مجله کنترل
ISSN 2008-8345
جلد ۹، شماره ۳، پاییز ۱۳۹۴، صفحه ۶۷-۵۱

طراحی یک زیر سیستم تعیین وضعیت تحمل‌پذیر عیب خودکار برای ماهواره سه محوره مبتنی بر استخراج ماتریس‌های دوران مختلف و محاسبه معیارهای واریانسی

مصطفی عابدی[۱]، سعید نصراللهی[۲]

[۱] استادیار، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه شهید بهشتی، mo_abedi@sbu.ac.ir

[۲] دانشجوی دکترای مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ss_nasrolahi@aut.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۴/۳/۲۸، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۹۴/۸/۶)

چکیده: هدف از این مقاله طراحی یک زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل‌پذیر عیب برای یک ماهواره سه محوره می‌باشد. برای این منظور فرض شده است که تنها داده‌های حسگرهای خورشید و میدان مغناطیسی در دسترس هستند. با استفاده از الگوریتم طراحی شده می‌خواهیم یک عملیات پیوسته و مطمئن را برای محاسبه زوایای اویلر علی‌رغم رخداد عیب در حسگرهای فوق داشته باشیم. به عبارت دیگر دارای قابلیت تعیین حسگر معیوب و حذف خودکار داده‌های معیوب از فرایند تعیین وضعیت را داشته باشد. راه حل پیشنهادی در این مقاله یک راهکار مستقل از مدل نوین می‌باشد که بر مبنای استخراج کلیه دوران‌های ممکن بین دستگاه‌های مختصات مداری و بدنه ماهواره می‌باشد. با محاسبه واریانس‌های حاصل از این دوران‌ها و دسته‌بندی مناسب آنها نشان داده می‌شود که نه تنها حسگر معیوب بلکه عوامل ایجاد عیب تا چهار سطح قابل تشخیص هستند. هر سطح معرف درصدی از میزان گستردگی عیب رخ داده می‌باشد. علاوه بر این قابلیت اصلاح اثر عوامل ایجاد عیب در فرایند محاسبه زوایا منظور شده است. بنابراین پیشنهاد فوق یک روش مستقل از مدل را برای مدیریت عیب ارائه می‌دهد که تحت تأثیر تغییرات دینامیکی و یا عملکرد نادرست عملگرها قرار نمی‌گیرد و هیچ‌گونه سخت‌افزار افزونه را تحمیل نخواهد کرد. در انتهای مقاله با انجام شبیه‌سازی، عملکرد راهکار پیشنهادی برای سناریوهای مختلف رخداد عیب صحت‌سنجی می‌گردد. نتایج بدست آمده خروجی‌های قابل انتظار از الگوریتم را تأیید می‌نمایند.

کلمات کلیدی: ماهواره سه محوره، تعیین وضعیت، تحمل‌پذیر عیب، آشکارسازی عیب، جداسازی عیب، اصلاح عیب.

Design of an Autonomous Fault Tolerant Attitude Determination System for a Three Axis Satellite Based on Derivation of Different Rotation Matrices and Computation of Variance Measures

Mostafa Abedi, Saeed Nasrolahi

Abstract: A fault tolerant attitude determination system for a three axis satellite has been suggested in this paper. For this purpose, the sun sensor and magnetometer data are only available. Using the designed algorithm, it is expected to have a reliable and continues process for computing the Euler angles. In other words, the faulty sensors should be determined and their faulty data are corrected automatically. The solution presented in this paper is a non-model based method that is based on on derivation of all possible rotations between reference and body frames. Using the Euler angles provided by these rotations, some variance measures are computed which utilized as an analytical tool for fault detection. With the development of this idea, it is shown that not only the faulty sensors but also their fault sources could be isolated. These sources are categorized into four levels that each level shows the fault extent. This paper also suggests some solutions for correcting the fault effects. So, the proposed approach is a non-model based methodology for fault management that is not affected by the dynamic variations or the uncorrect performance of the actuators. This suggestion also does not impose any additional hardware. Finally, the presented algorithms are validated using the simulations in different scenarios. The numerical results verify the expected outputs.

Keywords: Three axis satellite, attitude determination, fault tolerant, fault detection, fault isolation, fault correction.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

۱- مقدمه

پیچیدگی رو به افزایش وسیله‌های فضائی همانند ماهواره‌ها و معیارهای کاهش هزینه باعث شده است که امروزه مقوله خودکاری در ماهواره‌ها بیش از پیش مورد توجه قرار گیرد. یکی از جنبه‌های خودکاری، قابلیت‌های آشکارسازی و اصلاح عیب بوده که با توجه به شرایط محیطی خاص حاکم بر فضا و بررسی آمار عیوب رخ داده در این وسیله فضائی دارای اهمیت ویژه‌ای می‌باشد. یک مقایسه آماری که حاصل از اطلاعات ۱۵۸۴ ماهواره مابین سال‌های ۱۹۹۸ تا ۲۰۰۸ می‌باشد، نشان می‌دهد که ۳۶ درصد از عیوب حادث شده در ماهواره به زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت مشتمل بر حسگرها، عملگرها و الکترونیک وضعیت اختصاص یافته است[۱]. بسیاری از این حوادث غیر منتظره به از دست رفتن مأموریت و یا مختل شدن سرویس مورد انتظار از آن منجر گردیده است[۲]. نظر به اهمیت ذکر شده، در این مقاله طراحی یک زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل‌پذیر عیب مد نظر قرار گرفته است. تعیین وضعیت به فرایند محاسبه جهت‌گیری ماهواره نسبت به یک دستگاه مرجع اطلاق می‌گردد. این جهت‌گیری توسط زوایای اویلر نمایش داده می‌شود که همان زوایای مابین دستگاه مختصات بدنه ماهواره و دستگاه مرجع است. هدف از الگوریتم پیشنهاد شده، دستیابی به یک راهکار تحلیلی جهت محاسبه مطمئن و پیوسته این زوایا می‌باشد. به عبارت دیگر محاسبه صحیح این زوایا را علی‌رغم رخداد عیب در حسگرها نتیجه خواهد داد.

امروزه روش‌های تحلیلی بعنوان یک حوزه تحقیق ساختار یافته و بالغ جهت مدیریت عیب در زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره مطرح می‌باشند. این روش‌ها عمدتاً مبتنی بر تخمین‌گرهائی همانند فیلترهای کالمن و یا مشاهده‌گرها می‌باشند. [۳-۸] از نمونه‌های کاربرد فیلترهای کالمن برای برخی مأموریت‌های شناخته شده همانند SDO، ان کیوب و آ.آ یوست محسوب می‌گردند. در این راستا همچنین از ساختار مبتنی بر دو فیلتر کالمن استفاده گردیده است که امکان پیدا کردن حسگر معیوب را فراهم می‌آورد [۹]. برای حل شدن کاربری فیلترهای کالمن به دینامیک‌های غیرخطی، استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته [۱۰] و یا فیلتر کالمن خنثی [۱۱] پیشنهاد گردیده است. الگوریتم فیلتر کالمن خنثای مقاوم، راهکار دیگری می‌باشد که جهت آشکارسازی عیب در حسگرهای ژایرو و مغناطیس‌سنج بکار گرفته شده است و منجر به همگرائی سریع‌تر خطای تخمین حالت علی‌رغم رخداد عیب می‌گردد [۱۲]. در [۱۳] از یک طرح تطبیقی مبتنی بر ضرایب بهره چندگانه در فیلتر استفاده شده است بگونه‌ای که تنها داده‌های حسگرهای معیوب مقیاس دهی می‌گردند و در نتیجه خطای تخمین حالت محدود باقی می‌ماند. ساختار بکار گرفته شده در [۱۴] مبتنی بر استفاده از فیلترهای کالمن محلی برای هر یک از حسگرها می‌باشد، همچنین در [۱۵] یک فیلتر کالمن توسعه یافته تطبیقی محو کننده عیب طراحی شده است. دسته‌ای دیگر از روش‌ها مبتنی بر مشاهده‌گر می‌باشند که برخی از آنها بر اساس تولید مانده و مقایسه آن با حد آستانه عمل می‌کنند. الگوریتم تخصیص ساختار ویژه که در ماهواره هندی IRS مورد استفاده قرار گرفته است، دارای چنین فلسفه عملکردی می‌باشد[۱۶]. سایر روش‌ها دارای قابلیت تخمین عیب بوده که شامل فیلترهای پیش‌بین، تکنیک‌های هوشمند در ترکیب با روش‌های تطبیقی و یا روش‌های مبتنی بر مشاهده‌گرهای لغزشی می‌باشند [۱۷-۲۲]. همانطور که بطور ضمنی در بررسی مراجع فوق ملاحظه گردید، برخی از روش‌های ارائه شده علاوه بر تعیین محل رخداد عیب، دارای قابلیت اصلاح اثر عیب در محاسبات زوایای تعیین وضعیت نیز می‌باشند. این راهکارها عموماً مبتنی بر دارا بودن مجموعه حسگرهای پشتیبان هم‌جنس و طراحی مکانیزم‌های آشکارسازی عیب مستقل برای هر یک از آنها می‌باشند. استفاده از فیلترهای کالمن محلی برای هر یک از حسگرها [۱۴]، راهکار مبتنی بر فیلترهای کالمن خنثای وابسته [۲۳] و راهکار ارائه شده در [۹] دارای چنین ایده‌ای می‌باشند. در این روش‌ها، حسگرهای معیوب از فرایند تخمین وضعیت کنار گذاشته می‌شوند، و محاسبه زوایای وضعیت صحیح با استفاده از حسگرهای سالم موجود ادامه می‌یابد. برخی روش‌ها نیز همانند [۱۲]، [۱۳] و [۲۴] همچنین مراجع مورد اشاره در [۲۰]، [۲۱] و [۲۲] بدون نیاز به دانستن منشأ عیب ذاتاً روش‌های تخمین مقاوم محسوب می‌گردند و علی‌رغم رخداد عیب، خطای تخمین حالت را محدود نگاه می‌دارند.

تمامی مکانیزم‌های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب بررسی شده در فوق، روشهای مبتنی بر مدل محسوب گردیده که عملکرد آنها بر اساس تطبیق خروجی حسگرها و عملگرها بر ارتباطات دینامیکی مورد انتظار از سیستم می‌باشد. بنابراین این روش‌ها می‌توانند متأثر از عدم‌قطعیت‌های ناخواسته در دینامیک همانند عیب عملگرها قرار گرفته و به اشتباه رخداد عیب را اعلان نمایند. در این مقاله نیز یک راهکار تحلیلی برای تعیین وضعیت ماهواره و مدیریت عیب این زیرسیستم مد نظر می‌باشد. در این زیرسیستم فرض می‌گردد که تنها داده حسگر خورشید و حسگر مغناطیسی در دسترس می‌باشند. حسگر خورشید در هر لحظه وضعیت ماهواره را نسبت به خورشید تعیین می‌کند و حسگر مغناطیسی ، مولفه‌های میدان مغناطیسی زمین را در هر نقطه مداری حول زمین اندازه‌گیری می‌کنند. طبیعتا به دلیل عدم وجود حسگرهائی همچون ژایرو و یا افق زمین با محدودیت دقت ناشی از خطای این حسگرها روبرو هستیم و لذا کلاس ماهواره‌های مورد نظر دارای رزولوشن حداکثر ۱۵ متر می‌باشد. دو مدکاری در این زیرسیستم مد نظر می‌باشد که شامل مدهای نرمال و تصویربرداری هستند. در مد نرمال از داده‌های یک حسگر خورشید آنالوگ دو محوره با دقت ۳ درجه و یک حسگر مغناطیسی سه محوره با دقت ۱۲۰ نانوتسلا استفاده می‌گردد و دقت تعیین وضعیت بهتر از ۳ درجه مد نظر است. در مد تصویربرداری داده‌های یک حسگر خورشید دیجیتال دو محوره با دقت ۰/۳ درجه و حسگر مغناطیسی اشاره شده در فوق بکار گرفته می‌شوند و دقت تعیین وضعیت بهتر از ۰/۵

