

طراحی الگوریتم‌های تشخیص، شناسایی و اصلاح عیب برای زیرسیستم کنترل وضعیت یک ماهواره سه‌محوره

حسین بلندی^۱، مهران حق پرست^{۲*} و مصطفی عابدی^۳

۱، ۲ - دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران

* تهران، نارمک، خ فرجام

Mehran_haghparsat@elec.iust.ac.ir

هدف از این مقاله، طراحی یک زیرسیستم کنترل وضعیت تحمل‌پذیر عیب است که قابلیت‌های تشخیص، شناسایی و اصلاح عیب را در این زیرسیستم ایجاد می‌کند. در این راستا، استفاده از روش تاکاگی- سوگنو برای مدل‌سازی دقیق دینامیک غیرخطی ماهواره مدنظر قرار گرفته است، که بر اساس آن می‌توان از قابلیت رؤیتگرهای تطبیقی خطی برای دینامیک غیر خطی ماهواره بهره‌گیری کرد. در رؤیتگر تطبیقی طراحی شده، عیب حادث شونده در چرخ‌های عکس‌العملی بر اساس یک الگوریتم تطبیقی، تخمین زده شده که امکان تشخیص و شناسایی عیب در عملگرها را ایجاد می‌کند. ایده مورد استفاده در بخش اصلاح عیب، استفاده از یک قانون کنترل خطی‌سازی فیدبک پسگام است که از عیب تخمین زده شده توسط رؤیتگر تطبیقی به‌عنوان بخش جبران‌ساز در این الگوریتم بهره‌گیری شده است. بر این اساس، محدود ماندن خطای کنترل وضعیت به‌رغم بروز عیب در عملگرها تضمین می‌شود. در انتها با انجام شبیه‌سازی، الگوریتم‌های طراحی شده ارزیابی می‌شوند.

واژه‌های کلیدی: زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره، تشخیص و شناسایی عیب، رؤیتگر تطبیقی، مدل تاکاگی، سوگنو

مقدمه

پیچیدگی بالا و حجم عظیم ارتباطات و اتصالات به‌کاررفته در ماهواره‌ها، شرایط محیطی خاص و مملو از تشعشع حاکم بر فضا و مهم‌تر از این موارد، دسترسی نداشتن به ماهواره و قابلیت نگهداری محدود این وسیله فضایی باعث شده است که بروز عیب در این نوع سیستم‌های دینامیکی اجتناب‌ناپذیر باشد. در این راستا، هر چند اتخاذ تدابیری همچون انتخاب ادوات نزدیک به ایده‌ال، انجام مراحل تضمین محصول و تضمین کیفیت دقیق براساس استانداردهای

فضایی و انجام آزمایش‌های محیطی در سطح تجهیزات، زیرسیستم و ماهواره باعث بالارفتن قابلیت اطمینان می‌شود، اما به‌رغم تمام تلاش‌هایی که به‌منظور جلوگیری از بروز عیب صورت می‌گیرد، راهکارهای فوق، تنها زمان بروز عیب را به تعویق می‌اندازند [۱]. بررسی تاریخچه وقوع خطا در مأموریت‌های مختلف نشان می‌دهد که این پدیده چه در طرح‌های اولیه ماهواره‌ها و پرتابگرها و چه در طرح‌های مدرن امروزی همواره باعث ایجاد چالش شده است. مقایسه آماری بین زیرسیستم‌های مختلف ماهواره حاصل از اطلاعات ۱۵۸۴ ماهواره، بین سال‌های ۱۹۹۸ تا ۲۰۰۸ است، نشان می‌دهد که ۳۶ درصد از عیوب حادث‌شونده در ماهواره به زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت مشتمل بر حسگرها، عملگرها و الکترونیک وضعیت اختصاص یافته است [۲]. بررسی نتایج بسیاری از این عیوب نشان

۱. دانشیار

۲. دانشجوی کارشناسی ارشد (نویسنده مخاطب)

۳. دانشجوی دکتری

[۱۶-۱۳] از روش‌های مبتنی بر فیلترهای کالمن توسعه یافته و UKF^۴ در مقوله تشخیص و جداسازی عیب استفاده شده است. در [۱۷] با استخراج دینامیک مودهای عیب مختلف سیستم از یک ساختار مبتنی بر فیلترهای کالمن دارای اندرکنش برای تشخیص و جداسازی عیب در چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره استفاده شده است. البته قابلیت‌های فوق به بهای افزایش حجم محاسبات ناشی از پوشش بسیاری از مودهای اصلی سیستم است. به‌علاوه مودهایی که در نظر گرفته نمی‌شوند قابل جداسازی نیستند. روش‌های مبتنی بر فیلترهای کالمن اشاره شده، هر چند قابلیت‌های تشخیص و جداسازی عیب را ایجاد می‌کنند، اما این مکانیزم‌ها در برابر اغتشاش و عدم قطعیت مدل‌سازی ذاتی موجود در دینامیک ماهواره مقاوم نیستند. برای حل مشکل فوق در [۱۸ و ۱۹] از مشاهده‌گرهای UIO^۵ برای ایجاد یک مکانیزم تشخیص و جداسازی عیب مقاوم نسبت به اغتشاش در پیش‌رانه‌های ماهواره میکس استفاده شده است. تکنیک فوق یک راهکار مقاوم نسبت به اغتشاش محسوب می‌شود اما تنها برای دینامیک‌های خطی ماهواره کاربرد دارد. روش‌های تولید مانده مقاوم بر اساس تکنیک H_{∞} که برای ماهواره میکروسکوپ پیشنهاد شده است نیز تنها برای یک دینامیک خطی کاربرد دارد [۲۰]. در مقابل، روش‌های تشخیص و جداسازی عیب مبتنی بر مشاهده‌گرهای لغزشی، دسته مهمی از تکنیک‌های مقاوم نسبت به اغتشاش محسوب می‌شوند که برای دینامیک‌های غیرخطی ماهواره نیز اعمال شده‌اند [۲۳-۲۱]. چون در این روش‌ها از ساختاری ثابت (امکان تغییر پارامترهای آن به‌صورت زمان حقیقی وجود ندارد) استفاده می‌شود، بنابراین یک باند بالای محافظه کارانه را برای تشخیص عیب و عدم قطعیت‌های موجود در دینامیک فرض کرده است که همراه با صرف سیگنال کنترلی بالایی نیز خواهد بود. راهکار دیگر برای جبران اثر عدم قطعیت‌ها و اغتشاش موجود در دینامیک ماهواره، استفاده از رویکردهای تطبیقی است که بر خلاف مشاهده‌گرهای لغزشی امکان تنظیم پارامترهای آن به‌صورت زمان حقیقی وجود دارد و در نتیجه باند بالای عیب و عدم قطعیت‌های موجود در دینامیک به‌صورت دقیق‌تر تخمین زده می‌شوند [۲۴ و ۲۵]. با استفاده از این راهکار، امکان تخمین دقیق‌تر عیب حادث شده وجود دارد که از آن به‌عنوان معیاری برای تشخیص و شناسایی عیب استفاده می‌شود. تاکنون رویکردهای تطبیقی مورد استفاده در زیرسیستم کنترل وضعیت برای دینامیک‌های خطی اعمال شده‌اند. به‌منظور توسعه دامنه کاربرد و استفاده از قابلیت‌های رویکردهای تطبیقی برای دینامیک غیرخطی از ماهواره، در این مقاله از

می‌دهد که به ازدست رفتن مأموریت یا مختل شدن سرویس مورد انتظار از آن منجر شده است. بر این اساس، تحلیل داده‌های آماری فوق و بررسی نمونه‌های عینی بروز عیب در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت نشان می‌دهند که طراحی یک مکانیزم تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب (مکانیزم FDIR^۳) در این زیرسیستم بسیار حیاتی و دارای اولویت است که موضوع مورد نظر این مقاله است.

مکانیزم‌های FDIR رایج مبتنی بر افزودنی سخت‌افزاری بوده که دارای سه یا چهار تجهیز افزونه به همراه یک سیستم رأی‌گیر هستند [۳]. در این سیستم‌ها خروجی اکثریت به‌عنوان مقدار مطلوب در نظر گرفته می‌شود و به این ترتیب از انتشار خطای تجهیزات معیوب در سیستم جلوگیری می‌شود. سیستم‌های فوق به‌رغم تاریخچه گسترده‌ای که در سیستم‌های هوافضا داشته‌اند، اما در حالت‌هایی که وزن، فضا و توان، پارامترهای کلیدی و بحرانی باشند، به هیچ‌عنوان راه‌حل‌های مناسبی نیستند. در مواجهه با مشکلات فوق و همزمان با پیشرفت فن‌های پیاده‌سازی روی بورد دیجیتال، فلسفه و رویکرد جدیدی در مکانیزم‌های FDIR مطرح شده است که امروزه با عنوان افزودنی تحلیلی معرفی می‌شوند [۴].

