

# طراحی یک زیر سیستم تعیین وضعیت تحمل پذیر عیب خود کار برای ماهواره سه محوره مبتنی بر استخراج ماتریس های دوران مختلف و محاسبه معیارهای واریانسی

مصطفی عابدی<sup>۱</sup>، سعید نصراللهی<sup>۲</sup>

<sup>۱</sup> استادیار، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه شهید بهشتی، mo\_abedi@sbu.ac.ir

<sup>۲</sup> دانشجوی دکتری 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 تحمل پذیر عیب برای یک ماهواره سه محوره می باشد. برای این منظور فرض شده است که تنها داده های حسگرهای خورشید و میدان مغناطیسی در دسترس هستند. با استفاده از الگوریتم طراحی شده می خواهیم یک عملیات پیوسته و مطمئن را برای محاسبه زوایای اوپلر علی رغم رخداد عیب در حسگرهای فوق داشته باشیم. به عبارت دیگر دارای قابلیت تعیین حسگر معیوب و حذف خودکار داده های معیوب از فرایند تعیین وضعیت را داشته باشد. راه حل پیشنهادی در این مقاله یک راهکار مستقل از مدل نوین می باشد که بر مبنای استخراج کلیه دوران های ممکن بین دستگاه های مختصات مداری و بدنه ماهواره می باشد. با محاسبه واریانس های حاصل از این دوران ها و دسته بندی مناسب آنها نشان داده می شود 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 می باشد. 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 می دهد که تحت تأثیر تغییرات دینامیکی و یا عملکرد نادرست عملگرها قرار نمی گیرد و هیچ گونه سخت افزار افزونه را تحمیل نخواهد کرد. در انتهای مقاله با انجام شبیه سازی، عملکرد راهکار پیشنهادی برای سناریوهای مختلف رخداد عیب صحت سنجی می گردد. نتایج بدست آمده خروجی های قابل انتظار از الگوریتم را تأیید می نمایند.

**کلمات کلیدی:** ماهواره سه محوره، تعیین وضعیت، تحمل پذیر 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.

## ۱- مقدمه

پیچیدگی رو به افزایش وسیله‌های فضایی 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 فضایی 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 اوپلر 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 تخمین گرهای همانند فیلترهای کالمن و یا مشاهده گرهای 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 دینامیک-های 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 مغناطیس سنج بکار گرفته شده است و منجر به همگرایی 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

مشاهده گر 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 مشاهده گرهای 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 عدم قطعیت‌های 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. طبیعتاً به دلیل عدم وجود حسگرهایی 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

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 مجدداً 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 اوپلر 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  $Y_o$  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.

## ۳- استخراج زوایای اوپلر از ماتریس‌های دوران

همانطور که در بخش گذشته عنوان گردید، زوایای اوپلر 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 اوپلر می‌باشد. در بحث ما، زوایای اوپلر با زوایای دوران حول محورهای بدنه به ترتیب زیر تعریف می‌گردند:  $\varphi$  حول  $X$ ،  $\theta$  حول  $Y$  و  $\psi$  حول  $Z$  (شکل ۱). بنابراین ماتریس تبدیل  ${}^bT_o$  با انجام ضرب‌های ماتریسی زیر محاسبه می‌گردد [۲۶]:

درجه مورد نظر است. برای زیرسیستم فوق، هدف معرفی یک روش صرفاً نرم‌افزاری است که بتواند جدا از محاسبه معمول زوایای اوپلر، 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 اوپلر با استفاده از این دوران‌ها می‌باشد. با استفاده از این زوایای اوپلر، برخی معیارهای واریانسی محاسبه می‌گردند که میزان تغییرات آنها می‌تواند ملاکی برای اعلان رخداد عیب در حسگرها باشد. این راهکار یک ایده کاملاً مستقل از دینامیک ماهواره بوده که بدون نیاز به دانستن وضعیت عملگرها ماهواره زوایای وضعیت صحیح را محاسبه می‌کند. 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 مؤلفه از حسگرها بررسی می‌گردد. در سطوح دوم و سوم، رخداد عیب در دو مؤلفه از کل حسگرها ارزیابی می‌شود. اگر عیب به هیچ یک از مقوله‌های فوق تعلق نداشت، عیب در حداقل سه مؤلفه از حسگرها روی داده است که به معنای معیوب بودن بیش از ۵۰ درصد از زیر سیستم تعیین وضعیت می‌باشد. در این مقاله همچنین راهکارهایی 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 کوآرتیون  $Q$  [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 مؤلفه‌های 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 بار محاسباتی 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

نیز وجود داشته باشد. بسیاری از الگوریتم های تعیین وضعیت رایج همانند روش های جبری و مبتنی بر کواترنیون (Q) که در مأموریت های مختلف مورد استفاده قرار می گیرند در حالت معمول عملکرد قابل قبولی دارند. اما با رخداد عیب، چون قابلیت تفکیک داده های غلط از حسگرها را ندارند، منجر به تولید زوایای وضعیت غیر معتبر می گردند. بنابراین هدف طراحی یک بسته نرم افزاری تعیین وضعیت بوده که به ترتیب دارای قابلیت های زیر باشد:

- (۱) محاسبه زوایای وضعیت در حالت سالم بودن حسگرها  
 (۲) اعلان رخداد عیب در کل زیرسیستم تعیین وضعیت که "تشخیص عیب" عنوان می گردد.

- (۳) تعیین حسگر معیوب و مولفه های معیوب حسگر که "جداسازی عیب" اطلاق می گردد.

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

- (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 می کشد. در این شکل ملاحظه می گردد که ورودی های تعیین وضعیت، اندازه گیری های حسگر خورشید و حسگر میدان مغناطیسی در دستگاه بدنه و همچنین مدلسازی بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی در دستگاه مداری می باشد. زوایای وضعیت در حالت سالم بودن حسگرها با استفاده از الگوریتم Q محاسبه می گردد. با رخداد عیب، با توجه به اینکه این روش کارایی لازم را نخواهد داشت، سیستم بر روی راهکار پیشنهادی که یک روش تحمل پذیر نسبت به عیب است سوئیچ می گردد. مکانیزم اعلان عیب مبتنی بر استخراج ۲۵ روش مستقل برای محاسبه زوایای اوپلر و ارائه برخی معیارهای واریانسی می باشد. جزئیات مربوط به این الگوریتم در بخش های آتی عنوان می گردد. مرحله بعد، جداسازی عیب بوده که خروجی آن حسگرهای معیوب و داده های معیوب از آنها می باشد. مکانیزم اصلاح عیب پیشنهادی بگونه ای طراحی شده است که این داده های معیوب از فرایند تعیین وضعیت حذف