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

درجه مورد نظر است. برای زیرسیستم فوق، هدف معرفی یک روش صرفا نرم‌افزاری است که بتواند جدا از محاسبه معمول زوایای اویلر، دارای قابلیت تشخیص خودکار عیب، تعیین محل رخداد عیب و حذف یا اصلاح داده‌های معیوب در فرایند محاسبه زوایا باشند. برای این منظور در ادامه مقاله یک فلسفه نوین معرفی می‌گردد که مبتنی بر استخراج کلیه دوران‌های ممکن مابین دستگاه‌های مختصات مداری و بدنه و محاسبه زوایای اویلر با استفاده از این دوران‌ها می‌باشد. با استفاده از این زوایای اویلر، برخی معیارهای واریانسی محاسبه می‌گردند که میزان تغییرات آنها می‌تواند ملاکی برای اعلان رخداد عیب در حسگرها باشد. این راهکار یک ایده کاملا مستقل از دینامیک ماهواره بوده که بدون نیاز به دانستن وضعیت عملگرها همواره زوایای وضعیت صحیح را محاسبه می‌کنند. راهکار فوق همچنین امکان تعیین حسگر معیوب و مؤلفه معیوب آن را فراهم می‌آورد. در این راستا نشان داده می‌شود که با دسته‌بندی مناسب روش‌های محاسباتی می‌توان تا چهار سطح دسته‌بندی عوامل ایجاد عیب را انجام داد که هر سطح، معرف درصدی از میزان گستردگی عیب رخ داده می‌باشد. در سطح اول، رخداد عیب در فقط یک مولفه از حسگرها بررسی می‌گردد. در سطوح دوم و سوم، رخداد عیب در دو مولفه از کل حسگرها ارزیابی می‌شود. اگر عیب به هیچ یک از مقوله‌های فوق تعلق نداشت، عیب در حداقل سه مولفه از حسگرها روی داده است که به معنای معیوب بودن بیش از ۵۰ درصد از زیر سیستم تعیین وضعیت می‌باشد. در این مقاله همچنین راهکارهائی برای تصحیح زوایای وضعیت برای هر یک از حالت‌های عیب فوق‌الذکر ارائه گردیده است. در حالت سالم بودن حسگرها، تعیین وضعیت توسط روش مبتنی بر کواترنیون Q [۲۵] صورت می‌گیرد که یک الگوریتم معمول شناخته شده می‌باشد، اما در حالت معیوب شدن، سیستم بر روی الگوریتم طراحی شده در این مقاله سوئیچ می‌گردد که بر اساس طبقه عیب، داده‌های معیوب را از فرایند تعیین وضعیت حذف می‌نماید. این فرایند بطور خودکار و مستقل از فرمان ایستگاه زمینی صورت می‌گیرد. بنابراین توسط یک الگوریتم کلیه قابلیت‌های تشخیص عیب، جداسازی عیب و اصلاح آن بطور همزمان و بدون ایجاد تأخیر جدی صورت خواهد گرفت.

مقایسه کار صورت گرفته در این مقاله با سایر مراجع نشان می‌دهد که تاکنون از چنین ایده‌ای در هیچ یک از مقالات استفاده نشده است. این روش مستقل از دینامیک بوده و بنابراین اعلان عیب مستقل از سایر بخش‌های دیگر سیستم صورت می‌گیرد. همچنین در این مقاله، علت‌یابی عیب تا سطح مولفه‌های حسگرها صورت گرفته است. در مراجعی چون [۹] و [۱۴] جداسازی را تا سطح حسگر انجام داده‌اند که مستلزم استفاده از چندین نوع حسگر مشابه و طبقات فیلتر متناظر بوده که به نوعی افزایش سخت‌افزار و بارمحاسباتی را به همراه خواهد داشت. روش‌های مبتنی بر مشاهده‌گر چون [۱۸]، [۱۹] و [۲۰] نیز بیشتر بر روی تخمین میزان عیب متمرکز هستند که البته این قابلیت در این مقاله مد نظر نمی‌باشد. روش معرفی شده در این مقاله بدون نیاز به حسگر و یا الگوریتم نرم‌افزاری مضاعف هم رخداد عیب و هم منشأ آن را بطور همزمان اعلان می‌نماید. در حوزه اصلاح عیب نیز اکثر مراجع بیشتر بر روی صرفاً اعلان عیب متمرکز هستند. مراجع اندکی چون [۱۴] و [۲۳] به این موضوع پرداخته‌اند که مجددا همگی دارای اشکال یاد شده در مورد لزوم استفاده از حسگرها و تخمینگرهای متعدد می‌باشند. برخی از روش‌ها همچون [۲۴] هر چند ذاتاً تخمین‌گرهای مقاومی هستند اما دارای قابلیت‌های آشکارسازی و جداسازی همانند الگوریتم طراحی شده نمی‌باشند.

در ادامه مقاله در بخش دوم، دستگاه‌های *مختصات* مورد نیاز معرفی می‌گردند. در بخش سوم روابط کلی زوایای اویلر و ارتباط آن با ماتریس‌های دوران بررسی می‌گردند. در بخش چهارم مراحل طراحی زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل‌پذیر عیب عنوان می‌گردد. در نهایت در بخش پنجم نتایج شبیه‌سازی و ارزیابی الگوریتم‌های طراحی شده ارائه می‌شوند.

۲- دستگاه‌های مختصات تعریف شده

همانطور که پیش از این عنوان گردید، زوایای وضعیت ارتباط میان دستگاه مختصات بدنه ماهواره و دستگاه مرجع را ارائه می‌دهند. از آنجا که در این مقاله حرکت ماهواره در یک مدار حول زمین فرض می‌گردد، دستگاه مختصات مداری به عنوان دستگاه مرجع انتخاب گردیده است. دستگاه‌های فوق که به منظور تحلیل حرکت ماهواره مورد استفاده قرار گرفته‌اند، به شکل زیر تعریف می‌گردند: دستگاه مختصات مداری روی مدار ماهواره در نظر گرفته شده و با تغییر موقعیت مداری ماهواره، مرکز آن جابجا می‌شود. محور X_o این دستگاه در راستای بردار سرعت ماهواره در مدار، Z_o به سمت مرکز زمین و Y_o به‌گونه‌ای 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.

۳- استخراج زوایای اویلر از ماتریس‌های دوران

همانطور که در بخش گذشته عنوان گردید، زوایای اویلر ارتباط میان دستگاه‌های مختصات بدنه و مداری (مرجع) ماهواره را توصیف می‌کنند. این ارتباط توسط یک ماتریس دوران نشان داده می‌شود که بردارها را از دستگاه مختصات مداری به دستگاه مختصات بدنه نگاشت می‌کند. این ماتریس شامل برخی توابع مثلثاتی از زوایای اویلر می‌باشد. در بحث ما، زوایای اویلر با زوایای دوران حول محورهای بدنه به ترتیب زیر تعریف می‌گردند: φ حول X، θ حول Y و ψ حول Z (شکل ۱). بنابراین ماتریس تبدیل ${}^{b}_{o}T$ با انجام ضرب‌های ماتریسی زیر محاسبه می‌گردد[۲۶]:

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

$$ {}^{b}_{o}T = T_{\phi}T_{\theta}T_{\psi} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (۱) $$

که c بیانگر تابع cos و s بیانگر تابع sin می‌باشد. مرجع [۲۶] نحوه بدست آوردن ماتریس‌های T_{ψ}، T_{θ} و T_{φ} را نشان می‌دهد. در سیستم تعیین وضعیت سه محوره، ماتریس تبدیل فوق، با استفاده از اندازه‌گیری‌های حسگرها بدست آورده می‌شود. با بدست آوردن این ماتریس تبدیل، زوایای اویلر (خروجی‌های تعیین وضعیت) با استفاده از مولفه‌های ${}^{b}_{o}T$ به شکل زیر محاسبه می‌گردند:

$$ \theta = -\arcsin(T_{13}) \quad (۲) $$

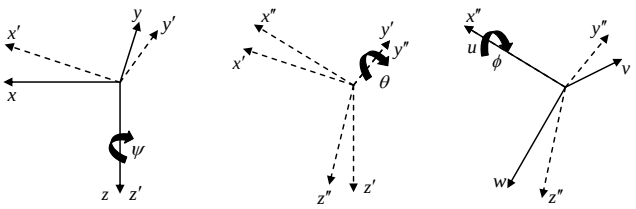
$$ \phi = \mathrm{a\,tan\,2}(T_{23}, T_{33}) \quad (۳) $$

$$ \psi = \mathrm{a\,tan\,2}(T_{12}, T_{11}) \quad (۴) $$

در ادامه با استفاده از مفاهیم فوق مراحل طراحی زیرسیستم تعیین وضعیت پیشنهادی تشریح می‌گردند.

۴- طراحی زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل‌پذیر عیب

همانطور که پیش از این عنوان گردید، هدف از این مقاله نه تنها محاسبه زوایای وضعیت می‌باشد بلکه این انتظار وجود دارد که در مواقع رخداد عیب، قابلیت‌های هشدار و اقدامات اصلاحی خودکار پس از آن



شکل ۱: ارتباط میان زوایای دوران و محورهای دستگاه بدنه

نیز وجود داشته باشد. بسیاری از الگوریتم‌های تعیین وضعیت رایج همانند روش‌های جبری و مبتنی بر کواترنیون (Q) که در مآموریت‌های مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند در حالت معمول عملکرد قابل قبولی دارند. اما با رخداد عیب، چون قابلیت تفکیک داده‌های غلط از حسگرها را ندارند، منجر به تولید زوایای وضعیت غیر معتبر می‌گردند. بنابراین هدف طراحی یک بسته نرم‌افزاری تعیین وضعیت بوده که به ترتیب دارای قابلیت‌های زیر باشد:

(۱) محاسبه زوایای وضعیت در حالت سالم بودن حسگرها

(۲) اعلان رخداد عیب در کل زیرسیستم تعیین وضعیت که" تشخیص عیب" عنوان می‌گردد.

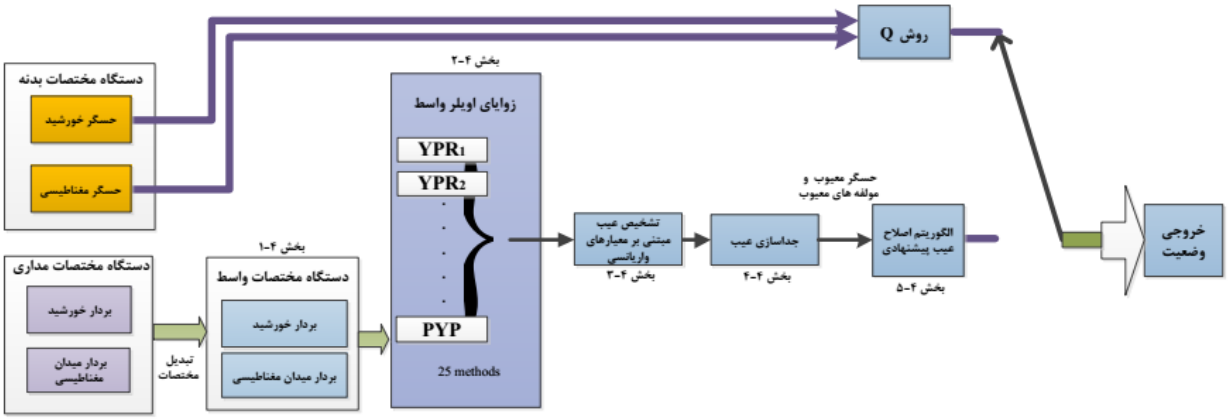
(۳) تعیین حسگر معیوب و مولفه‌های معیوب حسگر که "جداسازی عیب" اطلاق می‌گردد.

قابل توجه است که مجموع مراحل (۳) و (۴) طبقه عیب و سطح گستردگی عیب را نشان می‌دهند.

(۴) انجام اقدامات اصلاحی خودکار برای حذف داده معیوب حسگرها از فرایند تعیین وضعیت و تولید زوایای وضعیت معتبر

شکل ۲ بلوک دیاگرام زیرسیستم تعیین وضعیت طراحی شده را جهت دستیابی به اهداف فوق به تصویر می‌کشد. در این شکل ملاحظه می‌گردد که ورودی‌های تعیین وضعیت، اندازه‌گیری‌های حسگر خورشید و حسگر میدان مغناطیسی در دستگاه بدنه و همچنین مدلسازی بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی در دستگاه مداری می‌باشد. زوایای وضعیت در حالت سالم بودن حسگرها با استفاده از الگوریتم Q محاسبه می‌گردد. با رخداد عیب، با توجه به اینکه این روش کارایی لازم را نخواهد داشت، سیستم بر روی راهکار پیشنهادی که یک روش تحمل‌پذیر نسبت به عیب است سوئیچ می‌گردد. مکانیزم اعلان عیب مبتنی بر استخراج ۲۵ روش مستقل برای محاسبه زوایای اویلر و ارائه برخی معیارهای واریانسی می‌باشد. جزئیات مربوط به این الگوریتم در بخش‌های آتی عنوان می‌گردد. مرحله بعد، جداسازی عیب بوده که خروجی آن حسگرهای معیوب و داده‌های معیوب از آنها می‌باشد. مکانیزم اصلاح عیب پیشنهادی بگونه‌ای طراحی شده است که این داده‌های معیوب از فرایند تعیین وضعیت حذف

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]



شکل ۲: زیرسیستم تعیین وضعیت طراحی شده

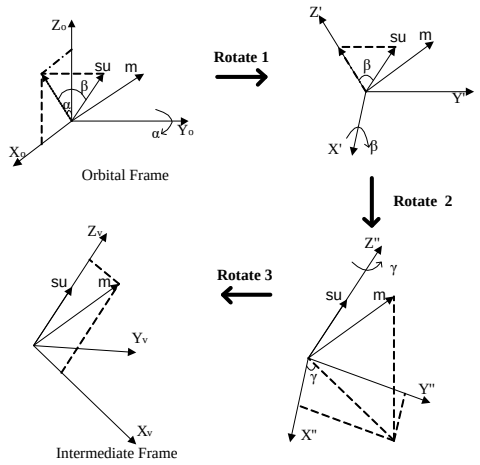
گردند. کلیه این الگوریتم‌ها در کامپیوتر روی برد ماهواره پیاده‌سازی و بصورت زمان حقیقی اجرا می‌گردند. در ادامه مراحل طراحی هر یک از الگوریتم‌های فوق که متناظر با یکی از بلوک‌های شکل ۲ می‌باشد، تشریح می‌گردد.