روش‌های مبتنی بر افزودنی تحلیلی به‌کاررفته در زیرسیستم کنترل وضعیت به دو دسته روش‌های مبتنی بر داده و روش‌های مبتنی بر مدل طبقه‌بندی می‌شوند [۷-۴]. در این راستا، در [۸] با استفاده از شبکه عصبی و داده‌های موجود از یک پیش‌رانه پلاسمای پالسی، این المان مدل‌سازی شده و از تفاضل خروجی مدل و خروجی واقعی به‌عنوان معیاری برای آشکارسازی عیب بهره‌گیری شده است. در مراجع [۹، ۱۰ و ۱۱] نیز از فلسفه عملکردی فوق برای آشکارسازی عیب استفاده شده است. با توجه به اینکه روش‌های فوق تنها در محدوده داده‌های ذخیره شده از المان، قابلیت عملکرد دارند، بنابراین استفاده از آنها برای یک سیستم همانند ماهواره، که ممکن است در شرایط عملیاتی غیرقابل پیش‌بینی قرار گیرد، همراه با ریسک بوده و منجر به اعلان خطای نادرست می‌شوند. برای مرتفع کردن مشکل فوق، روش‌های مبتنی بر مدل پیشنهاد شده‌اند. روش‌های مبتنی بر فیلترهای کالمن، دسته مهمی از تکنیک‌های مبتنی بر مدل محسوب می‌شود که در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت نیز کاربردهای متعددی داشته‌اند. در این راستا، در مرجع [۱۲] برای آشکارسازی و جداسازی عیب از ساختار مشتمل بر دو فیلتر کالمن استفاده شده که مبتنی بر خروجی‌های اندازه‌گیری شده از ژایروها، حسگر خورشید و حسگر میدان مغناطیسی است. همچنین، برای حل مشکل کاربری روش‌های مبتنی بر فیلترهای کالمن به دینامیک‌های غیرخطی در

شده‌است. برای آنالیز حرکت ماهواره فوق دو مجموعه دستگاه مختصات در نظر گرفته می‌شود: ۱- دستگاه مختصات اینرسی که مرکز آن بر مرکز زمین واقع است، محور X_i آن در راستای محور اعتدال بهاری، محور Z_i در راستای شمال جغرافیایی و محور Y_i به گونه‌ای خواهد بود که دستگاه فوق راستگرد شود، ۲- دستگاه متصل به بدنه ماهواره که مرکز آن بر مرکز جرم ماهواره واقع بوده و محورهای آن (X_b, Y_b, Z_b) در راستای محورهای اصلی اینرسی ماهواره هستند. همچنین ماهواره به صورت یک جسم صلب مدل می‌شود که دارای ماتریس ممان‌های اینرسی در راستای محورهای اصلی به صورت $I = \text{Diag}_{3 \times 3} \{I_x, I_y, I_z\}$ است. با فرضیات فوق، دینامیک وضعیت ماهواره که بیان‌کننده ارتباط میان سرعت‌های زاویه‌ای و گشتاورهای اعمالی به ماهواره است، مطابق زیر است [۲۷]:

$$\dot{\omega} = I^{-1}(-\bar{\omega} \times I \bar{\omega} - \bar{\omega} \times I_w \bar{\omega}_w - \dot{h}_w + d) \quad (1)$$

که بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنه ماهواره نسبت به دستگاه اینرسی، $\bar{\omega}_{3 \times 1} = [\omega_{wx}, \omega_{wy}, \omega_{wz}]^T$ بردار سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی در دستگاه بدنه ماهواره، $[\dot{h}_{x_w}, \dot{h}_{y_w}, \dot{h}_{z_w}]$ گشتاور کنترلی وارد بر پیکره ماهواره حاصل از چرخ‌های عکس‌العملی، d گشتاورهای اغتشاشی اعمال شده بر پیکره ماهواره، $I_{3 \times 3} = \text{Diag}_{3 \times 3} \{I_{wx}, I_{wy}, I_{wz}\}$ ماتریس ممان اینرسی چرخ عکس‌العملی و $I_{3 \times 3}$ ماتریس ممان اینرسی ماهواره هستند. رابطه (۱) را می‌توان در دستگاه مختصات بدنه ماهواره، به صورت ذیل بیان کرد [۲۷]:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \sigma_x \omega_y \omega_z + \frac{I_{wy} \omega_z \omega_{wy} - I_{wz} \omega_y \omega_{wz}}{I_x} - \frac{\dot{h}_{x_w}}{I_x} \\ \dot{\omega}_y &= \sigma_y \omega_x \omega_z + \frac{I_{wz} \omega_x \omega_{wz} - I_{wx} \omega_z \omega_{wx}}{I_y} - \frac{\dot{h}_{y_w}}{I_y} \\ \dot{\omega}_z &= \sigma_z \omega_x \omega_y + \frac{I_{wx} \omega_y \omega_{wx} - I_{wy} \omega_x \omega_{wy}}{I_z} - \frac{\dot{h}_{z_w}}{I_z} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\sigma_x = (I_y - I_z) / I_x, \sigma_y = (I_z - I_x) / I_y$$

$$\sigma_z = (I_x - I_y) / I_z$$

مهم‌ترین منابع و عوامل بروز عیب در چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره ناشی از موارد زیر هستند [۱۸]:

- تغییرات اصطکاک ویسکوز ناشی از تغییرات ناخواسته دما
 - تغییرات ناخواسته ولتاژ باس ماهواره به دلیل بروز عیب در بخش‌های الکترونیکی ماهواره
 - تغییرات ناخواسته مقادیر گشتاور تولیدی موتور در چرخ
- در رابطه (۳) نحوه مدل‌سازی عیب حادث شده در چرخ‌های

مدل‌سازی دینامیک ماهواره با استفاده از روش تاکاگی- سوگنو استفاده شده است که ایده نوینی در این حوزه محسوب می‌شود. این راهکار، امکان تقریب دینامیک غیرخطی ماهواره را با استفاده از ترکیب مدل‌های خطی محلی حاصل از نقاط کار مختلف آن ایجاد می‌کند [۲۶]. بر این اساس، با اعمال رویکرد تطبیقی به مدل به دست آمده، عیب حادث شده در عملگرها بر اساس یک الگوریتم تطبیقی، تخمین زده شده که علاوه بر پایداری خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای، قابلیت‌های تشخیص و شناسایی عیب در عملگرها نیز ایجاد می‌شوند. از سوی دیگر برای جبران اثر عیب، یک مکانیزم فعال با قابلیت بازآرایی پس از وقوع عیب مدنظر قرار گرفته است.

بر این اساس، برای تضمین پایداری سیستم پیش از وقوع عیب، از قانون کنترل خطی‌سازی فیدبک پسگام استفاده شده است. پس از وقوع عیب در عملگرها، ساختار الگوریتم پایه فوق به گونه‌ای اصلاح می‌شود که عیب تخمین زده شده توسط رویکرد تطبیقی به عنوان بخش جبران‌ساز در آن وارد شود. بنابراین با این ایده، خطای کنترل وضعیت حتی پس از وقوع عیب در چرخ‌های عکس‌العملی نیز محدود خواهد ماند. قابل ذکر است که الگوریتم اصلاح عیب فوق نیز، در حوزه مکانیزم‌های فعال اعمال شده در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره، یک نوآوری محسوب می‌شود. بنابراین مجموعه الگوریتم‌های طراحی شده در این مقاله در مجموع یک زیرسیستم کنترل وضعیت تحمل‌پذیر عیب با داشتن قابلیت‌های تشخیص، شناسایی و اصلاح عیب را ارائه می‌دهند. اگرچه الگوریتم‌های ارائه شده در این مقاله برای تشخیص، شناسایی و اصلاح عیب در چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره به کاررفته است اما با توجه به ماهیت روش ارائه شده که بر مبنای تشخیص مؤلفه مزاحم گشتاور اعمال شده بر پیکره ماهواره است، این روش را می‌توان به سایر عملگرهای رایج در ساختار زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره اعمال کرد.

آنچه در بخش‌های بعدی این مقاله ارائه می‌شود، استخراج مدل دینامیکی ماهواره، تشریح مراحل مدل‌سازی دینامیک ماهواره به روش تاکاگی- سوگنو، ارائه روند طراحی الگوریتم‌های تشخیص و شناسایی عیب، بررسی الگوریتم کنترل طراحی شده برای ارائه قابلیت اصلاح عیب، و شبیه‌سازی و تحلیل صورت گرفته برای ارزیابی الگوریتم‌های طراحی شده است.

مدل دینامیکی ماهواره

پیش از طراحی الگوریتم‌های تشخیص، شناسایی و اصلاح عیب در ابتدا لازم است که مدل ریاضی سیستم کنترل وضعیت ماهواره به طور دقیق استخراج شود. ماهواره موردنظر در این مقاله یک ماهواره سه محوره است که در آن از سه چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر استفاده

تا کاگی - سوگو برای یک سیستم غیرخطی کلی تشریح می شود. برای این منظور یک سیستم غیرخطی هموار تغییرناپذیر با زمان به صورت زیر در نظر گرفته می شود:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u) \\ y &= g(x) \end{aligned} \quad (4)$$

که $x \in R^n$ متغیرهای حالت سیستم، $y \in R^p$ متغیر خروجی سیستم و $f: R^n \times R^m \rightarrow R^n$ و $g: R^n \rightarrow R^p$ توابع هموار غیرخطی هستند که شرایط لیپ شیتز را برآورده می سازند.

