\psi = Y_2$  طراحی می‌شوند. لذا در گام اول با توجه به معادلات اول و سوم رابطه (۱) متغیرهای مطلوب به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} e_1(k+1) \\ e_2(k+1) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} q_d(k+1) - \hat{q}_d(k+1) \\ T_d(k+1) - Z_1(k+1) \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} q_d(k) - \hat{q}_d(k) + T \left( \frac{T_d(k) - Z_1(k)}{J_{22d}} \right) \\ T_d(k) - Z_1(k) \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} -L_1(q_d(k) - \hat{q}_d(k)) \\ -L_2(q_d(k) - \hat{q}_d(k)) \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} (1-L_1)e_1(k) + \frac{T}{J_{22d}}e_2(k) \\ -L_2e_1(k) + e_2(k) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (17)$$

رابطه بالا را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{bmatrix} e_1(k+1) \\ e_2(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1-L_1 & \frac{T}{J_{22d}} \\ -L_2 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_1(k) \\ e_2(k) \end{bmatrix} = X \begin{bmatrix} e_1(k) \\ e_2(k) \end{bmatrix} \quad (18)$$

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 [18].

#### ۴- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش، نتایج شبیه‌سازی در دو سناریو و پیاده‌سازی کنترل کننده مبتنی بر رویتگر طراحی شده برای سیستم سرومکانیزم دو درجه آزادی ارائه می‌گردد. در هر سناریو، مقادیر مطلوب برای زوایای  $\theta$  و  $\psi$  متفاوت می‌باشند.

##### ۴-۱- سناریوی اول

مقادیر مطلوب برای زوایای خروجی  $\theta$  و  $\psi$  در این سناریو به ترتیب برابر ۱۴ و ۱۰ درجه می‌باشند. در جدول ۳، مقدار پارامترهای مورد استفاده در این سناریو نمایش داده شده است.

جدول ۳- 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

$$\begin{cases} \dot{V}_2 = E_2 \dot{E}_2 = -K_2 E_2^2 \\ \dot{V}_4 = E_4 \dot{E}_4 = -K_4 E_4^2 \end{cases} \quad (11)$$

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

$$\begin{cases} (\dot{q}_d - \dot{\hat{q}}_d) + K_2 E_2 = \dot{E}_2 + K_2 E_2 = 0 \\ (\dot{r}_s - \dot{\hat{r}}_s) + K_4 E_4 = \dot{E}_4 + K_4 E_4 = 0 \end{cases} \quad (12)$$

در نتیجه با اعمال  $U_1$  و  $U_2$  به سیستم (۱)، در گام اول  $q_d$  و  $r_s$  در گام دوم  $\theta$  و  $\psi$  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 کنترل کننده 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 بگیرد:

$$\begin{cases} \dot{q}_d = \frac{U_1 + T_d}{J_{22d}} \\ Y_2 = q_d \end{cases} \quad (13)$$

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

$$\begin{cases} \dot{q}_d = \frac{U_1 + T_d}{J_{22d}} \\ \dot{T}_d = 0 \\ Y_2 = q_d \end{cases} \quad (14)$$

فرم زمان گسسته رابطه (۱۴) به صورت زیر می‌باشد:

$$\begin{cases} q_d(k+1) = q_d(k) + T \left( \frac{U_1 + T_d}{J_{22d}} \right) \\ T_d(k+1) = T_d(k) \end{cases} \quad (15)$$

برای سیستم (۱۵) رویتگر توسعه یافته زمان گسسته به صورت زیر طراحی می‌گردد:

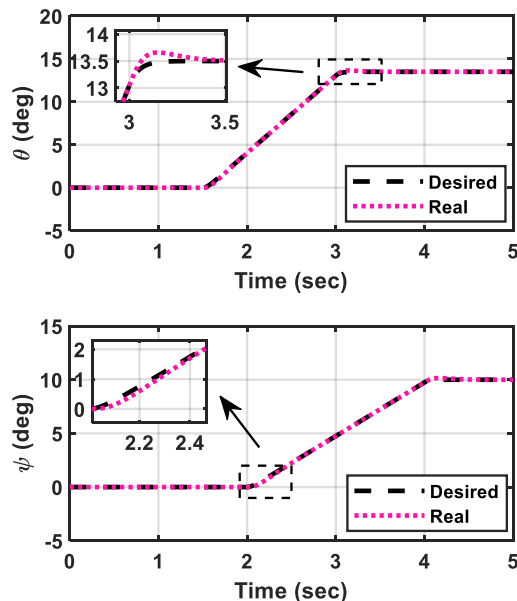
$$\begin{cases} \hat{q}_d(k+1) = \hat{q}_d(k) + T \left( \frac{U_1 + Z_1(k)}{J_{22d}} \right) \\ \quad + L_1(q_d(k) - \hat{q}_d(k)) \\ Z_1(k+1) = Z_1(k) + L_2(q_d(k) - \hat{q}_d(k)) \end{cases} \quad (16)$$