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

که C بیانگر تابع COS و S بیانگر تابع sin می باشد. مرجع [۲۶] نحوه بدست آوردن ماتریس های  $T_\psi$ ,  $T_\theta$  و  $T_\phi$  را نشان می دهد. در سیستم تعیین وضعیت سه محوره، ماتریس تبدیل فوق، با استفاده از اندازه گیری های حسگرها بدست آورده می شود. با بدست آوردن این ماتریس تبدیل، زوایای اوپلر (خروجی های تعیین وضعیت) با استفاده از مولفه های  $T_\psi$  به شکل زیر محاسبه می گردند:

$$\theta = -\arcsin(T_{13}) \quad (2)$$

$$\phi = a \tan 2(T_{23}, T_{33}) \quad (3)$$

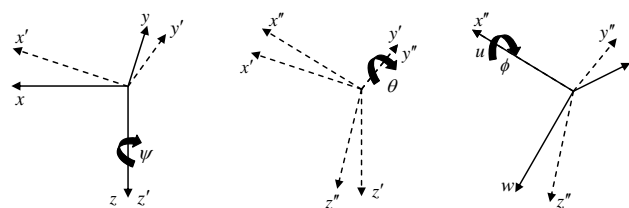
$$\psi = a \tan 2(T_{12}, T_{11}) \quad (4)$$

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

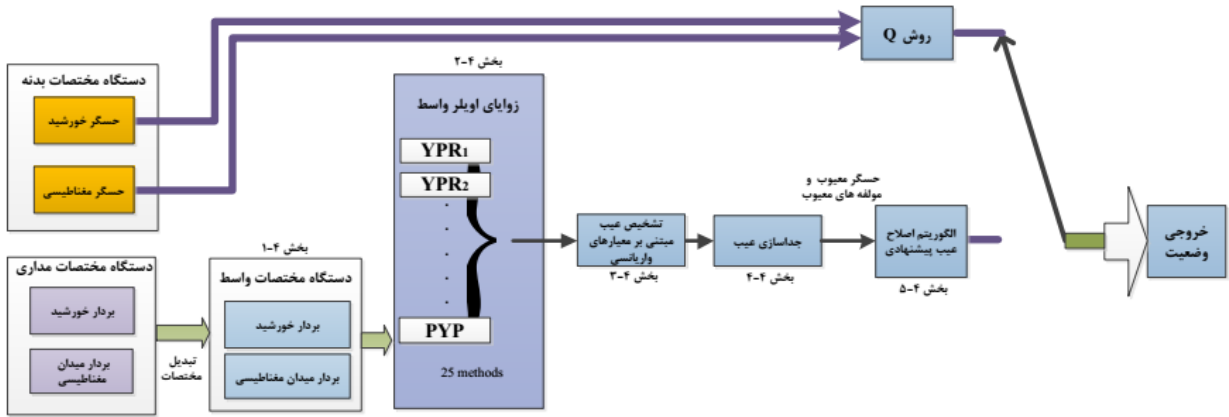
## ۴- طراحی زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل پذیر

### عیب

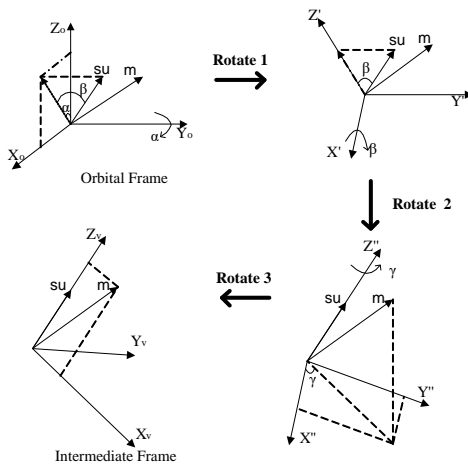
همانطور که پیش از این عنوان گردید، هدف از این مقاله نه تنها محاسبه زوایای وضعیت می باشد بلکه این انتظار وجود دارد که در مواقع رخداد عیب، قابلیت های هشدار و اقدامات اصلاحی خودکار پس از آن



شکل ۱: ارتباط میان زوایای دوران و محوره های دستگاه بدنه



شکل ۲: زیرسیستم تعیین وضعیت طراحی شده



شکل ۳: دوران‌های مورد نیاز 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  $[su_{x0} \ su_{y0} \ su_{z0}]^T$  و  $[m_x \ 0 \ m_y \ 0 \ m_z]^T$  نمایش داده می‌شوند. مولفه‌های بردار خورشید فوق در دستگاه مداری با مدلسازی موقعیت نسی 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  $(b_1 \text{ و } b_3 \text{ در } (۵) \text{ معلوم خواهند بود})$ . بر اساس تعریف دستگاه مختصات واسط فوق، ماتریس تبدیل مابین دستگاه‌های مختصات مداری به بدنه ماهواره مطابق رابطه زیر بدست خواهد آمد:

$$b_o^T = b_v^T \times v_o^T \quad (۶)$$

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 اوپلر 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:

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

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 شکل ۲ 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 اوپلر می‌بایست نسبت به این دستگاه استخراج گردند. در ادامه مقاله به زوایای اوپلر محاسبه شده در این دستگاه، زوایای اوپلر واسط  $\psi_v$ ،  $\theta_v$  و  $\varphi_v$  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

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  ${}^b_v T$  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 اوپلر واسط ارائه می‌گردند.

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

در این بخش می‌بایست کلیه ماتریس‌های دوران مابین 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 اوپلر واسط منتج گردیده که بر اساس آنها برخی معیارهای واریانس 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 اوپلر واسط متناظر با آن بدست آورده می‌شوند. سپس با استخراج سایر ماتریس‌های دوران و مطابقت آنها با ماتریس دوران اصلی فوق، زوایای اوپلر واسط متناظر با آنها نیز محاسبه می‌گردند. ماتریس دوران یاو-پیچ-رول YPR، که با دوران به ترتیب  $\psi_v$  حول  $Z$ ،  $\theta_v$  حول  $Y$  و  $\varphi_v$  حول  $X$  حاصل می‌گردد، دارای ساختار زیر می‌باشد:

$${}^b_v T_{YPR} = \begin{bmatrix} c\theta_v c\psi_v & c\theta_v s\psi_v & -s\theta_v \\ s\varphi_v s\theta_v c\psi_v - c\varphi_v s\psi_v & s\varphi_v s\theta_v s\psi_v + c\varphi_v c\psi_v & s\varphi_v c\theta_v \\ c\varphi_v s\theta_v c\psi_v + s\varphi_v s\psi_v & c\varphi_v s\theta_v s\psi_v - s\varphi_v c\psi_v & c\varphi_v c\theta_v \end{bmatrix} \quad (13)$$

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

$$\begin{aligned} \theta_v &= -\arcsin(su_x) \\ \varphi_v &= \arcsin(su_y / \cos\theta_v) \\ \psi_v &= \arccos([m_x + b_1 \sin\theta_v] / b_3 \cos\theta_v) \end{aligned} \quad (14)$$

همان‌طور که مشخص است، در روش فوق، برای تعیین زوایای اوپلر واسط نیازی به در اختیار داشتن تمامی مؤلفه‌های خروجی حسگرهای وضعیت نمی‌باشد و تنها با مؤلفه‌های  $su_x$ ،  $su_y$  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 اوپلر واسط را استخراج نمود:

که  ${}^b_v T$  ماتریس تبدیل بین دستگاه‌های مختصات واسط و بدنه و  ${}^b_o T$  ماتریس تبدیل بین دستگاه‌های مختصات مداری و واسط می‌باشند.  ${}^b_v T$  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  $\alpha$  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:

$$\alpha = a \tan 2(su_{x_o}, su_{z_o}) \quad (7)$$

(۲) دوران حول محور  $X$  دستگاه دوران یافته به اندازه  $\beta$  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:

$$\beta = a \tan 2(su_{y_o}, \sqrt{su_{x_o}^2 + su_{z_o}^2}) \quad (8)$$

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

(۳) دوران حول محور  $Z$  جدید به اندازه  $\gamma$  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:

$$\gamma = a \tan 2(m'_2, m'_1) \quad (9)$$

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

$${}^b_o T = \begin{bmatrix} c\gamma & s\gamma & 0 \\ -s\gamma & c\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\beta & -s\beta \\ 0 & s\beta & c\beta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\alpha & 0 & -s\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ s\alpha & 0 & c\alpha \end{bmatrix} \quad (10)$$

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

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

$$\begin{bmatrix} su_x & su_y & su_z \end{bmatrix}^T = {}^b_o T \times \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} m_x & m_y & m_z \end{bmatrix}^T = {}^b_o T \times \begin{bmatrix} b_1 & 0 & b_3 \end{bmatrix}^T \quad (12)$$

که  $[m_x \ m_y \ m_z]^T$  خروجی اندازه‌گیری شده توسط حسگر مغناطیسی در دستگاه بدنه و  $[su_x \ su_y \ su_z]^T$  خروجی اندازه‌گیری

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

$$\begin{aligned}\theta_v &= \arcsin(\cos \varphi_1 \sin \theta_1 \cos \psi_1 - \sin \varphi_1 \sin \psi_1) \\ \varphi_v &= \arccos(\cos \varphi_1 \cos \theta_1 / \cos \theta_v) \\ \psi_v &= \arccos(\cos \theta_1 \cos \psi_1 / \cos \theta_v)\end{aligned}\quad (20)$$

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

$$\begin{aligned}\theta_1 &= \arcsin((m_z - b_3 su_z) / b_1) \\ \varphi_1 &= \arccos(su_z / \cos \theta_1) \\ \psi_1 &= \arcsin((Dsu_x - Csy) / (C^2 + D^2))\end{aligned}\quad (21)$$

که

$$\begin{aligned}C &= -\sin \theta_1 \cos \varphi_1 \\ D &= \sin \varphi_1\end{aligned}\quad (22)$$

روش فوق را RPY<sub>2</sub> می‌نامیم. در این حالت نیز می‌توان مطابق با رابطه (۲۰)، زوایای اوپلر واسط را محاسبه نمود. می‌توان نشان داد که دوران RPY تنها به روش‌های محاسباتی فوق‌الذکر منتهی می‌گردند. با بررسی تمامی ۱۲ دوران 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 اوپلر قابل استخراج می‌باشند. در جدول ۱ دوران‌های مختلف و روش‌های محاسبه زوایای اوپلر 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.

### ۳-۴- 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 اوپلر واسط حاصل از تمامی ۲۵ روش به شکل زیر تعریف گردند. استفاده از کل روش‌ها دقت تشخیص عیب را افزایش می‌دهد:

$$\begin{aligned}\varphi_v &= a \tan 2(su_y, su_z) \\ \theta_v &= \arccos(su_y / \sin \varphi_v) \\ \psi_v &= \arccos([m_x + b_1 \sin \theta_v] / b_3 \cos \theta_v)\end{aligned}\quad (15)$$

که در این حالت از سه درایه  $su_x$ ،  $su_y$  و  $su_z$  در تعیین زوایای اوپلر واسط استفاده شده است. روش فوق را YPR<sub>2</sub> 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 PYR, YRP, RPY, PRY, RYP, PYP, PRP, RYR, RPR, YPY 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 اوپلر واسط محاسبه می‌گردند. به عنوان نمونه، در صورتی که از دوران RPY با دوران به ترتیب  $\varphi_1$  حول X،  $\theta_1$  حول Y و  $\psi_1$  حول Z استفاده شود، ماتریس تبدیل آن بصورت زیر خواهد بود:

$${}^b T_{RPY} = \begin{bmatrix} c\theta_1 c\psi_1 & c\varphi_1 s\psi_1 + s\varphi_1 s\theta_1 c\psi_1 & s\varphi_1 s\psi_1 - c\varphi_1 s\theta_1 c\psi_1 \\ -c\theta_1 s\psi_1 & c\varphi_1 c\psi_1 - s\varphi_1 s\theta_1 s\psi_1 & s\varphi_1 c\psi_1 + c\varphi_1 s\theta_1 s\psi_1 \\ -s\theta_1 & -s\varphi_1 c\theta_1 & c\varphi_1 c\theta_1 \end{bmatrix}\quad (16)$$

مطابق با روابط (۱۱)، (۱۲) و (۱۶) زوایای دوران  $\varphi_1$ ،  $\theta_1$  و  $\psi_1$  را می‌توان با استفاده از مولفه‌های  $m_x$ ،  $m_y$ ،  $m_z$  و  $su_z$  به شکل زیر بدست آورد:

$$\begin{aligned}\theta_1 &= -\arcsin((m_z - b_3 su_z) / b_1) \\ \varphi_1 &= \arccos(su_z / \cos \theta_1) \\ \psi_1 &= \arcsin((Bm_x - Am_y) / (A^2 + B^2))\end{aligned}\quad (17)$$

که

$$\begin{aligned}A &= b_3 \cos \theta_1 - b_1 \sin \theta_1 \cos \varphi_1 \\ B &= b_3 \sin \varphi_1\end{aligned}\quad (18)$$

روش فوق را RPY<sub>1</sub> می‌نامیم. در اینجا باید به این نکته مهم توجه کرد که زوایای اوپلر واسط با استفاده از توالی هوافضا بدست آورده می‌شوند. اگر توالی دیگری بکار گرفته شود، زوایای اوپلری که بدست آورده می‌شوند متفاوت از زوایای اوپلر واسط استاندارد می‌باشند. بنابراین زوایای اوپلر باید به زوایای اوپلر واسط تبدیل گردند. برای این منظور، زوایای  $\varphi_1$ ،  $\theta_1$  و  $\psi_1$  حاصل از (۱۷) مطابق با رابطه زیر به زوایای اوپلر واسط استاندارد تبدیل می‌گردند:

$${}^b T_{RPY} = {}^b T_{YPR}\quad (19)$$

و بردارهای مدل را بعنوان ورودی دریافت می‌کنند. در ادامه هر یک از این مراحل به اختصار توضیح داده شده‌اند:

جدول ۱: مولفه‌های موثر در هر یک از روش‌های محاسبه زوایای اوپلر واسط

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

□ 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).

$$\sigma_{\phi_i}^2 = \frac{\sum_{i=1}^{25} (\phi_{v_i} - \bar{\phi}_v)^2}{25} \quad (23)$$

$$\sigma_{\phi_i}^2 = \frac{\sum_{i=1}^{25} (\phi_{v_i} - \bar{\phi}_v)^2}{25} \quad (24)$$