روش تا کاگی - سوگو در مدل سازی سیستم های غیرخطی بر مبنای ارائه چندین مدل خطی از سیستم غیرخطی در نقاط کار مختلف و ترکیب این مدل های خطی براساس نقطه کار فعلی سیستم است. مدل سیستم در هر یک از نقاط کار را می توان به صورت ذیل بیان کرد [۲۶]:

$$\begin{aligned} \text{if } z_1(t) \text{ is } M_1^i, z_2(t) \text{ is } M_2^i \\ \text{and } \dots z_q(t) \text{ is } M_q^i \text{ THEN :} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A_i x(t) + B_i u(t) + \alpha_i \\ y(t) &= C_i x(t) \end{aligned}$$

که $[z_1(t), z_2(t), \dots, z_q(t)]$ متغیرهای مدل سازی، M_1^i, \dots, M_q^i مجموعه های فازی و A_i, B_i, C_i, α_i ماتریس های ثابت معین هستند. این ماتریس های ثابت را می توان با خطی سازی به روش ژاکوبین به صورت ذیل استخراج کرد [۲۸]:

$$\begin{aligned} A_i &= \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{(x_i, u_i)} \\ B_i &= \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{(x_i, u_i)} \\ C_i &= \left. \frac{\partial g}{\partial x} \right|_{(x_i, u_i)} \end{aligned} \quad (6)$$

که (x_i, u_i) نقطه کار سیستم است. با توجه به اینکه نقاطی که خطی سازی در آنها صورت می گیرد، می تواند نقاط تعادل سیستم نباشند، متغیر α_i که برای یکسان سازی رفتار سیستم غیرخطی و سیستم خطی در نقطه کار مورد نظر تعریف می شود، به صورت ذیل به دست می آید [۲۸]:

$$\alpha_i = f(x_i, u_i) - A_i x_i - B_i u_i \quad (7)$$

در نهایت می توان سیستم غیرخطی را با ترکیب مدل های محلی خطی شده، به صورت ذیل بیان کرد:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \sum_{i=1}^l h_i(z) (A_i x(t) + B_i u(t) + \alpha_i) + \Delta f_x \\ y(t) &= \sum_{i=1}^l h_i(z) (C_i x(t) + c_i) + \Delta f_y \end{aligned} \quad (8)$$

عکس العملی که می تواند ناشی از یک یا تعداد بیشتری از عوامل فوق باشد، ارائه شده است. همان طور که ملاحظه می شود، برآیند اثر عوامل فوق به صورت عبارت های U_{f_x}, U_{f_y} و U_{f_z} در دینامیک وضعیت ماهواره ظاهر شده اند:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \sigma_x \omega_y \omega_z + \frac{I_{wy} \omega_z \omega_{wy} - I_{wz} \omega_y \omega_{wz}}{I_x} - \frac{\dot{h}_{xw}}{I_x} + \frac{U_{f_x}}{I_x} \\ \dot{\omega}_y &= \sigma_y \omega_x \omega_z + \frac{I_{wz} \omega_x \omega_{wz} - I_{wx} \omega_z \omega_{wx}}{I_y} - \frac{\dot{h}_{yw}}{I_y} + \frac{U_{f_y}}{I_y} \\ \dot{\omega}_z &= \sigma_z \omega_x \omega_y + \frac{I_{wx} \omega_y \omega_{wx} - I_{wy} \omega_x \omega_{wy}}{I_z} - \frac{\dot{h}_{zw}}{I_z} + \frac{U_{f_z}}{I_z} \end{aligned} \quad (9)$$

گام بعد، طراحی الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب بوده که مبتنی بر دینامیک وضعیت استخراج شده در فرمول (۳) است. همان طور که عنوان شد، پیش از طراحی الگوریتم فوق در ابتدا دینامیک غیرخطی ماهواره باید به روش تا کاگی - سوگو مدل سازی شود که این موضوع در بخش بعد تشریح می شود.

مدل سازی دینامیک ماهواره به روش تا کاگی - سوگو

روش تا کاگی - سوگو، یکی از ابزارهای قدرتمند در مدل سازی دقیق سیستم های غیرخطی محسوب می شود. ویژگی سودمند این روش تقریب سیستم های غیرخطی هموار با استفاده از ترکیب مدل های خطی محلی است که این مسئله امکان توسعه کاربرد روش های خطی را به سیستم های غیرخطی ایجاد می کند. هر چند استفاده از این روش قابلیت مدل سازی سیستم های غیرخطی را فراهم می آورد اما خطی سازی استفاده شده در این روش موجب بروز خطای مدل سازی خواهد شد که برای کاهش این خطا راهکارهای مختلفی از جمله افزایش تعداد نقاط خطی سازی پیشنهاد شده است که در مقابل افزایش حجم محاسبات را به دنبال خواهد داشت [۲۶]. اما کاربرد مورد نظر در این مقاله که شامل دینامیک ماهواره است، خطای فوق پذیرفتنی است و نتایج شبیه سازی، که در ادامه ارائه شده اند نیز نشان می دهند که اختلالی در سیستم تشخیص و جداسازی عیب وارد نمی سازد. از طرفی، افزایش حجم محاسباتی اشاره شده در فوق برای کاربرد زمان حقیقی مدنظر در این مقاله مخاطره آمیز خواهد بود. با توجه به اینکه دینامیک وضعیت ماهواره استخراج شده در (۳) نیز یک دینامیک غیرخطی است، در این بخش براساس ایده فوق، این دینامیک برحسب ترکیبی از دینامیک های خطی محلی مدل سازی می شود. مدل استخراج شده در این بخش به عنوان مدل مبنا برای طراحی الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب در بخش بعد مورد استفاده قرار می گیرد.

قبل از تشریح چگونگی مدل سازی دینامیک وضعیت ماهواره براساس راهکار اشاره شده در فوق، ابتدا فلسفه عملکرد روش

(۱۳) خواهد بود.

$$\dot{\omega}(t) = \sum_{i=1}^l h_i(\omega)(A_i \omega(t) + \alpha_i) - B \dot{h}_w(t) + BU_F(t) + \Delta f_x \quad (13)$$

با توجه به رابطه (۱۱) واضح است که متغیر خروجی در واقع همان متغیرهای حالت سیستم، به عبارتی بردار سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه اینرسی هستند.

الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب

در این بخش مراحل طراحی الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب بر مبنای مدل تاکاگی- سوگو به دست آمده در بخش قبل ارائه می‌شود. ایده به کارگرفته شده برای طراحی این الگوریتم، استفاده از یک رؤیتگر تطبیقی است که براساس آن، علاوه بر تخمین سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره، امکان تخمین دقیق عیب حادث‌شونده در دینامیک ماهواره، ناشی از چرخ‌های عکس‌العملی ایجاد می‌شود. بنابراین با به کارگیری راهکار فوق، علاوه بر امکان تشخیص بروز عیب در عملگرها، قابلیت شناسایی عیب و تعیین رفتار آن نسبت به زمان در زیرسیستم کنترل وضعیت ایجاد می‌شود که از دید عملیاتی بسیار حائز اهمیت است.

در رابطه (۱۴) ساختار رؤیتگر تطبیقی مورد نظر بر اساس مدل تاکاگی- سوگو استخراج شده در رابطه (۱۲) ارائه شده است:

$$\dot{\omega} = \sum_{i=1}^l h_i(A_i \omega + \alpha_i + L_i C(\omega - \bar{\omega})) - B \dot{h}_w(t) + B \hat{U}_F(t) \quad (14)$$

در رابطه فوق، $\hat{U}_F(t)$ تخمین میزان عیب در عملگر زیرسیستم و L_i بهره رؤیتگر هستند. این بهره باید به گونه‌ای انتخاب شود که همگرایی خطای تخمین حالت‌ها به صفر را تضمین کند. بر این اساس، دینامیک خطای تخمین حالت با استفاده از رؤیتگر رابطه (۱۴) و معادله دینامیک سیستم همراه با اثر عیب بروز یافته در عملگرها (رابطه ۱۳) به صورت ذیل است:

$$\dot{e}_\omega = \sum_{i=1}^l h_i(A_i - L_i C)e_\omega + B e_f(t) \quad (15)$$

که $e_\omega(t)$ خطای تخمین حالت $(\omega - \bar{\omega})$ و $e_f(t)$ خطای تخمین میزان عیب عملگر $(U_F(t) - \hat{U}_F(t))$ هستند. در اینجا فرض می‌شود که عیب بروز یافته در عملگرهای زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره تغییرات زمانی ناچیز داشته باشد، این فرض اگرچه محدودکننده به نظر می‌رسد اما در عمل مؤلفه عیب بروز یافته در عملگرهای زیرسیستم تغییرات زمانی شدید ندارند [۲۹]. بنابراین، خواهیم داشت:

که Δf_x و Δf_y بیانگر خطای مدل‌سازی و خطای خطی‌سازی محلی در معادلات حالت و خروجی سیستم هستند، l تعداد قوانین فازی و $h_i(z)$ ضریب وزنی هر مدل خطی محلی است که به صورت ذیل محاسبه می‌شود [۲۶]:

$$h_i(z) = \frac{\mu_i(z)}{\sum_{i=1}^l \mu_i(z)} \quad (9)$$

$$\mu_i(z) = \prod_{j=1}^q M_j^i(z)$$

مطابق رابطه (۹) $h_i(z)$ دارای ویژگی ذیل است [۲۶]:

$$\sum_{i=1}^l h_i(z) = 1 \quad (10)$$

$$\mu_i(z) > 0$$

مدل‌سازی دینامیک غیرخطی بر مبنای روش فوق، در طراحی سیستم کنترل و نیز رؤیتگر برای زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره بسیار راهگشاست. در مدل‌سازی دینامیک غیرخطی ماهواره با توجه به روابط (۲) و (۶) ماتریس‌های A_i ، B_i و C_i به صورت ذیل استخراج می‌شوند:

$$A_i = \begin{bmatrix} 0 & \sigma_x \omega_{z_i} - \frac{I_{wz} \omega_{wz_i}}{I_{xx}} & \sigma_x \omega_{y_i} + \frac{I_{wy} \omega_{wy_i}}{I_{xx}} \\ \sigma_y \omega_{z_i} + \frac{I_{wz} \omega_{wz_i}}{I_{yy}} & 0 & \sigma_y \omega_{x_i} - \frac{I_{wx} \omega_{wx_i}}{I_{yy}} \\ \sigma_z \omega_{y_i} - \frac{I_{wy} \omega_{wy_i}}{I_{zz}} & \sigma_z \omega_{x_i} + \frac{I_{wx} \omega_{wx_i}}{I_{zz}} & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$B_i = B = I^{-1} = \begin{bmatrix} 1/I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_{zz} \end{bmatrix}$$

$$C_i = C = I_{3 \times 3}$$

بنابراین متغیرهای مدل‌سازی $z(t)$ ، در مدل‌سازی دینامیک ماهواره مطابق $[\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t), \omega_{wx}(t), \omega_{wy}(t), \omega_{wz}(t)]$ اختیار می‌شوند. پارامتر α_i نیز برای هر نقطه کار در نظر گرفته شده مطابق با رابطه (۷) به دست می‌آید. انتخاب نقاط کار برای خطی‌سازی محلی دینامیک ماهواره به گونه‌ای صورت می‌گیرد که ناحیه عملکردی ماهواره را تحت پوشش قرار دهد. بنابراین مدل تاکاگی- سوگو دینامیک ماهواره را می‌توان به صورت ذیل بیان کرد:

$$\dot{\omega}(t) = \sum_{i=1}^l h_i(\omega)(A_i \omega(t) + \alpha_i) - B \dot{h}_w(t) + \Delta f_x \quad (12)$$

با توجه به معادلات (۳) و (۱۲) معادلات سیستم پس از بروز عیب در عملگرهای زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره به صورت رابطه

اینکه بزرگی و رفتار متغیر با زمان عیب حادث شده در عملگرهای زیرسیستم کنترل وضعیت را ارائه می‌دهد، به‌عنوان معیاری برای تشخیص بروز عیب در این زیرسیستم مدنظر قرار دارد. بر این اساس، در شرایطی ایده‌آل که مدل‌سازی بدون حضور عدم قطعیت در نظر گرفته می‌شود، صفر بودن عبارت تخمین زده شده فوق، به معنای عدم بروز عیب و غیرصفر بودن آن به معنای بروز عیب در زیرسیستم است. اما با توجه به اینکه مدل‌سازی صورت گرفته از دینامیک وضعیت ماهواره همراه با عدم قطعیت بوده (رابطه ۱۳) و از طرفی اغتشاشات در دینامیک ماهواره نیز تأثیرگذار هستند، این عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات نیز همراه با میزان عیب حادث شده در عملگرها توسط رُویتگر تطبیقی تخمین زده می‌شوند. به عبارتی تخمین عیب حادث شده در عملگرها همراه با خطا خواهد بود. برای جبران اثر خطای فوق، برای میزان تغییرات \hat{U}_F حد آستانه در نظر گرفته می‌شود، بدین شکل که تنها در حالتی که عبارت فوق از حد آستانه تنظیم شده فراتر رود به معنای حادث شدن عیب خواهد بود. در (۲۳) شیوه تصمیم‌گیری برای اعلان بروز عیب در عملگرها ارائه شده است:

$$\begin{cases} \hat{U}_f > Tr & \text{بروز عیب در عملگرهای زیرسیستم} \\ \hat{U}_f \leq Tr & \text{صحت عملکرد عملگرهای زیرسیستم} \end{cases} \quad (23)$$

که Tr حد آستانه برای تشخیص بروز عیب بوده که بر اساس مقدار عدم قطعیت‌های ناشی از تقریب مدل‌های ناحیه‌ای خطی (Δf_x)، میزان اغتشاشات وارد بر پیکره ماهواره و دقت حسگرهای اندازه‌گیری سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره انتخاب می‌شود. بنابراین با رُویتگر رابطه (۱۴) می‌توان عیب بروز یافته در عملگرهای زیرسیستم را تشخیص داده و شناسایی کرد.

الگوریتم اصلاح عیب

با توجه به اینکه در این مقاله، طراحی یک زیرسیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب مدنظر قرار گرفته است که قابلیت تشخیص و جبران‌سازی اثر عیب را بدون نیاز به عملیات ایستگاه زمینی داشته باشد، لازم است که علاوه بر الگوریتم‌های تشخیص و شناسایی عیب، الگوریتمی برای اصلاح اثر عیب بروز یافته در عملگرها نیز طراحی شود. در این بخش مراحل طراحی این الگوریتم تشریح می‌شود. در این راستا، مکانیزم اصلاح عیب از نوع فعال در نظر گرفته شده است که در آن از تخمین عیب حادث شده در عملگرها، که خروجی الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب است، استفاده شده است. برای این منظور در ادامه، ابتدا یک قانون کنترل بر مبنای روش فیدبک خطی‌ساز و پس‌گام که پایداری سه محوره ماهواره و انجام مانورهای وضعیت مورد نظر را

$$\dot{e}_f(t) = -\hat{U}_F(t) \quad (16)$$

تئوری: خطای تخمین حالت و خطای تخمین میزان عیب عملگر با در نظر گرفتن رُویتگر رابطه (۱۴) به سمت صفر میل می‌کند اگر یک ماتریس مثبت معین Π وجود داشته باشد که شرط رابطه (۱۷) برقرار شده و نیز قانون تطبیق تخمین میزان عیب، به صورت (۱۸) در نظر گرفته شود:

$$(A_i - L_i C)^T \Pi + \Pi (A_i - L_i C) < 0 \quad i = 1, 2, \dots, l \quad (17)$$

$$\hat{U}_F(t) = B^T \Pi e_\omega \quad (18)$$

اثبات: با در نظر گرفتن تابع لیاپونوف $V(t) = e_\omega^T \Pi e_\omega + e_f^T e_f$ به صورت ذیل خواهد بود:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= \dot{e}_\omega^T \Pi e_\omega + e_\omega^T \Pi \dot{e}_\omega + \dot{e}_f^T e_f + e_f^T \dot{e}_f \\ &= e_\omega^T (A - LC)^T \Pi e_\omega + e_f^T B^T \Pi e_\omega + \\ &\quad e_\omega^T \Pi (A - LC) e_\omega + e_\omega^T \Pi B e_f + \dot{e}_f^T e_f + e_f^T \dot{e}_f \\ &= e_\omega^T [(A - LC)^T \Pi + \Pi (A - LC)] e_\omega + \\ &\quad e_f^T B^T \Pi e_\omega + e_\omega^T \Pi B e_f + \dot{e}_f^T e_f + e_f^T \dot{e}_f \end{aligned} \quad (19)$$

در این حالت با در نظر گرفتن فرض رابطه (۱۶) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= e_\omega^T [(A - LC)^T \Pi + \Pi (A - LC)] e_\omega + \\ &\quad e_f^T B^T \Pi e_\omega + e_\omega^T \Pi B e_f - \hat{U}_F^T e_f - e_f^T \hat{U}_F \end{aligned} \quad (20)$$

حال با در نظر گرفتن قانون تطبیق رابطه (۱۸) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= e_\omega^T [(A - LC)^T \Pi + \Pi (A - LC)] e_\omega + \\ &\quad e_f^T B^T \Pi e_\omega + e_\omega^T \Pi B e_f - e_\omega^T \Pi B^T e_f - \\ &\quad e_f^T B^T \Pi e_\omega \end{aligned} \quad (21)$$

با توجه به اینکه طبق شرط تئوری ۱، ماتریس Π باید یک ماتریس متقارن مثبت معین باشد و نیز ماتریس B به دلیل قطری بودن، ماتریس متقارن هستند، خواهیم داشت:

$$\dot{V}(t) = e_\omega^T [(A - LC)^T \Pi + \Pi (A - LC)] e_\omega \quad (22)$$

یک شرط کافی برای اینکه $\dot{V}(t) < 0$ باشد آن است که شرط رابطه (۱۷) برقرار باشد. برقراری شرط $\dot{V}(t) < 0$ تضمین می‌کند که $\lim_{t \rightarrow \infty} e_\omega(t) = 0$ و $\lim_{t \rightarrow \infty} e_f(t) = 0$. بنابراین خطای تخمین حالت و خطای تخمین میزان عیب به سمت صفر میل خواهد کرد.

