

# Fault Detection for an Aerospace Launch Vehicle Using Sliding Mode Observer

**J. Roshanian<sup>1</sup>, S. M. M. Hassani<sup>2</sup>, M. M. Nazari<sup>3\*</sup> and M. Aliyari<sup>4</sup>**

1, 2. Department of Aerospace Engineering, K.N.T University of Technology

3. Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology

4. Department of Electrical Engineering, K.N.T University of Technology

\*Hafez St., Tehran, IRAN

**mehdi\_nazari@ut.ac.ir**

*Aerospace Launch Vehicles (ALV) are generally designed with high reliability to operate in complete security through fault avoidance practices. However, in spite of fault avoidance, fault occurring is inevitable. Hence there is a requirement for on-board fault detection and isolation (FDI) without significant degradation in the ALV performance. The robust observers are widely used in FDI due to reduction of the effect of disturbances in the FDI process. In this paper, the robust fault diagnosis observer is designed for an ALV subject to uncertainties. The linear sliding mode technique is used to design the observer for a linear time varying model of an ALV. The parameter estimation from the sliding mode scheme is compared with those generated by a nonlinear simulation and are found to provide good correlation. Then, a proposed linear sliding mode observer is employed to generate the residual as an indicator of predefined gyroscope faults.*

**Keywords:** Launch vehicle, Sliding mode observer, Fault detection, Gyroscopes fault, Fault tolerant system

---

1. Professor

2. M. Sc.

3. M. Sc. Student (Corresponding Author)

4. Assistant Professor

# طراحی رُویتگر مد لغزشی برای شناسایی خرابی در ماهواره‌برها

جعفر روشنی‌یان<sup>۱</sup>، سیدمحمد مهدی حسنی<sup>۲</sup>، محمد مهدی نظری<sup>۳\*</sup> و مهدی علیاری<sup>۴</sup>

۱ و ۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۳- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۴- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

mehdi\_nazari@ut.ac.ir

\* تهران، خ حافظ

یکی از روش‌های شناسایی خرابی توسط مدل، شناسایی خرابی با استفاده از رُویتگرهاست. در این مقاله، رُویتگری از نوع رُویتگرهای مد لغزشی برای شناسایی خرابی در ژيروسکوپ ماهواره‌بر طراحی می‌شود. در ادامه با معرفی انواع خرابی‌های موجود در یک حسگر و همچنین اعمال آن به ژيروسکوپ یک ماهواره‌بر، شناسایی خرابی با استفاده از رُویتگر طراحی شده انجام می‌پذیرد. در این روش در صورت بروز خرابی احتمالی، رُویتگر طراحی شده با استفاده از جهش خطای تخمین، آن خرابی را تشخیص می‌دهد. با بررسی نتایج شناسایی خرابی توسط رُویتگر مد لغزشی در حضور اغتشاشات، عملکرد مناسب رُویتگر مد لغزشی برای شناسایی خرابی تأیید می‌شود.

واژه‌های کلیدی: ماهواره‌بر، رُویتگر مد لغزشی، جبران‌ساز خرابی، تشخیص خرابی

## علائم و اختصارات

$e_y$	خطای تخمین	$v_z$	سرعت در راستای Z
$s$	صفحه لغزش	$v_y$	سرعت در راستای Y
		$\theta$	زاویه پیچ
		$p, q$	سرعت زاویه‌ای پیچ و رول
		$\delta$	خیز کنترلی
		$\hat{x}$	تخمین متغیرهای وضعیت
		$M, Z$	مشتقات پایداری
		$f_0$	خرابی اعمال شده

## مقدمه

یکی از نیازهای اساسی هر سیستم دینامیکی، شناسایی خرابی<sup>۵</sup> واحدهای عملیاتی و واحدهای اندازه‌گیری است. به‌طور معمول در سیستم‌هایی که ایمنی اهمیت ویژه‌ای دارد، مانند سیستم‌های کنترل پرواز، این سامانه به‌طور گسترده مورد استفاده قرار می‌گیرد. منظور از خرابی به معنی انواع واماندگی، کارکرد نامناسب و به‌طور کلی هرگونه اختلال در انجام وظیفه است.

امکان رخ دادن خرابی در انواع واحدهای عملیاتی وجود دارد. بنابراین برای هر واحد عملیاتی می‌توان یک سیستم شناسایی خرابی

۱. استاد

۲. کارشناسی ارشد

۳. دانشجوی کارشناسی ارشد (نویسنده مخاطب)

۴. استادیار

در نظر گرفت.

سیستم‌های تشخیص خرابی به دو گروه تشخیص توسط سیگنال و تشخیص خرابی توسط مدل طبقه‌بندی می‌شوند. تشخیص خرابی توسط مدل، روش‌های گوناگونی دارد که در آنها استفاده از رؤیتگرها برای تشخیص خرابی نسبت به بقیه روش‌ها محبوبیت بیشتری دارد. مشکل اساسی در شناسایی خرابی این است که با توجه به وجود انواع اغتشاشات و نامعینی‌ها، امکان تشخیص اشتباه خرابی توسط رؤیتگر وجود دارد. برای حل این مشکل استفاده از رؤیتگرهای مقاوم می‌تواند احتمال تشخیص اشتباه خرابی را به حداقل برساند. یکی از رؤیتگرهای مقاوم که مقاومت بسیار خوبی در مقابل اغتشاشات و نامعینی‌ها دارد، رؤیتگر مد لغزشی است. این رؤیتگر با استفاده از تئوری مد لغزشی می‌تواند در مقابل اغتشاشات و نامعینی‌ها که عامل اصلی تشخیص اشتباه خرابی است، مقاومت خوبی نشان دهد و در صورت رخ دادن خرابی می‌تواند به راحتی آن را تشخیص دهد [۱].

این روش، علاوه بر مقاومت بیشتر در مقابل اغتشاشات و نامعینی‌ها می‌تواند از هزینه‌های بالا و همچنین زمان طولانی طراحی کنترلر جلوگیری کرد [۳].