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:

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



شکل ۸- زوایای خروجی  $\theta$  و  $\psi$  و مقادیر مطلوب

#### ۲-۴- سناریوی دوم

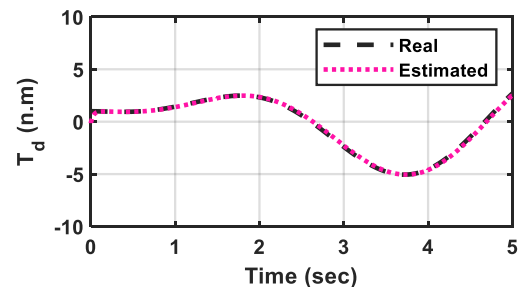
در جدول ۴، پارامترهای مورد استفاده در سناریوی دوم درج شده‌اند. در این سناریو نیز بر اساس مقادیر مطلوب تعیین شده برای زوایای  $\theta$  و  $\psi$  و تخمین نامعینی‌ها، ورودی کنترل محاسبه شده و به سیستم اعمال می‌شود. در شکل ۹ نتیجه تخمین توسط رویتگر توسعه یافته زمان گسسته و در شکل ۱۰ سیگنال کنترل محاسبه شده رسم گردیده است.

جدول ۴- مقادیر پارامترها در سناریوی دوم

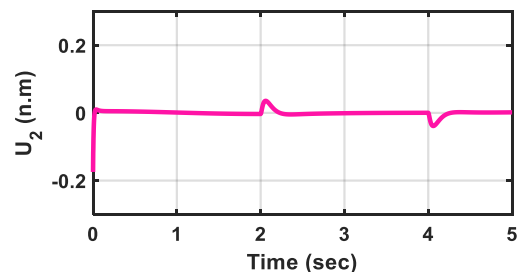
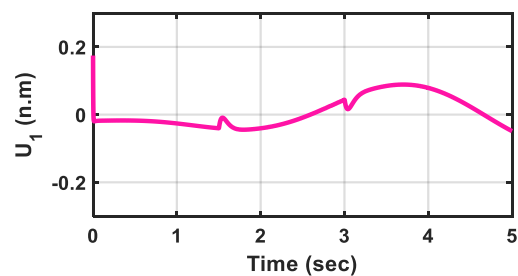
مقدار	پارامتر
۲۰	$K_1$
۱۰	$K_2$
۱۰	$K_3$
۱۰	$K_4$
۰.۵	$L_1$
۲	$L_2$
۰.۰۲	$J_d$
۰.۰۳	$J_s$
۰.۰۰۱	$T$

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 کنترل کننده 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.

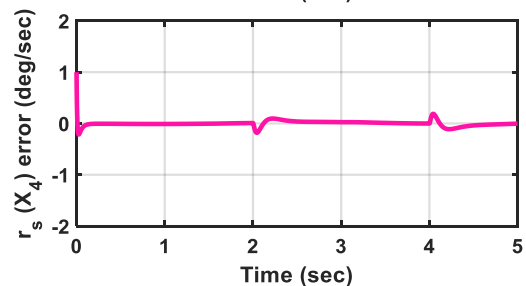
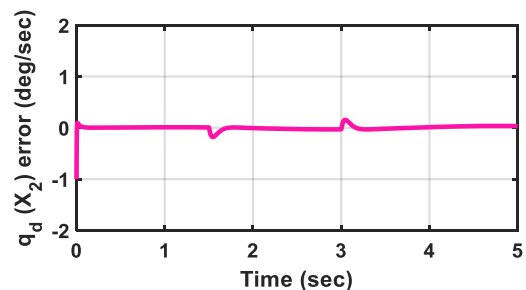
شکل ۶ رسم شده است که دارای اندازه قابل قبولی بوده و به اندازه کافی هموار است، لذا قابل پیاده‌سازی می‌باشند. در شکل ۷، خطای ردیابی متغیرهای حالت  $q_d$  و  $r_s$  پس از اعمال سیگنال‌های کنترل به سیستم نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که خطای این متغیرهای حالت که مربوط به حلقه داخلی می‌باشد به صفر رسیده‌اند.