عبارت \hat{U}_F تخمین زده شده توسط رُویتگر تطبیقی، علاوه بر

گام دوم: استخراج گشتاور کنترلی وارد بر ماهواره به گونه‌ای که ω استخراج شده در مرحله ۱ حاصل شود:

$$\dot{h}_{W_d} = -B^{-1}(-D(\omega, \omega_w) - \Gamma(\omega - \omega_d) + \dot{\omega}_d) \quad (29)$$

که ω_d سرعت زاویه‌ای مطلوب ماهواره است که در گام اول مطابق با رابطه (۲۷) به دست می‌آید و $\Gamma_{3 \times 3}$ ماتریس ضرایب ثابت طراحی است. در صورتی که گشتاور کنترلی (۲۹) به معادله دینامیک رابطه (۲۵) اعمال شود، خواهیم داشت:

$$\dot{e}_t + \Gamma e_t = 0 \quad (30)$$

که در رابطه فوق $e_t = \omega - \omega_d$ خطای ردیابی سرعت زاویه‌ای مطلوب است. این رابطه نشان می‌دهد در هنگام صحت عملکرد چرخ‌ها و حادث نشدن عیب در آنها، اگر ماتریس $\Gamma_{3 \times 3}$ مثبت معین باشد، آنگاه سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره به سرعت‌های مطلوب میل می‌کنند. با در نظر گرفتن رابطه (۲۵) می‌توان معادله سینماتیک ماهواره را به صورت ذیل بازنویسی کرد:

$$\begin{aligned} \dot{E} &= S(E, \omega_o) + g(E)\omega - g(E)\omega_d + g(E)\omega_d \\ &= S(E, \omega_o) + g(E)\omega_d + g(E)e_t \end{aligned} \quad (31)$$

حال با در نظر گرفتن روابط (۲۷) و (۲۸) دینامیک خطای ردیابی وضعیت مطلوب در حضور دینامیک خطای ردیابی سرعت زاویه‌ای به صورت زیر است:

$$\dot{e}_E = -\Lambda e_E + g(E)e_t \quad (32)$$

حال با تعریف بردار خطای جدید به صورت $e_a = [e_t^T \ e_E^T]^T$ خواهیم داشت:

$$\dot{e}_a = \begin{bmatrix} -\Gamma_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ g(E(t))_{3 \times 3} & -\Lambda_{3 \times 3} \end{bmatrix} e_a \quad (33)$$

مطابق با قضیه ۸-۱۳ از مرجع [۳۰] با توجه به مثبت معین بودن ماتریس‌های طراحی Γ و Λ خطای ردیابی به سمت صفر همگرا خواهد شد اگر و فقط اگر ماتریس متغیر با زمان $g(E(t))$ کراندار باشد. مطابق با رابطه (۲۴) این شرط همواره برقرار است و تنها ردیابی مجانبی وضعیت در نقطه تکین سینماتیک ($\theta = 90$) قابل بررسی نیست.

حادث شدن عیب در عملگرها و بروز مؤلفه U_f در معادلات دینامیکی موجب انحراف وضعیت ماهواره از وضعیت مطلوب می‌شود. برای حصول دقت کنترل وضعیت مورد نیاز، باید تدابیری برای جلوگیری از انحراف ماهواره از وضعیت مطلوب، در زمان بروز

تضمین می‌کند، ارائه شده، سپس قانون کنترل جبران‌ساز برای اصلاح عیب بروز یافته در عملگرهای زیر سیستم ارائه می‌شود. برای استخراج این الگوریتم در ابتدا لازم است که معادلات سینماتیک ماهواره به صورت زیر مدنظر قرار گیرند [۲۷]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sec \theta \sin \psi \omega_o \\ \cos \psi \omega_o \\ \sin \phi \sec \theta \sin \psi \omega_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & \tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (24)$$

با توجه به معادله (۲۴) و همچنین معادلات دینامیک ماهواره (رابطه ۱)، این معادلات را می‌توان به صورت ذیل بازنویسی کرد:

$$\begin{aligned} \dot{E} &= S(E, \omega_o) + g(E)\omega \\ \dot{\omega} &= D(\omega, \omega_w) - B\dot{h}_W + BU_f \end{aligned} \quad (25)$$

که $E_{3 \times 1} = [\phi, \theta, \psi]$ زوایای اولر و ω_0 سرعت مداری ماهواره به دور زمین و D تابع هموار غیرخطی به صورت رابطه (۲۶) هستند.

$$D = I^{-1}(-\bar{\omega} \times I \bar{\omega} - \bar{\omega} \times I_w \bar{\omega}_w) \quad (26)$$

در معادله فوق اثر اغتشاشات و دینامیک‌های مدل نشده در نظر گرفته نشده است. ایده اصلی در طراحی قانون کنترل خطی ساز فیدبک، پسگام آن است که با توجه به اینکه هدف از کنترل وضعیت ماهواره، کنترل زوایای اولر $E_{3 \times 1}$ است، در دو مرحله می‌توان به این هدف رسید:

گام اول: در نظر گرفتن ω به عنوان ورودی رابطه (۲۵) و طراحی آن مطابق با رابطه (۲۷)، به گونه‌ای که زوایای وضعیت ماهواره به وضعیت مطلوب میل کند:

$$\omega_d = g(E)^{-1}(-S(E) - \Lambda_E(E - E_d) + \dot{E}_d) \quad (27)$$

که $E_{d_{3 \times 1}} = [\phi_d, \theta_d, \psi_d]$ وضعیت مطلوب ماهواره، $E_{d_{3 \times 1}}$ تغییرات وضعیت مطلوب ماهواره و $\Lambda_{E_{3 \times 3}}$ ماتریس ضرایب ثابت طراحی است. در صورتی که سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره مطابق با (۲۷) باشند، خواهیم داشت:

$$\dot{e}_E + \Lambda_E e_E = 0 \quad (28)$$

که در این رابطه $e_E = E - E_d$ خطای ردیابی وضعیت مطلوب است. این رابطه نشان می‌دهد، اگر ماتریس $\Lambda_{E_{3 \times 3}}$ مثبت معین باشد آنگاه خطای ردیابی وضعیت مطلوب به سمت صفر همگرا خواهد شد.

تا کاگی - سوگو دو نقطه کار به صورت $[-\omega_{max}, \omega_{max}]$ برای سرعت زاویه‌ای ماهواره و $[-\omega_{wheel_{max}}, \omega_{wheel_{max}}]$ برای سرعت چرخش چرخ‌های عکس‌العملی در نظر گرفته شده است. ω_{max} حداکثر سرعت زاویه‌ای ماهواره، با توجه به اینکه حداکثر سرعت ماهواره، سرعت اولیه ماهواره پس از جدایش از پرتابگر است، بر اساس اطلاعات پرتابگرهای مختلف، ۷ درجه بر ثانیه در نظر گرفته شده است. همچنین، $\omega_{wheel_{max}}$ حداکثر سرعت

چرخ‌های ماهواره است که مقدار آن به مشخصات چرخ عکس‌العملی مورد نظر بستگی دارد و در اینجا ۶۰۰۰ دور بر دقیقه در نظر گرفته شده است. همچنین برای هر مؤلفه، بردار سرعت زاویه‌ای و سرعت چرخ‌های عکس‌العملی دو تابع عضویت فازی

$$k = x, y, z, M_{Negative}^{wheel_k}, M_{Positive}^{wheel_k} \text{ و } k = x, y, z, M_{Negative}^{ok}, M_{Positive}^{ok}$$

به صورت توابع مثلثی در نظر گرفته شده است. بنابراین دینامیک غیرخطی ماهواره با ۶۴ قاعده توصیف می‌شود. ماتریس‌های A_i, B_i, C_i مطابق با رابطه (۱۱) با در اختیار داشتن مشخصات ممان اینرسی ماهواره و نقاط کار در نظر گرفته شده به دست می‌آیند. ماتریس‌های طراحی $L_i, i=1, \dots, 64$ نیز با استفاده از نرم‌افزار متلب و به روش سعی و خطا، به نحوی که شروط معادله‌های (۱۷) و (۲۹) را برآورده سازند، به دست آمده است که به دلیل تعداد زیاد این ماتریس‌ها از ارائه آنها چشم‌پوشی می‌شود. همچنین ضرایب ثابت طراحی در بخش کنترل کننده به صورت $\Lambda_E = \text{Diag}_{3 \times 3} \{0.1, 0.1, 0.1\}$ و $\Gamma = \text{Diag}_{3 \times 3} \{1, 1, 1\}$ در نظر گرفته شده است.

جهت ارزیابی الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب سه سناریوی مختلف در نظر گرفته شده است. در سناریوی اول، هیچگونه عیبی در چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره حادث نمی‌شود. در این سناریو تخمین میزان مقادیر عیب حادث شده در عملگرها مطابق شکل (۱) و خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره مطابق شکل (۲) است. همانگونه که مشاهده می‌شود خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای ناچیز بوده و تخمین مقادیر عیب حادث شده در عملگرها نشان می‌دهد که تمامی آنها کمتر از حد آستانه تنظیم شده که با خطچین نشان داده شده است، و مطابق انتظار رخداد عیب در هیچ یک از عملگرها تشخیص داده نشده است.