۴-۱- تعریف دستگاه مختصات واسط

محاسبه زوایای اویلر با استفاده از رویکرد مورد استفاده در این مقاله در صورتی ساده خواهد بود که بردارهای خورشید su و میدان مغناطیسی زمین m به شکل زیر تبدیل گردند:

$$su_v = [0 \quad 0 \quad 1]^T,\ m_v = [b_1 \quad 0 \quad b_3]^T \qquad (۵)$$

که b_1 و b_3 پارامترهای دلخواهی هستند. از آنجا که دستگاه مختصات مداری بعنوان دستگاه مرجع تعریف شده است، بنابراین شش مؤلفه موجود در بردارهای فوق در این دستگاه در حالت کلی غیرصفر می‌باشند. برای حل این مشکل در این مقاله یک دستگاه مختصات واسط تعریف شده است که در آن بردارهای مذکور به فرم مطلوب تبدیل می‌گردند. این موضوع در شکل۲ نیز به تصویر کشیده شده است. این دستگاه با اعمال تبدیل‌های متوالی بر روی دستگاه مختصات مداری حاصل می‌گردد. بنابراین در فرایند طراحی زیرسیستم تعیین وضعیت، دستگاه مختصات مرجع با دستگاه مختصات واسط جایگزین می‌گردد و تمامی ماتریس‌های دوران و زوایای اویلر می‌بایست نسبت به این دستگاه استخراج گردند. در ادامه مقاله به زوایای اویلر محاسبه شده در این دستگاه، زوایای اویلر واسط ψ_v، θ_v و φ_v اطلاق می‌گردند که در مکانیزم‌های تعیین وضعیت طراحی شده مورد استفاده قرار می‌گیرند. شکل ۳ دستگاه مختصات واسط و بردارهای وضعیت در این دستگاه را نمایش می‌دهد. مطابق با شکل فوق، محور Z_v این دستگاه منطبق بر بردار خورشید su ، محور X_v آن بگونه‌ای است که بردار میدان مغناطیسی در صفحه $X_v - Z_v$ قرار گرفته و محور Y_v دستگاه



شکل ۳: دوران‌های مورد نیاز برای بدست آوردن دستگاه واسط

مختصات فوق را راستگرد خواهد کرد. دستگاه مختصات مداری تعریف شده در بخش ۲ در این شکل نمایش داده شده است. بردار خورشید و میدان مغناطیسی در این دستگاه به ترتیب با $\begin{bmatrix} su_{xo} & su_{yo} & su_{zo} \end{bmatrix}^T$ و $\begin{bmatrix} m_{x\,o} & m_{y\,o} & m \end{bmatrix}_z^T$ نمایش داده می‌شوند. مولفه‌های بردار خورشید فوق در دستگاه مداری با مدلسازی موقعیت نسبی ماهواره و خورشید بدست می‌آیند. همچنین مولفه‌های بردار میدان مغناطیسی در دستگاه مداری با استفاده از مدل IGRF [۲۵] محاسبه می‌گردند. بنابراین بردارهای ذکر شده بردارهای مدل بوده که همواره معلوم هستند. بعد از انتقال این بردارها به دستگاه مختصات واسط، بردارهای بدست آمده su_v و m_v نیز همچنان معلوم خواهند بود (b_1 و b_3 در (۵) معلوم خواهند بود). بر اساس تعریف دستگاه مختصات واسط فوق، ماتریس تبدیل مابین دستگاه‌های مختصات مداری به بدنه ماهواره مطابق رابطه زیر بدست خواهد آمد:

$$ {}^b_oT = {}^b_vT \times {}^v_oT \qquad (۶)$$

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

که ${}^b_vT$ ماتریس تبدیل بین دستگاه‌های مختصات واسط و بدنه و ${}^v_oT$ ماتریس تبدیل بین دستگاه‌های مختصات مداری و واسط می‌باشند. ${}^b_vT$ در رابطه فوق یک ماتریس معلوم بوده که با استفاده از بردارهای مدل در دستگاه مختصات مداری بدست آورده می‌شود. این ماتریس تبدیل را می‌توان با اعمال دوران‌های زیر بر روی دستگاه مختصات مداری و بر اساس بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی زمین مدل شده در این دستگاه بدست آورد:

۱) دوران حول محور y_o به اندازه α که زاویه بین تصویر بردار خورشید در صفحه $X_o - Z_o$ با محور Z_o می‌باشد (شکل ۳). این زاویه بر اساس رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\alpha = a\tan 2(su_{xo}, su_{zo}) \qquad (۷)$$

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 می‌باشد(شکل ۳). این زاویه بر اساس رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\beta = a\tan 2(su_{yo}, \sqrt{su_{xo}{}^2 + su_{zo}{}^2}) \qquad (۸)$$

با اعمال دوران‌های فوق، بردار خورشید به شکل $su = [0 \quad 0 \quad 1]^T$ و بردار میدان مغناطیسی به صورت $m = [m'_1 \quad m'_2 \quad m'_3]^T$ تبدیل می‌گردند.

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 می‌باشد(شکل ۳). این زاویه بر اساس رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\gamma = a\tan 2(m'_2, m'_1) \qquad (۹)$$

بدین ترتیب ${}^v_oT$ بر اساس رابطه زیر قابل استخراج می‌باشد:

$$\begin{aligned} {}^v_oT &= \begin{bmatrix} c\gamma & s\gamma & 0 \\ -s\gamma & c\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\beta & -s\beta \\ 0 & s\beta & c\beta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\alpha & 0 & -s\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ s\alpha & 0 & c\alpha \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} c\alpha c\gamma & c\alpha s\gamma & -s\alpha \\ -s\gamma c\beta - s\beta s\alpha c\gamma & c\gamma c\beta - s\beta s\alpha s\gamma & -s\beta c\alpha \\ -s\gamma s\beta + c\beta s\alpha c\gamma & c\gamma s\beta + c\beta s\alpha c\gamma & c\beta c\alpha \end{bmatrix} \end{aligned} \qquad (۱۰)$$

ماتریس ${}^v_oT$ در (۶) یک رابطه مهم بوده که با اندازه‌گیری‌های حسگرها به شکل زیر مرتبط می‌باشد:

$$\begin{bmatrix} su_x & su_y & su_z \end{bmatrix}^T = {}^b_vT \times \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T \qquad (۱۱)$$

$$\begin{bmatrix} m_x & m_y & m_z \end{bmatrix}^T = {}^b_vT \times \begin{bmatrix} b_1 & 0 & b_3 \end{bmatrix}^T \qquad (۱۲)$$

که $[m_x \quad m_y \quad m_z]^T$ خروجی اندازه گیری شده توسط حسگر مغناطیسی در دستگاه بدنه و $[su_x \quad su_y \quad su_z]^T$ خروجی اندازه‌گیری شده توسط حسگر خورشید در دستگاه بدنه می‌باشند. همانطور که ملاحظه می‌گردد، خروجی اندازه‌گیری شده توسط حسگرها مطابق با روابط (۱۱) و (۱۲) با ماتریس ${}^b_vT$ دارای ارتباط می‌باشند. در بخش بعد بر روی این تبدیل متمرکز شده و روش‌های مختلف محاسبه آن استخراج می‌گردند. همچنین با بکارگیری مولفه‌های این ماتریس، راهکارهای مختلفی برای بدست آوردن زوایای اویلر واسط ارائه می‌گردند.

۴-۲- استخراج ماتریس‌های دوران مابین دستگاه‌های مختصات واسط و بدنه

در این بخش می‌بایست کلیه ماتریس‌های دوران ما بین دستگاه‌های مختصات واسط و بدنه استخراج گردند که این موضوع به صورت شماتیکی در شکل ۲ نمایش داده شده است. هر یک از این دوران‌ها به روش‌های مختلفی برای محاسبه زوایای اویلر واسط منتج گردیده که بر اساس آنها برخی معیارهای واریانسی برای مقاصد تشخیص و جداسازی عیب تعریف می‌شوند. روال بکار گرفته شده بدین صورت است که ابتدا ماتریس دوران یاو-پیچ-رول YPR که دوران معمول در کاربردهای هوافضا می‌باشد، بعنوان دوران مبنا استخراج گردیده و کلیه روابط تعیین زوایای اویلر واسط متناظر با آن بدست آورده می‌شوند. سپس با استخراج سایر ماتریس‌های دوران و مطابقت آنها با ماتریس دوران اصلی فوق، زوایای اویلر واسط متناظر با آنها نیز محاسبه می‌گردند. 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 می‌گردد، دارای ساختار زیر می‌باشد:

$${}^b_vT_{YPR} = \begin{bmatrix} c\theta_v c\psi_v & c\theta_v s\psi_v & -s\theta_v \\ s\varphi_v s\theta_v c\psi_v - c\varphi_v s\psi_v & s\varphi_v s\theta_v s\psi_v + c\varphi_v c\psi_v & s\varphi_v c\theta_v \\ c\varphi_v s\theta_v c\psi_v + s\varphi_v s\psi_v & c\varphi_v s\theta_v s\psi_v - s\varphi_v c\psi_v & c\varphi_v c\theta_v \end{bmatrix} \qquad (۱۳)$$

با توجه به روابط (۱۱)، (۱۲) و (۱۳)، زوایای اویلر واسط را می‌توان بصورت زیر محاسبه نمود:

$$\begin{aligned} \theta_v &= -\arcsin(su_x) \\ \varphi_v &= \arcsin(su_y / \cos\theta_v) \\ \psi_v &= \arccos([m_x + b_1 \sin\theta_v] / b_3 \cos\theta_v) \end{aligned} \qquad (۱۴)$$

همان‌طور که مشخص است، در روش فوق، برای تعیین زوایای اویلر واسط نیازی به در اختیار داشتن تمامی مؤلفه‌های خروجی حسگرهای وضعیت نمی‌باشد و تنها با مولفه‌های su_x ، su_y و m_x می‌توان زوایای دوران را استخراج نمود. روش فوق را YPR_1 می‌نامیم. به همین ترتیب می‌توان با استفاده از ترکیبی دیگر از درایه‌ها در همین دوران YPR، زوایای اویلر واسط را استخراج نمود:

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

$$\begin{aligned}\varphi_v &= \text{a tan 2}(su_y, su_z)\\ \theta_v &= \arccos(su_y / \sin\varphi_v)\\ \psi_v &= \arccos([m_x + b_1\sin\theta_v]/b_3\cos\theta_v)\end{aligned} \quad (۱۵)$$

که در این حالت از سه درایه su_z، su_y و m_x در تعیین زوایای اویلر واسط استفاده شده است. روش فوق را YPR_2 می‌نامیم. بطور مشابه، زوایای دوران را می‌توان بر اساس چهار روش دیگر و استفاده از ترکیب‌های مختلف از مؤلفه‌های خروجی حسگرها بدست آورد که در اینجا از ذکر روابط آنها چشم‌پوشی می‌گردد. علاوه بر دوران اصلی YPR از ۱۱ دوران دیگر نیز می‌توان استفاده نمود. این دوران‌ها با در نظر گرفتن ترتیب توالی‌های آنها بصورت YPY،RPR،RYR،PRP،PYP،RYP،PRY،RPY، YRP، PYR قابل بیان بوده که R بیانگر دوران رول، Y بیانگر دوران یاو و P بیانگر دوران پیچ می‌باشند. هر یک از دوران‌ها، زوایای دوران متفاوت از یکدیگر دارند که بر اساس آنها زوایای اویلر واسط محاسبه می‌گردند. 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 بصورت زیر خواهد بود:

$$ {}^{b}_{v}T_{RPY} = \begin{bmatrix} c\theta_1 c\psi_1 & c\varphi_1 s\psi_1 + s\varphi_1 s\theta_1 c\psi_1 & s\varphi_1 s\psi_1 - c\varphi_1 s\theta_1 c\psi_1 \\ -c\theta_1 s\psi_1 & c\varphi_1 c\psi_1 - s\varphi_1 s\theta_1 s\psi_1 & s\varphi_1 c\psi_1 + c\varphi_1 s\theta_1 s\psi_1 \\ -s\theta_1 & -s\varphi_1 c\theta_1 & c\varphi_1 c\theta_1 \end{bmatrix} \quad (۱۶)$$

