



طراحی سنسور نرم برای شناسایی خرابی در ژیرسکوپ یک ماهواره بر

جعفر روشنی‌یان^۱، سید محمد مهدی حسنی^۲، عبدالمجید خوشنود^{۳*}، هادی تکیه^۴، حبیب الله خاکساری^۴

۱- استاد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
۲- دانشجوی دکترای مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
۳- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
۴- دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
* khoshnood@kntu.ac.ir، ۸۳۹۱۱-۱۶۵۶۹

چکیده

یکی از چالش‌های اصلی پرتاب ماهواره‌برها، قابلیت اطمینان آنها در مقابل انواع خرابی‌ها می‌باشد. راهکار اصلی برای افزایش این قابلیت اطمینان استفاده از روش‌های شناسایی و تشخیص خرابی است. یکی از روش‌های شناسایی و تشخیص خرابی استفاده از روش‌های پایه نرم‌افزاری یا سنسور نرم است. چالش اصلی برای شناسایی و تشخیص خرابی توسط روش داده پایه نرم‌افزاری، استخراج خروجی سنسور به طور مستقل و موازی می‌باشد. در این مقاله بر اساس اصل تقارن دینامیکی کانال سمت و فراز ماهواره‌برها سنسور نرمی طراحی می‌شود که توانایی شناسایی و تشخیص انواع خرابی‌ها را دارد. بدین منظور ابتدا کانال سمت ژیرسکوپ با استفاده از الگوریتم مربعات خطای بازگشتی شناسایی می‌شود، سپس با توجه به اصل تقارن دینامیکی ورودی کانال فراز که همان خیز کنترلی کانال فراز است به دینامیک شناسایی شده اعمال می‌گردد. خروجی این سیستم، تخمینی از آهنگ زاویه فراز است که به طور موازی با ژیرسکوپ کانال فراز در حال اندازه‌گیری می‌باشد. در این روش در صورت بروز خرابی احتمالی، سنسور طراحی شده با استفاده از جهش خطای تخمین، وقوع خرابی را اعلام می‌نماید. با بررسی نتایج شناسایی خرابی توسط سنسور نرم، عملکرد مناسب سنسور طراحی شده برای شناسایی خرابی تأیید می‌شود.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: ۲۶ مهر ۱۳۹۲
پذیرش: ۲۳ دی ۱۳۹۲
ارائه در سایت: ۰۱ شهریور ۱۳۹۳
کلید واژگان:
ماهواره بر
سنسور نرم
شناسایی و تشخیص خرابی
شناسایی سیستم
الگوریتم حداقل خطای بازگشتی

Soft sensor design for fault detection in ALV pitch gyro

Jafar Roshanian, S.M.Mehdi Hassani, A.Majid Khoshnood*, Hadi Tekyeh, Habib Khaksari

Department of Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran
* P.O.B. 1656983911 Tehran, Iran, khoshnood@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 18 October 2013
Accepted 12 January 2014
Available Online 23 August 2014

Keywords:

Aerospace Launch Vehicle
Fault Detection and Isolation
System Identification
Recursive Least Square

ABSTRACT

Aerospace Launch Vehicles (ALVs), used for launching artificial satellites and space stations to Earth orbits, usually encounter with failure in navigation systems. In these cases, survival of an ALV during accurate payloads injection in orbits is one of the most critical issues for Guidance and Control systems. An important challenge for safety of ALV is their reliability against all types of faults. There is a requirement for on-board fault detection without deteriorating the performance of ALV. In this paper, a new software sensor is proposed for fault detection and compensation based on symmetrical behavior of the yaw and pitch channels of an ALV. For this purpose, using identification techniques on the yaw channel, a new software sensor is developed as an online rigid dynamic predictor for the pitch channel. The proposed software sensor is employed to generate the residual of estimation error as an indicator of predefined faults. The main novelty of this software sensor is online tuning of the virtual sensor against unforeseen variations in the parameters of the vehicle. Robustness of the new control system in the presence of asymmetric behavior is investigated. The efficiency of the proposed fault tolerant method is illustrated through simulations.

۱- مقدمه

خرابی می‌باشد که به طور کلی به دو زیر شاخه شناسایی خرابی و ترمیم خرابی تقسیم می‌شود [۱]. اولین گام برای برطرف ساختن خرابی، طراحی زیر سیستم شناسایی خرابی واحدهای عملیاتی است. روش‌های تشخیص خرابی به دو دسته سخت‌افزاری و نرم‌افزاری تقسیم می‌شوند [۲]. به طور معمول برای شناسایی خرابی از روش سخت‌افزاری استفاده می‌گردد که با مشکلات زیادی از قبیل هزینه بالا، استفاده از تجهیزات اضافی و همچنین افزایش وزن سامانه‌های هوا فضایی روبه‌رو است [۳]. بنابراین استفاده از روش‌های نرم‌افزاری با توجه به

یکی از نیازهای اساسی سیستم‌های کنترل پرواز ماهواره‌بر، افزایش قابلیت اطمینان و ایمنی آنها در مواجهه با خرابی‌های زیر سیستم هدایت و کنترل می‌باشد. از حوادثی که به خاطر عدم توجه به این موضوع رخ داده است، می‌توان به انفجار ماهواره‌بر آریان ۵ اشاره کرد که به دلیل خرابی در سیستم کنترلی دچار سانحه و در نهایت انفجار شد. راهکار اصلی برای برطرف ساختن خرابی در سیستم هدایت و کنترل، استفاده از سامانه‌های شناسایی و ترمیم