در سناریوی دوم یک به صورت ناگهانی در لحظات میان ۲۰۰ ثانیه و ۲۵۰ ثانیه با دامنه 10^{-3} نیوتن متر در چرخ عکس‌العملی محور x ماهواره حادث می‌شود. در این شرایط، شکل (۳) تخمین مقادیر عیب حادث شده در چرخ‌های عکس‌العملی و شکل (۴) خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای را نشان می‌دهند. چنانکه در شکل (۳) مشاهده می‌شود، تنها تخمین عیب حادث شده در راستای محور x از حد آستانه تنظیم شده عبور کرده و بنابراین تشخیص عیب تنها در این محور صورت

عیب اندیشیده شود. در این راستا، برای اصلاح اثر عیب بروز یافته در عملگرهای زیرسیستم، قانون کنترل به صورت زیر اصلاح شود [۲۹]:

$$\dot{h}_W = \dot{h}_{W_d} + \dot{h}_{compensation} \quad (۳۴)$$

که \dot{h}_{W_d} مطابق با رابطه (۲۹) محاسبه می‌شود و $\dot{h}_{compensation}$ یک گشتاور کنترلی جبران‌ساز است که جهت حذف اثر عیب در قانون کنترل اضافه شده است و به صورت ذیل محاسبه می‌شود:

$$\dot{h}_{compensation} = \hat{U}_f \quad (۳۵)$$

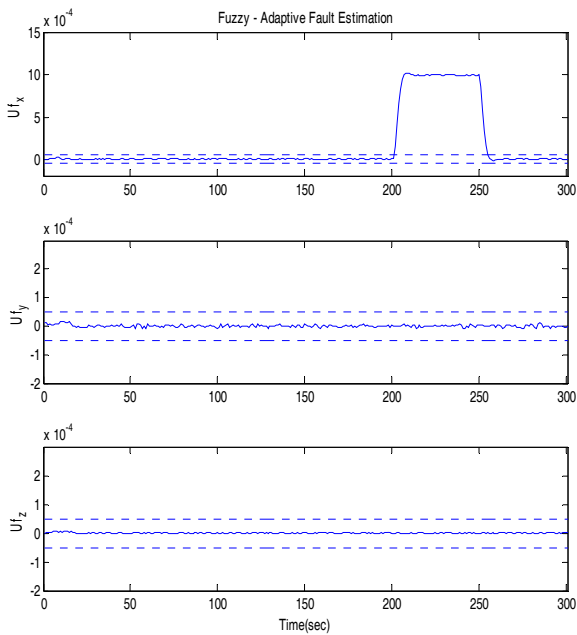
در این صورت با استفاده از این قانون کنترل جبران‌ساز، دینامیک خطای ردیابی سرعت زاویه‌ای در هنگام بروز عیب با در نظر گرفتن روابط (۲۵)، (۲۹) و (۳۴) به صورت ذیل است:

$$\dot{e}_t + \Gamma e_t + \Gamma^{-1} e_f = 0 \quad (۳۶)$$

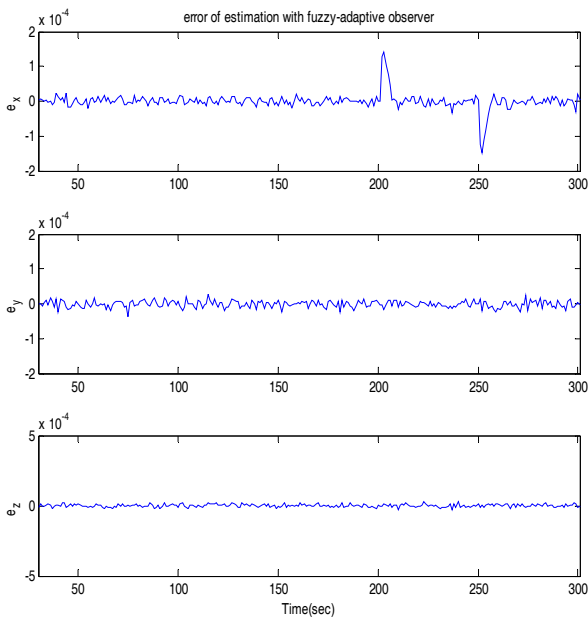
بنابراین، با توجه به میرایی در خطای تخمین عیب حادث شده در عملگرهای زیرسیستم که توسط روتیگر تطبیقی حاصل می‌شود، خطای ردیابی سرعت زاویه‌ای مطلوب نیز به سمت صفر همگرا خواهد شد. بر این اساس، حتی در صورت بروز عیب در چرخ‌های عکس‌العملی، ماهواره وضعیت مطلوب را ردیابی خواهد کرد.

شبیه‌سازی و نتایج

در این بخش، نتایج شبیه‌سازی الگوریتم‌های طراحی شده برای تشخیص، شناسایی و اصلاح عیب ارائه می‌شوند. ماهواره مورد نظر در یک مدار LEO با ارتفاع ۷۰۰ کیلومتر در نظر گرفته شده است. ممان‌های اینرسی ماهواره نیز به صورت $I_{xx} = 4/92 \text{ kgm}^2$ ، $I_{yy} = 5 \text{ kgm}^2$ و $I_{zz} = 1/55 \text{ kgm}^2$ در نظر گرفته می‌شوند. عملگرهای مورد استفاده در زیرسیستم مشتمل بر سه چرخ عکس‌العملی در امتداد محورهای اصلی ماهواره هستند که ممان اینرسی هر یک از آنها نیز 0.003 kgm^2 در نظر گرفته شده است. در مدل شبیه‌سازی مورد نظر، تأثیر اغتشاشات رایج در مدارهای LEO شامل گشتاورهای اغتشاشی مغناطیسی، گرادیان جاذبه‌ای، آیرودینامیکی و تشعشعات خورشیدی در نظر گرفته شده‌اند. با انجام شبیه‌سازی، حداکثر گشتاور اغتشاشی وارد بر ماهواره در مدار مورد نظر از مرتبه 10^{-5} نیوتن متر به دست آورده شده است. بر این اساس، با در نظر گرفتن حاشیه اطمینان ۵ برابر، حد آستانه برای تشخیص عیب 5×10^{-5} نیوتن متر در نظر گرفته شده است. همچنین، خطای خروجی حسگرها برای اندازه‌گیری سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره به صورت یک نویز سفید با انحراف معیار 10^{-5} رادیان بر ثانیه مدل‌سازی شده است. برای مدل‌سازی دینامیک ماهواره به روش



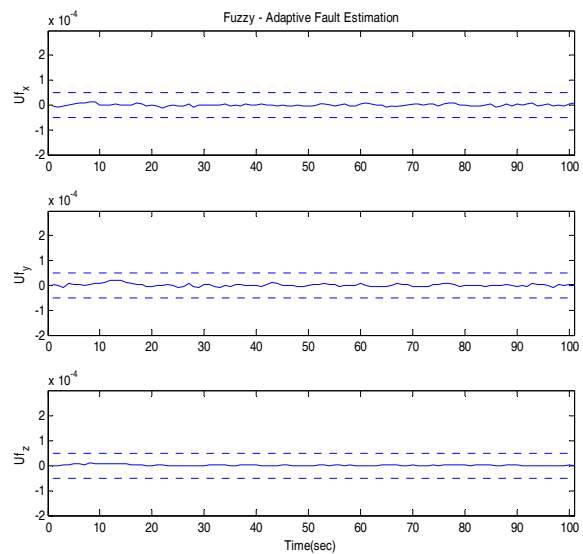
شکل ۳- تخمین عیب عملگرهای زیرسیستم در سناریوی دوم



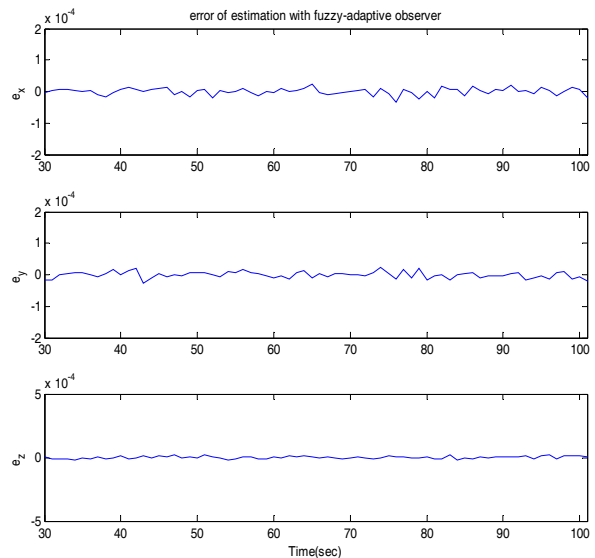
شکل ۴- خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره در سناریوی دوم

در سناریوی سوم در لحظه ۲۰۰ ثانیه عیبی تدریجی در چرخ‌های هر سه محور با شیب 10^{-5} نیوتن متر حادث می‌شود. در این شرایط، شکل (۵) تخمین میزان عیب بروز یافته در چرخ‌ها و شکل (۶) خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای را نشان می‌دهد.

گرفته است که البته این نتیجه مورد انتظار است. به عبارتی براساس این الگوریتم امکان جداسازی و تعیین محل بروز عیب وجود خواهد داشت. با مقایسه بزرگی، عیب تخمین‌زده شده نسبت به مقدار واقعی، ملاحظه می‌شود که رویتگر تطبیقی قابلیت تخمین عیب با دقت بالایی است. با توجه به قابلیت تخمین عیب توسط رویتگر تطبیقی و لحاظ کردن اثر آن در ساختار رویتگر، در شکل (۴) ملاحظه می‌شود که خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای همچنان محدود باقی مانده‌اند و تنها در لحظه بروز عیب انحراف پیدا می‌کند که این انحراف نیز سریعاً میرا شده است.