برای هواپیمای غیرنظامی مشاهده‌گر مد لغزشی و مشاهده‌گر تطبیقی طراحی شده است. مشاهده‌گر تطبیقی برای شناسایی خرابی در عملگرها با مدل خرابی ثابت و مشاهده‌گر مد لغزشی برای شناسایی خرابی در عملگرها با مدل خرابی متغیر طراحی شده‌اند [۴]. در این مقاله برای حرکت ماهواره‌بر، رؤیتگر مد لغزشی طراحی شده، تخمین پارامترها را شروع می‌کند و به محض بروز خرابی، تشخیص خرابی با استفاده از جهش خطای تخمین انجام می‌شود. هر اندازه توان رؤیتگر در تشخیص خرابی بیشتر باشد، می‌تواند خرابی‌های کوچک‌تر و جزئی‌تر را تشخیص دهد که این مسئله برای از بین بردن عوامل متعدد خرابی کمک زیادی می‌کند.

### مدل‌سازی ریاضی حرکت ماهواره‌بر

معادلات حرکت یک پرتابگر شش درجه آزادی به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\begin{aligned} F_x &= m(\dot{U} + qW - rV), \\ F_y &= m(\dot{V} + rU - pW), \\ F_z &= m(\dot{W} + pV - qU), \\ M_x &= I_x \dot{p} \\ M_y &= I_y \dot{q} + (I_x - I_z) pr, \\ M_z &= I_z \dot{r} + (I_y - I_x) pq \end{aligned} \quad (1)$$

اگرچه توانمندی رؤیتگر مد لغزشی بر روی سیستم‌های غیرخطی است، ولی مدلی که بررسی می‌شود یک مدل خطی شده است. چرا که معمولاً برای کنترل وضعیت یک پرتابگر از معادلات حرکت خطی شده استفاده می‌شود. در طول مسیر طی شده فرض دیگری نیز در نظر گرفته می‌شود و آن فرض این است که در طول مسیر، زاویه حمله تقریباً برابر صفر است. معادلات خطی شده با فرض‌های انجام شده به صورت زیر بازنویسی می‌شوند:

$$\begin{aligned} \dot{v}_z &= Z_{v_z} \cdot v_z + Z_{q_z} \cdot q + Z_{\theta_z} \cdot \theta + Z_{\delta_e} \cdot \delta_e \\ \dot{v}_y &= Z_{v_y} \cdot v_y + Z_{r_y} \cdot r + Z_{\theta_y} \cdot \theta + Z_{\delta_r} \cdot \delta_r \\ \dot{q} &= M_{v_z} \cdot v_z + M_{q_z} \cdot q + M_{\delta_e} \cdot \delta_e \\ \dot{r} &= M_{v_y} \cdot v_y + M_{r_y} \cdot r + M_{\delta_r} \cdot \delta_r \\ \dot{p} &= M_p \cdot p - M_{\delta_e} \cdot \delta_e \end{aligned} \quad (2)$$

در معادلات بالا  $Z$  و  $M$  ضرایب دینامیکی هستند.

شناسایی خرابی یکی از مهم‌ترین مسائل در امنیت پروازی انواع سامانه‌های پروازی است. از حوادثی که به دلیل عدم توجه به این موضوع ایجاد شده است، می‌توان به انفجار ماهواره‌بر آریان ۵ اشاره کرد که به دلیل ایجاد خرابی در سیستم کنترلی دچار سانحه و در نهایت انفجار شد. هم‌اکنون سیستم‌های تشخیص خرابی علاوه بر صنایع هوافضا در راکتورهای هسته‌ای، صنایع خودروسازی و صنعت نیروگاهی نیز مورد استفاده قرار گرفته‌اند. رؤیتگرهای مقاوم یکی از انواع روش‌های شناسایی خرابی هستند که ابزاری توانمند برای جلوگیری از شناسایی اشتباه خرابی توسط مشاهده‌گرها محسوب می‌شوند. از جمله روش‌های طراحی مشاهده‌گرهای مقاوم می‌توان به روش‌هایی نظیر  $H_\infty$  و مد لغزشی اشاره کرد. این مشاهده‌گرها برای شناسایی خرابی در سیستم‌های هوافضایی مورد استفاده قرار می‌گیرند. بدین منظور، برای شناسایی و تشخیص خطا در شاتل سازمان فضایی اروپا، طراحی یک مشاهده‌گر  $H_\infty$  انجام می‌پذیرد و سپس نتایج به‌دست آمده با نتایج عملی به‌دست آمده بر روی شاتل مقایسه می‌شود. نتایج به‌دست آمده حاکی از عملکرد مناسب مشاهده‌گر در تعیین و تشخیص خطا در عملگرها و حسگرهاست. در این مقاله، انواع خطاهای ممکن در شاتل مورد بررسی قرار گرفته و با اعمال آنها به سیستم و مشاهده‌گر این خرابی‌ها در مشاهده‌گر، روشی برای جبران این خرابی‌ها پیشنهاد می‌شود [۲]. برای مسئله بازگشت به جو در شاتل‌ها، روش کنترلی بر پایه تخمین پارامترها توسط مشاهده‌گر مد لغزشی ارائه می‌شود که علاوه بر مقاومت بیشتر در مقابل اغتشاشات و نامعینی‌ها، امکان استفاده از بهره‌های کوچک‌تر در طراحی کنترلر را فراهم می‌کند. همچنین با استفاده از

معادلات فوق برای کانال فراز به صورت زیر بازنویسی می‌شوند:

$$\begin{aligned} \dot{v}_z &= Z_{v_z} \cdot v_z + Z_q \cdot q + Z_\theta \cdot \theta + Z_{\delta_e} \cdot \delta_e \\ \dot{q} &= M_{v_z} \cdot v_z + M_q \cdot q + M_{\delta_e} \cdot \delta_e \end{aligned} \quad (5)$$

$$X = \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ v_z \\ \dot{v}_z \end{bmatrix} \quad u = \delta_e, \quad Y = \dot{\theta} = q \quad (6)$$