Please cite this article using:

J. Roshanian, S.M.M. Hassani, A.M. Khoshnood, H. Tekyeh, H. Khaksari, Soft sensor design for fault detection in ALV pitch gyro, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 7, pp. 157-162, 2014 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

طرف چپ معادله (۱)، با توجه به شرایط عملکردی هر وسیله پرنده استخراج می‌شود. معادلات غیرخطی شش درجه آزادی پرواز یک ماهواره‌بر پس از جایگذاری نیروهای $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$ در معادله (۱) بدست می‌آید. به منظور استخراج تابع تبدیل ماهواره‌بر ابتدا لازم است معادلات غیرخطی بدست آمده به صورت خطی تبدیل شود. بدین منظور معادلات خطی شده (۲) استخراج می‌شود [۱۱].

$$\begin{aligned} \dot{v}_z &= Z_{vz}v_z + Z_q q + Z_\theta \theta + Z_{\delta_e} \delta_e \\ \dot{v}_y &= Z_{vy}v_y + Z_r r + Z_\theta \theta + Z_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{q} &= M_{vz}v_z + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e \\ \dot{r} &= M_{vy}v_y + M_y r + M_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{p} &= M_p p - M_{\delta_e} \delta_e \end{aligned} \quad (2)$$

در معادلات (۲) Z و M ضرایب دینامیکی هستند که در طول زمان پرواز و با در نظر گرفتن تغییرات متغیرهایی چون چگالی هوا (ρ)، سرعت (U_0) و مشخصه‌های سیستمی مانند جرم لحظه‌ای (m)، ممان اینرسی‌های لحظه‌ای (I_y, I_x) و ضرایب آیرودینامیکی تغییر می‌نمایند [۱۲]. این متغیرهای توسط معادلات (۳) و (۴) تعریف می‌شوند.

$$\begin{aligned} Z_{vz} &= \frac{1}{2} m_s \rho U_0 C_{z_\alpha} , & Z_q &= \frac{1}{4} m_s \rho U_0 S D C_{z_q} - \frac{j_1}{m_s} + U \\ Z_\theta &= -g \sin(\theta_0) , & Z_r &= \frac{1}{4} m_s \rho U_0 S D C_{v_r} - \frac{j_1}{m_s} + U_0 \\ Z_{\delta_e} &= -Z_{\delta_e} = \frac{2cldel}{m_s} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} M_{z_\theta} - m_z &= I_y (\dot{R} + \dot{r}) - (I_y - I_x) (P_0 - p) (Q_0 + q) \\ M_q &= \frac{1}{4} I_y \rho U_0 S D^2 C_{m_q} - \frac{j_2}{I_y} \\ M_r &= \frac{1}{4} I_y \rho U_0 S D^2 C_{m_r} - \frac{j_2}{I_y} \\ M_p &= \frac{1}{4} I_x \rho U_0 S D^2 C_{l_p} , & M_{v_z} &= \frac{1}{2} I_y \rho U_0 S X_\alpha C_{z_\alpha} \\ M_{\delta_e} &= M_{\delta_r} = \frac{-2cldel}{I_y} \end{aligned} \quad (4)$$

که در آن $cldel$ نیروی لیفت تقسیم بر ضریب لیفت سطح کنترلی می‌باشد. معادلات استخراج شده خطی را می‌توان به ۳ دسته معادله که حرکت در ۳ کانال را توصیف می‌کند تقسیم کرد. پرواز ماهواره‌بر را می‌توان در قالب پرواز در این سه دسته که با نام‌های کانال فراز، سمت، رول شناخته می‌شوند، توصیف نمود. بر اساس این سه دسته معادله، می‌توان تابع تبدیل هر کانال را بدست آورد:

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

معادلات کانال سمت:

$$\begin{cases} \dot{v}_y = Z_{vy}v_y + Z_r r + Z_\theta \theta + Z_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{r} = M_{vy}v_y + M_y r + M_{\delta_r} \delta_r \end{cases} \quad (6)$$

همانطور که مشاهده می‌شود معادلات خطی بدست آمده برای این دو کانال دارای ساختار یکسانی می‌باشند. اصل تقارن دینامیکی به این ترتیب تعریف می‌گردد که بر اساس وجود تقارن هندسی، تقارن در ممان اینرسی و تساوی