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

در رابطه فوق  $\phi_{v_i}$  زوایای اوپلر محاسبه شده از روش آم بر اساس روابط همانند (۱۷) یا (۲۰) و  $\bar{\phi}_v$  مقدار میانگین زوایای  $\phi_{v_i}$  می‌باشد. در صورتی که حسگر خورشید و یا حسگر مغناطیسی معیوب نباشند، زوایای اوپلر 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 دقیقاً صفر نیستند و در یک باند باریک حول صفر تغییر می‌کنند. وقتی که عیب در مولفه‌های حسگرها رخ می‌دهد، روش‌هایی (جدول ۱) که شامل مولفه‌های معیوب می‌باشند به زوایای اوپلر نادرست منتج می‌گردند. این زوایای اوپلر 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:

$$IF \max(\sigma_{\phi_v}^2, \sigma_{\psi_v}^2, \sigma_{\psi_v}^2) > threshold \quad (26)$$

$\Rightarrow \text{Fault Is Declared}$

#### 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 بطور مکرر 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



|             |  |
|-------------|--|
| مؤلفه معیوب | روش‌هایی که مؤلفه در آنها حضور ندارد                                     |
| $SU_x$      | $RPY_1, YPR_6, YPR_2$<br>$PYP, PRP, PRY_2, RYP_2, YRP_4, YRP_1$          |
| $SU_y$      | $RPY_1, YPR_5, YPR_3$<br>$RYR, RPR, PYR_1, PRY_2, YRP_3, YRP_2$          |
| $SU_z$      | $PYR_1, RYP_2, YPR_4, YPR_1$<br>$PYP, PRP, RYR, RPR, YRY, YPY_2, YPY_1$  |
| $m_x$       | $RPY_2, YPR_5, YPR_4, YPR_2$<br>$YRY, YPY_1, PRY_1, RYP_1, YRP_2, YRP_1$ |
| $m_y$       | $RPY_2, YPR_6, YPR_3, YPR_1$<br>$YRY, YPY_1, PYR_2, PRY_1, YRP_4, YRP_3$ |
| $m_z$       | $YPR_6, YPR_3, YPR_1$<br>$YPY_2, PYR_2, RYP_1, YRP_2, YRP_1$             |

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 مؤلفه  $x$  از حسگر خورشید را نشان می‌دهد:

$$\sigma_{\varphi_{SU_x}}^2 = \frac{\sum \varphi_i (\varphi_i - \bar{\varphi}_{SU_x})^2}{9} \quad (27)$$

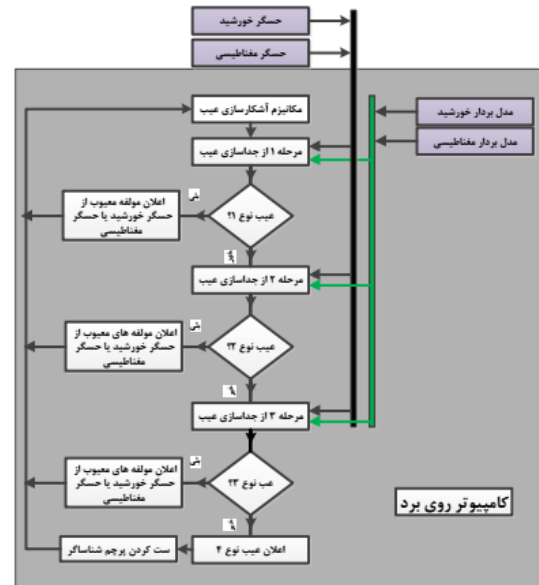
$\varphi_i$  در رابطه فوق باید به ترتیب با  $\{\varphi_{RYP2}, \varphi_{PRY2}, \varphi_{PRP}, \varphi_{PYP}\}$  جایگزین گردد.  $\bar{\varphi}_{SU_x}$  از رابطه زیر بدست آورده می‌شود:

$$\bar{\varphi}_{SU_x} = \frac{\sum \varphi_i}{9} \quad (28)$$

عبارت‌های مشابهی را می‌توان برای  $\sigma_{\varphi_{SU_x}}^2$  و  $\sigma_{\psi_{SU_x}}^2$  بدست آورد که در اینجا از ذکر آنها خودداری می‌گردد. همانطور که جدول ۲ نشان می‌دهد، حداکثر مقدار واریانس‌های فوق بعنوان واریانس متناظر با آن روش مدنظر قرار می‌گیرد.

اگر یک مؤلفه از حسگر خورشید و یک مؤلفه از حسگر مغناطیسی (عیوب نوع ۲) دچار اختلال گردند، در این صورت لازم است که روشهای محاسباتی جستجو گردند که در آنها مؤلفه‌های معیوب ذکر شده حضور نداشته باشند. بعبارت دیگر، روشهایی 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 می‌دهد (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



شکل ۴: 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 مؤلفه 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 مؤلفه‌های حسگرها (عیب نوع ۱) در اثر بروز عیب دچار اختلال گردند، زوایای اوپلر 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 اوپلر واسط  $\theta_v$ ،  $\psi_v$  و  $\varphi_v$  محاسبه شده از ۱۵ روش  $RPY_1, YPR_6, YPR_3, YPR_1, RYP_2, YRP_4, YRP_3, RYP_1, YPR_5, YPR_3, YPR_1, RYR, RPR, PYR_1, PRY_2, YRP_2, YRP_1$  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 مؤلفه‌های 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 اوپلر واسط تولید شده توسط روشهای متناظر (که در ستون دوم از جدول نشان داده شده است) جدول ۲: دسته‌بندی روش‌های محاسباتی زوایای اوپلر برای عیوب نوع ۱

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

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

با بررسی جدول ۳ (که بروز عیب در دو مؤلفه از حسگرها را نشان می دهد) ملاحظه می گردد که اگر عیب در تنها یک مؤلفه از یک حسگر روی دهد، پنج واریانس از تعداد کل ۱۵ واریانس دارای تغییر محسوس نبوده در صورتی که سایر واریانس ها 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، ۴، ۱۰ و ۱۱ از جدول فوق تغییر نمی کنند. در مقابل اگر دو مؤلفه از حسگرها در معرض عیب قرار گیرند، فقط یک واریانس وجود دارد که دارای تغییر محسوس نمی باشد. 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 می دهند تا تمایز حالت بروز عیب در تنها یک مؤلفه با حالت بروز عیب در دو مؤلفه امکان پذیر باشد. بنابراین در این مرحله از جداسازی عیب، ابتدا می بایست واریانس های محاسبه شده در جدول ۳ بررسی گردند. اگر تعداد ۵ واریانس تغییر محسوس نکرده اند به معنای بروز عیب نوع ۱ می باشد، در غیر اینصورت عیب دارای طبقه دیگری می باشد. در صورت رخداد عیب نوع ۱، برای تعیین تک مؤلفه معیوب باید بلافاصله واریانس های محاسبه شده در جدول ۲ بررسی گردند. مطابق با این جدول، مؤلفه متناظر با واریانس که دارای حداقل مقدار مابین کلیه واریانس ها می باشد، همان مؤلفه معیوب است. بعنوان نمونه در حالتی که عیب در  $su_x$  رخ می دهد، واریانس محاسبه شده در سطر ۱ از جدول ۲ می بایست 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 عیب های همزمان در یک مؤلفه از حسگر مغناطیسی و یک مؤلفه از حسگر خورشید

در صورتی که عیب از نوع ۱ نباشد، بررسی های این مرحله صورت می گیرد. برای این منظور، پس از محاسبه واریانس های محاسبه شده در جدول ۳، اگر ملاحظه گردد که فقط یک واریانس دارای تغییرات محسوس نمی باشد بدین معنا می باشد که دو مؤلفه در معرض عیب قرار گرفته اند. اگر این واریانس مربوط به سطور ۱ تا ۹ از جدول باشد یک عیب نوع ۲ اعلان می گردد (سطور ۱۰ تا ۱۵ مربوط به عیب نوع ۳ است). در این حالت، مؤلفه های متناظر با این واریانس حداقل در جدول فوق همان مؤلفه های معیوب می باشند.

