

Design of Fault Detection, Isolation and Accommodation Algorithm for Attitude Determination System of a 3-Axis Satellite

S. S. Nasrolahi^{1*}, H. Bolandi² and M. Abedi³

1, 2, 3. Department of Electrical Engineering, Iran University of Science and Technology

* Farjam St., Narmak, Tehran, IRAN

ss_nasrolahi@elec.iust.ac.ir

In this study, a fault tolerant Attitude Determination System (ADS) has been designed which provides fault detection, isolation and tolerant abilities in this system. Suggested approach is based on derivation of all possible rotations between body and orbital frames and comparison of Euler angles provided by them. In this regard, significant changes in the variance of Euler angles set are considered as criteria for fault detection. Moreover, fault isolation and tolerant mechanisms are based on classification of rotation matrices which are not affected by faulty components. The above features present a quite analytical and computational approach which does not impose additional mass, power consumption and cost in the satellite. Also, designed diagnosis and fault correction algorithms are model-free based mechanisms which always provide tolerated attitude angles for the attitude control subsystem. The mentioned abilities combined with the model based FDI mechanisms utilized in the attitude control system, provide an advanced decision support system capable of isolation of faults which have been simultaneously occurred in the satellite sensors and actuators. Finally, performance of the designed algorithm is approved by simulation results.

Keywords: Attitude Determination Subsystem, Fault Detection, Fault Isolation, Fault Tolerant, Sensors, Rotation Matrix

1. M. Sc. (Corresponding Author)
2. Associate Professor
3. PhD Candidate

طراحی الگوریتم تشخیص، جداسازی و جبران سازی عیب حسگرها در زیرسیستم تعیین وضعیت یک ماهواره سه محوره

سیدسعید نصرالهی^{۱*}، حسین بلندی^۲ و مصطفی عابدی^۳

۱، ۲ و ۳ - دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران

تهران، نارمک، خ فرجام

ss_nasrolahi@elec.iust.ac.ir

هدف از این مقاله، طراحی زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل پذیر عیب بوده که قابلیت های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب در این زیرسیستم را ایجاد می کند. راهکار پیشنهاد شده بر مبنای استخراج کلبه دوران های ممکن بین دستگاه های مختصات مداری و بدنه ماهواره و مقایسه زوایای اوپلر حاصل از هر یک از این دوران هاست. بر این اساس، تغییرات زیادی در پراکندگی مجموعه زوایای اوپلر به دست آمده که به عنوان معیاری برای آشکارسازی عیب استفاده شده است. مکانیزم جداسازی و اصلاح عیب نیز بر مبنای دسته بندی ماتریس های دورانی است که زوایای اوپلر حاصل از آنها تحت تأثیر مؤلفه معیوب حسگر قرار نمی گیرند. قابلیت های فوق، راهکاری کاملاً تحلیلی و محاسباتی محسوب می شود که بدون نیاز به حسگرهای افزونه و تحمیل هرگونه جرم، توان مصرفی و هزینه مضاعف، دستیابی به یک زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل پذیر عیب را مقدور می سازد. شبیه سازی های صورت گرفته عملکرد الگوریتم های طراحی شده را تأیید می کنند.

واژه های کلیدی: زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره، تشخیص عیب، جداسازی عیب، اصلاح عیب، ماتریس دوران، زوایای اوپلر

اختصارات

ϕ	Roll
θ	Pitch
ψ	Yaw
c	Cos
m	Magnetic Vector
s	Sin
su	Sun Vector
T	Rotation Matrix

مقدمه

یکی از الزامات اساسی در تحقق اهداف مأموریت هر ماهواره، تنظیم دقت نشانه روی آن است که برآورده شدن این نیازمندی به عملکرد

مطلوب و بدون عیب زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت وابسته است. عملکرد ماهواره در محیطی مملو از تشعشع و مهم تر از آن دسترسی نداشتن به ماهواره و نبود امکان اجرای فعالیت های بازرسی و نگهداری باعث می شود، رخداد عیب در این نوع سیستم های دینامیکی گریزناپذیر شود [۱]. بررسی وقوع عیب در ماهواره های مختلف نشان می دهد که بروز عیب در حسگرها و عملگرهای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در بسیاری از موارد، مختل شدن یا از دست رفتن مأموریتی را در پی داشته است که برای تحقق آن سال ها تلاش و هزینه صرف شده است [۲].

نظر به نتایج بررسی صورت گرفته و جایگاه ویژه زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در برآورده سازی نیازمندی های مأموریت، طراحی یک مکانیزم تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب برای این زیرسیستم، مسئولیتی بسیار حیاتی و دارای اولویت است. با توجه به اینکه یکی از بخش های مهم مستعد بروز عیب در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، حسگرهای آن است، بنابراین در این مقاله مراحل

۱. کارشناس ارشد (نویسنده مخاطب)

۲. دانشیار

۲. دانشجوی دکتری

طراحی یک الگوریتم خودکار و با قابلیت اجرای روی برد، مد نظر قرار گرفته است که قابلیت‌های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب را برای حسگرهای تعیین وضعیت فراهم می‌سازد.

روش‌های جاری استفاده‌شده برای نمایش صحت عملکرد ماهواره‌ها به شدت مبتنی بر عملیات و پشتیبانی‌های موجود در ایستگاه زمینی است [۳]. در این راستا، اطلاعات تله‌متری در زمان و موقعیت مناسب به ایستگاه‌های زمینی ارسال شده و اپراتورهای مستقر در آنها پس از آنالیز و ارزیابی، حجم عظیمی از داده، وضعیت جاری و صحت عملکرد ماهواره را تعیین می‌کنند. عملیات فوق جدا از اینکه زمان‌بر است، مستعد بروز خطاهای مختلف ناشی از اپراتورهای انسانی و قضاوت‌های نادرست آنها خواهد بود. بنابراین قابلیت خودکاری و اجرای روی برد عملیات تشخیص و اصلاح عیب که توسط الگوریتم طراحی شده ایجاد می‌شود، محدودیت‌های فوق را به همراه نخواهد داشت.

مکانیزم‌های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب موجود در زیرسیستم تعیین وضعیت، دو جهت‌گیری استفاده از افزونگی سخت‌افزاری یا افزونگی تحلیلی دارند [۵ و ۴]. در این راستا، روش‌های مبتنی بر افزونگی سخت‌افزاری که مشتمل بر استفاده از حسگرهای افزونه و مقایسه خروجی‌های آنها با یکدیگرند، باعث تحمیل وزن، فضا و توان مصرفی مضاعف شده‌است که در مواقعی پارامترهای فوق با محدودیت روبرو هستند، این روش‌ها راه‌حل‌های مناسبی محسوب نمی‌شوند [۶]. در مواجهه با مشکلات فوق، روش‌های مبتنی بر افزونگی تحلیلی مطرح هستند که مبتنی بر تولید مانده توسط فیلترهای کالمن، استفاده از روش تشخیص ساختار ویژه یا تخمین عیب حسگرها توسط مشاهده‌گرها هستند [۷-۱۱]. 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 ژاپروها، حسگر خورشید و میدان مغناطیسی هستند. همچنین برای حل مشکل کاربری روش‌های مبتنی بر فیلترهای کالمن به دینامیک‌های غیرخطی از روش‌های مبتنی بر فیلترهای کالمن توسعه‌یافته و UKF^۳ در مقوله آشکارسازی و جداسازی عیب استفاده شده است [۱۴ و ۱۳]. در مرجع [۱۵] یک الگوریتم فیلتر کالمن خنثی مقاوم برای آشکارسازی عیب استفاده شده است که دستیابی به یک همگرایی خطای تخمین حالت سریع‌تر را مقدور می‌سازد. در مرجع [۱۶] نیز نوع دیگری از کاربرد فیلترهای کالمن خنثی، تحت عنوان فیلترهای کالمن خنثی متحد را در یک زیرسیستم تعیین وضعیت متشکل از دو حسگر ستاره و یک حسگر ژاپرو ارائه می‌کند. این ساختار که

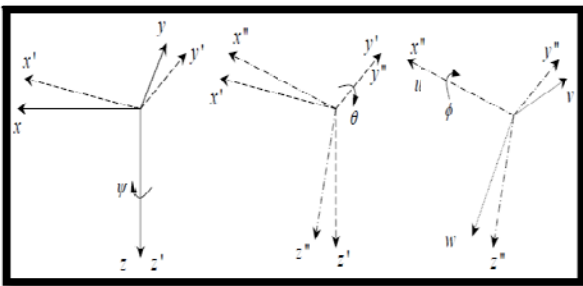
مبتنی بر استفاده از فیلترهای کالمن خنثی محلی برای هر حسگر است، امکان تشخیص و جداسازی عیب حسگر مرتبط با آن فیلتر و اصلاح عیب را در صورت جدایش حسگر از فرایند تخمین ایجاد می‌کند. روش‌های مبتنی بر تشخیص ساختار ویژه، راهکار دیگری را برای تشخیص عیب بر اساس تولید مانده ایجاد می‌کنند. در مرجع [۱] از روش مبتنی بر تشخیص ساختار ویژه برای تشخیص عیب ژاپروها در ماهواره سنجش از دور IRS^۴ استفاده کرده است. تولید مانده بر اساس این روش می‌تواند به‌گونه‌ای صورت گیرد که امکان جداسازی خطا مابین حسگرهای مختلف فراهم شود. دسته‌بندی دیگر از مکانیزم‌های تشخیص و شناسایی عیب مبتنی بر تخمین عیب توسط مشاهده‌گرهاست. در این راستا، در مرجع [۱۷] از فیلترهای پیش‌بین برای تخمین عیب در حسگرها استفاده شده است. بر این اساس، با وقوع عیب، این ترم تخمین زده شده غیرصفر شده و آشکارسازی عیب با مقایسه آن با یک حد آستانه از پیش تنظیم شده، صورت می‌گیرد. استفاده از فنون تطبیقی راهکار دیگر مورد استفاده در زیرسیستم تعیین وضعیت بوده که بر مبنای تخمین عیب عمل می‌کنند. در این راستا، در مراجع [۱۹ و ۱۸] با استفاده از شبکه‌های عصبی - تطبیقی، بزرگی عیب حادث شده توسط حسگرها تخمین زده می‌شود که نمونه‌ای از کاربرد روش‌های تطبیقی در ترکیب با روش‌های هوشمند را برای شناسایی عیب در زیرسیستم تعیین وضعیت ارائه می‌دهند. روش‌های مبتنی بر مشاهده‌گر لغزشی نیز فلسفه عملکردی مشابه با روش‌های فوق داشته که در این روش‌ها از سیگنال تزیریق خروجی معادل برای بازسازی عیب (تخمین عیب) استفاده می‌شود [۲۰-۲۲].