سهولت نصب، هزینه پایین طراحی و توسعه پذیر بودن آنها نسبت به روش‌های سخت‌افزاری ترجیح داده می‌شوند. روش‌های نرم‌افزاری شناسایی خرابی به دو دسته مدل پایه و داده پایه تقسیم می‌شوند [۴]. در سال‌های اخیر شناسایی خرابی مدل پایه به طور گسترده مورد توجه قرار گرفته است، که از آن جمله می‌توان به روش‌های شناسایی خرابی توسط مشاهده‌گر [۵]، شناسایی خرابی توسط فیلتر کالمن [۶] و شناسایی خرابی توسط روش‌های طبقه بندی [۷] اشاره کرد. مشکل اساسی شناسایی خرابی توسط مدل وابستگی آن به دقت تعیین مدل مورد استفاده است در حالی که تعیین دقیق مدل در کاربردهای مهندسی بسیار دشوار، پرهزینه و بسیار زمان‌بر است [۸]. علاوه بر این به طور معمول، پیاده‌سازی روش‌های مدل پایه بسیار هزینه‌بر و در مواردی غیرممکن می‌باشد. روش‌های داده پایه که با عنوان سنسورهای نرم شناخته می‌شوند زمانی استفاده می‌شوند که استخراج مدل دقیق امکان‌پذیر نباشد. این روش می‌تواند با استفاده از شناسایی ورودی‌ها و خروجی‌ها، مدل دقیق‌تری نسبت به مدل اولیه سیستم را استخراج نماید [۹]. برای پرواز یک ماهواره‌بر نیز با توجه به تغییرات زیاد پارامترهای پروازی ماهواره‌بر، استخراج دقیق مدل دشوار، پرهزینه و در مواردی غیرممکن است. از طرفی ماهواره‌برها معمولاً با تعداد زیادی از سنسورهای مختلف تجهیز شده‌اند که هر کدام از آنها می‌توانند منبع مناسبی از اطلاعات برای پیاده‌سازی شناسایی خرابی داده پایه باشند. چالش اصلی در شناسایی خرابی با استفاده از سنسورهای نرم، استخراج داده‌های صحیح خروجی و ورودی هر سنسور به نحوی که خرابی در آنها تأثیر نگذاشته باشد، است. در غیر این صورت مدل بدست آمده برای شناسایی خرابی فاقد ارزش می‌باشد [۱۰].

در این مقاله، با استفاده از تقارن دینامیکی کانال سمت و فراز ماهواره‌بر، خروجی سنسور به طور موازی استخراج می‌شود. بدین منظور با توجه به مشابه بودن دینامیک کانال فراز و کانال سمت، ابتدا دینامیک کانال سمت ماهواره‌بر به صورت تابع تبدیل شناسایی و سپس از تابع تبدیل شناسایی شده به عنوان دینامیک کانال فراز استفاده می‌گردد. چنانچه ورودی عملگر کنترلی کانال فراز به تابع تبدیل بدست آمده اعمال گردد یک خروجی مجازی از آهنگ تغییرات زاویه فراز بدست خواهد آمد که مطابق با خروجی ژیرسکوپ کانال فراز است که به صورت موازی در حال استخراج شدن است. حال می‌توان، به محض بروز خرابی، با مقایسه آهنگ تغییرات زاویه فراز سیستم مجازی با خروجی واقعی ژیرسکوپ فراز خطای رخ داده را تشخیص داد.

در این مقاله پس از توضیح مدل دینامیکی ماهواره‌بر و توضیح اصل تقارن دینامیکی، تکنولوژی سنسورهای نرم و روش‌های طراحی آن، توضیح داده می‌شود. سپس در ادامه چهارچوب کلی زیر سیستم تشخیص و جبران خرابی مورد نظر شرح داده می‌شود. انواع مدل‌های خرابی در سنسورها، برای شبیه‌سازی و صحت‌سنجی روش پیشنهادی معرفی می‌گردد. و در نهایت بر اساس نتایج بدست آمده، عملکرد مناسب زیر سیستم شناسایی و تشخیص خرابی توسط شبیه‌سازی پرواز ماهواره‌بر نشان داده می‌شود.

۲- مدل دینامیکی ماهواره‌بر

معادله (۱)، معادلات حرکت یک پرتابگر شش درجه آزادی را نشان می‌دهد.

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

نمونه‌برداری کوتاه باشد، نمونه مطالعاتی می‌تواند تمامی مدهای سیستم را در خود داشته باشد. از طرفی با توجه به عدم دسترسی به سیستم ناوبری در سامانه‌های هوافضایی، از این روش نمی‌توان برای جمع‌آوری داده‌ها در سیستم ناوبری استفاده کرد. تکنیک‌های شناسایی استاتیکی برای این نوع نمونه برداری قابل پیاده سازی باشد.

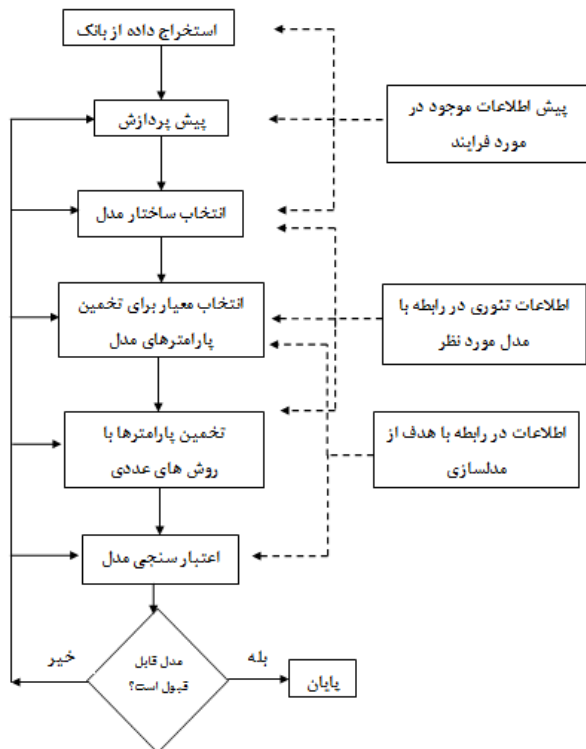
- داده برداری همزمان

از تمامی اطلاعات بدست آمده ورودی و خروجی‌ها به صورت برخط برای مدل‌سازی سنسور نرم استفاده می‌شود. با استفاده از تکنیک‌ها شناسایی دینامیکی سنسور نرم مدل‌سازی می‌شود. کیفیت مدل‌سازی انجام شده در این روش به روش شناسایی بکار گرفته شده مرتبط است. شکل ۲ روند مدل‌سازی سنسور نرم بر اساس جمع‌آوری داده‌ها به صورت برخط را نمایش می‌دهد [۱۰].