جدول ۳: دسته بندی روش های محاسباتی زوایای اویلر برای عیوب نوع ۲ و ۳

| شماره سطر | مؤلفه های معیوب حسگر | روش هایی که در آنها مؤلفه ها حضور ندارند |
|-----------|----------------------|--|
| ۱         | $su_x - m_x$         | YPR <sub>2</sub> , YRP                   |
| ۲         | $su_x - m_y$         | YPR <sub>6</sub> , YRP <sub>4</sub>      |
| ۳         | $su_x - m_z$         | YPR <sub>6</sub> , YRP                   |
| ۴         | $su_y - m_x$         | YPR <sub>5</sub> , YRP <sub>2</sub>      |
| ۵         | $su_y - m_y$         | YPR <sub>3</sub> , YRP <sub>3</sub>      |
| ۶         | $su_y - m_z$         | YPR <sub>3</sub> , YRP <sub>2</sub>      |
| ۷         | $su_z - m_x$         | YPR <sub>4</sub> , YPY                   |
| ۸         | $su_z - m_y$         | YPR, YPY                                 |
| ۹         | $su_z - m_z$         | YPR, YPY <sub>2</sub>                    |
| ۱۰        | $su_x - su_y$        | YPR <sub>2</sub> , YRP                   |
| ۱۱        | $su_x - su_z$        | YPR <sub>6</sub> , YRP <sub>4</sub>      |
| ۱۲        | $su_y - su_z$        | YPR <sub>6</sub> , YRP                   |
| ۱۳        | $m_x - m_y$          | YPR <sub>5</sub> , YRP <sub>2</sub>      |
| ۱۴        | $m_x - m_z$          | YPR <sub>3</sub> , YRP <sub>3</sub>      |
| ۱۵        | $m_y - m_z$          | YPR <sub>3</sub> , YRP <sub>2</sub>      |

□ 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 می باشد. اگر این واریانس متناظر با سطرهای ۱۰ تا ۱۵ از جدول ۳ باشد، عیب نوع ۳ اعلان می گردد. این موضوع بدین معنی می باشد که دو مؤلفه 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 می گردد که به هیچ یک از انواع ۱، ۲ و ۳ تعلق نداشته باشد. توجه گردد که در این حالت امکان تعیین مؤلفه های معیوب وجود ندارد و صرفا معیوب بودن بیش از دو مؤلفه اعلان می گردد. بنابراین، ست شدن پرچم اختصاص داده شده برای این منظور گویای این واقعیت می باشد.

۴-۵- الگوریتم اصلاح عیب

همانطور که شکل ۲ نشان می دهد، با رخداد عیب، الگوریتم های رایج همانند Q قادر به مدیریت عیب حادث شده نبوده و لازم است که تعیین وضعیت توسط راهکارهای تحمل پذیر عیب پیشنهاد شده در این مقاله ادامه یابد. برای این منظور وابسته به طبقه یا کلاس عیب (مؤلفه های معیوب) یکی از راهکارهای زیر اتخاذ می گردند:

جدول ۴: مشخصات مداری مأموریت و کمیت‌های دینامیکی مورد نیاز

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

جدول ۵: عدم قطعیت‌های منظور شده در زیر سیستم تعیین وضعیت

|                                     |                           |
|-------------------------------------|---------------------------|
| کمیت دینامیکی یا مشخصه مد نظر       | میزان عدم قطعیت 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 نماییم که برای این منظور مقدار  $(0.04 \text{ deg}^2)$  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  $(0.006 \text{ deg}^2)$  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 پرپود نمونه‌برداری (علاوه بر تعداد پرپود نمونه‌برداری مورد نیاز برای تشخیص عیب) جهت تحلیل واریانس‌ها و انتخاب واریانس حداقل مورد نیاز است.

۱) رخداد عیب در یک مؤلفه از حسگرها: روش پیشنهادی در این مقاله دارای این قابلیت می‌باشد که در صورت کنار گذاشتن زوایای اویلر واسط  $\psi, \theta, \varphi$  حاصل از روش‌هایی 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. طبق این روش‌ها زوایای اویلر صحیح را تولید می‌کنند چرا که در آنها مؤلفه‌های 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: در اینجا نیز از ایده‌ای کاملاً مشابه با بند ۱ استفاده می‌گردد؛ با این تفاوت که باید روش‌هایی 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.

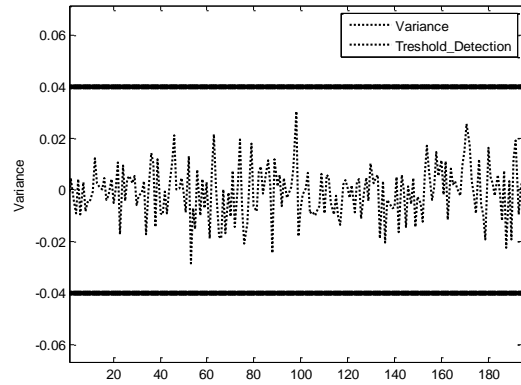
۳) رخداد عیب در دو مؤلفه از دو حسگر: در این حالت نیز همانند بند ۲ باید از روش‌های موجود در ستون دوم از جدول ۳ (سطرهای ۱۰ تا ۱۵) جهت محاسبه زوایای اویلر واسط استفاده نمود.

## 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 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 حسگر خورشید آنالوگ و حسگر مغناطیسی فلاکس گیت 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 عدم قطعیت‌های موجود در جدول ۵ در نظر گرفته شده‌اند.