تمامی مکانیزم‌های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب بررسی شده در فوق، روش‌های مبتنی بر مدل محسوب شده که عملکرد آنها براساس تطبیق خروجی حسگرها و عملگرها بر ارتباطات دینامیکی مورد انتظار از سیستم است. فلسفه عملکردی فوق به‌رغم مزایای اشاره شده، این ضعف مهم را دارد که در صورت بروز عیب همزمان در عملگرها و حسگرها قابلیت عملکرد مطلوب خود را از دست می‌دهند. به همین دلیل، در تمامی مراجع مذکور، شرط عدم بروز عیب همزمان در حسگرها و عملگرها لحاظ شده است. برای حل مشکل فوق و به‌عبارتی حذف شرط محدودکننده فوق، در این مقاله فلسفه عملکردی جدیدی برای مکانیزم تشخیص و جداسازی عیب حسگرها پیشنهاد می‌شود که مبتنی بر استخراج کلیه دوران‌های ممکن بین دستگاه‌های مختصات مداری و بدنه ماهواره و مقایسه زوایای اوایلر حاصل از هر یک از این دوران‌هاست.

φ در ماتریس تبدیل bT است که برای انتقال از دستگاه مختصات مداری o به دستگاه مختصات بدنه b ماهواره مورد استفاده قرار می‌گیرند. ماتریس تبدیل فوق بین دستگاه‌های مختصات مداری و بدنه، با فرض انجام دوران به ترتیب ψ حول z ، θ حول y و φ حول x طبق شکل (۱)، دارای ساختار زیر است:

$${}^bT = \begin{bmatrix} c\theta c\varphi & c\theta s\varphi & -s\theta \\ s\varphi s\theta c\psi - c\varphi s\psi & s\varphi s\theta s\psi + c\varphi c\psi & s\varphi c\theta \\ c\varphi s\theta c\psi + s\varphi s\psi & c\varphi s\theta s\psi - s\varphi c\psi & c\varphi c\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

که c بیانگر تابع \cos و s بیانگر تابع \sin است.



شکل ۱- زوایای اوپلر در دوران YPR

ایده روش تشخیص و شناسایی عیب ارائه شده، برگرفته از مرجع [۲۳] بوده که برای این منظور لازم است معادلات مرتبط با زوایای ψ ، θ و φ حاصل از کلیه دوران‌های مابین دستگاه‌های مختصات مداری و بدنه ماهواره استخراج شوند. با توجه به اینکه در شش مؤلفه موجود در دو بردار مرجع استفاده شده در مرجع [۲۳] سه مؤلفه، مقدار صفر دارند، کاربرد این ایده در زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره با محدودیت مواجه می‌شود. به همین منظور، در این مقاله یک دستگاه مختصات واسط جدید معرفی شده که مشکل فوق را رفع می‌کند. در ادامه، جزئیات مربوط به استخراج این دستگاه واسط ارائه می‌شود. در بخش بعد نیز، چگونگی استخراج معادلات زوایای اوپلر بر اساس دستگاه مختصات واسط تشریح می‌شود.

معرفی دستگاه مختصات واسط

هدف از تعریف دستگاه مختصات واسط آن است که بردارهای خورشید su و میدان مغناطیسی زمین m در این دستگاه به صورت زیر بیان شوند:

$$\begin{aligned} su_v &= [0 \quad 0 \quad 1]^T \\ m_v &= [b_1 \quad b_2 \quad b_3]^T \end{aligned} \quad (2)$$

شکل (۲) دستگاه مختصات واسط و بردارهای وضعیت در این دستگاه را نمایش می‌دهد.

این راهکار ایده‌ای کاملاً مستقل از دینامیک ماهواره است که بدون نیاز به دانستن وضعیت عملگرها، همواره زوایای وضعیت اصلاح یافته را در اختیار زیرسیستم کنترل وضعیت قرار می‌دهد. بر اساس روش پیشنهاد شده، تغییرات زیادی در پراکندگی مجموعه زوایای اوپلر به‌عنوان معیار تشخیص عیب مورد استفاده قرار گرفته است. همچنین، دسته‌بندی ماتریس‌های دورانی که زوایای اوپلر حاصل از آنها تحت تأثیر مؤلفه معیوب حسگر قرار نمی‌گیرند، امکان جداسازی و اصلاح عیب را فراهم می‌کنند. بنابراین، مجموعه قابلیت‌های فوق دست‌یابی به یک زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل‌پذیر عیب را مقدور می‌سازند، که مستقلاً و خودکار، مدیریت عیب در این زیرسیستم را به اجرا می‌گذارند. علاوه بر مزایای اشاره شده، روش فوق، راهکاری کاملاً تحلیلی و محاسباتی محسوب می‌شود که عملکرد آن وابسته به کارگیری حسگرهای افزونه نیست. به عبارتی دست‌یابی به قابلیت اطمینان بالاتر با این روش، بدون تحمیل هرگونه جرم، توان مصرفی و هزینه مضاعف، امکان‌پذیر خواهد بود. در ادامه مقاله، مراحل استخراج زوایای اوپلر بر اساس ماتریس‌های دوران ارائه می‌شود. سپس، طراحی الگوریتم تشخیص و جداسازی عیب تشریح می‌شود. در این راستا، بعد از آن، مراحل طراحی الگوریتم اصلاح عیب مورد بررسی قرار می‌گیرد. در بخش آخر نیز نتایج شبیه‌سازی و ارزیابی الگوریتم‌های طراحی شده ارائه می‌شوند.

استخراج زوایای اوپلر از ماتریس‌های دوران

در این بخش، مراحل استخراج زوایای اوپلر برای تعیین وضعیت ماهواره سه محوره مورد نظر در این مقاله تشریح می‌شود. حسگرهای وضعیت در نظر گرفته شده در این مقاله، حسگرهای خورشید و میدان مغناطیسی زمین هستند. همچنین، روابط استخراج شده در این بخش برای تعیین زوایای اوپلر، مبنای افزونگی محاسباتی در طراحی الگوریتم‌های تشخیص، جداسازی و جبران‌سازی عیب در بخش‌های آتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. دستگاه‌های مختصات در نظر گرفته شده در این مقاله، مشتمل بر دستگاه مختصات مداری و دستگاه مختصات بدنه ماهواره است. دستگاه مختصات مداری روی مدار ماهواره در نظر گرفته شده و با تغییر موقعیت مداری ماهواره، مرکز آن جابه‌جا می‌شود. محور x_o این دستگاه در راستای بردار سرعت ماهواره در مدار، z_o به سمت مرکز زمین و y_o به گونه‌ای اختیار می‌گردد که دستگاه فوق، راستگرد شود. مرکز دستگاه مختصات بدنه (x_b, y_b, z_b) منطبق بر مرکز جرم ماهواره می‌باشد و محورهای آن در راستای محورهای اصلی اینرسی ماهواره در نظر گرفته شده‌اند. زوایای اوپلر همان زوایای ψ ، θ و

(۲) دوران حول محور X دستگاه دوران یافته به اندازه β که زاویه بین تصویر بردار خورشید در صفحه $X_o - Z_o$ با بردار خورشید است (شکل ۲). این زاویه بر اساس رابطه زیر به دست می آید:

$$\beta = \tan^{-1}(su_{y_o} / \sqrt{su_{x_o}^2 + su_{z_o}^2}) \quad (5)$$

با اعمال دوران های فوق، بردار خورشید به شکل $su = [0 \ 0 \ 1]^T$ و بردار میدان مغناطیسی به صورت $m = [b_1 \ b_2 \ b_3]^T$ تبدیل می شوند. (۳) دوران حول محور Z جدید به اندازه γ که زاویه بین تصویر بردار میدان مغناطیسی در صفحه X-Y دستگاه جدید با محور X آن است (شکل ۲). این زاویه بر اساس رابطه زیر به دست می آید:

$$\gamma = \tan^{-1}(b_1 / b_3) \quad (6)$$

بدین ترتیب ${}^v_o T$ بر اساس رابطه (۷) قابل استخراج است:

$${}^v_o T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\beta & -s\beta \\ 0 & s\beta & c\beta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\alpha & 0 & -s\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ s\alpha & 0 & c\alpha \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\gamma & s\gamma & 0 \\ -s\gamma & c\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$= \begin{bmatrix} cac\gamma & cas\gamma & -s\alpha \\ -s\gamma c\beta - s\beta s\alpha c\gamma & c\gamma c\beta - s\beta s\alpha s\gamma & -s\beta c\alpha \\ -s\gamma s\beta + c\beta s\alpha c\gamma & c\gamma s\beta + c\beta s\alpha s\gamma & c\beta c\alpha \end{bmatrix}$$

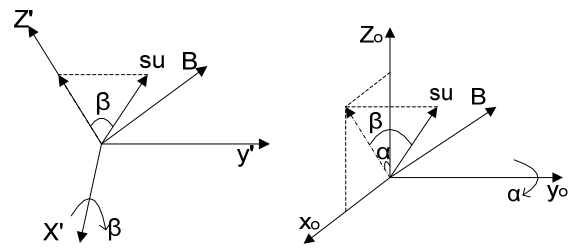
قابل توجه است که بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی زمین در دستگاه مداری به ترتیب با استفاده از مدل سازی موقعیت نسبی ماهواره و خورشید و استفاده از مدل میدان مغناطیسی زمین استخراج می شوند.