حال می‌توان معادلات حالت را برای سادگی، این گونه بازنویسی کرد:

$$\begin{aligned} x_1 &= \theta, x_2 = \dot{\theta}, x_3 = v_z, x_4 = \dot{v}_z \\ \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & M_q & M_{v_z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ Z_\theta & Z_q & Z_{v_z} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M_d \\ 0 \\ Z_d \end{bmatrix} \delta_e \\ Y &= x_4 \end{aligned} \quad (7)$$

شکل خطی معادلات فوق به صورت زیر استخراج می‌شود [۵]:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= A(t) \cdot X + B(t) \cdot u, \\ Y &= C \cdot X \\ A &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & M_q(t) & M_{v_z}(t) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ Z_\theta(t) & Z_q(t) & Z_{v_z}(t) & 0 \end{bmatrix} \\ B &= \begin{bmatrix} 0 \\ M_d(t) \\ 0 \\ Z_d(t) \end{bmatrix}, \quad C = [0 \quad 1 \quad 0 \quad 0] \end{aligned} \quad (8)$$

## طراحی رُویتگرهای مد لغزشی

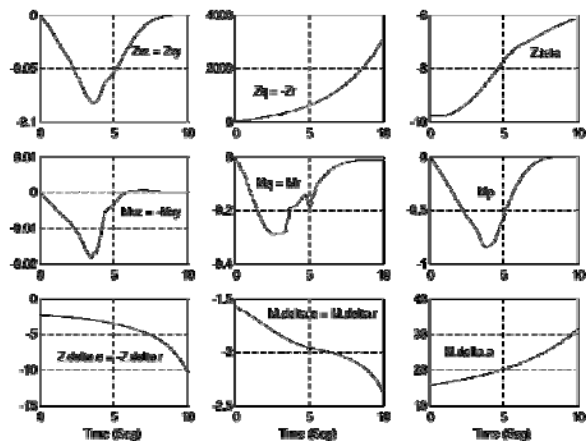
برای طراحی رُویتگر مد لغزشی مرتبه اول از قاعده طراحی رُویتگرهای گسسته استفاده می‌شود. در این نوع رُویتگرها روش طراحی به این صورت است که ساختار رُویتگر به صورت ۲ تکه است. قسمت اول به صورت خطی و قسمت دوم آن، که مربوط به رُویتگر مد لغزشی است، به صورت گسسته وارد می‌شود. دلیل آن را می‌توان این گونه توضیح داد که اگر تنها از رُویتگر مد لغزشی استفاده شود، باید برای همگرایی از ضریب بهره بالا استفاده شود که باعث تشدید پدیده چترینگ می‌شود. راه حل دیگر، استفاده از یک رُویتگر خطی (لیونبرگر) است که با استفاده از روش مکان‌یابی قطب‌ها، قطب‌های سیستم در فاصله دور قرار داده می‌شود. وظیفه

معادله (۲) معادلات خطی حرکت یک ماهواره بر را نشان می‌دهد. در این معادلات همان‌طور که مشاهده می‌شود، در طول زمان پرواز ماهواره‌ها، متغیرهایی چون چگالی هوا ( $\rho$ )، متغیرهای دینامیکی وسیله پرتاب مانند  $U_0$ ، مشخصه‌های سیستمی وسیله پرتاب مانند جرم لحظه‌ای ( $m$ )،  $I_x$  و  $I_y$  ممان اینرسی‌های لحظه‌ای، ضرایب آیرودینامیکی، باعث تغییر ضرایب دینامیکی تعریف شده در معادلات (۳) و (۴) می‌شوند [۵].

$$\begin{aligned} M_{z_\theta} - m_z &= I_y \cdot (\dot{R}_\theta + \dot{r}) - (I_y - I_x) \cdot (P_0 - p) \cdot (Q_0 + q) \\ M_{V_z} &= \frac{1}{2} I_y \rho U_0 S x_{ac} C_{Z_\alpha} \\ M_q &= \frac{1}{4} I_y \rho U_0 S D^2 C_{M_q} - \frac{J_z}{I_y} \\ M_r &= \frac{1}{4} I_y \rho U_0 S D^2 x_{ac} C_{N_r} - \frac{J_z}{I_y} \\ M_p &= \frac{1}{4} I_x \rho U_0 S D^2 C_{L_p} \\ M_{\delta_e} &= M_{\delta_e} = \frac{-2cldel \cdot dex}{I_y} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} Z_{V_z} &= \frac{1}{2} m_s \cdot \rho \cdot U_0 \cdot C_{Z_\alpha} = Z_{V_y}, C_{Z_\alpha} = C_{Y_\beta} \\ Z_q &= \frac{1}{4} m_s \cdot \rho \cdot U_0 \cdot S \cdot D \cdot C_{Z_q} - \frac{J_1}{m_s} + U_0 \\ Z_r &= \frac{1}{4} m_s \cdot \rho \cdot U_0 \cdot S \cdot D \cdot C_{Y_r} - \frac{J_1}{m_s} + U_0 \\ Z_\theta &= -g \cdot \sin \theta_0 \\ Z_{\delta_e} &= -Z_{\delta_e} = \frac{2cldel}{m_s} \end{aligned} \quad (4)$$

برای ماهواره‌ها مورد بررسی، ضرایب دینامیکی تعریف شده به صورت نمودارهای شکل (۱) مشاهده می‌شوند:



شکل ۱- تغییرات ضرایب دینامیکی در حرکت طولی [۲]

برای معادلات فوق رؤیتگر مد لغزشی مورد نظر برای تخمین پارامتر  $y$  به صورت زیر طراحی می‌شود:

$$\dot{\hat{y}} = A_{22}\hat{y} + A_{21}\hat{x}_1 + B_2u + L_1\text{sign}(y - \hat{y}) \quad (14)$$