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

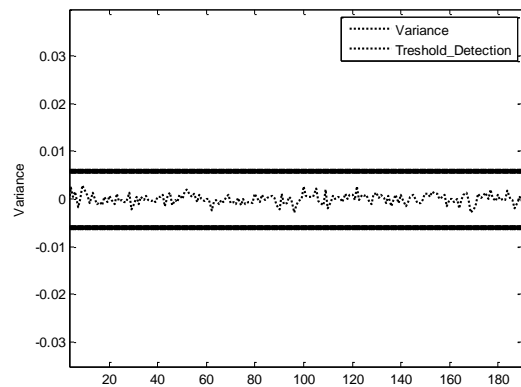
| مقادیر اختصاصی به پرچم $F_2$ | نوع عیب   | توضیح نوع عیب   |
|------------------------------|-----------|---|
| ۱                            | عیب نوع ۱ | رخداد عیب در تنها یک مولفه از یک حسگر                               |
| ۲                            | عیب نوع ۲ | رخداد عیب در یک مولفه از حسگر خورشید 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 |



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

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

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

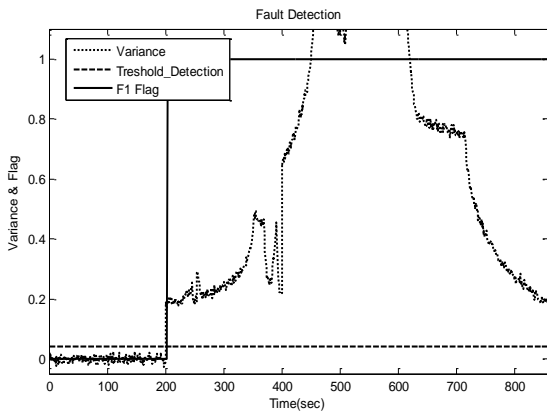


شکل ۷: مقدار حد آستانه و مقدار میانگین واریانس ها در غیاب عیب حسگرها برای مود تصویربرداری

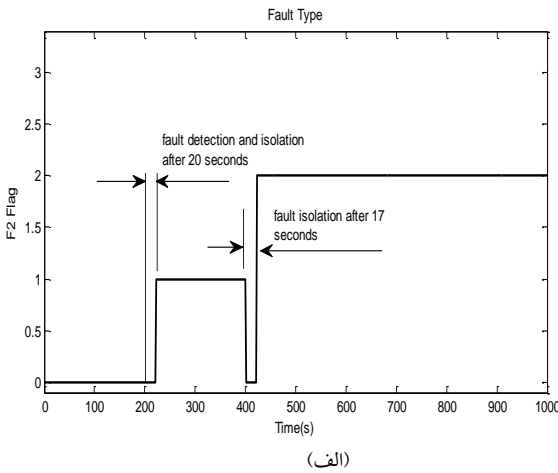
لحظه  $t = 3000\text{sec}$  تا لحظه  $t = 3600\text{sec}$  (به مدت ده دقیقه) ماهواره در حال تصویربرداری می باشد. در خارج از زمان های فوق ماهواره در مد نرمال خواهد بود. شکل ۸ زوایای وضعیت ماهواره در حالتی که حسگرها سالم هستند را نشان می دهد. همانطور که عنوان گردید در مد نرمال از حسگرهای خورشید آنالوگ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

در شبیه سازی های انجام شده پرچم های  $F_1, F_2, F_3$  و  $F_4$  مورد استفاده قرار گرفته اند. برای اعلان رخداد عیب در زیرسیستم تعیین وضعیت اختصاص داده شده است که توسط مکانیزم تشخیص عیب مقداردهی می گردد.  $F_2$  برای مرحله جداسازی عیب اختصاص داده شده است که مطابق با جدول ۶ برای نشان دادن نوع عیب مقداردهی می گردد. پس از تعیین نوع عیب، المان های 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 می گردد. در نهایت، پرچم  $F_4$  یک رخداد عیب نوع چهارم را نشان می دهد. در ادامه سناریوهای عملیاتی برای ارزیابی عملکرد الگوریتم ها ارائه گردیده اند.

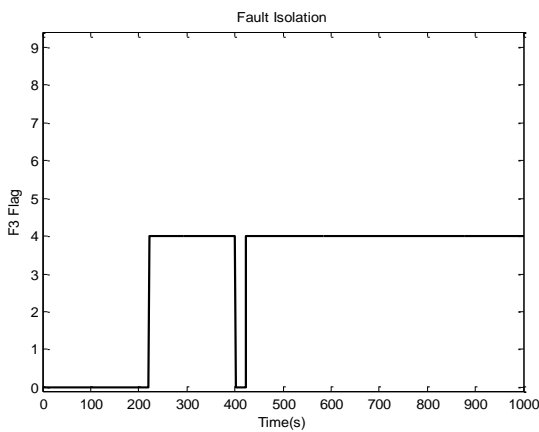
**سناریوی اول - ارزیابی عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت در حالت صحت حسگرها:** در این سناریو فرض می گردد که هیچ یک از حسگرها دارای اختلال نمی باشند. در این شرایط همانطور که پیشتر در شکل ۲ به آن اشاره گردید تعیین وضعیت توسط الگوریتم Q صورت می گیرد. برای این منظور پریود زمانی برابر با یک دوره مداری ماهواره مد نظر قرار گرفته است که از زمان  $t = 0\text{sec}$  تا  $t = 6000\text{sec}$  (برابر با یک دور چرخش ماهواره) گسترش یافته است. همچنین فرض می گردد که از



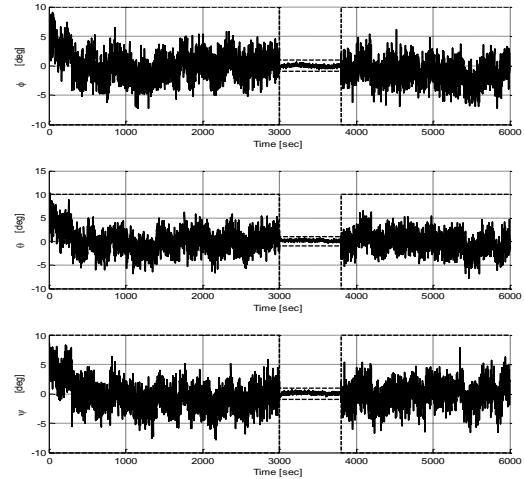
شکل ۹: تشخیص عیب در سناریوی ۲ با استفاده از تغییر مقدار واریانس



(الف)



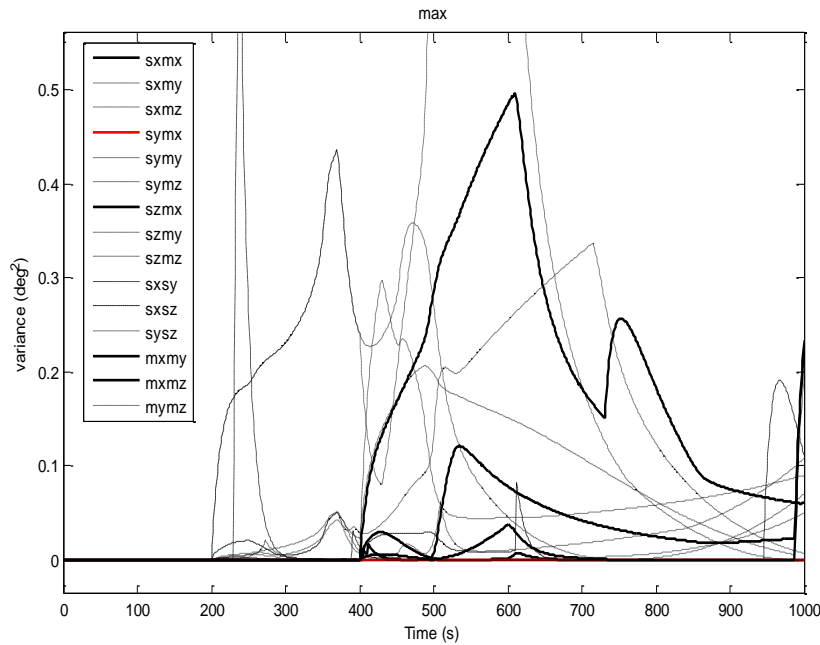
(ب)