برای به دست آوردن ماتریس ${}^b_v T$ در ابتدا باید روابط زیر را مابین بردارهای وضعیت در دستگاه های مختصات واسط و بدنه مدنظر قرار داشت:

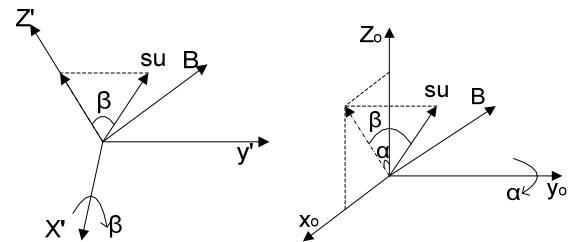
$$\begin{bmatrix} su_x \\ su_y \\ su_z \end{bmatrix} = {}^b_v T \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = {}^b_v T \times \begin{bmatrix} b_1 \\ 0 \\ b_3 \end{bmatrix} \quad (8)$$

که $[m_x \ m_y \ m_z]^T$ خروجی اندازه گیری شده توسط حسگر مغناطیسی در دستگاه بدنه و $[su_x \ su_y \ su_z]^T$ خروجی اندازه گیری شده توسط حسگر خورشید در دستگاه بدنه هستند.

همان طور که ملاحظه می شود، خروجی اندازه گیری شده حسگرها مطابق با رابطه (۸) با ماتریس ${}^b_v T$ ارتباط دارند. بنابراین بروز هر گونه عیب در این حسگرها باعث تغییر مؤلفه های این ماتریس می شود. بنابراین در این مقاله استخراج ماتریس ${}^b_v T$ مبنای طراحی الگوریتم های تشخیص و جداسازی عیب حسگرها انتخاب شده است. در این راستا باید ماتریس ${}^b_v T$ بر اساس کلیه دوران های ممکن ما بین دستگاه مختصات واسط و بدنه ماهواره استخراج شده و در هر حالت، بر اساس درایه های به دست آمده از ماتریس تبدیل،



الف) زوایای دوران طبق بردار خورشید (ب) پس از اولین دوران در دستگاه مداری



ب) پس از دوران بر اساس بردار خورشید (ت) دستگاه مختصات واسط

شکل ۲- تشکیل دستگاه مختصات واسط

مطابق با شکل فوق، محور z_v این دستگاه منطبق بر بردار خورشید su_o ، محور x_v آن به گونه ای است که بردار میدان مغناطیسی در صفحه $x_v - z_v$ قرار گرفته و محور y_v آن باید به گونه ای باشد که دستگاه مختصات فوق راستگرد باشد. بر اساس دستگاه مختصات واسط تعریف شده، ماتریس تبدیل مابین دستگاه های مختصات مداری به بدنه ماهواره مطابق رابطه زیر به دست خواهد آمد:

$${}^b_v T = {}^b_v T \times {}^v_o T \quad (9)$$

که ${}^b_v T$ ماتریس تبدیل بین دستگاه های مختصات واسط و بدنه و ${}^v_o T$ ماتریس تبدیل بین دستگاه های مختصات مداری و واسط هستند. رابطه (۳) مبنای به کار گرفته شده برای تعیین وضعیت و استخراج زوایای اویلر در این مقاله است. بدین صورت که با استخراج ماتریس های ${}^b_v T$ و ${}^v_o T$ ، ماتریس ${}^b_o T$ بر اساس رابطه (۳) به دست می آید که همواره از ساختار ارائه شده در (۱) تبعیت می کند. بنابراین بر اساس درایه های ارائه شده در (۱) می توان مقدار زوایای اویلر را به دست آورد و تعیین وضعیت ماهواره را صورت داد.

ماتریس تبدیل ${}^v_o T$ را می توان با اعمال دوران های زیر بر روی دستگاه مختصات مداری و بر اساس بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی زمین مدل شده در این دستگاه به دست آورد:

(۱) دوران حول محور y_o به اندازه α که زاویه بین تصویر بردار خورشید در صفحه $X_o - Z_o$ با محور X_o است (شکل ۲). این زاویه بر اساس رابطه زیر به دست می آید:

$$\alpha = \tan^{-1}(su_{x_o} / su_{z_o}) \quad (10)$$

که در این حالت از سه درایه su_x, su_y, su_z در تعیین زوایای اوایلر واسط استفاده شده است. روش فوق را YPR_2 می نامیم. به طور مشابه، زوایای دوران را می توان بر اساس چهار روش دیگر و استفاده از ترکیب های مختلف از مؤلفه های خروجی حسگرها به دست آورد که در اینجا از ذکر روابط آنها چشم پوشی می شود.

علاوه بر دوران اصلی YPR از ۱۱ دوران دیگر نیز می توان استفاده کرد. این دوران ها با در نظر گرفتن ترتیب توالی های آنها به صورت $YRP, RPY, PRY, RYP, PYP, PRP, RYR, RPR, RPY$ بیان می شود که R بیانگر دوران رول، Y بیانگر دوران یاو و P بیانگر دوران پیچ هستند. هر یک از دوران ها، زوایای دوران متفاوت از یکدیگر دارند ولی می توان زوایای اوایلر واسط را بر حسب زوایای دوران هر یک، محاسبه کرد. به عنوان نمونه، در صورتی که از دوران RPY با دوران به ترتیب ϕ_1 حول x، θ_1 حول y و ψ_1 حول z استفاده شود، ماتریس تبدیل آن به صورت زیر خواهد بود:

$${}^bT_{RPY} = \begin{bmatrix} c\theta_1 c\psi_1 & c\phi_1 s\psi_1 + s\phi_1 s\theta_1 c\psi_1 & s\phi_1 s\psi_1 - c\phi_1 s\theta_1 c\psi_1 \\ -c\theta_1 s\psi_1 & c\phi_1 c\psi_1 - s\phi_1 s\theta_1 s\psi_1 & s\phi_1 c\psi_1 + c\phi_1 s\theta_1 s\psi_1 \\ -s\theta_1 & -s\phi_1 c\theta_1 & c\phi_1 c\theta_1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

طبق روابط (۸) و (۱۲) زوایای دوران ϕ_1, θ_1 و ψ_1 را می توان با استفاده از مؤلفه های m_x, m_y, m_z و su_z به دست آورد:

$$\theta_1 = \sin^{-1}((m_z - b_3 su_z) / b_1) \quad (13)$$

$$\phi_1 = \cos^{-1}(su_x / \cos \theta_1)$$

$$\psi_1 = \sin^{-1}((Bm_x - Am_y) / (A^2 + B^2))$$

که

$$A = b_3 \cos \theta_1 - b_1 \sin \theta_1 \cos \phi_1 \quad (14)$$

$$B = b_3 \sin \theta_1$$

روش فوق را RPY_1 می نامیم. با به دست آمدن زوایای دوران ϕ_1, θ_1 و ψ_1 ، زوایای اوایلر واسط را می توان بر حسب آنها محاسبه کرد که برای این منظور از هم ارزی ماتریس دوران RPY و ماتریس دوران اصلی YPR مطابق رابطه زیر استفاده می شود:

$${}^bT_{RPY} = {}^bT_{YPR} \quad (15)$$

بر اساس رابطه فوق، زوایای اوایلر واسط را می توان به صورت زیر محاسبه کرد:

$$\theta_v = \sin^{-1}(\cos \phi_1 \sin \theta_1 \cos \psi_1 - \sin \phi_1 \sin \psi_1)$$

$$\phi_v = \cos^{-1}(\cos \phi_1 \cos \theta_1 / \cos \theta_v) \quad (16)$$

$$\psi_v = \cos^{-1}(\cos \theta_1 \cos \psi_1 / \cos \theta_v)$$

زوایای دوران که «زوایای اوایلر واسط $(\phi_v, \theta_v, \psi_v)$ » نامگذاری می شوند، تعیین شوند. در بخش بعد شیوه تعیین ماتریس های دوران و زوایای اوایلر واسط اشاره شده تشریح می شوند.

استخراج ماتریس های دوران از دستگاه مختصات واسط به بدنه

همان طور که ذکر شد، قبل از طراحی الگوریتم های تشخیص و شناسایی عیب، لازم است کلیه ماتریس های دوران ما بین دستگاه های مختصات واسط و بدنه استخراج شود و زوایای اوایلر واسط حاصل از آنها تعیین شوند. روال به کار گرفته شده در این بخش بدین صورت است که ابتدا ماتریس دوران یاو-پیچ-رول (YPR) که دوران معمول در کاربردهای هوافضاست، به عنوان دوران مبنا استخراج شده و کلیه روابط تعیین زوایای اوایلر واسط متناظر با آن به دست آورده می شوند. سپس با استخراج سایر ماتریس های دوران و مطابقت آنها با ماتریس دوران اصلی فوق، زوایای اوایلر واسط متناظر با آنها نیز محاسبه شوند.