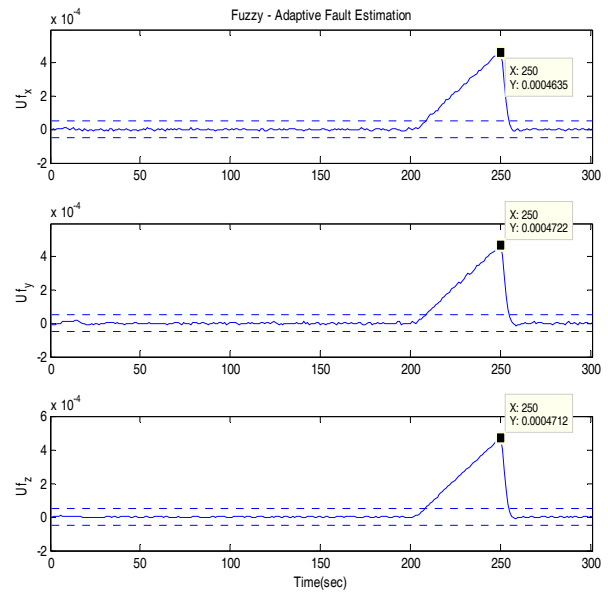


شکل ۱- تخمین عیب عملگرهای زیرسیستم در سناریوی اول

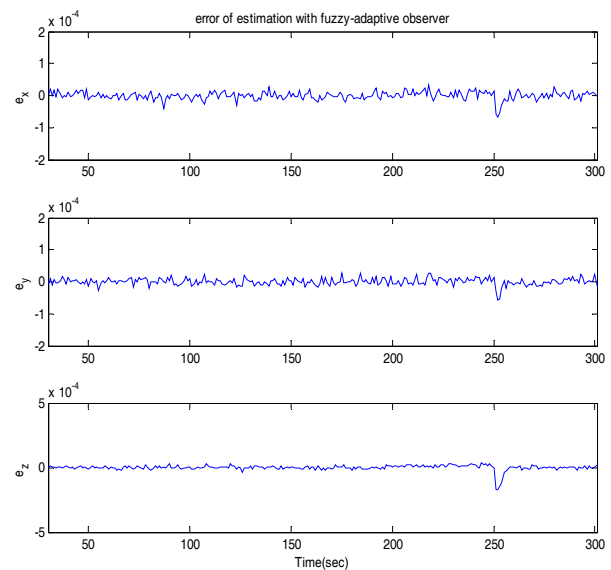
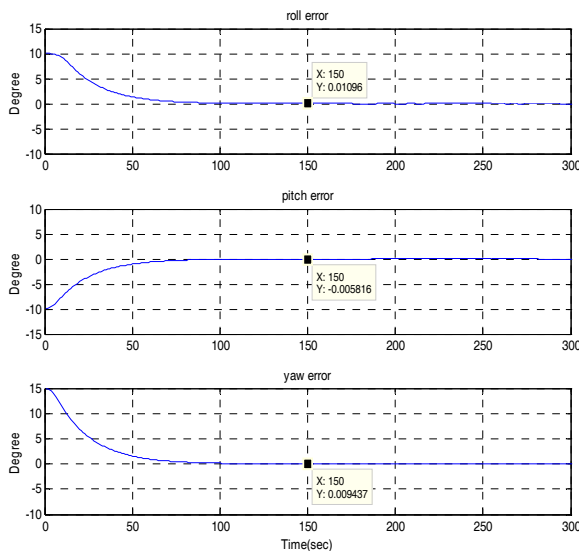


شکل ۲- خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره در سناریوی اول

با انجام شبیه‌سازی برای سناریوهای متعدد مشابه باز هم می‌توان نشان داد که الگوریتم‌های طراحی شده برای تشخیص و شناسایی عیب عملکرد مورد تأیید دارند. گام بعد، ارزیابی عملکرد کنترل‌کننده طراحی شده در اصلاح عیب حادث شده در چرخ‌های عکس‌العملی است. در شکل (۷) خطای وضعیت ماهواره در ردیابی وضعیت مطلوب را نشان می‌دهد. چنانکه مشاهده می‌شود دقت کنترلی حاصل در حضور گشتاورهای اغتشاشی و نویز اندازه‌گیری بهتر از ۰/۱۱ درجه است. در شکل (۸) خطای وضعیت ماهواره حول سه محور رول، پیچ و یابو در حالتی که بخش جبران‌ساز عیب مورد استفاده قرار نگرفته، نشان داده شده است. در این حالت در ثانیه ۱۲۰ یک عیب ناگهانی با دامنه 10^{-3} نیوتن متر در چرخ‌های عکس‌العملی هر سه محور ماهواره وارد حادث است. چنانکه مشاهده می‌شود خطای ردیابی حول محور رول به ۱/۴۷ درجه، حول محور پیچ به مقدار ۰/۴۴ درجه و حول محور رول به ۰/۴۷ درجه رسیده است. با توجه به اهمیت دقت نشانده‌روی ماهواره، این مقدار خطا در کنترل وضعیت می‌تواند تأثیرات نامطلوبی بر دقت تصویربرداری ماهواره داشته باشد. علاوه بر آن، بروز عیب ناگهانی با دامنه وسیع‌تر یا بروز عیب تدریجی و متناوب می‌تواند شرایط را از این وضعیت بدتر کند و حتی باعث از دست رفتن کنترل در یک محور ماهواره شود. بنابراین لزوم اصلاح و جبران‌سازی اثر عیب بروز یافته کاملاً مشخص می‌شود.



شکل ۵- تخمین عیب عملکردهای زیرسیستم در سناریوی سوم



شکل ۶- خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره در سناریوی سوم

شکل ۷- خطای ردیابی وضعیت حول سه محور رول، پیچ و یابو در صورت بروز عیب چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره و عدم جبران‌سازی عیب

با فعال‌سازی قابلیت جبران‌عیب، مجدداً در شکل (۹) خطای وضعیت ماهواره حول سه محور رول، پیچ و یابو نشان داده شده است. چنانکه مشاهده می‌شود، در این حالت به‌رغم بروز عیب در چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره و انحراف گشتاور کنترلی تولیدی آنها از مقادیر

شکل (۵) نشان می‌دهد که در بازه زمانی موردنظر، عیب تخمین‌زده شده در هر سه راستا از حدود آستانه تنظیم‌شده فراتر رفته که عملکرد صحیح الگوریتم تشخیص عیب را تأیید می‌کند. همچنین تخمین عیب صورت گرفته در هر سه راستا دارای دقت بالایی است. در این حالت نیز به دلیل تخمین عیوب حادث شده در عملگرها توسط رویتگر تطبیقی و به‌کارگیری آنها در ساختار رویتگر، تخمین سرعت‌های زاویه‌ای، به‌رغم بروز عیب در هر سه عملگر با خطای محدودی همراه است که این موضوع با ملاحظه شکل (۶) تأیید می‌شود.

الگوریتم طراحی شده این است که در صورت بروز عیب در یک عملگر، تنها عیب تخمین زده شده در راستای آن عملگر از حدود آستانه تنظیم شده تجاوز کرده که این موضوع به نوعی قابلیت جداسازی و تعیین منبع عیب را برای زیرسیستم ایجاد می‌کند. همچنین شبیه‌سازی‌های صورت گرفته نشان می‌دهند که الگوریتم اصلاح عیب عملکرد قابل قبولی داشته، بنابراین این قابلیت اصلاح عیب در کنار قابلیت‌های تشخیص و جداسازی عیب ذکر شده دستیابی به یک زیرسیستم کنترل وضعیت تحمل‌پذیر خودکار و مستقل را مقدر می‌سازند.

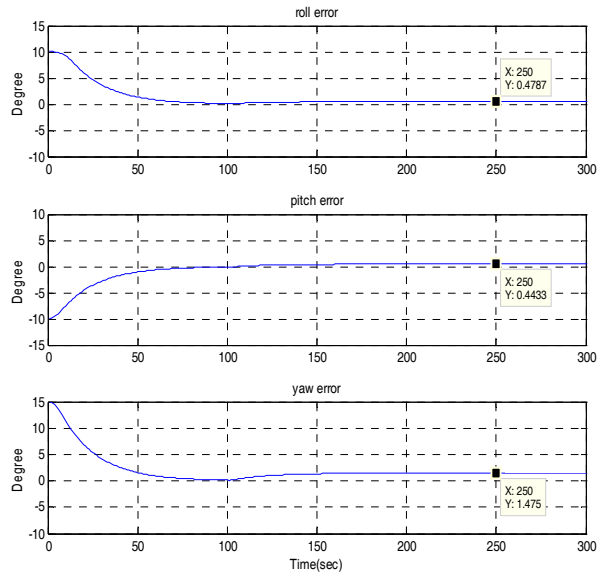
نتیجه‌گیری

در این مقاله مراحل طراحی الگوریتم‌های تشخیص، شناسایی و اصلاح عیب برای دستیابی به یک زیرسیستم کنترل وضعیت تحمل‌پذیر عیب در ماهواره ارائه شد. عملکرد الگوریتم‌های تشخیص و شناسایی عیب بر مبنای تخمین میزان عیب توسط روتینگر تطبیقی بوده که طراحی آن براساس ترکیب مدل‌های ناحیه‌ای خطی به روش تاکاگی- سوگنو صورت پذیرفت. نتایج شبیه‌سازی‌های صورت گرفته، قابلیت الگوریتم طراحی شده را برای تشخیص عیب عملگرها و تخمین دقیق آن و همچنین جداسازی عملگر معیوب مورد تأیید قرار می‌دهند. در این مقاله همچنین مراحل طراحی الگوریتم اصلاح عیب براساس فیدبک خطی‌سازی پسگام ارائه شد که در آن از میزان عیب تخمین زده شده توسط روتینگر تطبیقی استفاده شده است. استفاده از این الگوریتم، قابلیت جبران اثر عیب حادث شده در عملگرها و عدم انحراف از مشخصات عملکردی مطلوب را برای سیستم ایجاد می‌کند که این موضوع با توجه به نتایج شبیه‌سازی نیز مورد تأیید است.