مطابق با روابط (۱۱)، (۱۲) و (۱۶) زوایای دوران φ_1، θ_1 و ψ_1 را می‌توان با استفاده از مولفه‌های m_x ، m_y ، m_z و su_z به شکل زیر بدست آورد:

$$\begin{aligned}\theta_1 &= -\arcsin((m_z - b_3 su_z)/b_1)\\ \varphi_1 &= \arccos(su_z/\cos\theta_1)\\ \psi_1 &= \arcsin((Bm_x - Am_y)/(A^2+B^2))\end{aligned} \quad (۱۷)$$

که

$$\begin{aligned}A &= b_3\cos\theta_1 - b_1\sin\theta_1\cos\varphi_1\\ B &= b_3\sin\varphi_1\end{aligned} \quad (۱۸)$$

روش فوق را RPY_1 می‌نامیم. در اینجا باید به این نکته مهم توجه کرد که زوایای اویلر واسط با استفاده از توالی هوافضا بدست آورده می‌شوند. اگر توالی دیگری بکار گرفته شود، زوایای اویلری که بدست آورده می‌شوند متفاوت از زوایای اویلر واسط استاندارد می‌باشند. بنابراین زوایای اویلر باید به زوایای اویلر واسط تبدیل گردند. برای این منظور، زوایای φ_1، θ_1 و ψ_1 حاصل از (۱۷) مطابق با رابطه زیر به زوایای اویلر واسط استاندارد تبدیل می‌گردند:

$$ {}^{b}_{v}T_{RPY} = {}^{b}_{v}T_{YPR} \quad (۱۹)$$

با استفاده از رابطه فوق، زوایای اویلر واسط را می‌توان بصورت زیر محاسبه نمود:

$$\begin{aligned}\theta_v &= \arcsin(\cos\varphi_1\sin\theta_1\cos\psi_1 - \sin\varphi_1\sin\psi_1)\\ \varphi_v &= \arccos(\cos\varphi_1\cos\theta_1/\cos\theta_v)\\ \psi_v &= \arccos(\cos\theta_1\cos\psi_1/\cos\theta_v)\end{aligned} \quad (۲۰)$$

در دوران RPY نیز می‌توان با استفاده از ترکیبی دیگر از مولفه‌های خروجی حسگرهای وضعیت، زوایای دوران را به صورت زیر بدست آورد:

$$\begin{aligned}\theta_1 &= \arcsin((m_z - b_3 su_z)/b_1)\\ \varphi_1 &= \arccos(su_z/\cos\theta_1)\\ \psi_1 &= \arcsin((Dsu_x - Cs_y)/(C^2+D^2))\end{aligned} \quad (۲۱)$$

که

$$\begin{aligned}C &= -\sin\theta_1\cos\varphi_1\\ D &= \sin\varphi_1\end{aligned} \quad (۲۲)$$

روش فوق را RPY_2 می‌نامیم. در این حالت نیز می‌توان مطابق با رابطه (۲۰)، زوایای اویلر واسط را محاسبه نمود. می‌توان نشان داد که دوران RPY تنها به روش‌های محاسباتی فوق‌الذکر منتهی می‌گردند. با بررسی تمامی۱۲دوران ممکن و استفاده از زیرمجموعه‌های متفاوت از مولفه‌های خروجی حسگرهای وضعیت، مشابه با روال تشریح شده در فوق، می‌توان نشان داد که از ۲۵ روش مستقل، زوایای اویلر قابل استخراج می‌باشند. در جدول ۱ دوران‌های مختلف و روش‌های محاسبه زوایای اویلر متناظر و همچنین مؤلفه‌های حسگر دخیل در هر یک ذکر گردیده‌اند. این جدول مبنای طراحی الگوریتم‌های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب در بخش‌های بعد می‌باشد. قابل ذکر است که هر چند برخی از روش‌ها بطور یکسان از عیب حسگرها متأثر می‌گردند (همانند سطور ۱۹ و ۲۱) اما جهت افزایش دقت در مراحل تشخیص و جداسازی عیب مورد استفاده قرار گرفته‌اند که در ادامه تشریح می‌گردند.

۴-۳- الگوریتم تشخیص عیب

در این بخش فلسفه عملکردی مکانیزم تشخیص عیب با استفاده از روش‌های محاسباتی بدست آمده در جدول ۱ عنوان می‌گردد. هدف از این مکانیزم، اعلان رخداد عیب در کل زیرسیستم می‌باشد. در این جدول ملاحظه می‌گردد که با رخداد عیب در هر یک از مولفه‌های حسگرها، روش‌های محاسباتی متناظر تحت تأثیر قرار می‌گیرند. مطابق با این مشاهده، این انگیزه ایجاد گردید که برخی معیارهای واریانسی با بکارگیری زوایای اویلر واسط حاصل از تمامی ۲۵ روش به شکل زیر تعریف گردند. استفاده از کل روش‌ها دقت تشخیص عیب را افزایش می‌دهد:

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

$$\sigma^2_{\varphi_v} = \frac{\sum_{i=1}^{25}(\varphi_{v_i} - \bar{\varphi}_v)^2}{25} \quad (۲۳)$$

$$\sigma^2_{\varphi_v} = \frac{\sum_{i=1}^{25}(\varphi_{v_i} - \bar{\varphi}_v)^2}{25} \quad (۲۴)$$

$$\sigma^2_{\varphi_v} = \frac{\sum_{i=1}^{25}(\varphi_{v_i} - \bar{\varphi}_v)^2}{25} \quad (۲۵)$$

در رابطه فوق φ_{v_i} زوایای اویلر محاسبه شده از روش iام بر اساس روابطی همانند (۱۷) یا (۲۰) و $\bar{\varphi}_v$ مقدار میانگین زوایای φ_{v_i} می‌باشد. در صورتی که حسگر خورشید و یا حسگر مغناطیسی معیوب نباشند، زوایای اویلر واسط حاصل از ۲۵ روش فوق با یکدیگر سازگار بوده و بنابراین واریانس‌های موجود در معادلات فوق دارای مقادیری نزدیک صفر می‌باشند. در حقیقت با توجه به اینکه خروجی حسگرها آغشته به نویز است، واریانس‌ها دقیقا صفر نیستند و در یک باند باریک حول صفر تغییر می‌کنند. وقتی که عیب در مولفه‌های حسگرها رخ می‌دهد، روش‌هائی (جدول ۱) که شامل مولفه‌های معیوب می‌باشند به زوایای اویلر نادرست منتج می‌گردند. این زوایای اویلر نادرست نیز نوسان‌های قابل توجه در واریانس‌ها را ایجاد می‌کنند. بنابراین، میزان تغییرات واریانس‌ها بعنوان معیاری برای تشخیص عیب مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این راستا برای جلوگیری از اثرات نویز در اعلان نادرست عیب، یک حد آستانه تعریف می‌گردد. با تعریف این حد آستانه، فرایند تصمیم‌گیری برای اعلان رخداد عیب در زیرسیستم مطابق زیر خواهد بود:

$$IF \quad \max(\sigma^2_{\varphi_v}, \sigma^2_{\theta_v}, \sigma^2_{\psi_v}) > threshold$$
$$\Rightarrow Fault \quad Is \quad Declared \quad (۲۶)$$

۴-۴- الگوریتم جداسازی عیب

همانطور که پیش از این عنوان گردید، ایده پیشنهادی در این مقاله این قابلیت را ایجاد می‌کند که بتوان پس از اعلان رخداد عیب در زیرسیستم، نه تنها حسگر یا حسگرهای معیوب بلکه مولفه‌های معیوب از آن را نیز تعیین نمود. بنابراین با استفاده از این راهکار، علت عیب رخ داده بطور کامل شفاف‌سازی می‌گردد. برای این منظور، چهارمرحله جهت تفکیک کلاس عیوب رخ داده توسعه داده شده است که شکل ۴ توالی اجرای آنها را به نمایش می‌گذارد. این توالی بطورمکرر و بصورت زمان حقیقی اجرا شده و نوع عیب حادث شده را هشدار می‌دهد. مراحل جداسازی عیب پس از اعلان رخداد عیب در زیرسیستم (اعلان عیب توسط الگوریتم تشخیص عیب) اجرا می‌گردند و داده‌های اندازه‌گیری حسگرها و بردارهای مدل را بعنوان ورودی دریافت می‌کنند. در ادامه هر یک از این مراحل به اختصار توضیح داده شده‌اند:

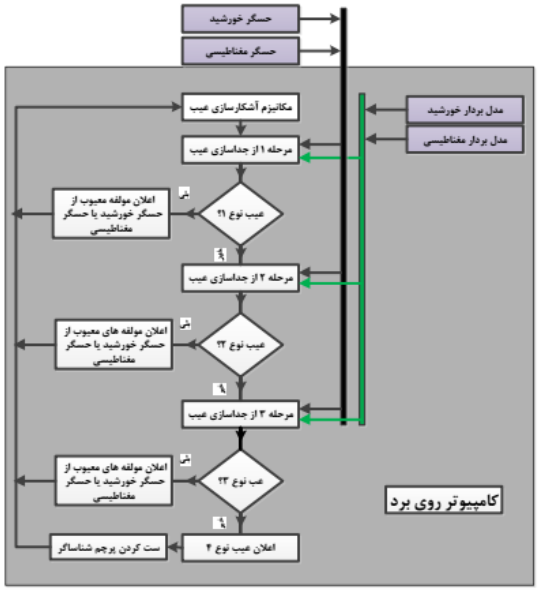
جدول۱: مولفه‌های موثر در هر یک از روش‌های محاسبه زوایای اویلر واسط

ردیف	دوران	مولفه‌های حسگرهای وضعیت					
		su_x	su_y	su_z	m_x	m_y	m_z
۱	YPR	✓	✓		✓		
۲			✓	✓		✓	✓
۳		✓		✓	✓		
۴		✓	✓			✓	✓
۵		✓		✓		✓	✓
۶			✓	✓	✓		
۷	RPY			✓	✓	✓	✓
۸		✓	✓	✓			✓
۹	YRP		✓	✓		✓	
۱۰		✓		✓		✓	
۱۱		✓		✓	✓		✓
۱۲			✓	✓	✓		✓
۱۳	RYP	✓	✓	✓		✓	
۱۴			✓		✓	✓	✓
۱۵	PRY	✓	✓	✓			✓
۱۶				✓	✓	✓	✓
۱۷	PYR	✓			✓	✓	✓
۱۸		✓	✓	✓	✓		
۱۹	YPY	✓	✓				✓
۲۰		✓	✓		✓	✓	
۲۱	YRY	✓	✓				✓
۲۲	RPR	✓			✓	✓	✓
۲۳	RYR	✓			✓	✓	✓
۲۴	PRP		✓		✓	✓	✓
۲۵	PYP		✓		✓	✓	✓

□ **مرحله ۱:** ارزیابی رخداد عیب در تنها یک مؤلفه از حسگر خورشید و یا یک مؤلفه از حسگر مغناطیسی (عیب نوع ۱).

□ **مرحله ۲:** بررسی رخداد عیوب همزمان در یک مؤلفه از حسگر خورشید و یک مؤلفه از حسگر مغناطیسی (عیب نوع ۲).

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]



شکل۴: مراحل جداسازی عیب در الگوریتم پیشنهاد شده

□ **مرحله ۳:** بررسی رخداد عیب در دو مؤلفه از یک حسگر که بیان‌کننده سطح بالای عیب در آن حسگر و یا بعبارت دیگر خرابی آن می‌باشد(عیب نوع ۳).

□ **مرحله ۴:** اگر عیب به هیچ یک از دسته‌بندی‌های فوق تعلق نداشت، یک عیب نوع ۴ اعلان می‌گردد. بدین معنی که حداقل سه مولفه از حسگرها معیوب شده‌اند. در این حالت، زیر سیستم تعیین وضعیت با بیش از ۵۰٪ خرابی روبرو می‌باشد که برای هشدار این وضعیت یک پرچم اختصاص داده شده است.