ماتریس دوران یاو-پیچ-رول (YPR)، که با دوران به ترتیب ψ_v حول z، θ_v حول y و ϕ_v حول x حاصل می شود، دارای ساختار زیر است:

$${}^bT_{YPR} = \begin{bmatrix} c\theta_v c\phi_v & c\theta_v s\psi_v & -s\theta_v \\ s\phi_v s\theta_v c\psi_v - c\phi_v s\psi_v & s\phi_v s\theta_v s\psi_v + c\phi_v c\psi_v & s\phi_v c\theta_v \\ c\phi_v s\theta_v c\psi_v + s\phi_v s\psi_v & c\phi_v s\theta_v s\psi_v - s\phi_v c\psi_v & c\phi_v c\theta_v \end{bmatrix} \quad (9)$$

با توجه به روابط (۸) و (۹) زوایای اوایلر واسط را می توان به صورت زیر محاسبه کرد:

$$\theta_v = -\sin^{-1}(su_x) \quad (10)$$

$$\phi_v = \sin^{-1}(su_y / \cos \theta)$$

$$\psi_v = \cos^{-1}([m_x + b_1 \sin \theta] / b_3 \cos \theta)$$

همان طور که مشخص است، در روش فوق، برای تعیین زوایای اوایلر واسط، نیازی به در اختیار داشتن تمامی مؤلفه های خروجی حسگرهای وضعیت نیست و تنها با مؤلفه های su_x, su_y و m_x می توان زوایای دوران را استخراج کرد. روش فوق را YPR_1 می نامیم. به همین ترتیب می توان با استفاده از ترکیبی دیگر از درایه ها در همین دوران YPR ، زوایای اوایلر واسط را استخراج کرد:

$$\phi_v = \tan^{-1}(su_y / su_z)$$

$$\theta_v = \cos^{-1}(su_y / \sin \phi_v) \quad (11)$$

$$\psi_v = \cos^{-1}([m_x + b_1 \sin \theta_v] / b_3 \cos \theta_v)$$

جدول ۱- مؤلفه‌های مؤثر در روش‌های استخراج زوایای اویلر

سدوران ها	ترکیب‌های ممکن در هر دوران	مؤلفه‌های حسگرهای وضعیت					
		مؤلفه‌های حسگر خورشید			مؤلفه‌های حسگر مغناطیسی		
		su_x	su_y	su_z	m_x	m_y	m_z
YPR	۱	✓	✓		✓		
	۲		✓	✓		✓	✓
	۳	✓		✓	✓		
	۴	✓	✓			✓	✓
	۵	✓		✓	✓	✓	✓
	۶		✓	✓	✓		
RPY	۱			✓	✓	✓	✓
	۲	✓	✓	✓			✓
YRP	۱		✓	✓		✓	
	۲	✓		✓		✓	
	۳	✓		✓	✓		✓
	۴		✓	✓	✓		✓
RYP	۱	✓	✓	✓		✓	
	۲		✓		✓	✓	✓
PRY	۱	✓	✓	✓			✓
	۲			✓	✓	✓	✓
PYR	۱	✓			✓	✓	✓
	۲	✓	✓	✓	✓		
YPY	۱	✓	✓				✓
	۲	✓	✓		✓	✓	
YRY	۱	✓	✓				✓
RPR	۱	✓			✓	✓	✓
RYR	۱	✓			✓	✓	✓
PRP	۱		✓		✓	✓	✓
PYP	۱		✓		✓	✓	✓

روش فوق را RPY_2 می‌نامیم. در این حالت نیز می‌توان طبق رابطه (۱۵)، زوایای اویلر واسط را محاسبه کرد. با بررسی تمامی ۱۲ دوران ممکن و استفاده از زیرمجموعه‌های متفاوت از مؤلفه‌های خروجی حسگرها، مشابه با روال تشریح شده در فوق، می‌توان نشان داد که از ۲۵ روش مختلف، زوایای اویلر قابل استخراج هستند. در جدول ۱، ترکیب خروجی‌های حسگرهای وضعیت مورد استفاده در روش‌های فوق جمع‌بندی شده است. این جدول مبنای طراحی الگوریتم شناسایی، جداسازی و جبران‌سازی عیب در بخش بعد است.

الگوریتم تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب

در این بخش چگونگی استخراج الگوریتم‌های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب که بر مبنای روابط بخش مربوط به زوایای اویلر واسط استخراج شده است تشریح می‌شود. روابط فوق، ۲۵ روش مستقل از هم را برای محاسبه زوایای اویلر واسط ارائه می‌دهند که مطابق جدول (۱) در هر یک، ترکیب خاصی از مؤلفه‌های خروجی اندازه‌گیری شده توسط حسگرها استفاده شده است. نتایج فوق، این قابلیت را در اختیار ما قرار می‌دهند که بتوان با استفاده از معیار پراکندگی در مجموعه زوایای حاصل، قابلیت‌های تشخیص و جداسازی مؤلفه معیوب حسگر را ایجاد کرد. با مشخص شدن مؤلفه معیوب حسگر، الگوریتم طراحی شده این قابلیت را فراهم می‌سازد که عملیات تعیین وضعیت با استفاده از روش‌هایی ادامه یابد که مؤلفه معیوب در آنها حضور ندارد. بدین صورت قابلیت اصلاح عیب نیز ایجاد می‌شود. در ادامه شیوه عملکرد هر یک از الگوریتم‌های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب به تفکیک بیان می‌شوند.

الگوریتم تشخیص عیب

عملکرد الگوریتم تشخیص عیب مبتنی بر محاسبه واریانس بین زوایای استخراج شده از تمامی ۲۵ روش بوده که مطابق روابط زیر می‌توان محاسبه کرد:

$$\sigma_{\phi_v}^2 = \frac{\sum_{i=1}^{25} (\phi_{v_i} - \bar{\phi}_v)^2}{25} \quad (19)$$

$$\sigma_{\theta_v}^2 = \frac{\sum_{i=1}^{25} (\theta_{v_i} - \bar{\theta}_v)^2}{25} \quad (20)$$

$$\sigma_{\psi_v}^2 = \frac{\sum_{i=1}^{25} (\psi_{v_i} - \bar{\psi}_v)^2}{25} \quad (21)$$

که ϕ_v ، θ_v و ψ_v به صورت زیر به دست می‌آیند:

در این دوران همچنین می‌توان از روشی دیگر و با استفاده از ترکیبی متفاوت از مؤلفه‌های خروجی حسگرهای وضعیت، زوایای دوران را به دست آورد که روابط آنها به صورت زیر هستند:

$$\begin{aligned} \theta_1 &= \sin^{-1}((m_z - b_3 su_z) / b_1) \\ \phi_1 &= \cos^{-1}(su_z / \cos \theta_1) \\ \psi_1 &= \sin^{-1}((Dsu_x - Cs_y) / (C^2 + D^2)) \end{aligned} \quad (17)$$

که

$$\begin{aligned} C &= -\sin \theta_1 \cos \phi_1 \\ D &= \sin \phi_1 \end{aligned} \quad (18)$$

بر این اساس، برای استفاده از ایده فوق در جداسازی عیب، لازم است روش‌هایی که هر یک از مؤلفه‌های خروجی حسگرهای وضعیت در آنها حضور ندارند، مطابق جدول (۲) طبقه‌بندی شوند.

جدول ۲- دسته‌بندی روش‌های محاسباتی زوایای اویلر براساس عدم حضور مؤلفه‌های خروجی در آنها

مؤلفه حسگر	روش‌هایی که مؤلفه در آنها حضور ندارد
su _x	YPR ₂ ,YPR ₆ ,RPY ₁ ,YRP ₁ ,YRP ₄ ,RYP ₂ ,PRY ₂ ,PRP,PYP
su _y	YPR ₃ ,YPR ₅ ,RPY ₁ ,YRP ₂ ,YRP ₃ ,PRY ₂ ,PYR ₁ ,RPR,RYR
su _z	YPR ₁ ,YPR ₄ ,RYP ₂ ,PYR ₁ ,YPY ₁ ,YPY ₂ ,YRY,RPR,RYR,PRP,PYP
m _x	YPR ₂ ,YPR ₄ ,YPR ₅ ,RPY ₂ ,YRP ₁ ,YRP ₂ ,RYP ₁ ,PRY ₁ ,YPY ₁ ,YRY
m _y	YPR ₁ ,YPR ₃ ,YPR ₆ ,RPY ₂ ,YRP ₃ ,YRP ₄ ,PRY ₁ ,PYR ₂ ,YPY ₁ ,YRY
m _z	YPR ₁ ,YPR ₃ ,YPR ₆ ,YRP ₁ ,YRP ₂ ,RYP ₁ ,PYR ₂ ,YPY ₂

بر اساس ویژگی اشاره در فوق، در صورت بروز عیب در یکی از مؤلفه‌های حسگر ارائه شده در جدول (۲)، واریانس زوایای اویلر واسط حاصل از ترکیب‌های ارائه شده متناظر با آن مؤلفه در جدول فوق بدون تغییر می‌مانند. این واریانس‌ها به‌عنوان نمونه برای مؤلفه m_z از حسگر مغناطیسی به‌صورت زیر به‌دست می‌آیند:

$$m_z \sigma_{\phi_k}^2 = \left\{ \sum_{k \in \{YPR_1, YPR_3, YPR_6, YRP_1, YRP_2, RYP_1, PYR_2, YPY_2\}} (\phi_{v_k} - m_z \bar{\phi}_v)^2 \right\} / 8 \quad (26)$$

$$m_z \sigma_{\theta_k}^2 = \left\{ \sum_{k \in \{YPR_1, YPR_3, YPR_6, YRP_1, YRP_2, RYP_1, PYR_2, YPY_2\}} (\theta_{v_k} - m_z \bar{\theta}_v)^2 \right\} / 8 \quad (27)$$

$$m_z \sigma_{\psi_k}^2 = \left\{ \sum_{k \in \{YPR_1, YPR_3, YPR_6, YRP_1, YRP_2, RYP_1, PYR_2, YPY_2\}} (\psi_{v_k} - m_z \bar{\psi}_v)^2 \right\} / 8 \quad (28)$$