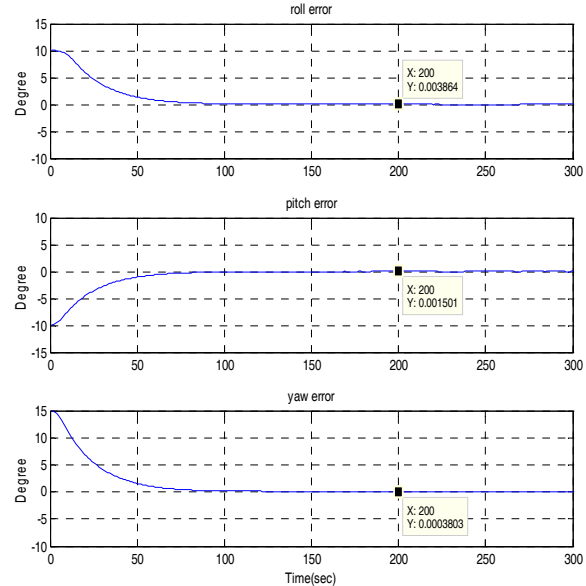
مراجع

- [1] Venkateswaran, N., Siva, M. S. and Goel, P. S., "Analytical Redundancy Based Fault Detection of Gyroscopes in Spacecraft Applications," *Acta Astronautica*, Vol. 50, No 9, 2002, pp. 535-545.
- [2] Castet, J. F. and Saleh, J. H., "Satellite and Satellite Subsystems Reliability: Statistical Data Analysis and Modeling," *Reliability Engineering and System Safety*, Vol. 94, Issue 11, 2009, pp. 1718-1728.
- [3] Patton, R. J. "Fault Detection and Diagnosis in Aerospace Systems Using Analytical Redundancy," *Computing and Control Engineering Journal*, 1991, pp. 127-136.
- [4] Hwang, I. and Kim, S. "A Survey of Fault Detection, Isolation and Reconfiguration Methods," *IEEE Transactions On Control Systems Technology*, Vol. 18, No 3, 2010, pp. 636-653.
- [5] Frank, P. M., "Fault Diagnosis in Dynamic Systems Using Analytical and Knowledge-based Redundancy-A Survey

مطلوب، ماهواره همچنان وضعیت مطلوب خود را حفظ می‌کند که نشان‌دهنده عملکرد مطلوب قانون کنترل جبران‌ساز عیب است.



شکل ۸- خطای ردیابی وضعیت حول سه محور رول، پیچ و یاو در صورت بروز عیب چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره و عدم جبران‌سازی عیب



شکل ۹- خطای ردیابی وضعیت حول سه محور رول، پیچ و یاو در صورت بروز عیب چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره و جبران‌سازی عیب

بر اساس شبیه‌سازی‌های صورت گرفته، در این بخش ملاحظه شد که روتینگر تطبیقی طراحی شده با قابلیت تخمین عیب بروز یافته در عملگرها دقت بالایی دارد که استفاده از این قابلیت در کنار حدود آستانه تنظیم شده باعث می‌شوند که فرایند تشخیص و شناسایی عیب در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره با قابلیت اطمینان بالایی صورت گیرد. قابلیت مهم دیگر

- [18] Patton, R. J., Uppal, F. J., Simani, S. and Polle, B., "Robust FDI Applied to Thruster Faults of a Satellite System," *Control Engineering Practice*, Vol. 18, Issue 9, 2010, pp. 1093-1109.
- [19] R. J., Patton, F. J., Uppal, Simani, S. and Polle, B., "Reliable Fault Diagnosis Scheme for a Spacecraft Attitude Control System," *Proc. IMechE, Part O: Journal of Risk and Reliability*, Vol. 222, No. 2, 2008, pp. 139-152.
- [20] Henry, D., "Robust Fault Diagnosis of the Microscope Satellite Micro-Thrusters," *IFAC Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes*, Beijing, 2006, pp. 342-347.
- [21] Jiang, T. and Khorasani, K., "A Fault Detection, Isolation and Reconstruction Strategy for a Satellite's Attitude Control Subsystem with Redundant Reaction Wheels," *IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics, ISIC*, Montreal, Que, 2007, pp. 3146-3152.
- [22] Wu, L., Zhang, Y. and Li, H. "Research on Fault Detection for Satellite Attitude Control Systems Based on Sliding Mode Observers," *IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, Changchun, China, 2009, pp. 4408-4413.
- [23] Wu, Q. and Saif, M., "Robust Fault Diagnosis of a Satellite System Using a Learning Strategy and Second Order Sliding Mode Observer," *IEEE Systems Journal*, Vol. 4, No. 1, 2010, pp. 112-121.
- [24] Zhang, K., Jiang, B. and Shi, P., "Adaptive Observer-Based Fault Diagnosis with Application to Satellite Attitude Control Systems," *Second International Conference on Innovative Computing, Information and Control*, Kumamoto, 2007.
- [25] Wang, J., Jiang, B. and Shi, P. "Adaptive Observer Based Fault Diagnosis for Satellite Attitude Control Systems," *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, Vol. 4, No. 8, 2008, pp. 1921-1929.
- [26] Tanaka, K. and Wang, H.O., *Fuzzy Control System Design and Analysis*, John Wiley & Sons, 2001, pp. 5-10.
- [27] Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge University Press, 1997, pp. 88-95.
- [28] Jiang, B., Gao, Z., Shi, P. and Xu, Y. "Adaptive Fault-Tolerant Tracking Control of Near-Space Vehicle Using Takagi-Sugeno Fuzzy Models" *IEEE Trans. Fuzzy Systems*, Vol. 18, No. 5, 2010, pp. 1000-1007.
- [29] Ichalal, D., Marx, B., Ragot, J. and Maquin, D. "Fault Tolerant Control for Takagi-Sugeno Systems with Unmeasurable Premise Variables by Trajectory Tracking," *IEEE International Symposium on Industrial Electronics*, July 2010.
- [30] Chen, C.T., *Linear System Theory and Design*, Holt, Rinehart and Winston, 1970, pp.400-404.
- and Some New Results," *Automatica*, Vol. 26, No. 3, 1990, pp. 459-474.
- [6] Iserman, R. "Model-based Fault Detection and Diagnosis-Status and Applications," *Annual Reviews in Control*, Vol. 29, Issue 1, 2005, pp. 71-85.
- [7] Venkatasubramanian, V., Rengaswamy, R. and Kavuri, S. N. "A Review of Process Fault Detection and Diagnosis Part I: Quantitative Model-based Methods," *Computers & Chemical Engineering*, Vol. 27, No. 3, 2003, pp. 293-311.
- [8] Valdes, A. and Khorasani, K., "A Pulsed Plasma Thruster Fault Detection and Isolation Strategy for Formation Flying of Satellites," *Applied Soft Computing*, Vol. 10, Issue 3, 2010, pp. 746-758.
- [9] Li, Z. Q., Ma, L. and Khorasani, K., "A Dynamic Neural Network-Based Reaction Wheel Fault Diagnosis for Satellites," *International Joint Conference on Neural Networks Sheraton Vancouver Wall Centre Hotel*, Vancouver, BC, Canada July 16-21, 2006.
- [10] Fan, C., Jin, Z., Zhang, J. and Tian, W., "Application of Multisensor Data Fusion Based on RBF Neural Networks for Fault Diagnosis of SAMs," *Seventh International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision (ICARCV'02)*, 2002.
- [11] Zhao, S., Khorasani, K. A., "Recurrent Neural Network Based Fault Diagnosis Scheme for a Satellite," *The 33rd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society (IECON)*, Nov. 5-8, Taipei, Taiwan, 2007.
- [12] Pirmoradi, F. N., Sassani, F. and Silva, C. W. D., "Fault Detection and Diagnosis in a Spacecraft Attitude Determination System," *Acta Astronautica*, Vol. 65, Issue 5-6, 2009, pp. 710-729.
- [13] Okatan, A., Hajjiev, C. and Hajjyeva, U., "Kalman Filter Innovation Sequence Based Fault Detection in Leo Satellite Attitude Determination and Control System," *3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies RAST'07*, Istanbul, 2007, pp. 411-416.
- [14] Xiong, K., Chan, C. W. and Zhang, H. Y., "Detection of Satellites Attitude Sensor Faults Using the UKF," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems*, Vol. 43, No. 2, 2007, pp. 480-491.
- [15] Soken, H. E., Hajjiev, C., "Pico Satellite Attitude Estimation Via Robust Unscented Kalman Filter in the Presence of Measurement Faults," *ISA Transactions*, Vol. 49, 2010, pp. 249-256.
- [16] Bae, J. and Kim, Y., "Attitude Estimation for Satellite Fault Tolerant System Using Federated Unscented Kalman Filter," *International Journal of Aeronautical & Space Sci*, Vol. 11, No. 2, 2010, pp. 80-86.
- [17] Tudorou, N. and Khorasani, K., "Satellite Fault Diagnosis Using a Bank of Interacting Kalman Filters," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems*, Vol. 43, No. 4, 2007, pp. 1334-1350.