پیش از توصیف بیشتر هر یک از مراحل فوق، ابتدا باید روش‌های محاسباتی موجود در جدول ۱ به یک شیوه خاص دسته‌بندی گردند که اساس ایده بکار گرفته شده در این مقاله برای تعیین کلاس عیب رخ داده می‌باشد. اگر یکی از مولفه‌های حسگرها (عیب نوع ۱) در اثر بروز عیب دچار اختلال گردند، زوایای اویلر واسط در روش‌هایی از جدول ۱ که مؤلفه معیوب در آنها حضور ندارد، تحت تأثیر عیب قرار نمی‌گیرند. بعنوان نمونه، در صورتی که مؤلفه x از حسگر مغناطیسی معیوب شود، زوایای اویلر واسط ψ_v ، θ_v و φ_vمحاسبه شده از ۱۵ روش $\mathrm{RPY_1}$،$\mathrm{YPR_6}$،$\mathrm{YPR_3}$،$\mathrm{YPR_1}$، $\mathrm{PRY_2}$ ،$\mathrm{RYP_2}$ ،$\mathrm{YRP_4}$ ،$\mathrm{YRP_3}$ ،$\mathrm{PYR_2}$ ،$\mathrm{PYR_1}$ ،$\mathrm{YPY_2}$ ،$\mathrm{RPR_1}$ ،$\mathrm{RYR_1}$ ،$\mathrm{PRP_1}$ و $\mathrm{PYP_1}$ تحت تأثیر مؤلفه معیوب مذکور قرار می‌گیرند. این در حالی است که ۱۰ روش باقیمانده تأثیری از عیب نخواهند گرفت. بر این اساس، جهت استفاده از ایده فوق در جداسازی عیب، لازم است روش‌هایی که هر یک از مؤلفه-های خروجی حسگرهای وضعیت در آنها حضور ندارند، مطابق جدول ۲ طبقه‌بندی گردند. مطابق با این جدول، اگر یک عیب در یکی از داده‌های اندازه‌گیری حسگرها روی دهد، فقط زوایای اویلر واسط تولید شده توسط روشهای متناظر (که در ستون دوم از جدول نشان داده شده است)

جدول۲: دسته‌بندی روش‌های محاسباتی زوایای اویلر برای عیوب نوع ۱

مولفه معیوب	روش‌هایی که مولفه در آنها حضور ندارد
su_x	$\mathrm{RPY_1}$،$\mathrm{YPR_6}$،$\mathrm{YPR_2}$ PYP،PRP،$\mathrm{PRY_2}$،$\mathrm{RYP_2}$،$\mathrm{YRP_4}$،$\mathrm{YRP_1}$
su_y	$\mathrm{RPY_1}$،$\mathrm{YPR_5}$،$\mathrm{YPR_3}$ RYR،RPR،$\mathrm{PYR_1}$،$\mathrm{PRY_2}$،$\mathrm{YRP_3}$،$\mathrm{YRP_2}$
su_z	$\mathrm{PYR_1}$،$\mathrm{RYP_2}$،$\mathrm{YPR_4}$،$\mathrm{YPR_1}$ PYP،PRP،RYR،RPR،YRY،$\mathrm{YPY_2}$،$\mathrm{YPY_1}$
m_x	$\mathrm{RPY_2}$،$\mathrm{YPR_5}$،$\mathrm{YPR_4}$،$\mathrm{YPR_2}$ YRY،$\mathrm{YPY_1}$،$\mathrm{PRY_1}$،$\mathrm{RYP_1}$،$\mathrm{YRP_2}$،$\mathrm{YRP_1}$
m_y	$\mathrm{RPY_2}$،$\mathrm{YPR_6}$،$\mathrm{YPR_3}$،$\mathrm{YPR_1}$ YRY،$\mathrm{YPY_1}$،$\mathrm{PYR_2}$،$\mathrm{PRY_1}$،$\mathrm{YRP_4}$،$\mathrm{YRP_3}$
m_z	$\mathrm{YPR_6}$،$\mathrm{YPR_3}$،$\mathrm{YPR_1}$ $\mathrm{YPY_2}$،$\mathrm{PYR_2}$،$\mathrm{RYP_1}$،$\mathrm{YRP_2}$،$\mathrm{YRP_1}$

صحیح و سازگار با یکدیگر خواهند بود. بنابراین می‌بایست پارامترهای واریانس با استفاده از روشهای ارائه شده در ستون دوم از جدول ۲ توسعه داده شوند. بعنوان نمونه، معادله زیر واریانس‌های بدست آمده متناظر با مولفه x از حسگر خورشید را نشان می‌دهد:

$$\sigma^2_{\varphi_{su_x}} = \frac{\sum_{\varphi_i} (\varphi_i - \bar{\varphi}_{su_x})^2}{9} \qquad (۲۷)$$

φ_i در رابطه فوق باید به ترتیب با $\{\varphi_{\mathrm{PYP}}, \varphi_{\mathrm{PRP}}, \varphi_{\mathrm{PRY2}}, \varphi_{\mathrm{RYP2}}$ ، $\varphi_{\mathrm{YRP1}}, \varphi_{\mathrm{YRP4}}$ ، φ_{RPY1} ، φ_{YPR6} ، $\varphi_{\mathrm{YPR2}}\}$ جایگزین گردد. $\bar{\varphi}_{su_x}$ از رابطه زیر بدست آورده می‌شود:

$$\bar{\varphi}_{su_x} = \frac{\sum \varphi_i}{9} \qquad (۲۸)$$

عبارت‌های مشابهی را می‌توان برای $\sigma^2_{\theta_{su_x}}$ و $\sigma^2_{\psi_{su_x}}$ بدست آورد که در ایجا از ذکر آنها خودداری می‌گردد. همانطور که جدول ۲ نشان می‌دهد، حداکثر مقدار واریانس‌های فوق بعنوان واریانس متناظر با آن روش مد نظر قرار می‌گیرد.

اگر یک مولفه از حسگر خورشید و یک مولفه از حسگر مغناطیسی (عیوب نوع ۲) دچار اختلال گردند، در این صورت لازم است که روشهای محاسباتی جستجو گردند که در آنها مولفه‌های معیوب ذکر شده حضور نداشته باشند. بعبارت دیگر، روشهائی مورد نیاز است که توسط عیوب فوق تحت تأثیر قرار نگیرند. با بررسی جدول ۱ می‌توان نشان داد که بیش از یک روش محاسباتی متناظر با این نوع عیوب وجود دارد. جدول ۳ چنین طبقه‌بندی از رخدادهای عیب مذکور را نشان می-دهد (سطرهای ۱ تا ۹). در این حالت نیز باید معیارهای واریانس با استفاده از روشهای موجود در جدول فوق توسعه داده شوند که دارای روابطی مشابه (۲۷) و (۲۸) می‌باشند.

در حالتی که دو عیب در حسگر مغناطیسی و یا دو عیب در حسگر خورشید روی می‌دهد (عیوب نوع ۳)، روشهای محاسباتی مشابهی باید

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

بررسی گردند. این روشها نیز در جدول ۳ ارائه گردیده‌اند (سطرهای ۱۰ تا ۱۵).

□ عیب نوع ۱: رخداد عیب در تنها یک مؤلفه از یک حسگر

با بررسی جدول ۳ (که بروز عیب دردو مولفه از حسگرها رانشان می‌دهد) ملاحظه می‌گردد که اگر عیب در تنها یک مولفه از یک حسگر روی دهد، پنج واریانس از تعداد کل ۱۵ واریانس دارای تغییر محسوسی نبوده در صورتی که سایر واریانس‌ها دارای تغییرات شدیدی خواهند بود. بعنوان نمونه، اگر su_x در اثر رخداد عیب دچار اختلال گردد، واریانس-های متناظر در سطرهای ۱، ۲، ۳، ۱۰ و ۱۱ از جدول فوق تغییر نمی‌کنند. در مقابل اگر دو مولفه از حسگرها در معرض عیب قرار گیرند، فقط یک واریانس وجود دارد که دارای تغییر محسوسی نمی‌باشد. مثلا، پس از رخداد عیب در su_y و m_x ، فقط واریانس نشان داده شده در سطر ۴ از جدول ۳ تغییر نخواهد کرد. در حقیقت، مشاهدات فوق معیاری را در اختیار ما قرار می‌دهند تا تمایز حالت بروز عیب در تنها یک مولفه با حالت بروز عیب در دو مولفه امکان‌پذیر باشد. بنابراین در این مرحله از جداسازی عیب، ابتدا می‌بایست واریانس‌های محاسبه شده در جدول ۳ بررسی گردند. اگر تعداد ۵ واریانس تغییر محسوسی نکرده‌اند به معنای بروز عیب نوع ۱ می‌باشد، در غیر اینصورت عیب دارای طبقه دیگری می‌باشد. در صورت رخداد عیب نوع ۱، برای تعیین تک مولفه معیوب باید بلافاصله واریانس‌های محاسبه شده در جدول ۲ بررسی گردند. مطابق با این جدول، مولفه متناظر با واریانسی که دارای حداقل مقدار مابین کلیه واریانس‌ها می‌باشد، همان مولفه معیوب است. بعنوان نمونه در حالتی که عیب در su_x رخ می‌دهد، واریانس محاسبه شده در سطر ۱ از جدول ۲ می‌بایست دارای حداقل مقدار باشد. لازم به ذکر است که در حالتیکه عیب از نوع ۱ تشخیص داده شود، نیازی نیست که سایر مراحل در چارت جداسازی عیب چک گردند.

□ عیب نوع ۲: رخداد عیب‌های همزمان در یک مؤلفه از حسگر مغناطیسی و یک مؤلفه از حسگر خورشید

در صورتی که عیب از نوع ۱ نباشد، بررسی‌های این مرحله صورت می‌گیرد. برای این منظور، پس از محاسبه واریانس‌های محاسبه شده در جدول ۳، اگر ملاحظه گردد که فقط یک واریانس دارای تغییرات محسوس نمی‌باشد بدین معنا می‌باشد که دو مولفه درمعرض عیب قرار گرفته‌اند. اگر این واریانس مربوط به سطور ۱ تا ۹ از جدول باشد یک عیب نوع ۲ اعلان می‌گردد (سطور ۱۰ تا ۱۵ مربوط به عیب نوع ۳ است). در این حالت، مولفه‌های متناظر با این واریانس حداقل در جدول فوق همان مولفه‌های معیوب می‌باشند.

جدول۳: دسته‌بندی روش‌های محاسباتی زوایای اویلر برای عیوب نوع ۲ و ۳

شماره سطر	مولفه‌های معیوب حسگر	روش‌هائی که در آنها مولفه‌ها حضور ندارند
۱	su_x-m_x	YPR_2, YRP
۲	su_x-m_y	YPR_6, YRP_4
۳	su_x-m_z	YPR_6, YRP
۴	su_y-m_x	YPR_5, YRP_2
۵	su_y-m_y	YPR_3, YRP_3
۶	su_y-m_z	YPR_3, YRP_2
۷	su_z-m_x	YPR_4, YPY
۸	su_z-m_y	YPR, YPY
۹	su_z-m_z	YPR, YPY_2
۱۰	su_x-su_y	YPR_2, YRP
۱۱	su_x-su_z	YPR_6, YRP_4
۱۲	su_y-su_z	YPR_6, YRP
۱۳	m_x-m_y	YPR_5, YRP_2
۱۴	m_x-m_z	YPR_3, YRP_3
۱۵	m_y-m_z	YPR_3, YRP_2

□ عیب نوع ۳: رخداد عیب در دو مؤلفه از یک حسگر

همانطور که در بخش قبل توضیح داده شد، پس از اینکه این موضوع تأیید گردید که تنها یک واریانس حداقل گردیده است، به معنای رخداد عیب در دو مؤلفه از حسگرها می‌باشد. اگر این واریانس متناظر با سطرهای ۱۰ تا ۱۵ از جدول ۳ باشد، عیب نوع ۳ اعلان می‌گردد. این موضوع بدین معنی می‌باشد که دو مولفه معیوب، به یک حسگر (حسگر خورشید یا حسگر مغناطیسی) تعلق دارند.

□عیب نوع ۴: رخداد عیب در بیش از دو مؤلفه از حسگرها

یک عیب نوع ۴ در صورتی اعلان می‌گردد که به هیچ یک از انواع ۱، ۲ و ۳ تعلق نداشته باشد. توجه گردد که در این حالت امکان تعیین مؤلفه‌های معیوب وجود ندارد و صرفا معیوب بودن بیش از دو مؤلفه اعلان می‌گردد. بنابراین، ست شدن پرچم اختصاص داده شده برای این منظور گویای این واقعیت می‌باشد.

۴-۵- الگوریتم اصلاح عیب

همانطور که شکل ۲ نشان می‌دهد، با رخداد عیب، الگوریتم‌های رایج همانند Q قادر به مدیریت عیب حادث شده نبوده و لازم است که تعیین وضعیت توسط راهکارهای تحمل‌پذیر عیب پیشنهاد شده در این مقاله ادامه یابد. برای این منظور وابسته به طبقه یا کلاس عیب (مؤلفه‌های معیوب) یکی از راهکارهای زیر اتخاذ می‌گردند:

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

۱) رخداد عیب در یک مؤلفه از حسگرها: روش پیشنهادی دراین مقاله دارای این قابلیت می‌باشد که در صورت کنار گذاشتن زوایای اویلر واسط ψ_v ، θ_v و φ_v حاصل از روش‌هائی که در آنها مؤلفه معیوب حضور دارد، می‌توان عملیات تعیین وضعیت را همچنان بطور صحیح ادامه داد. برای این منظور تنها کافی است که در هر یک از موارد مؤلفه‌های معیوب موجود در جدول ۲، زوایای اویلر واسط تنها با استفاده از روش‌های موجود در ستون دوم از این جدول محاسبه گردند. طبعا این روش‌ها زوایای اویلر صحیح را تولید می‌کنند چرا که در آنها مولفه‌های معیوب استفاده نگردیده است. شایان ذکر است که برای تخفیف اثر نویز، میانگین زوایای اویلر واسط حاصل از روش‌های محاسباتی مختلف مد نظر قرار گرفته است.