با توجه به پیچیده بودن و بروز نامعینی در مدل‌سازی سیستم‌های دینامیکی، استفاده از سنسور نرم داده پایه در سالیان اخیر بیشتر مورد توجه قرار گرفته است. علاوه بر این، با پیشرفت تکنیک‌های شناسایی سیستم، مدل بدست آمده از انطباق مناسبی با مدل واقعی سیستم برخوردار است. با توجه به عدم دسترسی به سامانه‌های هوافضایی در هنگام پرواز، طراحی سنسور نرم با استفاده از نمونه‌برداری امکان‌پذیر نیست، در نتیجه برای طراحی سنسور نرم داده پایه تنها روش برخط که بر اساس روش شناسایی سیستم برخط تعریف می‌گردد، قابل استفاده می‌باشد.



شکل ۱ الگوریتم شناسایی و تشخیص خرابی با استفاده از سنسور نرم



شکل ۲ فلوجارت طراحی سنسور نرم داده پایه

ساختاری، توابع تبدیل بدست آمده برای دو کانال سمت و فراز، شبیه یکدیگر می‌باشند. در نتیجه می‌توان نتیجه گرفت که رفتار دینامیکی این دو کانال با یکدیگر تطابق دارند. به این معنی که در صورت اعمال ورودی یکسان به این دو تابع تبدیل، خروجی‌های بدست آمده همانند یکدیگر می‌باشند.

۳- شناسایی و تشخیص خرابی در سیستم ناوبری

شناسایی و ترمیم خرابی در سیستم ناوبری سامانه‌های هوافضایی با توجه به هزینه‌های بالای ساخت و آماده‌سازی و بهره‌برداری از آن امری اجتناب‌ناپذیر است. روش معمول برای ترمیم خرابی استفاده از سیستم ناوبری یدکی در کنار سیستم ناوبری عملیاتی می‌باشد. گام اول در فرایند شناسایی و ترمیم خرابی مطابق شکل ۱ شناسایی خرابی می‌باشد. برای شناسایی و تشخیص خرابی، سیگنال‌های خروجی سامانه ناوبری مورد نظر باید با سیگنال‌های دیگری که از سوی سامانه ناوبری مجزایی که به طور موازی در حال اندازه‌گیری شدن است، مقایسه شود. مقایسه این دو سیگنال بر اساس روش‌های سیگنال پایه و مدل پایه می‌تواند ابتدا خرابی را تشخیص دهد سپس نوع خرابی مورد نظر را با توجه به تکنیک‌های متنوع تشخیص دهد.

اضافه نمودن سیستم ناوبری کمکی برای هر سامانه هوافضایی علاوه بر اعمال کردن هزینه اضافی، می‌تواند با کاستی‌هایی از قبیل عدم دسترسی آسان، تأثیر در فرایند طراحی و وابستگی به مدل روبه رو باشند. در مقابل استفاده از سنسور نرم برای شناسایی و تشخیص خرابی با توجه به ماهیت نرم‌افزاری و همچنین امکان بازسازی و در دسترس بودن می‌تواند انتخاب مناسبی باشد. بدین منظور از سامانه نرم‌افزاری ناوبری می‌توان برای بهبود دقت پاسخ‌های سیستم ناوبری استفاده کرد.

۳-۱- تکنولوژی سنسورهای نرم

سنسورهای نرم در حقیقت برنامه‌های کامپیوتری هستند که به عنوان جایگزینی ارزان برای سنسورهای سخت‌افزاری استفاده می‌شوند. به طور کلی دو روش برای ساخت سنسور نرم وجود دارد:

الف- سنسور نرم مدل پایه

مدل‌سازی این سنسور بر اساس مدل‌سازی ریاضی که از قوانین فیزیکی و شیمیایی بدست می‌آید، انجام می‌پذیرد. در نتیجه پیش‌بینی رفتار سیستم توسط معادلات استخراج شده صورت می‌پذیرد. علی‌رغم این که این روش، روشی جامع برای پیش‌بینی رفتار سیستم می‌باشد، اما با توجه به ورود انواع نامعینی‌ها و اغتشاشات، از دقت کمی در تعیین پارامترهای بدست آمده برخوردار می‌باشد.