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

شکل ۸: سناریوی تعیین وضعیت در حالت سالم بودن حسگرها

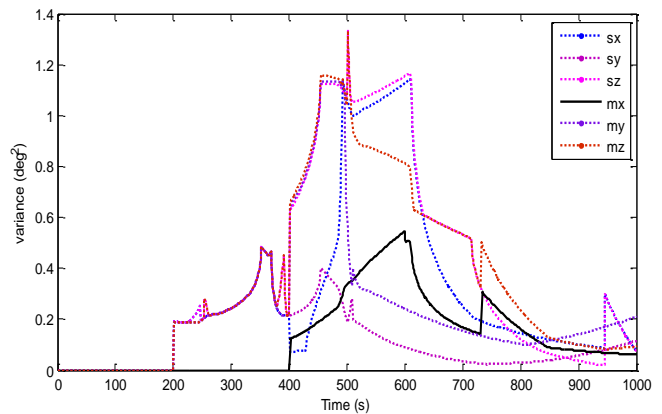
این شبیه‌سازی در واقع مدل‌سازی صورت گرفته برای ماهواره و حسگرها و همچنین عدم قطعیت‌های مرتبط را مورد تأیید قرار می‌دهد. در سناریوی‌های بعد، عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت برای حالت‌های رخداد عیب ارزیابی می‌گردند. در این سناریوها نشان داده می‌شود که الگوریتم Q در مواقع رخداد عیب عملکرد مطلوب خود را از دست 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  $t = 200\text{sec}$  در مود نرمال رخ می‌دهد. پس از آن در زمان  $t = 400\text{sec}$  عیب دیگری از نوع بایاس با بزرگی  $3^\circ$  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 اوایلر واسط به میزان قابل ملاحظه‌ای تغییر یافته‌اند. بنابراین  $F_1$  در زمان  $t = 203\text{sec}$  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.



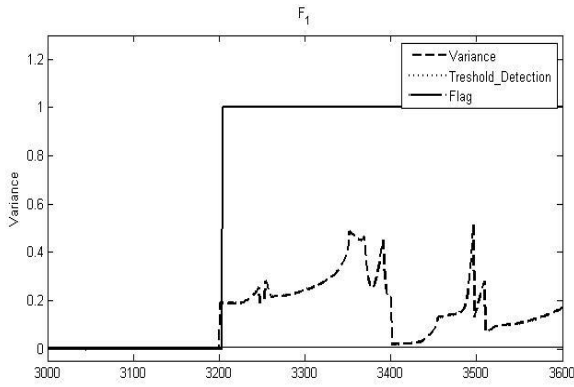
شکل ۱۰: واریانس دو مؤلفه ای در سناریوی ۲

پرچم  $F_3$  دارای مقدار ۴ 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 می گردد که پس از زمان  $t = 400 \text{ sec}$ ، فقط یک واریانس بطور قابل ملاحظه تغییر نکرده است (خط پر قرمز که متناظر با مولفه های  $m_x - s_{u_y}$  می باشد). این موضوع بدین معنی می باشد که از این لحظه به بعد دو مولفه فوق دچار اختلال شده اند. 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 مولفه های فوق را بعنوان داده های معیوب نشان می دهد. شکل ۱۳ زوایای اوایلر حاصل از روش Q را نشان می دهد که پس از وقوع عیب به نتایج نادرستی منجر گردیده است. اما پس از سوئیچ بر روی مکانیزم اصلاح عیب پیشنهادی، زوایای اوایلر به درستی اصلاح گردیده اند و مجدداً به باند مطلوب ۵ درجه برای مد نرمال بازگشته اند. بر این اساس پس از طی شرایط گذرا و قبل از شروع مود تصویربرداری زوایای وضعیت به سوی مقادیر واقعی میل کرده اند و ماهواره علی رغم بروز عیب آماده تصویربرداری می باشد. توجه گردد که به دلیل کمبود فضا، در شکل ۱۳ فقط یکی از زوایای اوایلر نمایش داده شده اند. برای سایر زوایا نیز نتایج مشابهی بدست آمده است.

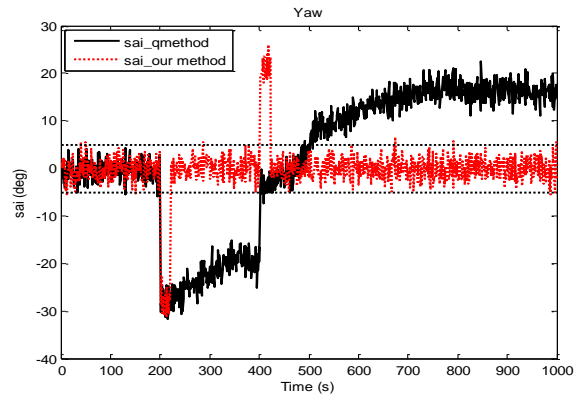


شکل ۱۲: واریانس های تک مؤلفه ای در سناریوی ۲

شکل ۱۰ واریانس های محاسبه شده در جدول ۳ را نشان می دهد. در این شکل، مابین زمان های  $t = 200 \text{ sec}$  و  $t = 400 \text{ sec}$ ، تعداد پنج واریانس (خطوط پر) تغییر نکرده اند (تقریباً صفر می باشند). این موضوع بدین معنی می باشد 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  $t = 220 \text{ sec}$  اختصاص داده شده است (شامل سه دوره نمونه برداری برای تشخیص عیب و ۱۷ دوره نمونه برداری برای جداسازی عیب). واریانس های موجود در شکل ۱۲ (همان واریانس های جدول ۲) نشان می دهند که مولفه  $m_x$  معیوب است (خط پر سیاه که نشان می دهد دارای حداقل مقدار است) و لذا در بازه زمانی مربوطه،