۲) رخداد عیب در دو مؤلفه از یک حسگر: دراینجا نیز از ایده‌ای کاملا مشابه با بند ۱ استفاده می‌گردد؛ با این تفاوت که باید روش‌هائی را برای محاسبه زوایای اویلر انتخاب کرد که شامل هر دو مؤلفه معیوب نباشند. برای این منظور کافی است که از روش‌های موجود در ستون دوم از جدول ۳ (سطرهای ۱ تا ۹) جهت محاسبه زوایای اویلر واسط استفاده نمود.

۳) رخداد عیب در دو مؤلفه از دو حسگر: در این حالت نیز همانند بند ۲ باید از روش‌های موجود در ستون دوم از جدول ۳ (سطرهای ۱۰ تا ۱۵) جهت محاسبه زوایای اویلر واسط استفاده نمود.

۵- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش نتایج شبیه‌سازی جهت صحت‌سنجی الگوریتم‌های طراحی شده ارائه می‌گردند. برای این منظور یک ماهواره سه محوره با مد نرمال و تصویربرداری مد نظر قرار گرفته است. هدف از مد نرمال پایدارسازی ماهواره و قرار گرفتن در یک باند دقت کنترل وضعیت ۱۰ درجه (تعیین وضعیت ۵ درجه) می‌باشد و در مد تصویربرداری ماهواره در یک باند دقت ۱ درجه (تعیین وضعیت ۰/۵ درجه) قرار می‌گیرد که برای محموله‌های سنجشی ماهواره مناسب می‌باشد. در موارد فوق، دقت تعیین وضعیت مورد نیاز نصف دقت کنترل وضعیت لحاظ گردیده است. جدول ۴ کمیت‌های دینامیکی و مشخصات مداری مأموریت در نظر گرفته شده را ارائه می‌دهد. همانطور که ذکر گردید جهت انجام تعیین وضعیت در مد نرمال از حسگرخورشید آنالوگ و حسگر مغناطیسی فلاکس‌گیت به ترتیب با دقت‌های ۳ درجه (سه سیگما) و ۱۲۰ نانوتسلا (سه سیگما) استفاده می‌گردند. در مد تصویربرداری، حسگر خورشید دیجیتال با دقت ۰/۳ درجه جایگزین حسگر خورشید آنالوگ می‌گردد تا بتوان دقت تعیین وضعیت مد تصویربرداری را فراهم کرد. برای انجام شبیه‌سازی عدم‌قطعیت‌های موجود در جدول ۵ در نظر گرفته شده‌اند.

جدول ۴: مشخصات مداری مأموریت و کمیت‌های دینامیکی مورد نیاز

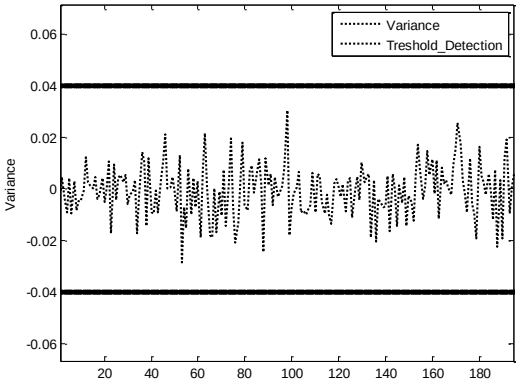
پارامتر	مقدار
ارتفاع مداری	700 Km
شیب مداری	55°
زاویه گره صعود	4°
ممان‌های اینرسی ماهواره	$I_x = 5kg.m^2, I_y = 5kg.m^2,$ $I_z = 1.5kg.m^2$

جدول ۵: عدم‌قطعیت‌های منظور شده در زیر سیستم تعیین وضعیت

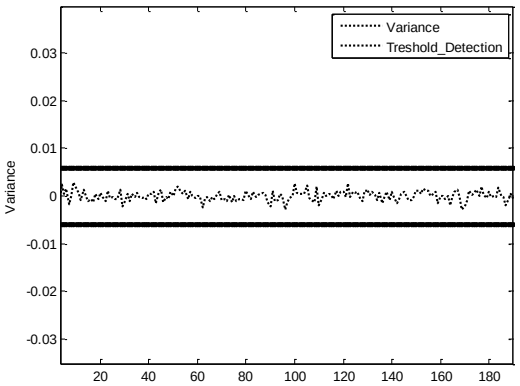
کمیت دینامیکی یا مشخصه مد نظر	میزان عدم‌قطعیت منظور شده
خطای ممان اینرسی ماهواره	٪۱۰
خطای ممان اینرسی چرخ‌های عکس‌العملی	٪۱۰
خطای نصب حسگرها	۰/۱ درجه
خطای شیب مداری	۰/۱ درجه

قبل از بیان سناریوی طراحی شده در ابتدا باید حدود آستانه مناسب برای الگوریتم‌های پیشنهادی انتخاب گردند. برای این منظور باید تغییرات میانگین واریانس‌ها در دو حالت مود نرمال و تصویربرداری در شرایطی که عیب در حسگرها رخ نداده‌اند نمایش داده شده و برای هر مورد حد آستانه مناسب اختیار گردند. شکل ۶ مقدار میانگین واریانس‌ها برای مود نرمال در حالتی که عیب در حسگرها رخ نداده است را نشان می‌دهد. در این شکل، تغییرات میانگین واریانس‌ها ناشی از اندازه‌گیری‌های نویزی حسگرها می‌باشند. همانطور که ملاحظه می‌گردد، حد آستانه بگونه‌ای انتخاب شده است که بتوانیم اثرات ناشی از عیب حسگرها را از اثرات ناشی از نویز آنها تفکیک نمائیم که برای این منظور مقدار $0.04(\deg^2)$ اختیار شده است. شکل ۷ نیز مقدار میانگین واریانس‌ها برای مود تصویربرداری را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه در این حالت حسگر خورشید دیجیتال دارای خطای خروجی کمتری می‌باشد، میانگین واریانس‌ها نیز دارای محدوده تغییرات کمتری می‌باشد. مقدار حد آستانه در این حالت برابر $0.006(\deg^2)$ منظور گردیده است. همانطور که انتظار می‌رود چون حسگر خورشید آنالوگ با دقت کمتری در مود نرمال استفاده گردیده است، دارای سطح نویز بالاتری بوده که در شبیه‌سازی‌های فوق نیز قابل رؤیت است. با انجام شبیه‌سازی‌های متعدد می‌توان نشان داد که ۱۷ پریود نمونه‌برداری (علاوه بر تعداد پریود نمونه‌برداری مورد نیاز برای تشخیص عیب) جهت تحلیل واریانس‌ها و انتخاب واریانس حداقل مورد نیاز است.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]



شکل ۶: مقدار حد آستانه و مقدار میانگین واریانس‌ها در غیاب عیب حسگرها برای مود نرمال



شکل ۷: مقدار حد آستانه و مقدار میانگین واریانس‌ها در غیاب عیب حسگرها برای مود تصویربرداری

در شبیه‌سازی‌های انجام شده پرچم‌های F_1، F_2، F_3 و F_4 مورد استفاده قرار گرفته‌اند. F_1 برای اعلان رخداد عیب در زیرسیستم تعیین وضعیت اختصاص داده شده است که توسط مکانیزم تشخیص عیب مقداردهی می‌گردد. F_2 برای مرحله جداسازی عیب اختصاص داده شده است که مطابق با جدول ۶ برای نشان دادن نوع عیب مقداردهی می‌گردد. پس از تعیین نوع عیب، المان‌های معیوب از حسگرها باید تعیین گردند. پرچم F_3 برای این منظور اختصاص داده شده است و مطابق با جدول ۷ برای انواع عیوب مختلف مقداردهی می‌گردد. در نهایت، پرچم F4 یک رخداد عیب نوع چهارم را نشان می‌دهد. در ادامه سناریوهای عملیاتی برای ارزیابی عملکرد الگوریتم‌ها ارائه گردیده‌اند.

سناریوی اول- ارزیابی عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت در حالت صحت حسگرها: در این سناریو فرض می‌گردد که هیچ‌یک از حسگرها دارای اختلال نمی‌باشند. در این شرایط همانطور که پیشتر در شکل ۲ به آن اشاره گردید تعیین وضعیت توسط الگوریتم Q صورت می‌گیرد. برای این منظور پریود زمانیِ برابر با یک دوره مداری ماهواره مد نظر قرار گرفته است که از زمان $t = 0\sec$ تا $t = 6000\sec$ (برابر با یک دور چرخش ماهواره) گسترشِ یافته است. همچنین فرض می‌گردد که از

جدول ۶: پرچم F_2 و مقادیر اختصاص داده شده به آن

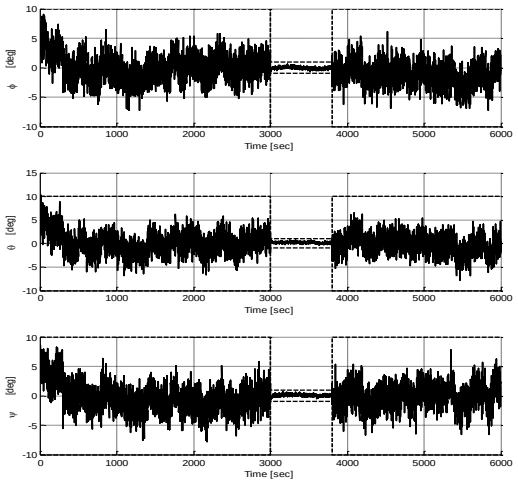
مقادیر اختصاصی به پرچم F_2	نوع عیب	توضیح نوع عیب
۱	عیب نوع ۱	رخداد عیب در تنها یک مولفه از یک حسگر
۲	عیب نوع ۲	رخداد عیب در یک مولفه از حسگرخورشید و یک مولفه از حسگر مغناطیسی
۳	عیب نوع ۳	رخداد عیب در دو مولفه از حسگر خورشید و یا دو مولفه از حسگر مغناطیسی

جدول ۷: پرچم F_3 و مقادیر اختصاص داده شده به آن

نوع عیب (مقدار پرچم F_2)	مقدار اختصاصی به پرچم F_3	مؤلفه‌های معیوب حسگرها
نوع ۱	۱	su_x
	۲	su_y
	۳	su_z
	۴	m_x
	۵	m_y
	۶	m_z
نوع ۲	۱	su_x -m_x
	۲	su_x -m_y
	۳	su_x -m_z
	۴	su_y -m_x
	۵	su_y -m_y
	۶	su_y -m_z
	۷	su_z -m_x
	۸	su_z -m_y
	۹	su_z -m_z
نوع ۳	۱	su_x -su_y
	۲	su_x -su_z
	۳	su_y -su_z
	۴	m_x -m_y
	۵	m_x -m_z
	۶	m_y -m_z

لحظه $t = 3000\sec$ تا لحظه $t = 3600\sec$ (به مدت ده دقیقه) ماهواره در حال تصویربرداری می‌باشد. در خارج از زمان‌های فوق ماهواره در مد نرمال خواهد بود. شکل ۸ زوایای وضعیت ماهواره در حالتی که حسگرها سالم هستند را نشان می‌دهد. همانطور که عنوان گردید در مد نرمال از حسگرهای خورشید آنالوگ و حسگر مغناطیسی فلاکس گیت و در مد تصویربرداری از حسگرهای خورشید دیجیتال و حسگر مغناطیسی فلاکس گیت استفاده گردیده‌اند. شکل فوق نشان می‌دهد که با استفاده از الگوریتم Q در مود نرمال نیازمندی ۵ درجه در کلیه زوایا و در مد تصویربرداری نیازمندی ۰/۵ درجه محقق شده است. در این شکل ملاحظه می‌گردد که با حضور حسگر خورشید دیجیتال به جای حسگر آنالوگ، دقت تعیین وضعیت حدود ده برابر بهتر شده است که مورد انتظار می‌باشد.

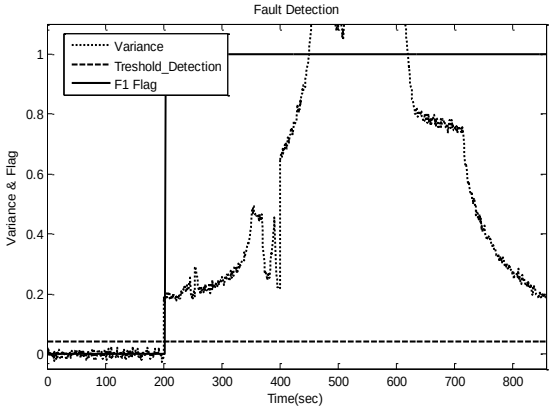
[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]



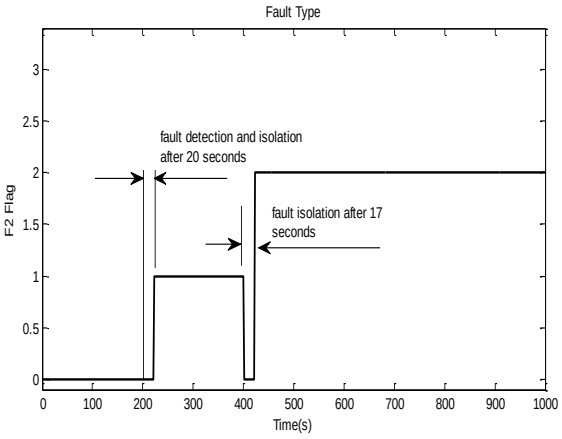
شکل ۸: سناریوی تعیین وضعیت در حالت سالم بودن حسگرها

این شبیه‌سازی در واقع مدلسازی صورت گرفته برای ماهواره و حسگرها و همچنین عدم‌قطعیت‌های مرتبط را مورد تأیید قرار می‌دهد. در سناریوی‌های بعد، عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت برای حالت‌های رخداد عیب ارزیابی می‌گردند. در این سناریوها نشان داده می‌شود که الگوریتم Q در مواقع رخداد عیب عملکرد مطلوب خود را از دست می‌دهد.