که در آن  $(\hat{x}_1, \hat{y})$  تخمین مقدار  $(x_1, y)$  است و  $L_1$  ثابت نامنفرد بهره فیدبک ماتریس و مقدار  $\text{sign}(\cdot)$  تابع علامت است. اگر خطای بین تخمین و مقادیر واقعی حالت را بتوان به صورت  $e_y = y - \hat{y}$ ،  $e_1 = x_1 - \hat{x}_1$  فرم  $e_y$  به صورت زیر تبدیل می‌شود:

$$\dot{e}_y = A_{22}e_y + A_{21}e_1 - L_1\text{sign}(e_y) \quad (15)$$

نشان داده می‌شود که با انتخاب مناسب ضریب  $L_1$  حرکت مد لغزشی مورد نظر برای خطای خروجی ایجاد می‌شود. اگر سیستم بر روی صفحه لغزش  $s = e_y$  در زمان  $t_s$  حرکت کند،  $\dot{e}_y = 0$  و  $e_y = 0$  می‌شود [۷].

برای زیرسیستم دوم، معادله مشاهدهگر به صورت زیر تغییر می‌کند:

$$\dot{\hat{x}}_1 = A_{11}\hat{x}_1 + A_{21}y + B_1u + L_2L_1\text{sign}(e_y) \quad (16)$$

همچنین معادله (۱۶) بر حسب  $e_y$  و  $e_1$  به صورت زیر تغییر می‌کند:

$$\dot{e}_1 = A_{11}e_1 - L_2L_1\text{sign}(e_y) \quad (17)$$

مطابق تئوری، کنترل معادل سیستم به صورت مد لغزشی رفتار می‌کند. اگر مقدار  $L_1\text{sign}(e_y)$  با مقدار معادلش یعنی  $(L_1\text{sign}(e_y))_{equ}$  جایگزین شود، با جایگذاری  $\dot{e}_y = 0$  و  $e_y = 0$ ، معادله (۱۵) به صورت زیر تغییر می‌کند:

$$(L_1\text{sign}(e_y))_{equ} = A_{21}e_1 \quad (18)$$

با جایگذاری معادله (۱۷) در (۱۶) خواهیم داشت:

$$\dot{e}_1 = A_{11}e_1 - L_2A_{21}e_1 = (A_{11} - L_2A_{21})e_1 \quad (19)$$

عبارت  $A_{11}, A_{21}$  هنگامی مشاهده‌پذیرند که عبارت  $A$  و  $C$  مشاهده‌پذیر باشند. با انتخاب مناسب  $L_2$  خطای تخمین  $e_1$  به سمت صفر همگرا می‌شود.

حال برای اینکه عکس‌العمل رؤیتگر بر اثر وجود نامعینی‌ها در سیستم بررسی شود، فرض می‌شود که عبارت  $Gd$  صفر نباشد. در نتیجه با استفاده از تبدیل  $T$ ، معادلات (۵) به شکل زیر تبدیل می‌شوند:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= A_{11}x_1 + A_{12}y + B_1u + G_1d \\ \dot{y} &= A_{21}x_1 + A_{22}y + B_2u + G_2d \end{aligned} \quad (20)$$

قسمت گسسته، جلوگیری از ناپایدار شدن سیستم به دلیل بالا رفتن حساسیت سیستم است که بر اثر دور شدن قطب‌ها ایجاد می‌شود. البته طراحی رؤیتگر مد لغزشی روش‌های مختلفی دارد که عمدتاً برای سیستم‌های غیرخطی مورد استفاده قرار می‌گیرد. این روش‌ها عبارتند از: رؤیتگر مد لغزشی اوتکین<sup>۷</sup>، رؤیتگر مد لغزشی بر پایه لیاپانوف و همچنین رؤیتگر مد لغزشی ادواردز<sup>۸</sup> [۶].

## رؤیتگر اوتکین

سیستم خطی زیر را با نامعینی  $d$  در نظر بگیرید:

$$\dot{x} = Ax + Bu + Gd(x, u, t) \quad (9)$$

$$y = Cx$$

همچنین فرض کنید که نامعینی  $d$  به صورت زیر مشخص

شده باشد:

$$\|d(x, u, t)\| \leq \rho \quad (10)$$

که در آن  $\|\cdot\|$  نرم اقلیدسی است و همچنین ماتریس  $G$  یک ماتریس مرتبه کامل است.

مقدار  $Gd$  نشان دهنده نامعینی‌ها در سیستم است که به اختصار ورودی‌های نامعین معروف می‌باشد. ماتریس‌های  $B$  و  $C$  نیز ماتریس‌های مرتبه کامل هستند.

ابتدا فرض می‌شود که مقدار  $d = 0$  باشد و  $\{A, C\}$  هر دو مشاهده‌پذیر باشند. بنابراین بدون کاسته شدن از کلیت می‌توان ماتریس خروجی را به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$C = [C_1, C_2] \quad (11)$$

که در آن  $C_1 \in R^{P \times (n-P)}$ ،  $C_2 \in R^{P \times P}$ ،  $\det(c) \neq 0$  است.

با استفاده از ماتریس تبدیل  $T = \begin{bmatrix} I_{n-p} & 0 \\ C_1 & C_2 \end{bmatrix}$  که یک

ماتریس غیرمنفرد است، ماتریس‌های خروجی جدید به صورت  $CT^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & I_p \end{bmatrix}$  باز نویسی می‌شوند [۷].