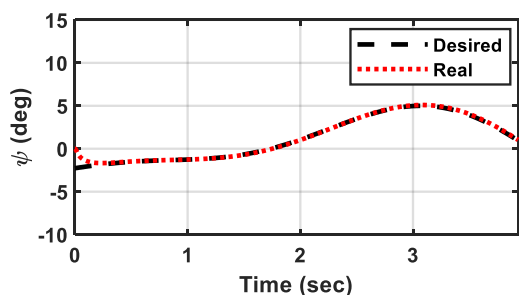
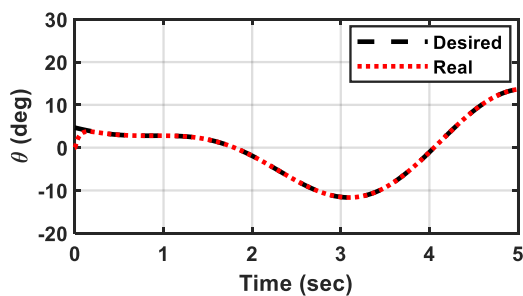
شکل ۵- تخمین اغتشاش  $T_d$



شکل ۶- سیگنال‌های کنترل



شکل ۷- خطای ردیابی متغیرهای حالت  $X_2$  و  $X_4$



شکل ۱۲- زوایای خروجی  $\theta$  و  $\psi$  و مقادیر مطلوب

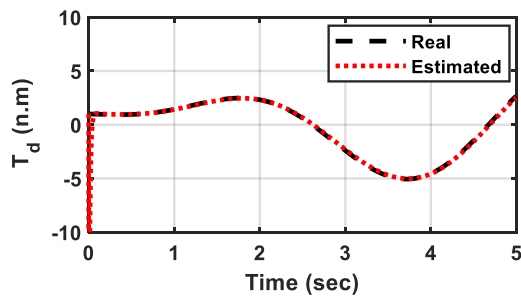
### ۳-۴- آزمون پردازنده در حلقه

در این بخش، نتایج پیاده‌سازی سیستم کنترل پیشنهادی در پردازنده STM32F103 ارائه می‌شود. برای پیاده‌سازی، ابتدا کد کنترل کننده 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 نرم‌افزار متلب مشاهده می‌شود. در جدول ۵، مقدار عددی پارامترهای مورد استفاده این آزمون مشاهده می‌شود.

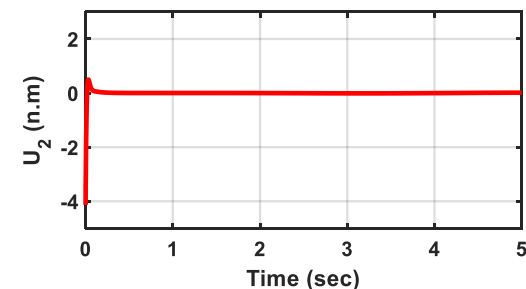
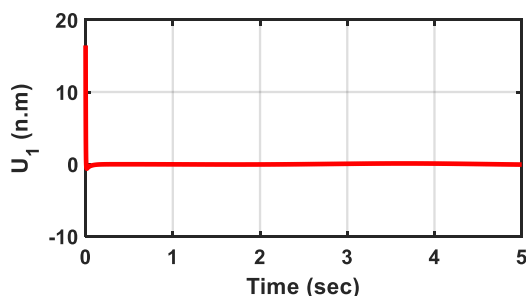
جدول ۵- مقادیر پارامترها در آزمون پردازنده در حلقه

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

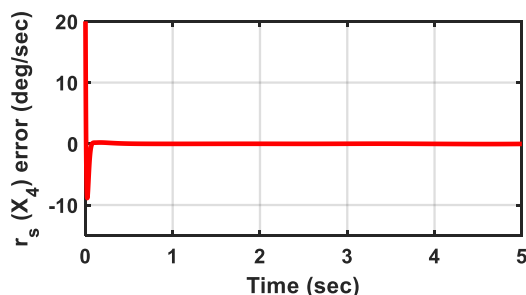
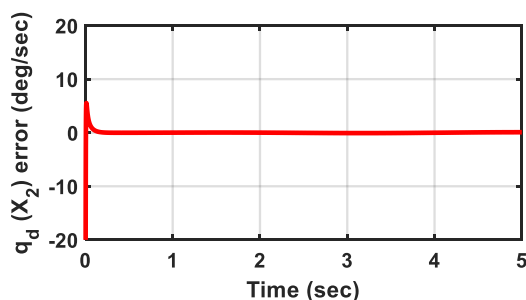
در این آزمون، مقادیر مطلوب برای زوایای  $\theta$  و  $\psi$  برابر ۲۰ درجه در نظر گرفته شده‌اند. در شکل ۱۳، نتیجه تخمین اغتشاش  $T_d$  در شبیه‌سازی‌های کامپیوتری و پردازنده در حلقه رسم گردیده است. مشاهده می‌شود که اغتشاش تخمین زده شده در پردازنده با دقت مناسبی بر تخمین اغتشاش حاصل از شبیه‌سازی منطبق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