که $m_z \bar{\phi}_v$ ، $m_z \bar{\theta}_v$ و $m_z \bar{\psi}_v$ به‌صورت زیر به‌دست می‌آیند:

$$m_z \bar{\phi}_v = \left\{ \sum_{k \in \{YPR_1, YPR_3, YPR_6, YRP_1, YRP_2, RYP_1, PYR_2, YPY_2\}} \phi_{v_k} \right\} / 8 \quad (29)$$

$$m_z \bar{\theta}_v = \left\{ \sum_{k \in \{YPR_1, YPR_3, YPR_6, YRP_1, YRP_2, RYP_1, PYR_2, YPY_2\}} \theta_{v_k} \right\} / 8 \quad (30)$$

$$\bar{\phi}_v = \frac{\sum_{i=1}^{25} \phi_{v_i}}{25} \quad (22)$$

$$\bar{\theta}_v = \frac{\sum_{i=1}^{25} \theta_{v_i}}{25} \quad (23)$$

$$\bar{\psi}_v = \frac{\sum_{i=1}^{25} \psi_{v_i}}{25} \quad (24)$$

بر این اساس، در صورتی که حسگرهای خورشید و میدان مغناطیسی در وضعیت کاملاً سالم باشند، زوایای اویلر واسط محاسبه‌شده از تمامی ۲۵ روش محاسباتی، برابر یکدیگرند بنابراین واریانس‌های به‌دست آمده از روابط فوق، مقداری نزدیک به صفر خواهند داشت. در این حالت با توجه به وجود نویز در خروجی حسگرها، مقدار واریانس‌های فوق، دقیقاً صفر نیست و در یک محدوده حول صفر تغییر می‌کنند. حال در صورتی که برخی از مؤلفه‌های خروجی حسگرها، معیوب شوند، زوایای اویلر واسط محاسبه شده توسط روش‌هایی که مؤلفه معیوب در آنها حضور دارد، زوایای ناصحیح را در اختیار می‌دهند که با وجود زوایای ناصحیح در مجموعه زوایای اویلر واسط، پراکندگی‌های ارائه شده در روابط فوق، تغییرات چشمگیری خواهند داشت که این تغییرات ملاک تشخیص عیب است.

برای ممانعت از تأثیرگذاری نویز برای اعلان اشتباه عیب در حالتی که حسگرها سالم هستند، از راهکار تعیین حدود آستانه $thr_{detection}$ برای واریانس‌های به‌دست آمده از روابط (۱۹)، (۲۰) و (۲۱) در تصمیم‌گیری برای تشخیص عیب، طبق رابطه ذیل استفاده می‌شود:

$$IF((\sigma_{\phi_k}^2 > thr_{detection}) OR (\sigma_{\theta_k}^2 > thr_{detection}) OR (\sigma_{\psi_k}^2 > thr_{detection})) \Rightarrow Fault \text{ Is Detected} \quad (25)$$

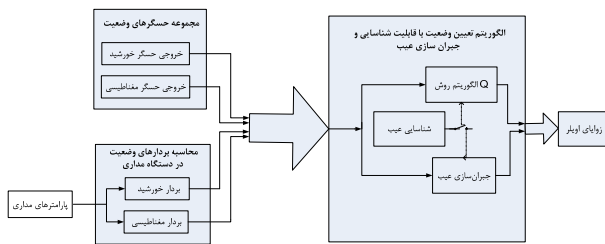
الگوریتم جداسازی عیب

در صورت بروز عیب در یکی از مؤلفه‌های خروجی حسگرهای وضعیت، این انتظار را خواهیم داشت که زوایای اویلر واسط در روش‌هایی که مؤلفه معیوب در آنها حضور ندارد، تحت تأثیر عیب قرار نگیرند. به‌عنوان نمونه، در صورتی که مؤلفه x از حسگر مغناطیسی معیوب شود، زوایای اویلر واسط ϕ_v ، θ_v و ψ_v محاسبه شده از ۱۵ روش YPR₃, RPY₁, YPR₆, YPR₃, YPR₁, YRP₃, RPY₁, YPR₆, YRP₃, RYP₂, YRP₄, RYR₁, RPR₁, YPY₂, PYR₂, PYR₁, PRY₂, RYP₂, YRP₄ PRP₁ و PYP₁ تحت تأثیر مؤلفه معیوب مذکور قرار می‌گیرند. این در حالی است که ۱۰ روش باقیمانده تأثیری از عیب نخواهند گرفت.

عملکرد الگوریتم‌های تشخیص، جداسازی و جبران‌سازی عیب طراحی شده ارزیابی می‌شوند.

شبیه‌سازی

برای شبیه‌سازی الگوریتم‌های طراحی شده در این مقاله، یک ماهواره پایدارشونده سه محوره در ارتفاع مداری ۷۰۰ کیلومتر، با زاویه شیب مداری ۹۸ درجه و زاویه صعود از راست ۴ درجه مد نظر قرار گرفته است. در این راستا، نویز خروجی در نظر گرفته شده برای حسگر مغناطیسی به صورت یک نویز سفید با واریانس ۱۵۰ nT و میانگین صفر، همچنین نویز خروجی در نظر گرفته شده برای حسگر خورشید به صورت یک نویز سفید با واریانس ۰/۵ درجه و میانگین صفر در نظر گرفته شده است. نرخ نمونه‌برداری از حسگرها ۱ ثانیه فرض شده است. برای انجام عملیات تشخیص عیب، حد آستانه $thr_{detection}$ برابر با ۰/۴۰۱ درجه و برای انجام عملیات جداسازی عیب، حد آستانه $thr_{isolation}$ برابر با ۰/۰۲۳ اختیار شده‌اند. همچنین به منظور حصول اطمینان از بروز عیب، یک زمان تأخیری به عنوان فرصت برای سیستم در نظر گرفته شده است که در صورت وجود عیب در بازه‌ای بزرگ‌تر از ۸ نمونه، بروز عیب، اعلان و جبران‌سازی عیب انجام پذیرد. شکل (۳) مدل استفاده شده در این بخش برای شبیه‌سازی الگوریتم‌ها را نشان می‌دهد.



شکل ۳- بلوک دیاگرام الگوریتم عملکرد تعیین وضعیت

مطابق مدل فوق، در شرایطی که عیب در سیستم رخ نداده است، تعیین وضعیت بر اساس الگوریتم Q صورت گرفته که یک الگوریتم مرسوم در کاربردهای هوافضا است. پس از تشخیص عیب، سیستم بر روی الگوریتم استخراج شده در این مقاله سوییچ شده و ادامه عملیات تعیین وضعیت بر اساس این الگوریتم صورت می‌گیرد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، خروجی‌های اندازه‌گیری شده توسط حسگرها و مدل‌سازی‌های صورت گرفته از بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی به‌عنوان ورودی‌های هر یک از الگوریتم‌های فوق مورد نیاز هستند که در شبیه‌سازی عملکرد این الگوریتم‌ها مورد استفاده قرار گرفته‌اند.

$$m_z \bar{\psi}_v = \left\{ \sum_{k \in \{YPR_1, YPR_3, YPR_6, YRP_1, YRP_2, RYP_1, PYR_2, YPY_2\}} \psi_{v_k} \right\} / 8 \quad (31)$$

برای سایر مؤلفه‌های ارائه شده در جدول (۲) نیز می‌توان روابط مشابهی را برای واریانس زوایای اویلر واسط استخراج کرد.

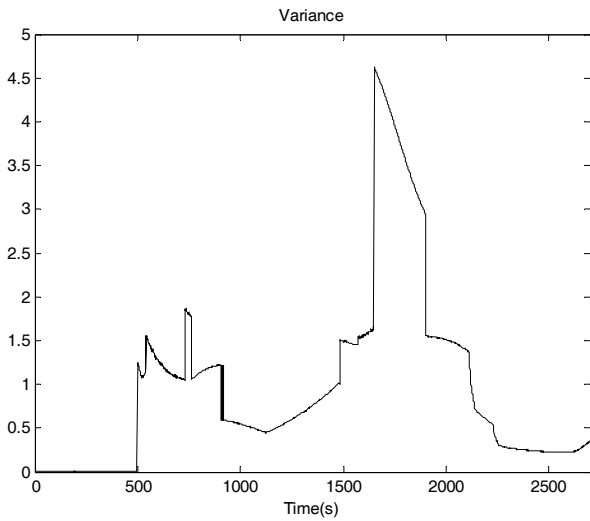
بنابراین، واریانس‌های فوق را می‌توان معیاری برای جداسازی مؤلفه معیوب در حسگر خورشید یا حسگر میدان مغناطیسی به‌کار گرفت. بر این اساس، در صورت بروز عیب در مؤلفه‌ای خاص، همواره تمامی واریانس‌ها بجز واریانس‌های متناظر با آن مؤلفه تغییر خواهند کرد. این مسئله جداسازی عیب مربوط به آن مؤلفه را میسر خواهد ساخت. برای نمونه در صورتی که مؤلفه m_z معیوب شود، تمامی واریانس‌ها بجز $\sigma_{\phi_v}^2$ ، $\sigma_{\psi_v}^2$ و $\sigma_{\theta_v}^2$ تغییر نخواهند کرد. در این حالت نیز برای حذف اثر نویز اندازه‌گیری حسگرها در فرایند جداسازی عیب، تغییرات واریانس‌ها نسبت به حدود آستانه از پیش تنظیم شده $thr_{isolation}$ سنجیده می‌شود.