اگر بقیه ماتریس‌های سیستم به صورت زیر تغییر کنند:

$$TAT^{-1} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, \quad TB = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

در نتیجه معادلات حرکت (۱) به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= A_{11}x_1 + A_{12}y + B_1u \\ y &= A_{21}x_1 + A_{22}y + B_2u \end{aligned} \quad (13)$$

با توجه به ضرایب به دست آمده، رباتیک اوتکین به صورت زیر طراحی می‌شود:

$$\begin{aligned}\dot{\hat{y}} &= A_{22}\hat{y} + A_{21}\hat{x}_1 + B_2u + L_1\text{sign}(y - \hat{y}) \\ \dot{\hat{x}}_1 &= A_{11}\hat{x}_1 + A_{12}y + B_1u + L_2L_1\text{sign}(y - \hat{y})\end{aligned}\quad (26)$$

### شناسایی خرابی توسط رباتیک

شناسایی خرابی به طور کلی به دو دسته شناسایی خرابی توسط سیگنال سیستم (سیگنال پایه) و شناسایی خرابی توسط مدل سیستم (مدل پایه) تقسیم می‌شود. روش‌های شناسایی خرابی توسط مدل سیستم، خود به روش‌های مختلفی تقسیم می‌شوند. یکی از روش‌های پرکاربرد شناسایی خرابی با استفاده از مدل سیستم، استفاده از رباتیک است. اساس روش‌های شناسایی خرابی توسط رباتیک، جهش خطای تخمین و خروج از محدوده‌های تعریف شده است. چنانچه خطای تخمین از محدوده تعریف شده خارج شود، سیستم بروز خرابی را اعلام می‌کند. همچنین می‌توان از نوع جهش خطای تخمین نوع خرابی به وجود آمده را نیز به دست آورد.

روش‌های شناسایی خرابی توسط رباتیک عبارتند از:

۱. شناسایی خرابی توسط جهش خطای تخمین
۲. شناسایی خرابی توسط نرم دوم خطای تخمین
۳. شناسایی خرابی توسط انرژی سیگنال خطای تخمین

برای شناسایی خرابی توسط مشاهده‌گرها می‌توان از هر سه روش فوق استفاده کرد. برای شناسایی و تشخیص سریع از روش انرژی سیگنال خطای تخمین استفاده می‌شود. چرا که انرژی خطا در هنگام بروز خرابی به سرعت بالا رفته و این افزایش انرژی، می‌تواند شناسایی خرابی را سریع‌تر انجام دهد. البته استفاده از انرژی سیگنال خرابی نمی‌تواند در تشخیص نوع خرابی، کمکی انجام دهد. به منظور سهولت در فرایند تشخیص و همچنین تشخیص نوع خرابی، استفاده از جهش تخمین خطا گزینه مناسب‌تری نسبت به شناسایی خرابی توسط انرژی خطای تخمین است. روش دوم نیز روشی مابین دو روش اول و سوم است و در مواردی که محدودیتی در استفاده از روش اول و سوم وجود داشته باشد، از آن استفاده می‌شود.

### معرفی انواع مدل‌های خرابی در حسگرها

انواع خرابی در حسگرها به پنج دسته زیر تقسیم‌بندی می‌شوند که احتمالات ایجاد خطا و تأثیر آن بر عملکرد حسگر را نمایش

با استفاده از رباتیک مد لغزشی، کنترل معادل به صورت زیر به دست می‌آید:

$$(L_1\text{sign}(e_y))_{\text{equ}} = A_{21}e_1 + G_2d(x, u, t) \quad (21)$$

در نتیجه دینامیک خطا برای زیر سیستم (۵) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{e}_1 = (A_{11} - L_2A_{21})e_1 + (G_1 + L_2G_2)d(x, u, t) \quad (22)$$

برای اینکه خطای تخمین به صفر همگرا شود، باید ضریب  $G_1 + L_2G_2$  صفر باشد. برآورده کردن این شرط توسط انتخاب  $L_2$  مسئله دشواری است. برای حل این مشکل می‌توان محدوده‌ای را تعیین کرد که با استفاده از  $L_2$ ، مقدار  $G_1 + L_2G_2$  مقداری کوچک شود. البته طبیعی است چنانچه مقدار  $d$  کوچک نباشد، نمی‌توان چنین رباتیک را طراحی کرد [۸].

### طراحی رباتیک اوتکین

برای طراحی رباتیک اوتکین ابتدا باید با استفاده از تبدیل مختصات T، ماتریس C را به صورت  $\begin{bmatrix} 0 & I_p \end{bmatrix}$  تبدیل کرد.

ماتریس T مورد نظر به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned}T &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, T^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \\ TAT^{-1} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ Z_\theta & Z_{v_z} & 0 & Z_q \\ 0 & M_{v_z} & 0 & M_q \end{bmatrix}, TB = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Z_d \\ M_d \end{bmatrix} \\ C.T^{-1} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (23)$$

با توجه به روش اوتکین، ماتریس A به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned}A &= \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, A_{11} = 0, A_{12} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \\ A_{21} &= \begin{bmatrix} 0 & Z_\theta & 0 \end{bmatrix}^T, A_{22} = \begin{bmatrix} 0 & Z_q & 0 \\ Z_{v_z} & 0 & Z_q \\ M_{v_z} & 0 & M_q \end{bmatrix} \\ B &= \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix}, B_1 = \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix}, B_2 = \begin{bmatrix} M_{\delta_c} & 0 & Z_{\delta_c} \end{bmatrix}^T\end{aligned}\quad (24)$$

با استفاده از ماتریس‌های فوق، معادلات حالت به شکل زیر تغییر می‌کنند:

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= A_{11}x_1 + A_{12}y + B_1u \\ \dot{y} &= A_{21}x_1 + A_{22}y + B_2u\end{aligned}\quad (25)$$

به این دلیل اتفاق می‌افتد که حسگر دیگر قادر به تأمین دقت مورد نظر نیست و به دلیل خرابی اتفاق افتاده در حسگر، دقت سیستم تأمین نمی‌شود و لذا حسگر قادر به اندازه‌گیری مطلوب نیست.