ب- سنسور نرم داده پایه

هنگامی که از رفتار سیستم، اطلاعاتی در دسترس نباشد، می‌توان مدلی ساده و مناسب برای ورودی و خروجی‌ها ارائه داد. داده‌های ورودی و خروجی اندازه‌گیری شده و سپس بر اساس این داده‌ها و با استفاده از تکنیک‌های شناسایی سیستم، رفتار این سیستم پیش‌بینی می‌شود. این روش به شرط داشتن ورودی و خروجی برای شناسایی رفتار انواع مختلف فرایندها و سیستم‌ها قابل پیاده‌سازی است. به طور کلی برای اندازه‌گیری داده‌های ورودی و خروجی دو راه‌کار وجود دارد:

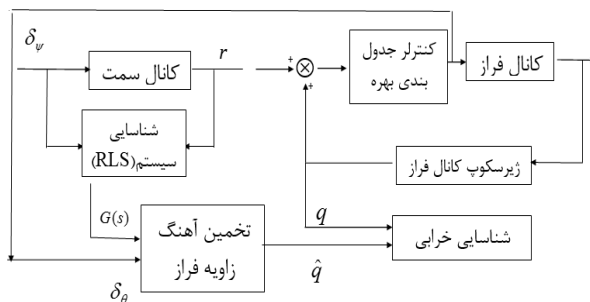
- آزمایش و نمونه‌برداری

داده‌های ورودی و خروجی توسط نمونه‌برداری از فرایند استخراج می‌شوند. چنانچه نمونه‌برداری به صورت دقیق پیاده‌سازی شده باشد و چنانچه نمونه مطالعاتی کمترین اغتشاشات و خطاها را در خود داشته باشد و زمان

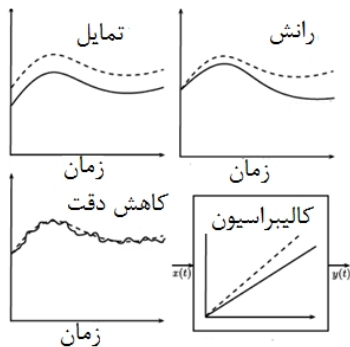
چالش اصلی در رابطه با طراحی این نوع سنسور در سامانه‌های هوافضایی، الزام استفاده از دیگر سنسورهای سیستم ناوبری با توجه به دسترس‌پذیر بودن اطلاعات خروجی آنها در حین پرواز است. در صورت خرابی ژیرسکوپ یک ماهواره‌بر، سنسور نرم مورد نظر برای شناسایی و تشخیص خرابی باید طوری طراحی شود که بتوان خروجی آن را با خروجی ژیرسکوپ معیوب به صورت برخط مقایسه نمود. بدین منظور از قاعده تقارن دینامیکی ماهواره‌بر در کانال سمت و فراز استفاده می‌شود. بر این اساس اگر فرض شود ژیرسکوپ کانال فراز معیوب است و در مقابل ژیرسکوپ کانال سمت سالم است، دینامیک کانال سمت با توجه به در دسترس بودن ورودی کنترلر کانال سمت (δ_v) و خروجی آن که همان نرخ تغییرات زاویه سمت (r) می‌باشد قابل شناسایی است. با استفاده از الگوریتم حداقل مربعات خطای بازگشتی (RLS)، شناسایی پارامترهای تابع تبدیل کانال سمت انجام پذیرفته و تابع تبدیل این کانال به صورت برخط استخراج می‌شود. حال چنانچه طبق قاعده تقارن دینامیکی، به تابع تبدیل شناسایی شده در مرحله قبل $G(s)$ ، ورودی کانال فراز (δ_θ) اعمال شود، خروجی بدست آمده همان آهنگ تغییر زاویه فراز است (\hat{q}) که توسط ژیرسکوپ کانال فراز (q) نیز به طور موازی اندازه‌گیری می‌گردد. در صورت رخ دادن خرابی اطلاعات خروجی سنسور نرم طراحی شده، با خروجی ژیرسکوپ مقایسه شده و از خطای حاصل از مقایسه به عنوان معیار بروز خرابی استفاده می‌شود. بدین صورت که با استفاده از جهش خطای بدست آمده و خارج شدن آن از محدوده تعریف شده اعلام خرابی امکان‌پذیر می‌باشد. روند شناسایی و تشخیص خرابی با استفاده از روش پیشنهادی را می‌توان در شکل ۳ ملاحظه کرد.

۵- معرفی انواع مدل‌های خرابی در سنسورها

انواع خرابی در سنسورها به پنج دسته مطابق شکل ۴ تقسیم‌بندی می‌شوند که احتمالات ایجاد خطا و تأثیر آن بر عملکرد سنسور را نمایش می‌دهند. این خرابی‌ها عبارتند از:



شکل ۳ شناسایی و تشخیص خرابی پیشنهادی در ژیرسکوپ کانال فراز ماهواره‌بر



شکل ۴ مدل‌های خرابی تعریف شده [۱۳]

۳-۲- مدل‌سازی سنسور نرم با استفاده از روش شناسایی داده پایه برخط به منظور شناسایی کانال سمت از مدل الگوریتم حداقل مربعات خطای بازگشتی به عنوان تخمین زنده برخط استفاده می‌شود. در این روش فرض می‌شود که دینامیک سیستم به صورت تابع تبدیل $G(s)$ که دارای به ترتیب صورت و مخرج $A(s), B(s)$ است، می‌باشد:

$$Y(s) = G(s)U(s) \rightarrow G(s) = \frac{A(s)}{B(s)} \quad (7)$$

صورت و مخرج به صورت یک عبارت چند جمله‌ای از درجه n و m پیشنهاد می‌شود:

$$G(s) = \frac{A(s)}{B(s)} = \frac{a_0 s^n + a_1 s^{n-1} + \dots + a_n}{b_0 s^m + b_1 s^{m-1} + \dots + b_m} \quad (8)$$