الگوریتم جبران‌سازی عیب

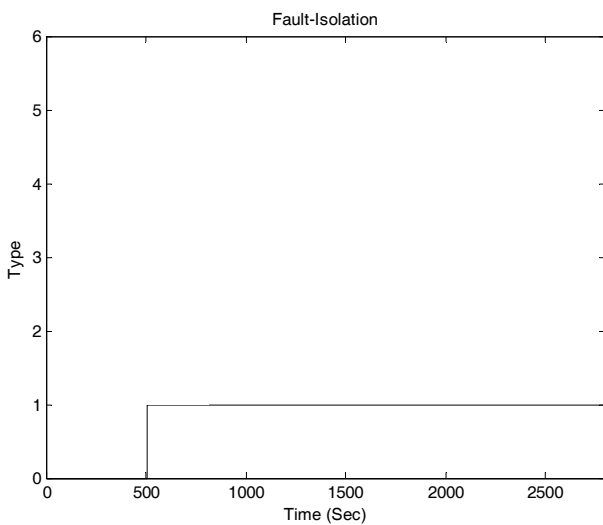
اساس الگوریتم جبران‌سازی عیب، حذف اثر مؤلفه معیوب در عملیات تعیین وضعیت است. برای این منظور، با جداسازی مؤلفه معیوب در مرحله قبل، محاسبه زوایای اویلر واسط براساس ترکیب‌های متناظر با آن مؤلفه که در جدول (۲) اشاره شده است، ادامه می‌یابد. در این راستا، میانگین زوایای محاسبه شده بر اساس ترکیب‌های فوق را زوایای اویلر واسط صحیح در نظر می‌گیرند که میان‌گیری فوق، اثر نویز اندازه‌گیری حسگرها را در محاسبه زوایا به حداقل می‌رساند. با تعیین زوایای اویلر واسط ϕ_v ، ψ_v و θ_v می‌توان مطابق رابطه (۹) ماتریس bT_v را تشکیل داد. بر این اساس، با مشخص بودن ماتریس vT_v ، بر اساس رابطه (۳) می‌توان ماتریس bT_v را به‌دست آورد و بر اساس آن تعیین وضعیت کرد.

بر این اساس، مجموعه قابلیت‌های اشاره شده، این امکان را ایجاد می‌کند که در صورت بروز عیب در یکی از مؤلفه حسگرها، تشخیص عیب صورت گرفته و مؤلفه مذکور از آن حسگر جداسازی شود. همچنین قابلیت جبران‌سازی عیب، ادامه انجام عملیات تعیین وضعیت را به‌رغم رخداد عیب فوق مقدور می‌سازد. نتیجه عملیات فوق دست‌یابی به یک زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل‌پذیر خطاست که افزایش قابلیت اطمینان کلی سیستم را به همراه خواهد داشت. در ادامه با انجام شبیه‌سازی،

جدول (۳) است. بنابراین الگوریتم جداسازی عیب به درستی عمل کرده است.



شکل ۵- واریانس مجموعه زوایای اوپلر با عیب درایه X حسگر خورشید



شکل ۶- جداسازی عیب در درایه X حسگر خورشید

شکل (۷) شبیه‌سازی صورت گرفته زوایای وضعیت تعیین شده با الگوریتم‌های ارائه شده در این مقاله و الگوریتم Q را نشان می‌دهد. مطابق شکل ملاحظه می‌شود که با رخداد عیب در ثانیه ۵۰۰، زوایای به‌دست آمده توسط الگوریتم Q نسبت به مقادیر واقعی آن منحرف شده، بنابراین این الگوریتم قابلیت جبران‌سازی عیب را ندارد، در حالی‌که الگوریتم ارائه شده، زوایای اوپلر را به سمت مقادیر واقعی خود همگرا کرده است. بنابراین این الگوریتم، بر خلاف الگوریتم Q قابلیت جبران‌سازی عیب را در سیستم ایجاد کرده است.

قابل ذکر است که مقادیر زوایای وضعیت واقعی در شبیه‌سازی فوق، از معادلات دینامیکی ماهواره به‌دست آورده شده‌اند که بیانگر مانور ماهواره برای انطباق دستگاه مختصات بدنه ماهواره بر دستگاه مختصات مداری است.

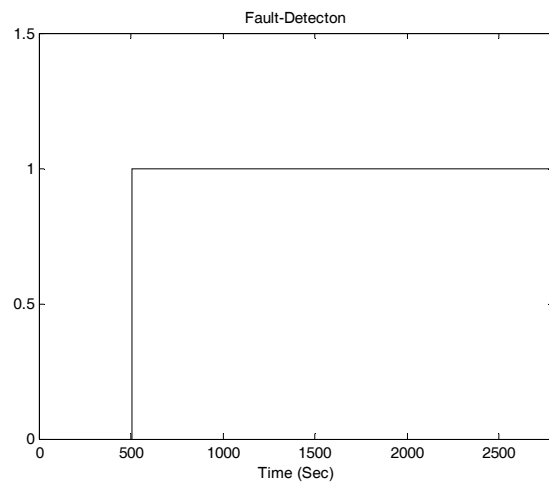
برای شبیه‌سازی الگوریتم‌های طراحی شده در این مقاله، متغیر Fault_type برای نشان‌دادن مؤلفه‌های معیوب حسگرها تعریف شده و بر اساس جدول (۳) مقداردهی می‌شود. در ادامه برای ارزیابی عملکرد الگوریتم‌ها سه سناریو در نظر گرفته شده است.

جدول ۳- تناظر جداسازی عیب با مؤلفه‌های خروجی حسگرها

مؤلفه معیوب	شماره تناظر در متغیر Fault_type
SU_x	۱
SU_y	۲
SU_z	۳
m_x	۴
m_y	۵
m_z	۶

سناریوی I: بروز عیب در مؤلفه x از حسگر خورشید

در این سناریو، عیب در مؤلفه x از حسگر خورشید در ثانیه ۵۰۰ و به‌صورت یک مقدار بایاس با بزرگی ۰/۲۵ اعمال می‌شود. مطابق با شکل (۴) ملاحظه می‌شود که تشخیص عیب در ثانیه ۵۰۹ صورت پذیرفته است و بنابراین تأخیر زمانی تشخیص عیب توسط این الگوریتم ۹ ثانیه است.

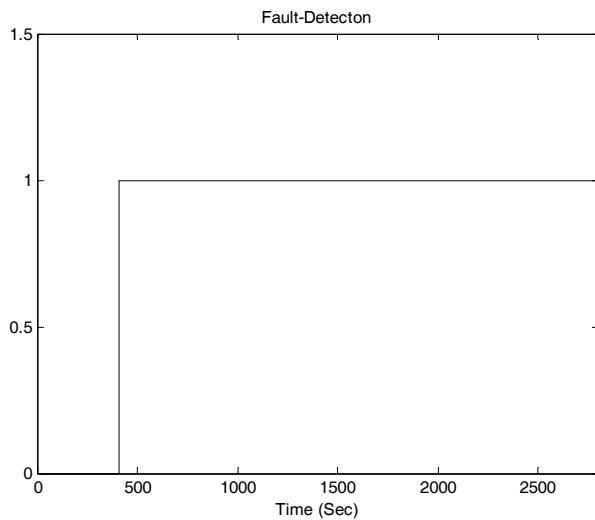


شکل ۴- شناسایی عیب در درایه X حسگر خورشید

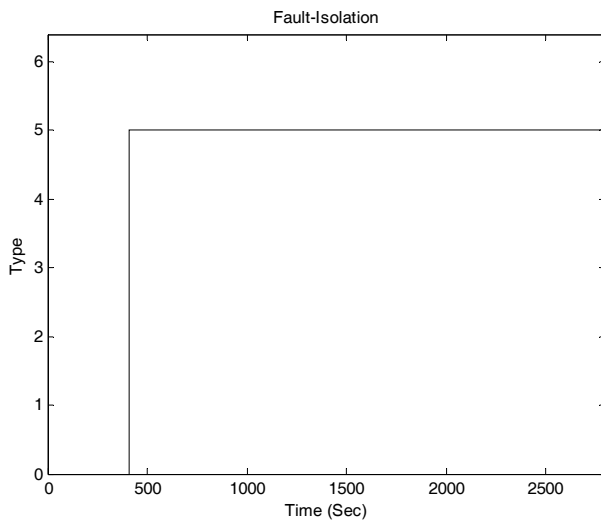
در شکل (۵) مشاهده می‌شود که در لحظه بروز عیب مقدار واریانس زوایای اوپلر واسط از حد آستانه در نظر گرفته شده تجاوز کرده است. شکل (۶) نیز نشان می‌دهد که متغیر Fault_type مقدار ۱ را پذیرفته است که متناظر با مؤلفه x از حسگر خورشید در

سناریوی II: بروز عیب در مؤلفه y از حسگر مغناطیسی

در این سناریو، عیب در مؤلفه y از حسگر مغناطیسی در ثانیه ۴۰۰ و به صورت یک مقدار بایاس با بزرگی ۵۰۰۰nT اعمال شده است. مطابق با شکل‌های (۸) و (۹) ملاحظه می‌شود که تشخیص عیب در ثانیه ۴۰۹ صورت پذیرفته و متغیر Fault_type مقدار ۵ را پذیرفته است که متناظر با مؤلفه y از حسگر مغناطیسی در جدول (۳) است.