برای مثال در یک ژيروسکوپ یک درجه آزادی، دقت مورد نظر ۰/۰۱ درجه بر ساعت است. به دلیل ایجاد شدن خرابی، دقت سیستم نسبت به زمان تغییر می‌کند و دیگر خروجی را نمی‌توان با دقت ۰/۰۱ درجه بر ساعت مشاهده کرد.

برای شبیه‌سازی از یک تابع تصادفی با واریانس و مقدار متوسط، با اندازه‌ای در مرتبه دقت استفاده می‌شود تا شرایط مورد نظر را فراهم نماید [۵].

همچنین می‌توان برای فرمول‌نویسی این نوع خرابی از روابط زیر نیز استفاده کرد:

$$y(t) = x(t) + b(t) \quad (29)$$

$$|b(t)| \leq \bar{b} \quad 0 < c \ll 1$$

#### د- خرابی انجماد

نوع چهارم از خرابی‌های حسگر، خرابی انجماد<sup>۱۲</sup> است. برای مثال حسگری را در نظر بگیرید که در لحظه‌ای خاص در جای خود باقی می‌ماند و دیگر قادر به حرکت کردن یا قادر به اندازه‌گیری نیست (به اصطلاح گیر می‌کند). در این حالت حسگر یک مقدار ثابت را در خروجی خود نشان می‌دهد.

همان‌طور که از شکل (۲) مشخص است، خروجی حسگر به صورت ثابت باقی می‌ماند. برای شبیه‌سازی این نوع خرابی، از یک تابع ثابت استفاده می‌شود که در زمان مشخص به جای خروجی حسگر استخراج می‌شود. برای فرمول‌نویسی این خرابی می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد:

$$y(t) = x(t_F) \quad (30)$$

#### ه- خطای کالیبراسیون به عنوان خرابی یک سیستم

این نوع خرابی، به دلیل خرابی در سیستم کالیبراسیون ایجاد می‌شود. همان‌طور که از شکل (۲) مشخص است، خروجی مورد نظر به اندازه شیب K منحرف شده و مقدار خروجی به صورت معادله زیر استخراج می‌شود:

$$Y(t) = K.X(t) \quad (31)$$

برای شبیه‌سازی این خرابی از یک ضریب ثابت در خروجی حسگر استفاده می‌شود [۵]. همچنین برای فرمول‌نویسی این خرابی می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد:

می‌دهند. شکل شماتیک هر کدام از خرابی‌های زیر را می‌توان در شکل (۲) ملاحظه کرد. این خرابی‌ها عبارتند از:

#### الف- خرابی تمایل<sup>۹</sup>

این نوع خرابی به واسطه کاهش عملکرد حر ایجاد می‌شود. برای مثال ژيروسکوپی را در نظر بگیرید که این ژيروسکوپ در اثر ایجاد خرابی جزئی از عملکرد مؤثرش کاسته شود. در این حالت خرابی ایجاد شده به دسته‌ی تمایل، متعلق است [۹].

این خرابی را می‌توان با استفاده از یک تابع پله مدل‌سازی کرد. همچنین می‌توان برای فرمول‌نویسی این خرابی از روابط زیر نیز استفاده کرد:

$$y(t) = x(t) + b \quad (27)$$

$$\dot{b}(t) = 0, b(t_F) \neq 0$$

شناسایی در این نوع خرابی، در مقایسه با دیگر موارد خرابی‌ها دشوارتر است. این امر را می‌توان این‌گونه توضیح داد که خرابی تمایل تنها باعث ایجاد گسستگی می‌گردد و اثر آن بر روی خطای تخمین به صورت گسستگی ناگهانی نشان داده می‌شود. چنانچه مشاهده‌گر نتواند در این لحظه این خرابی را تشخیص بدهد دیگر امکان تشخیص آن وجود ندارد.

#### ب- خرابی رانش

یکی دیگر از انواع خرابی، خرابی رانش<sup>۱۰</sup> است. این خرابی به این صورت ایجاد می‌شود که با شروع خرابی، مقدار آن زیاد شده یعنی خرابی با شیب ملایمی نسبت به زمان افزایش می‌یابد. برای مثال در ژيروسکوپ، اگر یکی از قطعات دچار خرابی شد و با گذشت زمان این خرابی گسترش یافت، می‌توان از مدل خرابی رانش استفاده کرد.

همان‌طور که از شکل (۲) مشاهده می‌شود در طی زمان، خطای بین حالت مطلوب و حالت همراه با خرابی افزایش می‌یابد. این نوع خرابی را می‌توان با استفاده از یک تابع شیب بازسازی کرد [۵].

همچنین می‌توان برای فرمول‌نویسی این خرابی از روابط زیر نیز استفاده کرد:

$$y(t) = x(t) + b(t) \quad (28)$$

$$|b(t)| = ct \quad 0 < c \ll 1$$

#### ج- خرابی کاهش دقت<sup>۱۱</sup>

خرابی دسته سوم، ناشی از کم شدن دقت حسگر است. این خرابی

9. Bias Fault

10. Drift Fault

11. Loose of Accuracy

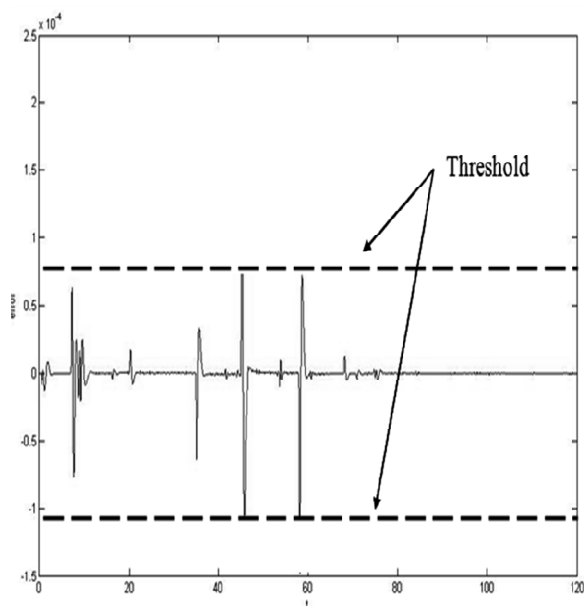
12. Freezing

مشاهده‌گر از محدوده تعریف شده خارج می‌شود و در این حالت سیستم اعلام خرابی می‌کند. این نکته نیز قابل ذکر است که نوع جهش خطای تخمین از محدوده‌های تعریف شده می‌تواند نمایش‌دهنده نوع خرابی باشد. برای مثال همان‌طور که از شکل (۵) مشخص است خطای تخمین برای خرابی پله به صورت خروج ناگهانی از محدوده تعریف شده در هنگام بروز خرابی و بازگشت مجدد به محدوده تعریف شده است، درحالی‌که برای خرابی رانش همان‌طور که از شکل (۶) مشاهده می‌شود، خطای تخمین بعد از رخ دادن خرابی، از محدوده تعریف شده خارج شده و به صورت واگرا از محدوده تعریف شده فاصله می‌گیرد.

اطلاعات مربوط به شبیه‌سازی در جدول (۱) قابل مشاهده است. با توجه به اینکه خطای چترینگ یکی از موانع پیاده‌سازی تئوری مد لغزشی است، برای کاهش آن به جای استفاده از تابع علامت، از تابع  $\tanh$  استفاده می‌شود. این جایگزینی به این دلیل است که این تابع- همان‌طور که از شکل (۴) مشخص است- می‌تواند فرایند سویچ را با کمترین چترینگ ممکن انجام دهد.

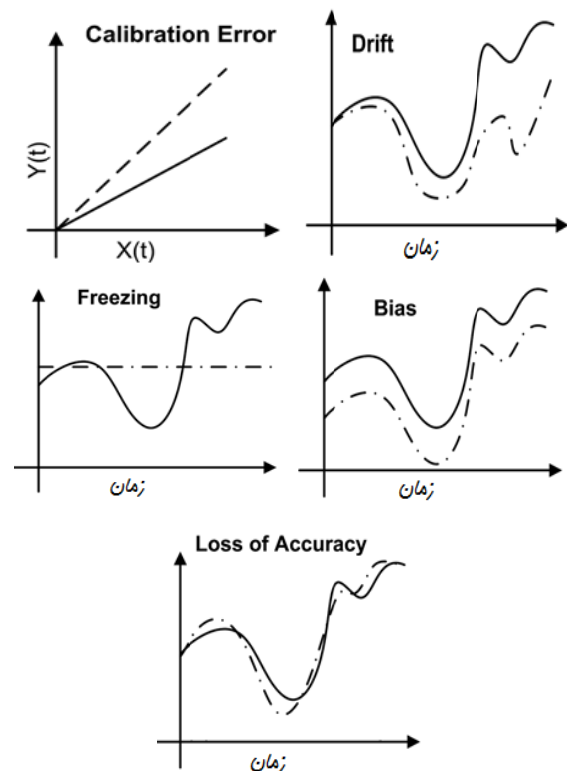
جدول ۱- اطلاعات شبیه‌سازی مشاهده‌گرهای اوتکین و لیونبرگر

	ضریب L1	ضریب L2
مشاهده‌گر مد لغزشی اوتکین	۰/۰۵	۵۰۰۰
<b>قطب‌های رباتگر لیونبرگر</b>		
مشاهده‌گر لیونبرگر	$-۱ + ۳i$	$-۰/۱ + ۳i$



شکل ۳- مقایسه نتایج خطای تخمین مشاهده‌گر لیونبرگر

$$y(t) = k.x(t) \quad 0 < \bar{k} \leq k(t) \leq 1 \quad (32)$$



شکل ۲- مدل‌های خرابی تعریف شده [۱۰]

## شبیه‌سازی و نتایج

مشاهده‌گر طراحی شده بر روی یک شبیه‌سازی غیرخطی یک ماهواره‌بر شش درجه آزادی پیاده‌سازی شده است. بدین منظور دو مشاهده‌گر تئوری مد لغزشی و مشاهده‌گر مقایسه می‌شوند. با مقایسه نمودارهای شکل (۳) برای رباتگر لیونبرگر و شکل (۴) برای رباتگر مد لغزشی، که برای تخمین سرعت زاویه‌ای یک ماهواره‌بر تک‌مرحله‌ای در حضور اغتشاشات باد و اغتشاشات تصادفی خارج از محوریت پیش‌رانش است، می‌توان مشاهده کرد خطای تخمین مشاهده‌گر مد لغزشی از مرتبه  $10^{-7}$  است. درحالی‌که مرتبه مشاهده‌گر لیونبرگر از مرتبه  $10^{-4}$  است. همانند تمامی مشاهده‌گرهای مد لغزشی، پدیده چترینگ برای مشاهده‌گر طراحی شده به صورت نواحی پرننگ در نمودار تخمین خطای مد لغزشی قابل مشاهده است که نمایش‌دهنده حرکت نوسانی سیستم حول صفحه لغزش است.

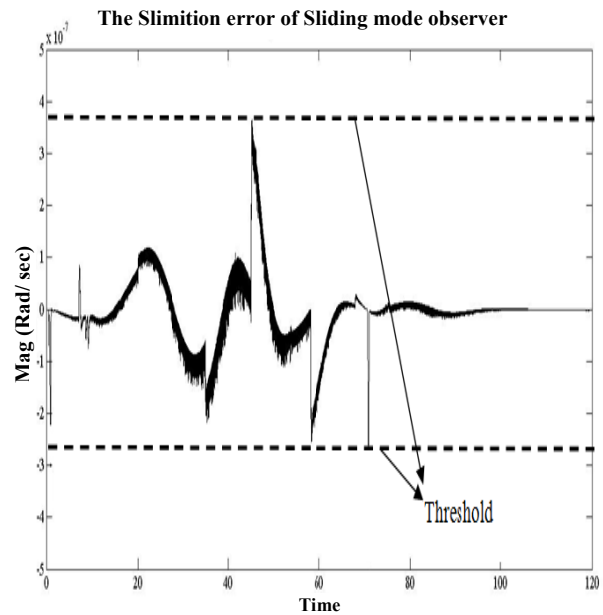
در ادامه با توجه به این موضوع که تشخیص خرابی تمایل نسبت به دیگر خرابی‌ها دشوارتر است، با اعمال خرابی تمایل فرایند تشخیص خرابی انجام می‌پذیرد. بدین منظور همان‌طور که از شکل (۵) مشخص است هنگام بروز خرابی در ثانیه صدم، خطای تخمین