تابع تبدیل (۸) به فرم گسسته به صورت رابطه (۹) نوشته می‌شود.

$$\begin{aligned} \frac{Y(t)}{U(t)} &= \frac{A(q^{-1})}{B(q^{-1})} = \frac{q^n + a_1 q^{n-1} + \dots + a_n}{b_1 q^{m-1} + \dots + b_m} \\ &\rightarrow Y(t) (b_1 q^{m-1} + \dots + b_m) \\ &= U(t) (q^n + a_1 q^{n-1} + \dots + a_n) \end{aligned} \quad (9)$$

با ساده کردن معادله (۹) می‌توان $y(t)$ را با رابطه (۱۰) استخراج کرد.

$$y(t) = -a_1 y(t-1) - \dots - a_n y(t-n) + b_1 u(t+m-n-1) + \dots + b_m u(t-n) \quad (10)$$

همان‌طور که از معادله (۱۰) می‌توان مشاهده نمود خروجی در هر لحظه را می‌توان با استفاده از ترکیب خروجی‌ها و ورودی‌ها در لحظات قبلی پیش‌بینی نمود.

بردار مشاهدات و اندازه‌گیری به صورت رابطه (۱۱) تشکیل می‌شود.

$$\begin{aligned} y(t) &= -a_1 y(t-1) - \dots - a_n y(t-n) \\ &+ b_1 u(t+m-n-1) + \dots + b_m u(t-n) \\ &\rightarrow y(t) = \varphi^T(t-1) \theta(t) \\ \varphi^T(t-1) &= [-y(t-1) \dots y(t-n) \quad u(t+m-n-1) \dots u(t-n)], \\ \theta^T(t) &= [a_1 \dots a_n, b_1 \dots b_n] \end{aligned} \quad (11)$$

برای محاسبه پارامترهای بردار θ از الگوریتم‌های تخمین حداقل مربعات خطای بازگشتی با در نظر گرفتن فاکتور فراموشی استفاده می‌شود. این الگوریتم توسط معادلات (۱۲) توصیف می‌شود.

$$\begin{aligned} \hat{\theta}(t) &= \hat{\theta}(t-1) + k(t) [y(t) - \varphi^T(t) \hat{\theta}(t-1)] \\ k(t) &= P(t-1) \varphi(t) [I + \varphi^T(t) P(t-1) \varphi(t)]^{-1} \\ P(t) &= \frac{[I - k(t) \varphi^T(t)] P(t-1)}{\lambda} \end{aligned} \quad (12)$$

با استفاده از این الگوریتم مقادیر پارامترهای بردار θ در هر لحظه تخمین زده می‌شوند و می‌توان با جایگذاری آنها در معادله (۱۲)، مقدار $y(t)$ در هر لحظه را محاسبه کرد [۱۱].

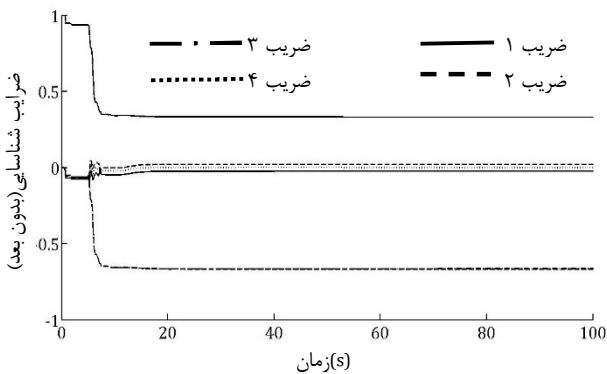
۴- طراحی زیر سیستم شناسایی و تشخیص خرابی با استفاده از سنسور نرم داده پایه

شرط طراحی سنسور نرم داده پایه همان‌طور که در بخش قبل توضیح داده شد، وجود ورودی‌ها و خروجی‌های قابل دسترسی است. به همین دلیل،

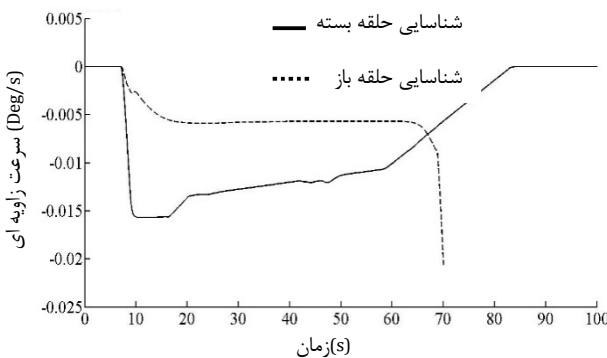
برای شبیه‌سازی این خرابی از یک ضریب ثابت در خروجی سنسور استفاده می‌شود [۱۳].