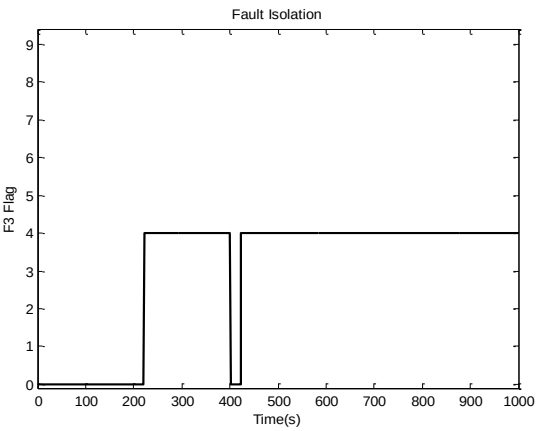
سناریوی دوم- ارزیابی عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت در حالت رخداد عیب در مد نرمال: در این مد از حسگرهای خورشید آنالوگ و حسگر مغناطیسی فلاکس گیت استفاده می‌گردد. در این سناریو فرض می‌گردد که یک عیب از نوع بایاس با اندازه 2000nT در مولفه x از حسگر مغناطیسی در ثانیه $t = 200\sec$ در مود نرمال رخ می‌دهد. پس از آن در زمان $t = 400\sec$ عیب دیگری از نوع بایاس با بزرگی 3° در مولفه y از حسگر خورشید رخ می‌دهد. قابل توجه است که با اعمال عیوب فوق، عملکرد الگوریتم‌ها هم برای حالت رخداد عیب در یک مؤلفه و هم در دو مؤلفه از دو حسگر مختلف ارزیابی می‌گردد. در ابتدا قابلیت‌های تشخیص و جداسازی عیب از زیرسیستم تعیین وضعیت طراحی شده ارزیابی می‌گردند. شکل ۹ نشان می‌دهد که پس از بروز اولین عیب، حداقل واریانس زوایای اویلر واسط به میزان قابل ملاحظه‌ای تغییر یافته‌اند. بنابراین F_1 در زمان $t = 203\sec$ ست شده است و پس از آن در این وضعیت باقی مانده است. دقت گردد که سه ثانیه زمان مورد نیاز است تا عملیات تشخیص عیب صورت گیرد. بر این اساس، مکانیزم تشخیص عیب به درستی عمل کرده است و مکانیزم جداسازی عیب در مرحله ۱ باید اجرا گردد.



شکل ۹: تشخیص عیب در سناریوی ۲ با استفاده از تغییر مقدار واریانس



(الف)

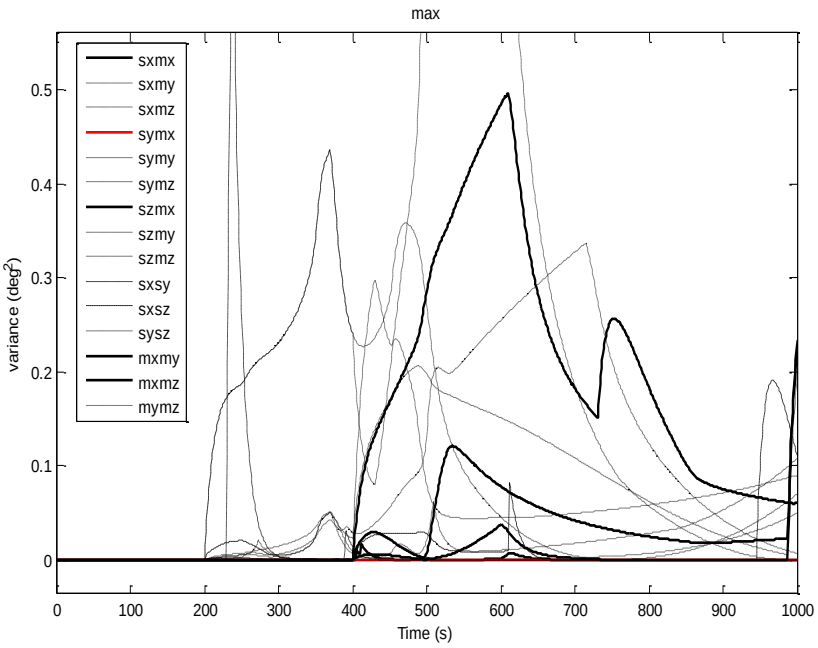


(ب)

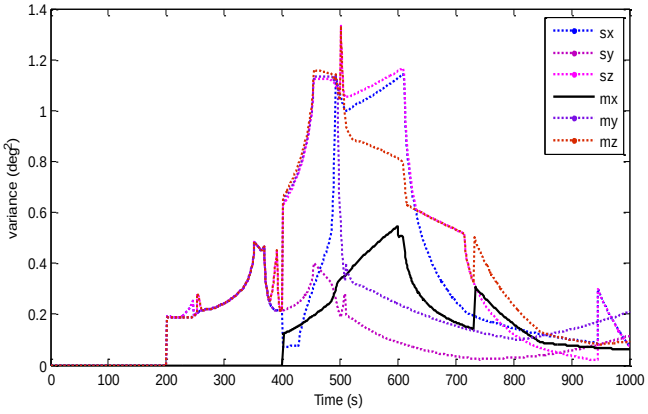
شکل (۱۱) مقادیر اختصاص داده شده به پرچم‌ها الف) F_2 ب) F_3 در سناریوی ۲

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]

[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]



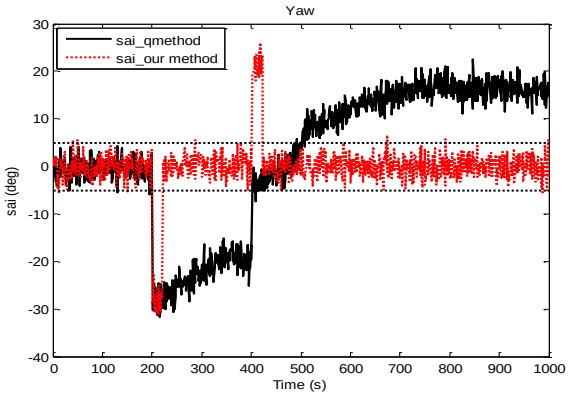
شکل ۱۰: واریانس دو مؤلفه‌ای در سناریوی ۲



شکل ۱۲: واریانس‌های تک‌مؤلفه‌ای در سناریوی ۲

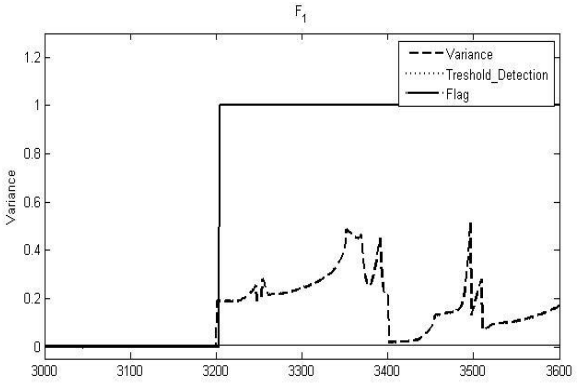
شکل ۱۰ واریانس‌های محاسبه شده در جدول ۳ را نشان می‌دهد. در این شکل، مابین زمان‌های $t=200\sec$ و $t=400\sec$ ،تعداد پنج واریانس (خطوط پر) تغییر نکرده‌اند (تقریبا صفر می‌باشند). این موضوع بدین معنی می‌باشد که در این بازه تنها یک مولفه از مجموعه کل مولفه-های حسگرها معیوب گردیده است (مطابق با طراحی صورت گرفته در بخش ۴-۴). بنابراین مقدار ۱ به پرچم F_2 (عیب نوع ۱، قسمت الف از شکل ۱۱) در زمان $t=220\sec$ اختصاص داده شده است (شامل سه دوره نمونه‌برداری برای تشخیص عیب و۱۷ دوره نمونه‌برداری برای جداسازی عیب). واریانس‌های موجود در شکل ۱۲(همان واریانس‌های جدول ۲) نشان می‌دهند که مولفه m_x معیوب است (خط پر سیاه که نشان می‌دهد دارای حداقل مقدار است) و لذا در بازه زمانی مربوطه، پرچم F_3 دارای مقدار۴ گردیده است (قسمت ب از شکل ۱۱) که با توجه به تخصیص مقادیر موجود در جدول ۷ به درستی مقداردهی شده است. با مراجعه مجدد به شکل ۱۰ ملاحظه می‌گردد که پس از زمان $t=400\sec$، فقط یک واریانس بطور قابل ملاحظه تغییر نکرده است (خط پر قرمز که متناظر با مولفه‌های m_x-su_y می‌باشد). این موضوع بدین معنی می‌باشد که از این لحظه به بعد دو مولفه فوق دچار اختلال شده‌اند. بنابراین مقدار ۲ به پرچم F_2 اختصاص داده شده است (عیب نوع ۲) و مقدار ۴ به پرچم F_3 داده شده است (شکل ۱۱) که مولفه‌های فوق را بعنوان داده‌های معیوب نشان می‌دهد. شکل ۱۳زوایای اویلر حاصل از روش Q را نشان می‌دهد که پس از وقوع عیب به نتایج نادرستی منجر گردیده است. اما پس از سوئیچ بر روی مکانیزم اصلاح عیب پیشنهادی، زوایای اویلر به درستی اصلاح گردیده‌اند و مجددا به باند مطلوب ۵ درجه برای مد نرمال بازگشته‌اند. بر این اساس پس از طی شرایط گذرا و قبل از شروع مود تصویربرداری زوایای وضعیت به سوی مقادیر واقعی میل کرده‌اند و ماهواره علی‌رغم بروز عیب آماده تصویربرداری می‌باشد. توجه گردد که به دلیل کمبود فضا، در شکل ۱۳ فقط یکی از زوایای اویلر نمایش داده شده‌اند. برای سایر زوایا نیز نتایج مشابهی بدست آمده است.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