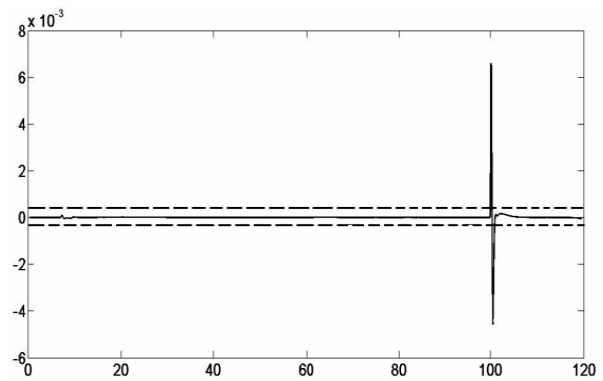
اغتشاشات، نامعینی‌ها و عوامل غیرخطی مقاومت خوبی از خود نشان می‌دهد، می‌تواند در صورت بروز خرابی احتمالی دچار ناپایداری نشده و فرایند شناسایی خرابی را به ازای خرابی‌های مختلف انجام دهد. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد، همان‌طور که از شکل‌های (۳) و (۴) مشخص است، خطای تخمین در رویتگر مد لغزشی (خطای تخمین:  $10^{-7}$ ) بسیار کمتر از خطای تخمین رویتگر لیونبرگر (خطای تخمین:  $10^{-3}$ ) طراحی شده است. در ادامه با اعمال خرابی معرفی شده برای ژیرسکوپ، رویتگر مد لغزشی همان‌طور که از شکل (۵) و (۶) مشاهده می‌شود، می‌تواند به راحتی خرابی رانش و تمایل را تشخیص دهد. با توجه به اهمیت سادگی سیستم‌های شناسایی خطا و همچنین سادگی روش پیشنهادی می‌توان آن را برای انواع ماهواره‌ها با صرف هزینه کم پیاده‌سازی کرد.

### مراجع

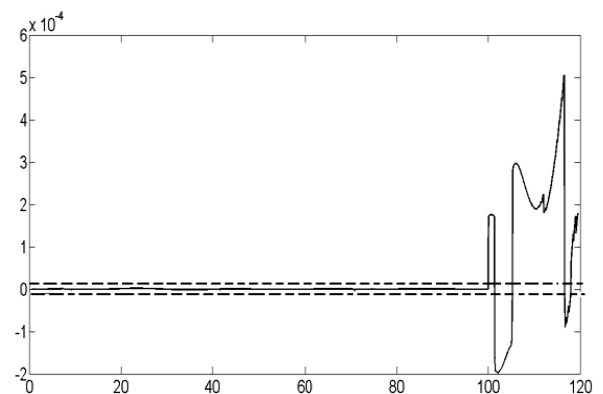
- [1] Chen, J., and Patton, R. J., "Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems," Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1999.
- [2] Jia, G., Adaptive Observer and Sliding Mode Observer Based Actuator Fault Diagnosis for Civil Aircraft, (Thesis M. Sc.), Simon Frazer University, 2006.
- [3] Charles, E., Shtessel, H. and Shtessel, B., "Sliding Mode Disturbances Observer-Based Control for Reuseable Launch Vehicle," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, San Francisco, California, 2005.
- [4] Falcoz, A., Henry, D. and Zolghadri, A., "Robust Fault Diagnosis for Atmospheric Reentry Vehicle: Case Study," *IEEE Transaction on System*, Vol. 40, No. 5, September 2010, pp. 886 - 899.
- [5] Roshanian, J., Saleh, A. R. and Jahed-Motlagh, M. R., "On the Design of Adaptive Autopilots for a Launch Vehicle," *Proceeding IMechE, Journal Systems and Control Engineering*, Vol. 221, No.1, Part I, 2007, pp.27-38.
- [6] Edwards, C. and Spurgeon, S. K., "On the Development of Discontinuous Observers," *International Journal of Control*, Vol. 59, No.5 1994, pp.1211-1229
- [7] Spurgeon, S. K., "Sliding Mode Observers: a Survey," *International Journal of Systems Science*, Vol. 39, No. 8, 2008, pp. 751-764.
- [8] Edwards, C., Spurgeon, S. K. and Patton, J. "Sliding Mode Observers for Fault Detection and Isolation," *Automatica*, Vol. 36, No. 36, 2000, pp. 541-553.
- [9] Sobhani, E., "Fault Diagnosis of Nonlinear Systems Using Hybrid Approach," Lecture Note in Control and Information Science, Springer, 2009.
- [10] Jia, G., On Adaptive Observer and Sliding Mode Observer Based Actuator Fault Diagnosis for Civil Aircraft, (M. Sc. Thesis), 2006, p. 9.



شکل ۴- مقایسه نتایج خطای تخمین مشاهده‌گر مد لغزشی



شکل ۵- تشخیص خرابی تمایل توسط مشاهده‌گر مد لغزشی



شکل ۶- تشخیص خرابی رانش توسط مشاهده‌گر مد لغزشی

### نتیجه‌گیری

در این مقاله، رویتگر مد لغزشی مرتبه اول برای شناسایی خرابی معرفی شد. رویتگر مد لغزشی علاوه بر اینکه در مقابل انواع