۶- نتایج و شبیه‌سازی

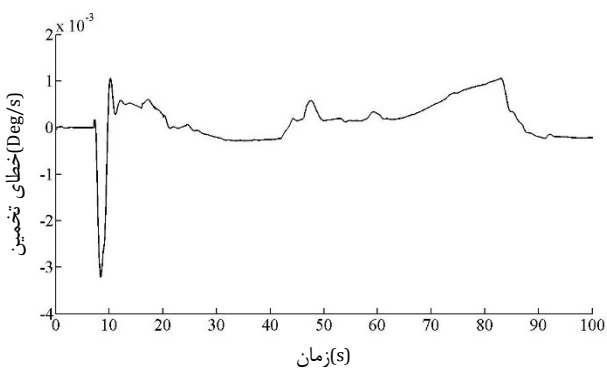
زیر سیستم شناسایی و تشخیص خرابی پیشنهادی برای یک ماهواره‌بر شش درجه آزادی در محیط نرم‌افزاری متلب-سیمولینک پیاده‌سازی شده است. زمان پرواز ماهواره‌بر برابر ۱۰۰ ثانیه می‌باشد، شبیه‌سازی پیاده شده شبیه‌سازی غیرخطی می‌باشد. برای این شبیه‌سازی از اتمسفر استاندارد آمریکایی و مدل جاذبه بیضوی استفاده شده است. زمان نمونه برداری در این شبیه‌سازی برابر ۰/۰۱ ثانیه در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های ۵ تا ۱۰ آورده شده است. شکل ۷، خطای مقایسه خروجی سنسور نرم پیشنهادی و خروجی واقعی ژیرسکوپ را در حالت بدون خرابی نشان می‌دهد. همان‌طور که از شکل ۵ می‌توان ملاحظه نمود، پارامترهای شناسایی برخط با استفاده از الگوریتم حداقل مربعات خطای بازگشتی بعد از گذشت تقریباً ۱۰ ثانیه از پرواز به حالت همگرا رسیده است.



شکل ۵ پارامترهای شناسایی شده تابع تبدیل کانال سمت



شکل ۶ خروجی شناسایی حلقه باز و حلقه بسته



شکل ۷ خطای تخمین برای حالت شناسایی حلقه بسته

الف- خرابی تمایل

این نوع خرابی به علت کاهش عملکرد سنسور ایجاد می‌شود. برای مثال اگر ژیروسکوپ در اثر ایجاد خرابی جزئی از عملکرد مؤثرش کاسته شود، در این حالت خرابی ایجاد شده به دسته تمایل متعلق است [۱۳].

این خرابی را می‌توان با استفاده از یک تابع پله مدل‌سازی کرد.

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^۱

یکی دیگر از انواع خرابی، خرابی رانش است. این خرابی به این صورت ایجاد می‌شود که با شروع خرابی، مقدار آن افزایش پیدا می‌کند، یعنی خرابی با شیب ملایمی نسبت به زمان افزایش می‌یابد.

برای مثال در ژیروسکوپ، اگر یکی از قطعات دچار خرابی شد و با گذشت زمان این خرابی شروع به گسترش گردید، می‌توان از مدل خرابی رانش استفاده کرد.

همان‌طور که از شکل ۴ 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 [۱۳].

ج- خرابی کاهش دقت^۲

خرابی دسته‌ی سوم، ناشی از کم شدن دقت سنسور است. این خرابی به این دلیل اتفاق می‌افتد که سنسور دیگر قادر به تأمین دقت مورد نظر نیست و به دلیل خرابی اتفاق افتاده در سنسور، دقت سیستم تأمین نمی‌شود و لذا سنسور قادر به اندازه‌گیری مطلوب نیست.

برای مثال در یک ژیروسکوپ 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 اندازه‌های در مرتبه دقت استفاده می‌شود تا شرایط مورد نظر را فراهم نماید [۱۳].

د- خرابی انجماد

نوع چهارم از خرابی‌های سنسور، خرابی انجماد است. برای مثال سنسوری را در نظر بگیرید که در لحظه‌ای خاص در جای خود باقی می‌ماند و دیگر قادر به حرکت کردن و یا قادر به اندازه‌گیری نیست (به اصطلاح گیر می‌کند). در این حالت سنسور یک مقدار ثابت را در خروجی خود نشان می‌دهد. همان‌طور که از شکل ۴ مشخص است، خروجی سنسور به صورت ثابت باقی می‌ماند.

برای شبیه‌سازی این نوع خرابی، از یک تابع ثابت استفاده می‌شود که در زمان مشخص به جای خروجی سنسور استخراج می‌شود.

ه- خطای کالیبراسیون به عنوان خرابی یک سیستم

این نوع خرابی، به دلیل خرابی در سیستم کالیبراسیون صورت می‌پذیرد.

همان‌طور که از شکل ۴ مشخص است، خروجی مورد نظر به اندازه شیب

K منحرف شده و مقدار خروجی به صورت معادله (۱۳) استخراج می‌شود:

$$Y(t) = KX(t) \quad (13)$$

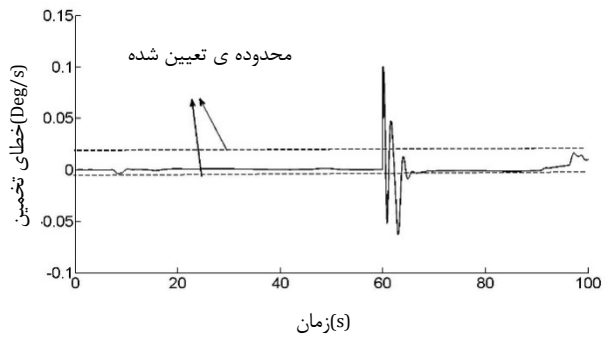
1- Drift Fault
2- Loose of Accuracy

۷- نتیجه‌گیری

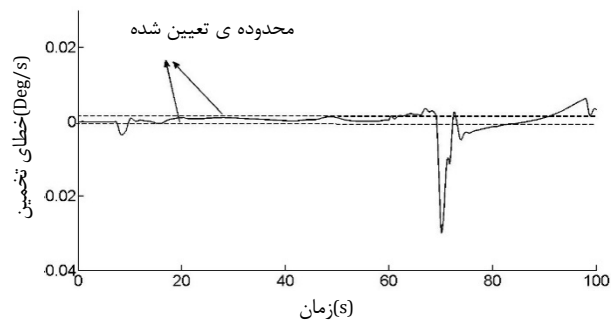
در این مقاله روشی جدید به منظور شناسایی و تشخیص خرابی، سنسور نرم داده پایه با استفاده از اصل تقارن دینامیکی در ماهواره‌برها و همچنین شناسایی برخط سیستم طراحی گردید. سنسور پیشنهادی علاوه بر قابلیت شناسایی و تشخیص خرابی و سادگی طراحی، می‌تواند مستقل از عملکرد وسیله پرنده، خروجی‌های صحیح ژیرسکوپ معیوب را تخمین بزند. با توجه به اهمیت سادگی سیستم تشخیص خرابی و همچنین سادگی روش پیشنهادی می‌توان از آن برای انواع ماهواره‌بر با صرف هزینه کم استفاده نمود. همچنین با توجه به عملکرد موازی سنسور پیشنهادی، می‌توان از این سنسور برای ترمیم خرابی و همچنین به عنوان سیستم تلفیق استفاده کرد.

۸- مراجع

- [1] A. Nebula, R. Palumbo, F. Corrado: *Analytic Fault Tolerant Navigation System for High Lift Re-entry Vehicles*, AIAA Guidance, and Navigation, and Control Conference, pp. 234-245, 2010.
- [2] R.J. Patton, P. Frank, R.N. Clarke: *Fault diagnosis in dynamic systems: theory and application*. Prentice-Hall, pp. 434-438, 1989.
- [3] K. Vanderwerf, K. Wefald, *Fault tolerant inertial navigation system*, DASC Conference Proceedings, 1988.
- [4] R. Clark, D. Clark, V. Fosth, *Detection instrument malfunctions in control systems*, *IEEE Transaction Aerospace Electron. System*, Vol.4, pp. 465-473, 1975.
- [5] C.Baskiotis, J.Reymond, A.Rault, *Parameters Identification Discriminate Analysis for Jet Engine Mechanical Stat Diagnosis*, in The IEEE Conf. on Dec. and Control, pp.648, 1979.
- [6] G. Geiger, *Monitoring of an electrical driven pump using continuous-time parameter estimation models*, in The 6th IFAC Symposium on Identification and Parameter Estimation, Washington, USA, 1982.
- [7] D. Filbert, K. Metzger, *Quality test of systems by parameter estimation*, in The 9th IMEKO Congress, Berlin, Germany, 1982.
- [8] J. Roshanian, M. Hassani, M. Nazari, M. Aliyari, *Fault detection for an aerospace launch vehicle using sliding mode observer*, *Journal of Space Technology and Science*, 2012. (In Persian)
- [9] A. Khoshnood, J. Roshanian, A. Khaki-Sedigh, *Model reference adaptive control for a flexible launch vehicle*, *Proc IMech Part I: J. Systems and Control Engineering*, pp. 49-55, 2008.
- [10] D. Sliskovic, R. Grbic, Z. Hocenski, *Methods for plant data-based process modeling in soft-sensor development*, *Automatika*, pp. 5-14, 2011.
- [11] K. Astrom, B. Wittenmark, *Adaptive control*, Courier Dover Publications, pp. 65-66, 2008.
- [12] J.Roshanian, A.R.Saleh, *On The Design of Adaptive Autopilots for a Launch Vehicle*, *Proc IMech Part G: J. Aerospace Engineering*, Vol. 221, pp. 36-44, 2007.
- [13] E.Sobhani, *Fault Diagnosis of Nonlinear Systems Using Hybrid Approach*, *Lecture note in control and information science*, Springer, pp. 334-344, 2009.



شکل ۸ شناسایی خرابی تمایل با استفاده از سنسور پیشنهادی



شکل ۹ شناسایی خرابی رانش با استفاده از سنسور پیشنهادی

در این حالت سیستم شناسایی توانسته ضرایب تابع تبدیل را شناسایی نماید. با وجود همگرایی ضرایب تابع تبدیل، دینامیک خطای شناسایی مطابق شکل ۶ ناپایدار می‌باشد، لذا با استفاده از کنترلر جدول‌بندی بهره و پایدار نمودن خطای تخمین می‌توان خروجی مورد نظر را با دقتی مطابق با شکل ۷ استخراج کرد.

در ادامه با اعمال خرابی تمایل که تشخیص آن نسبت به دیگر خرابی‌ها دشوارتر است، شناسایی خرابی مورد نظر انجام می‌پذیرد. بدین منظور همان‌طور که از شکل ۸ مشخص است هنگام بروز خرابی در ثانیه صدم، خطای تخمین 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 نمایش دهنده‌ی نوع خرابی باشد. برای مثال همان‌طور که از شکل ۸ 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، در حالی که برای خرابی رانش همان‌طور که از شکل ۹ دیده می‌شود، خطای تخمین بعد از رخ دادن خرابی، از محدوده تعریف شده خارج شده و به صورت واگرا از محدوده تعریف شده فاصله می‌گیرد.