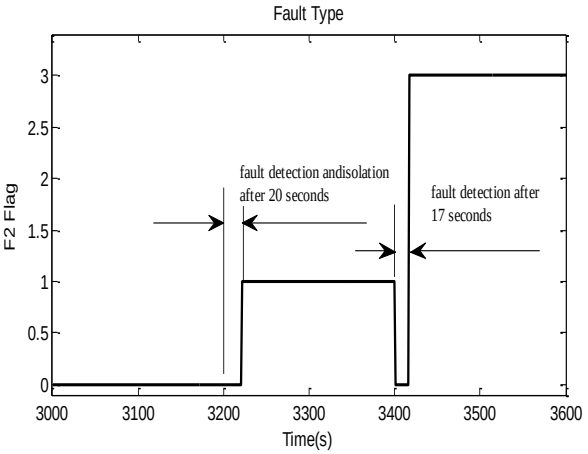


شکل ۱۳:عملکرد الگوریتم اصلاح عیب در سناریوی ۲

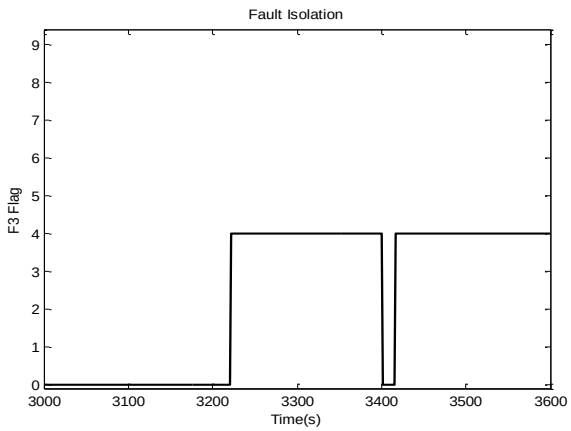
سناریوی سوم- ارزیابی عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت در حالت رخداد عیب در مد تصویربرداری: در این سناریو از حسگر خورشید دیجیتال به جای حسگر خورشید آنالوگ استفاده می‌گردد. پیش از این عنوان گردید که تصویربرداری ماهواره مابین زمان‌های ۳۰۰۰ تا ۳۶۰۰ ثانیه رخ می‌دهد؛ بنابراین عیوب حادث شده در این محدوده زمانی خواهند بود. در این سناریو فرض می‌گردد که یک عیب از نوع بایاس با بزرگی 2000nT در مولفه x از حسگر مغناطیسی در ثانیه $t = 3200\text{sec}$ در مود تصویربرداری رخ می‌دهد. پس از آن در زمان $t = 3400\text{sec}$ عیب دیگری با بزرگی 2500nT در مولفه y از این حسگر رخ می‌دهد. بنابراین الگوریتم‌ها در این سناریو در حالت رخداد دو مؤلفه معیوب در یک حسگر ارزیابی می‌گردند. شکل ۱۴ نشان می‌دهد که پس از بروز اولین عیب، حداقل واریانس زوایای اویلر واسط به میزان قابل ملاحظه‌ای تغییر یافته‌اند. این موضوع نشان می‌دهد که پس از زمان $t = 3200\text{sec}$ حسگرهای تعیین وضعیت با عیب مواجه شده‌اند و لذا F_1 پس از ۳ دوره نمونه‌برداری تریگر شده است. مشابه با حالت نرمال، شکل‌های ۱۵ و ۱۶ نحوه جداسازی مولفه‌های معیوب را نشان می‌دهند که دارای تحلیلی مشابه سناریوی قبل می‌باشد. مقدار پرچم F_2 در شکل ۱۶ نشان می‌دهد که به درستی ابتدا عیب نوع ۱ و سپس عیب نوع ۳ اعلان گردیده است. مقدار پرچم F_3 نیز نشان می‌دهد که ابتدا مولفه m_x و سپس مولفه‌های m_x و m_y به عنوان مولفه‌های معیوب معرفی گردیده‌اند. شکل ۱۷ به طریقی دیگر رخدادهای عیب متوالی در بازه تصویربرداری را نمایش می‌دهد. ملاحظه می‌گردد که پس از انجام جبران‌سازی‌های مورد نیاز، زوایای اویلر به درستی اصلاح گردیده‌اند و مجددا به باند مطلوب ۰/۵ درجه بازگشته‌اند در حالیکه در روش Q زوایا دارای انحراف شدیدی می‌باشند. همچنین ذکر این نکته مهم است که کل پروسه تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب حتی قبل از اتمام زمان تصویربرداری به پایان می‌رسد که برای یک مأموریت فضائی حائز توجه است.



شکل ۱۴: تشخیص عیب در سناریوی ۳ با استفاده از تغییر مقدار واریانس



(الف)

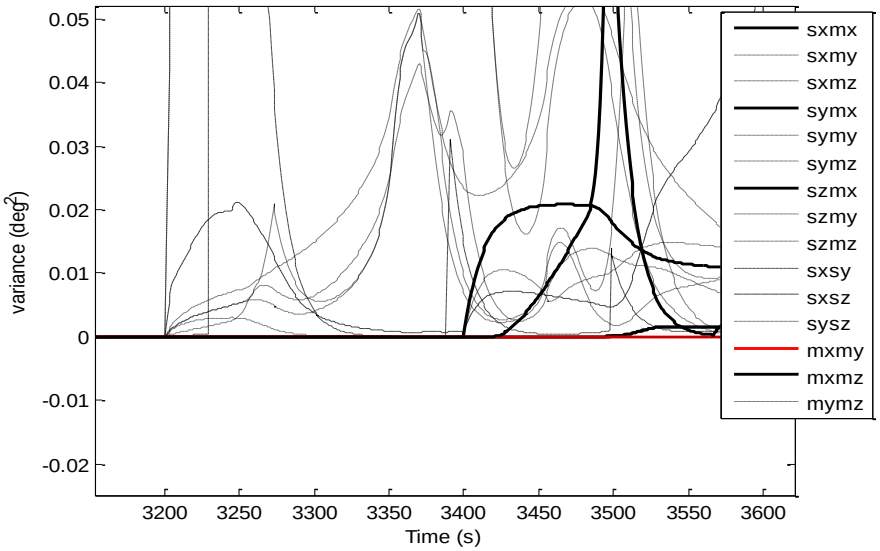


(ب)

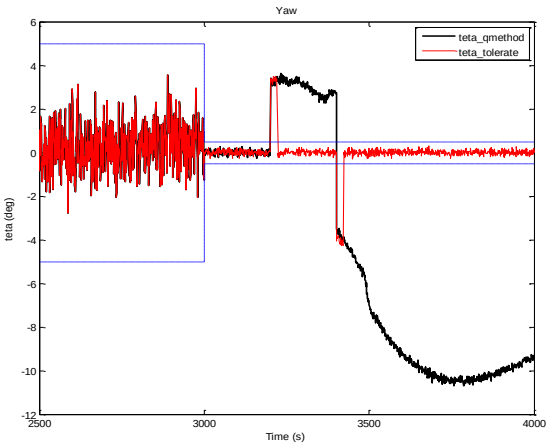
شکل ۱۶: مقادیر اختصاص داده شده به پرچم‌ها الف) F_2 ب) F_3 در سناریوی ۳

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]

[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]



شکل ۱۵: واریانس‌های دو مؤلفه‌ای در سناریوی ۳



شکل ۱۷: عملکرد الگوریتم اصلاح عیب در سناریوی ۳

شبیه‌سازی‌های صورت گرفته در این بخش نشان دادند که راهکار پیشنهادی در این مقاله نه تنها دارای قابلیت اعلان رخداد عیب در زیرسیستم است بلکه منشأ آن و دسته‌بندی عیوب را نیز انجام می‌دهد که الگوریتم‌های سنتی فاقد چنین قابلیتی می‌باشند. همچنین برای تمامی موارد خرابی‌های احتمالی، راهکارهای اصلاح‌کننده قرار داده شده است. توجه شود که تمامی این راهکارها نرم‌افزاری بوده که بدون نیاز به حسگر یدک افزایش قابلیت اطمینان را در پی خواهد داشت.

۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله ایده جدیدی جهت تشخیص عیب در زیرسیستم تعیین وضعیت پیشنهاد گردیده است که مبتنی بر استخراج ماتریس‌های دوران و روش‌های متنوع برای محاسبه زوایای اویلر می‌باشد. همانطور که نتایج موجود در این مقاله نشان دادند، با استفاده از راهکار فوق، نه تنها امکان اعلان وقوع عیب در زیرسیستم می‌باشد بلکه قابلیت دسته‌بندی عیوب نیز موجود می‌باشد. برای این منظور چهار طبقه عیب منظور گردیده است که حسگر معیوب و عوامل ایجاد عیب در آن را تعیین می‌کنند. با توجه به اینکه هدف غائی این مقاله افزایش قابلیت اطمینان زیرسیستم تعیین وضعیت در حد استانداردهای فضائی می‌باشد، برای حالت‌های رخداد عیب احتمالی راهکارهای اصلاحی در نظر گرفته شده است که البته روش‌های سنتی فاقد این قابلیت می‌باشند. در این راستا پس از رخداد عیب، سیستم بطور خودکار بر روی الگوریتم‌های طراحی شده سوئیچ می‌گردد و شرایط محاسبه صحیح زوایای وضعیت را فراهم می‌آورد. توجه گردد که کلیه روش‌های فوق، کاملا نرم‌افزاری بوده که هیچ‌گونه حسگر یدک یا سخت‌افزار مضاعف را طلب نمی‌کند. در ادامه کار مقاله پیشنهاد می‌گردد که برای حالت رخداد عیب در بیش از دو مؤلفه نیز راهکار ارائه گردد. همچنین ایده ارائه شده را برای سایر انواع حسگرها نیز تعمیم داد.

مراجع

[1] J. F.Castet and J. H. Saleh, “Satellite and satellite subsystems reliability: Statistical data analysis and modeling,” Reliability Engineering and System Safety, vol. 94, pp. 1718-1728, 2009.

[2] I. Hwang and S. Kim, 2010, “A Survey of Fault Detection, Isolation and Reconfiguration Methods,” IEEE Trans. on Control Systems Technology, vol. 18, No 3, pp. 636-653.

[3] M. Steinberg, “Historical overview of research in reconfigurable flight control,” Proc. of IMechE, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 219, pp. 263–275, 2005.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]

[4] M. Blanke, R. Izadi-zamanababdi, S.A. Bogh and C. P. Lunnau, "Fault Tolerant Control Systems-A Holistic View," Control Engineering Practice, vol. 5, No. 5, pp. 693-702, 1997.

[5] R. Izadi-zamanababdi and M. Straosweicki, "A Structural Analysis Method Formulation for Fault Tolerant Control System Design," 39th IEEE Conference on Decision and Control, pp. 4901-4902, 2000.

[6] Andrews S. F. and Morgenstern W. M., 2005, "Attitude Control System Design for the Solar Dynamics Observtory," Flight Mechanics Symposium.

[7] K. Svartveit, "Attitude Determination of the NCUBE Satellite," Master Thesis, NTNU University, Norway, 2003.

[8] E. Napoleon and B. Cornejo,"Fault Detection for Delfi Nanosatellite Programme," Master Thesis, Delf University, Netherlands, 2009.

[9] F.N. Pirmoradi, F. Sassani and C.W.D. Silva, "Fault Detection and Diagnosis in a Spacecraft Attitude Determination System," Acta Astronautica, vol. 65, pp. 710–729, 2009.

[10] A. Okatan, C. Hajyev and U. Hajiyeva, "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, pp. 411–416, 2007.

[11] K. Xiong, C.W. Chan and H.Y. Zhang, "Detection of Satellites Attitude Sensor Faults using the UKF," IEEE Trans. on Aerospace and Electronics Systems, vol. 43, no. 2, pp. 480–491, 2007.

[12] H.E. Soken and C. Hajiyev, "Pico Satellite Attitude Estimation via Robust Unscented Kalman Filter in the presence of measurement faults," ISA Transactions, vol. 49, 249-256, 2010.

[13] Y. Jiang, Q. Hu and G. Ma, "Adaptive Backstepping fault-tolerant control for flexible spacecraft with unknown bounded disturbances and actuator failures," ISA Transactions, vol. 49, pp. 57-69, 2010.

[14] H. E. Soken, C. Hajiyev and S.I. Sakai, "Robust Kalman Filtering for Small Satellite Attitude Estimation in the Presence of Measurement Faults," European Journal of Control, vol. 20, issue 2, pp. 64-72, 2014.

[15] J. K. Lim and C.G. Park, "Satellite Fault Detection and Isolation Scheme with Modified Adaptive Fading EKF," Journal of Electrical Engineering & Technology, vol. 9, pp. 742-751, 2014.

[16] N. Venkateswaran, M.S. Siva and P.S. Goel, "Analytical Redundancy Based Fault Detection of Gyroscopes in Spacecraft Applications," Acta Astronautica, vol. 50, no 9, pp. 535-545, 2002.

[17] J. Li, C.W. Chan and H.Y. Zhang, "Asymptotic Local Approach in Fault Detection Based on Predictive Filters," Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 28, no. 6, pp. 1112-1122, 2005.

[18] H.A. Talebi and K. Khorasani, "An Intelligent Sensor and Actuator Fault Detection and Isolation Scheme for Nonlinear Systems," Proc. of the 46th IEEE Conference on Decision and Control, New Orleans, LA, USA, pp. 2620-2625, 2007.

[19] R. Wang, Y. Cheng and M. Xu,"Analytical Redundancy Based Fault Diagnosis Scheme for Satellite Attitude Control Systems," Journal of Franklin Institute, vol. 352, issue 5, pp. 1906-1931, 2015.

[20] Q. Wu and M. Saif, "Robust Fault Diagnosis of a Satellite System Using a Learning Strategy and Second Order Sliding Mode Observer," IEEE Systems Journal, vol. 4, no. 1, pp. 112-121, 2010.

[21] J. Zhang, A.K. Swain and S.K. Nguang, "Robust Sensor Fault Estimation Scheme for Satellite Attitude Control Systems," Journal of Franklin Institute, vol. 350, issue 9, pp. 2581-2604, 2013.

[22] W. Jiaolong, C. Zhaohui and J. Rui, "Sensor Fault Tolerant Observer Applied in Satellite Attitude Control," Journal of System Engineering and Electronics, vol. 23, issue 1, pp. 99-107, 2012.

[23] J. Bae and Y. Kim, "Attitude Estimation for Satellite Fault Tolerant System Using Federated Unscented Kalman Filter," Int'l J. of Aeronautical & Space Science, vol. 11, no. 2, pp. 80-86, 2010.

[24] H.X. Le, S. Matunaga, "A Residual Based Adaptive Unscented Kalman Filter for Fault Recovery in Attitude Determination System of Microsatellites," Acta Astronautica, vol. 105, issue 1, pp. 30-39, 2014.

[25] J.R. Wertz, Spacecraft Attitude Determination and Control, Ed. Norwell, MA: Kluwer, 1995.

[26] M. J. Sidi, Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach, Cambridge University Press, New York, 1997.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-09-14]

[DOR: 20.1001.1.20088345.1394.9.3.2.9]