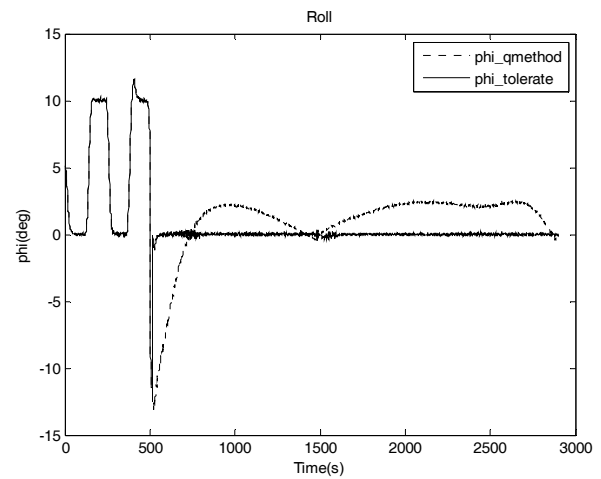


شکل ۸- شناسایی عیب در درایه y حسگر مغناطیسی

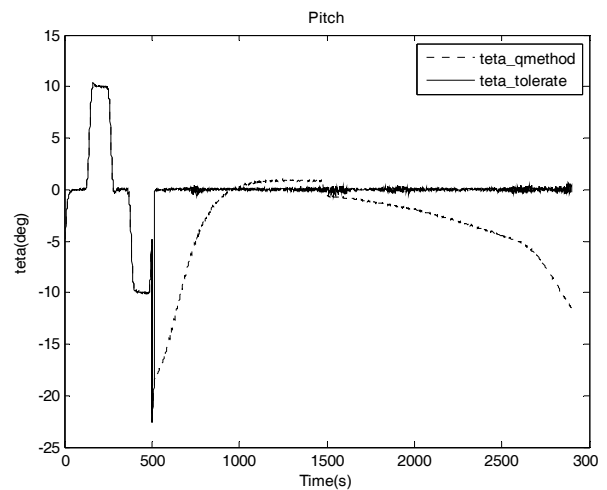


شکل ۹- جداسازی عیب در درایه y حسگر مغناطیسی

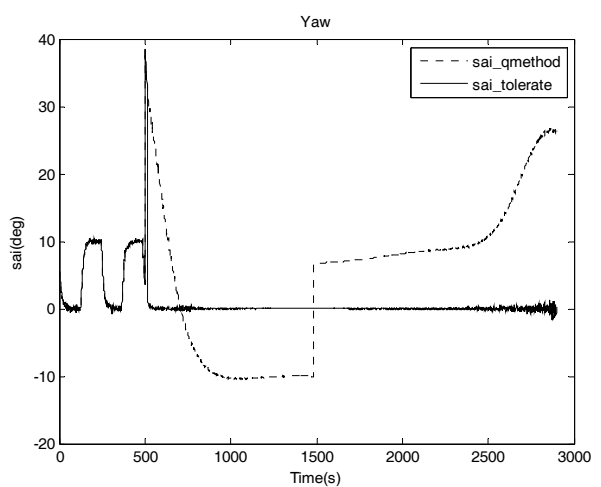
در این حالت نیز همان‌طور که شکل (۱۰) نشان می‌دهد، جبران‌سازی عیب در زوایای اوپلر به درستی انجام شده است و پس از یک حالت گذرا، این زوایا به سمت مقادیر واقعی خود میل کرده‌اند.



الف) رول



ب) پیچ



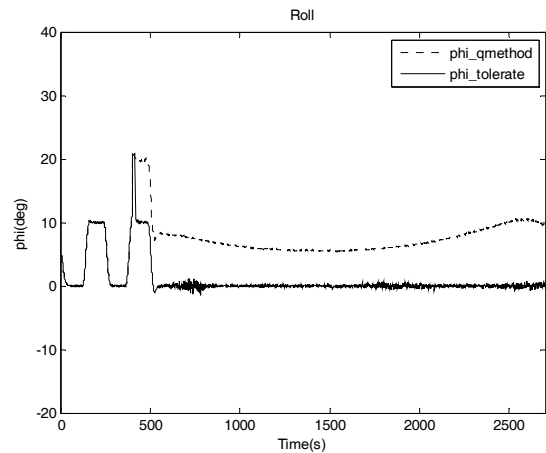
ج) یاو

شکل ۱۰- جبران‌سازی عیب درایه x حسگر خورشید در تعیین وضعیت

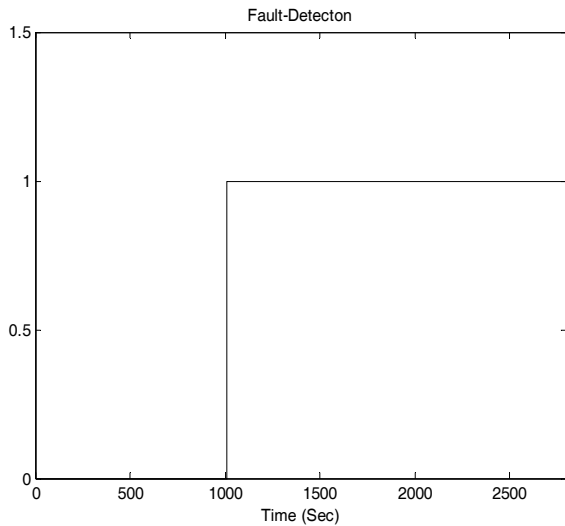
سناریوی III: بروز عیب در مؤلفه Z از حسگر مغناطیسی

در این سناریو، عیب در مؤلفه Z از حسگر مغناطیسی در ثانیه ۱۰۰۰ و به صورت قطع آن یا همان صفر دائمی اعمال شده است. مطابق با شکل‌های (۱۱) و (۱۲) ملاحظه می‌شود که تشخیص عیب در ثانیه ۱۰۰۹ صورت پذیرفته و متغیر Fault_type مقدار ۶ را پذیرفته است که متناظر با مؤلفه Z از حسگر مغناطیسی در جدول (۳) است.

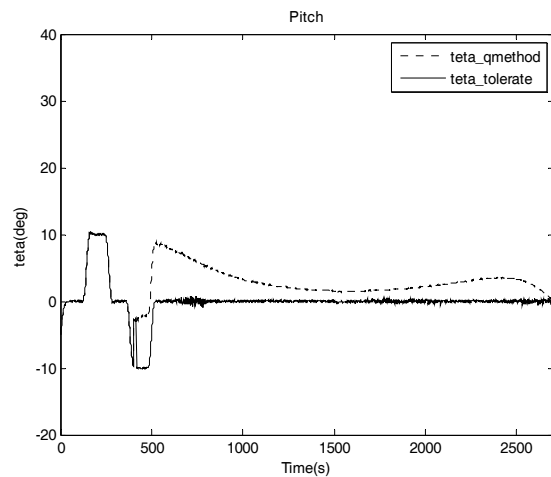
در این حالت نیز همان‌طور که شکل (۱۳) نشان می‌دهد، جبران‌سازی عیب در زوایای اوایلر به درستی انجام شده است و پس از یک حالت گذرا، این زوایا به سمت مقادیر واقعی خود میل کرده‌اند.



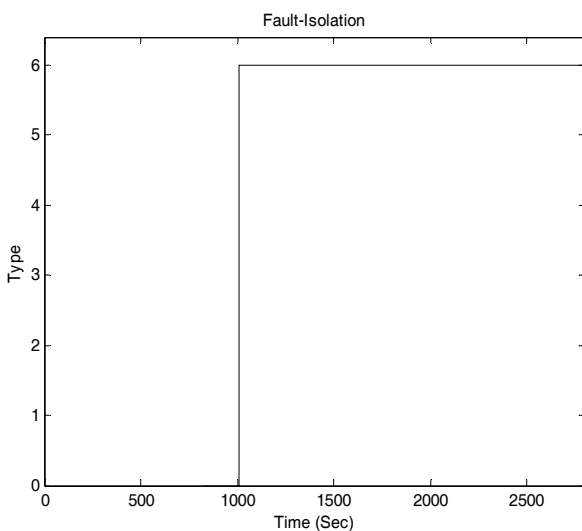
الف) رول



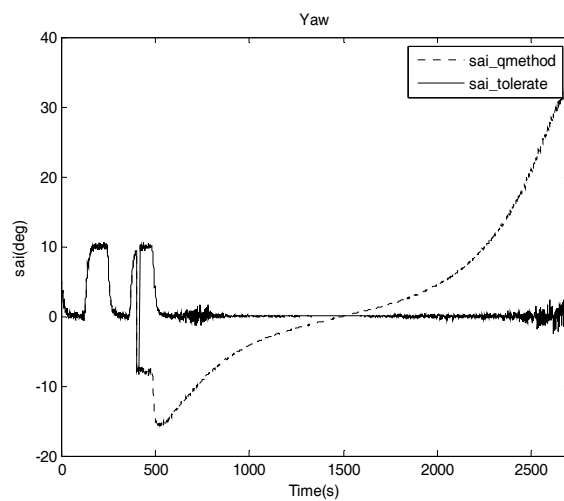
شکل ۱۱- شناسایی عیب در درایه Z حسگر مغناطیسی



ب) پیچ



شکل ۱۲- جداسازی عیب در درایه Z حسگر مغناطیسی



ج) یاو

شکل ۱۰- جبران‌سازی عیب درایه Y حسگر مغناطیسی در تعیین وضعیت

شبیه‌سازی فوق با رخداد عیب در سایر مؤلفه‌های حسگرها نیز تکرار شده‌اند که در این حالت‌ها نیز نتایج مشابهی مشاهده شده است. شبیه‌سازی‌های ارائه شده در این بخش نشان می‌دهند که الگوریتم‌های طراحی شده دارای عملکرد قابل قبول در تشخیص، جداسازی و جبران‌سازی عیب حادث شده در مؤلفه‌های مختلف از حسگرهای خورشید و میدان مغناطیسی هستند. موارد فوق، قابلیت‌های جدیدی است که به زیرسیستم تعیین وضعیت که دارای الگوریتم‌های تعیین وضعیت مرسوم همانند Q هستند، اضافه شده و تحقق یک عملیات تعیین وضعیت مطمئن و پیوسته را میسر ساخته است.