شکل ۹- تخمین اغتشاش  $T_d$



شکل ۱۰- سیگنال‌های کنترل



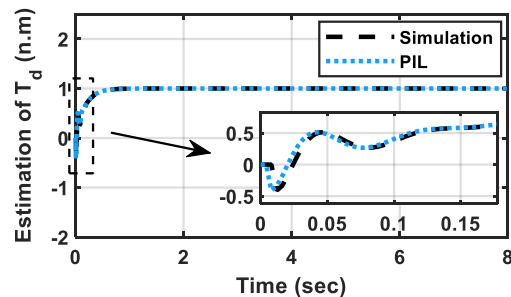
شکل ۱۱- خطای ردیابی متغیرهای حالت  $X_2$  و  $X_4$

### ۵- نتیجه گیری

در این مقاله، کنترل کننده غیرخطی پسگام چند ورودی-چند خروجی مبتنی بر رویتگر توسعه یافته زمان گسسته برای سرومکانیزم دو درجه آزادی طراحی و بر روی 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. کنترل کننده پیشنهادی به تخمین اغتشاش نیاز دارد که توسط یک رویتگر زمان گسسته محاسبه می‌شود. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان دادند که کنترل کننده پیشنهادی قادر به کنترل زوایای خروجی می‌باشد. هم‌چنین در آزمون پردازنده در حلقه، صحت عملکرد کنترل کننده و رویتگر پیشنهادی پیاده‌سازی شده در پردازنده نشان داده شد.

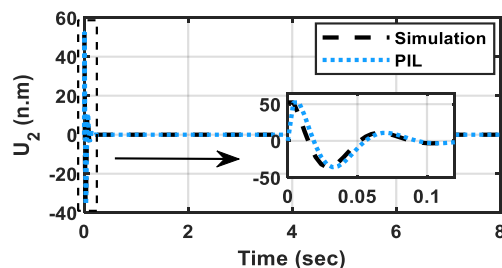
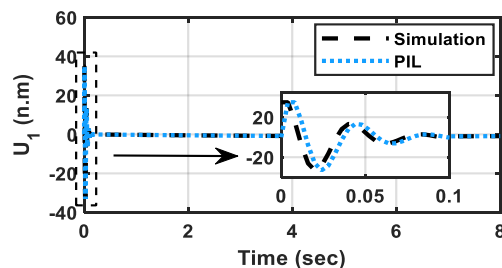
### ۶- مراجع

- [1] G. M. Siouris, Missile Guidance and Control Systems, Springer-Verlog Publisher, 2004.
- [2] محمدرضا عاروان، مدل‌سازی جستجوگر الکترواپیک 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.
- [4] 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.
- [11] محمدعلی معصوم نیا، ژيروسکوپ‌های یک درجه آزادی، گزارش شماره H-66-12-1-M، دانشگاه صنعتی شریف، اسفند ۱۳۶۶.

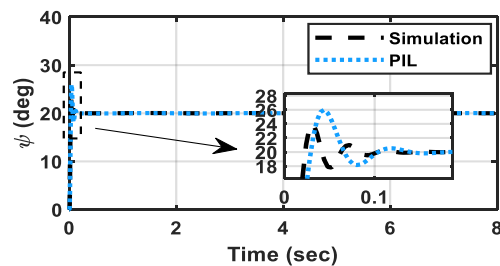
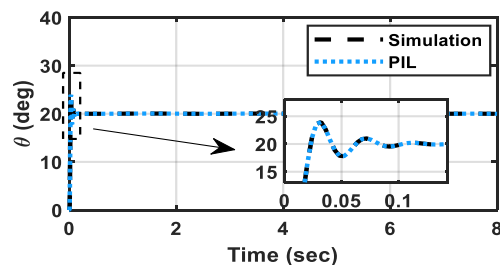


شکل ۱۳- تخمین اغتشاش  $T_d$

در شکل ۱۴، سیگنال کنترل خروجی پردازنده و شبیه‌سازی با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در شکل ۱۵، زوایای  $\theta$  و  $\psi$  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 به ذکر 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  $\theta$  و  $\psi$

- [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 gimbale 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.