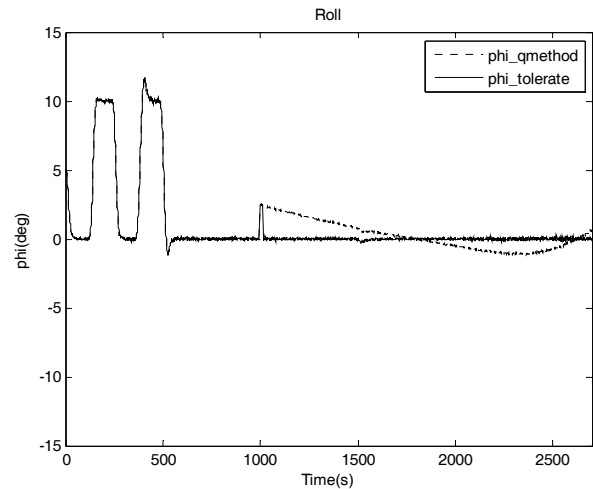
نتیجه‌گیری

در این مقاله، مراحل طراحی الگوریتم‌های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب برای دستیابی به یک زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل‌پذیر عیب حسگر در یک ماهواره سه محوره ارائه شد. مبنای طراحی، استخراج کلیه ماتریس‌های دوران ممکن مابین دستگاه مختصات واسط ارائه شده در این مقاله و دستگاه مختصات بدنه است که روش‌های متعددی را برای محاسبه زوایای اولیه در اختیار قرار می‌دهد. در این راستا برای تشخیص و جداسازی عیب، از معیار محاسبه و مقایسه واریانس در زیرمجموعه‌های انتخاب شده‌ای از روش‌های فوق استفاده شد. به‌منظور جبران‌سازی عیب نیز، ایده انجام تعیین وضعیت بر اساس روش‌هایی ارائه شد که تحت تأثیر عیب حادث شده در حسگر قرار نمی‌گیرند. نتایج شبیه‌سازی صورت گرفته نشان دادند که در صورت بروز عیب در یکی از مؤلفه‌های هر یک از حسگرها، قابلیت‌های تشخیص، جداسازی و جبران‌سازی عیب به درستی محقق شده و نسبت به الگوریتم‌های مرسوم در زیرسیستم تعیین وضعیت، مانند الگوریتم Q امکان دستیابی به زیرسیستم تعیین وضعیت خودکار و مستقل در برابر بروز عیب را ایجاد کرده است.

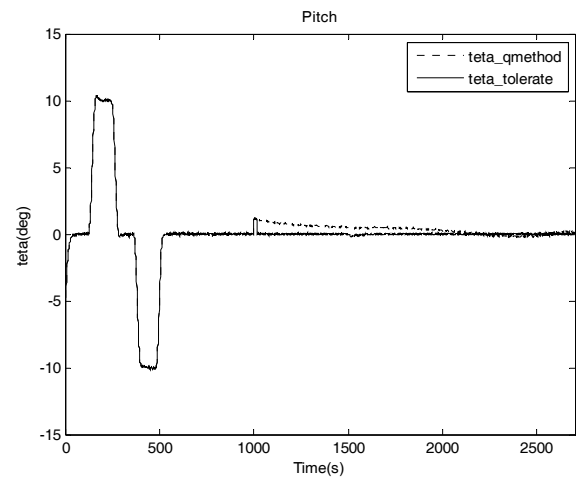
در راستای کار صورت گرفته در این مقاله، پیشنهاد می‌شود که الگوریتم‌های فوق به‌گونه‌ای توسعه داده شوند که قابلیت جداسازی و جبران‌سازی عیب در حالت بروز عیب همزمان در دو حسگر نیز محقق شود.

مراجع

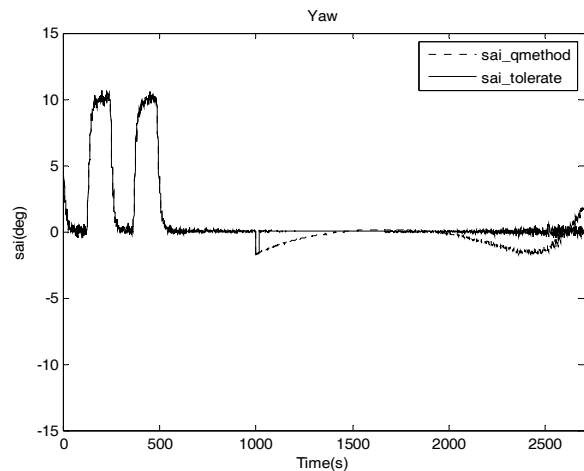
- [1] Venkateswaran, N., Siva M. S. and Goel, P. S., "Analytical Redundancy Based Fault Detection of Gyroscopes in Spacecraft Applications", *Acta Astronautica*, Vol. 50, No 9, 2002, pp. 535-545.
- [2] Castet, J. F. and Saleh, J. H., "Satellite and Satellite Subsystems Reliability: Statistical Data Analysis and Modeling", *Reliability Engineering and System Safety*, Vol. 94, Issue 11, 2009, pp. 1718-1728.



الف) رول



ب) پیچ



ج) یاو

شکل ۱۳ - جبران‌سازی عیب درایه Z حسگر مغناطیسی در تعیین وضعیت

- Determination System”, *Journal of Acta Astronautica*, Vol. 65, No. 5-6, 2009, pp. 710–72.
- [13] Okatan, A., Hajjiev C. and Hajjiyeva, 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., Hajjiyev, C., “Pico Satellite Attitude Estimation Via Robust Unscented Kalman Filter in the Presence of Measurement Faults”, *ISA Transactions*, Vol. 49, No. 3, 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 Sciences*, Vol. 11, No. 2, 2010, pp. 80-86.
- [17] Li, J., Chan, C. W. and Zhang, H. Y., “Asymptotic Local Approach in Fault Detection Based on Predictive Filters,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 28, No. 6, 2005, pp. 1112-1122.
- [18] Talebi, H. A. and Khorasani, K., “An Intelligent Sensor and Actuator Fault Detection and Isolation Scheme for Nonlinear Systems”, *Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision and Control*, New Orleans, LA, USA, 2007, pp. 2620-2625.
- [19] Wu, Q. and Saif, M., “Robust Fault Diagnosis for Satellite Attitude Systems Using Neural State Space Models”, *IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*, Vancouver, BC, Canada, Vol. 2, 2005, pp. 1955 – 1960.
- [20] He, R., Chen, X., Geng, Y. and Zhang, Y., “Integrated Fault Detection and Fault-Tolerant Based on Sliding Mode Observer”, *4th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications*, Harbin, China, 2009, pp. 3454 - 3457 .
- [3] Tehrani, E. S. and Khorasani, K., *Fault Diagnosis of Nonlinear Systems Using a Hybrid Approach*, Springer, New York, 2009.
- [4] Hwang, I. and Kim, S., “A Survey of Fault Detection, Isolation and Reconfiguration Method”, *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 and Some New Results”, *Journal of Automatica*, Vol. 26, No. 3, 1990, pp. 459-474.
- [6] Patton, R. J., “Fault Detection and Diagnosis in Aerospace Systems Using Analytical Redundancy”, *Computing and Control Engineering Journal*, Vol. 2, No.3, 1991, pp. 127-136.
- [7] Venkatasubramanian, V., Rengaswamy, R. and Kavuri, S. N., “A Review of Process Fault Detection and Diagnosis Part I: Quantitative Model-Based Methods”, *Journal of Computers & Chemical Engineering*, Vol. 27, N0. 3, 2003, pp. 293-311.
- [8] Venkatasubramanian, V., Rengaswamy, R. and Kavuri, S. N., “A Review of Process Fault Detection and Diagnosis Part II: Qualitative Models and Search Strategies”, *Journal of Computers & Chemical Engineering*, Vol. 27, No.3, 2003, pp. 313-326.
- [9] Venkatasubramanian, V., Rengaswamy, R. and Kavuri, S. N., “A Review of Process Fault Detection and Diagnosis Part III: Process History Based Methods”, *Journal of Computers & Chemical Engineering*, Vol. 27, No. 3, 2003, pp. 327-346.
- [10] Iserman, R., *Fault Diagnosis Systems: An Introduction from Fault Detection to Fault Tolerance*, Springer, Germany, 2006.
- [11] Zhang, Y. and Jiang, J., “Bibliographical Review on Reconfigurable Fault Tolerant Control Systems”, *Annual Reviews in Control*, Vol. 32, No. 2, 2008, pp. 229-252.
- [12] Pirmoradi, F. N., Sassani, F. and Silva C. W. D., “Fault Detection and Diagnosis in a Spacecraft Attitude