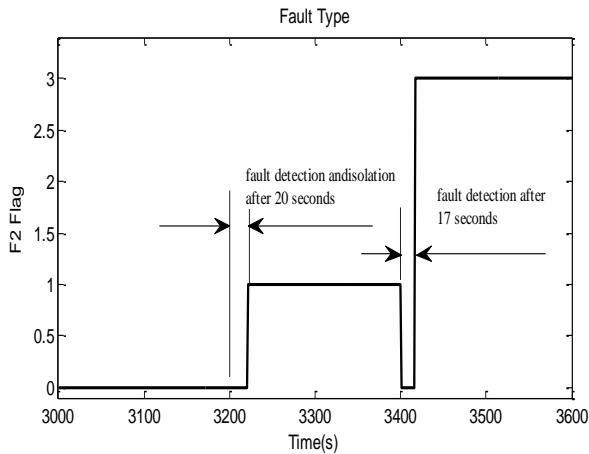


شکل ۱۴: تشخیص عیب در سناریوی ۳ با استفاده از تغییر مقدار واریانس

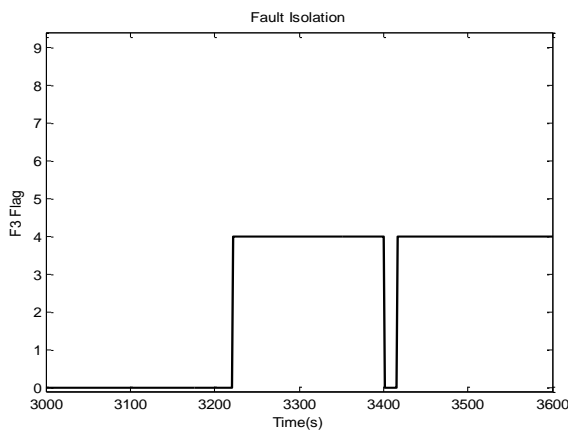


شکل ۱۳: عملکرد الگوریتم اصلاح عیب در سناریوی ۲

**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 می گردد. پیش از این عنوان گردید که تصویربرداری ماهواره مابین زمان های ۳۰۰۰ تا ۳۶۰۰ ثانیه رخ می دهد؛ بنابراین عیوب حادث شده در این محدوده زمانی خواهند بود. در این سناریو فرض می گردد 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 می دهد. پس از آن در زمان  $t = 3400\text{sec}$  عیب دیگری با بزرگی 2500nT در مولفه y از این حسگر رخ می دهد. بنابراین الگوریتم ها در این سناریو در حالت رخداد دو مؤلفه معیوب در یک حسگر ارزیابی می گردند. شکل ۱۴ نشان می دهد که پس از بروز اولین عیب، حداقل واریانس زوایای اوپلر واسط به میزان قابل ملاحظه ای تغییر یافته اند. این موضوع نشان می دهد که پس از زمان  $t = 3200\text{sec}$  حسگرهای تعیین وضعیت با عیب مواجه شده اند و لذا  $F_1$  پس از ۳ دوره نمونه برداری تریگر شده است. مشابه با حالت نرمال، شکل های ۱۵ و ۱۶ نحوه جداسازی مولفه های معیوب را نشان می دهند که دارای تحلیلی مشابه سناریوی قبل می باشد. مقدار پرچم  $F_2$  در شکل ۱۶ نشان می دهد که به درستی ابتدا عیب نوع ۱ و سپس عیب نوع ۳ اعلان گردیده است. مقدار پرچم  $F_3$  نیز نشان می دهد که ابتدا مولفه  $m_x$  و سپس مولفه های  $m_y$  و  $m_z$  به عنوان مولفه های معیوب معرفی گردیده اند. شکل ۱۷ به طریقی دیگر رخداد های عیب متوالی در بازه تصویربرداری را نمایش می دهد. ملاحظه می گردد که پس از انجام جبران سازی های مورد نیاز، زوایای اوپلر به درستی اصلاح گردیده اند و مجدداً به باند مطلوب ۰/۵ درجه بازگشته اند در حالیکه در روش Q زوایا دارای انحراف شدیدی می باشند. همچنین ذکر این نکته مهم است که کل پروسه تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب حتی قبل از اتمام زمان تصویربرداری به پایان می رسد که برای یک مأموریت فضائی حائز توجه است.

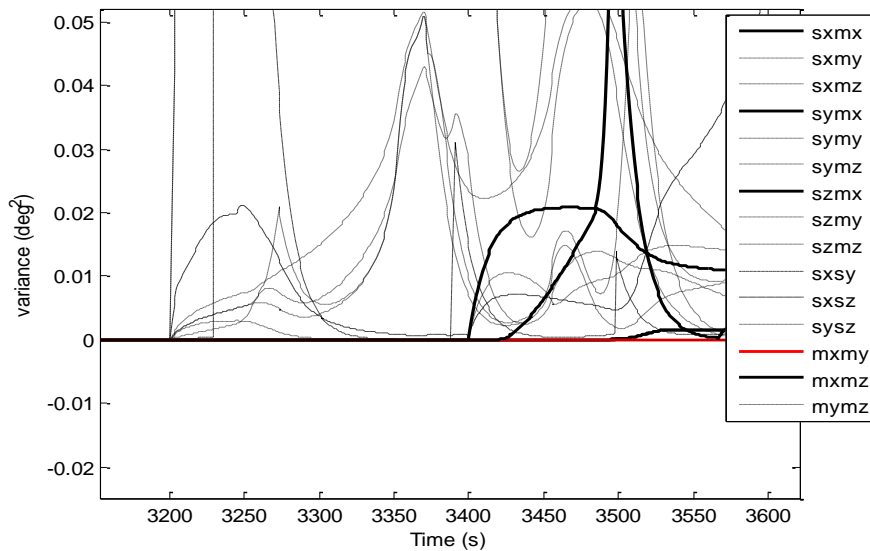


(الف)



(ب)

شکل ۱۶: مقادیر اختصاص داده شده به پرچم ها (الف)  $F_2$  (ب)  $F_3$  در سناریوی ۳

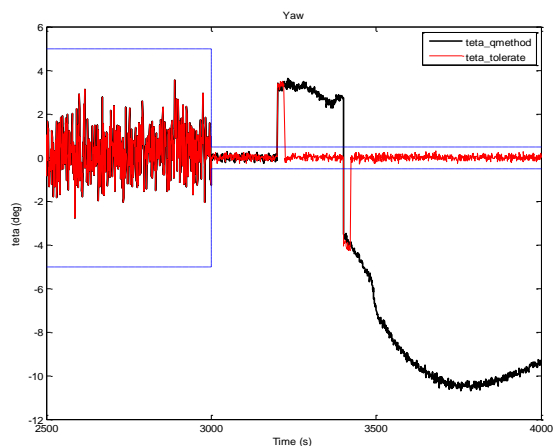


شکل ۱۵: واریانس های دو مؤلفه ای در سناریوی ۳

اعلان وقوع عیب در زیرسیستم می باشد بلکه قابلیت دسته بندی عیوب نیز موجود می باشد. برای این منظور چهار طبقه عیب منظور گردیده است که حسگر معیوب و عوامل ایجاد عیب در آن را تعیین می کنند. با توجه به اینکه هدف غائی این مقاله افزایش قابلیت اطمینان زیرسیستم تعیین وضعیت در حد استانداردهای فضائی می باشد، برای حالت های رخداد عیب احتمالی راهکارهای اصلاحی در نظر گرفته شده است که البته روش های سنتی فاقد این قابلیت می باشند. در این راستا پس از رخداد عیب، سیستم بطور خودکار بر روی الگوریتم های طراحی شده سوئیچ می گردد و شرایط محاسبه صحیح زوایای وضعیت را فراهم می آورد. توجه گردد که کلیه روش های فوق، کاملاً نرم افزاری بوده که هیچ گونه حسگر یدک یا سخت افزار مضاعف را طلب نمی کند. در ادامه کار مقاله پیشنهاد می گردد 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.



شکل ۱۷: عملکرد الگوریتم اصلاح عیب در سناریوی ۳

شبه سازی های 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 دسته بندی عیوب را نیز انجام می دهد که الگوریتم های سنتی فاقد چنین قابلیت می باشند. همچنین برای تمامی موارد خرابی های احتمالی، راهکارهای اصلاح کننده قرار داده شده است. توجه شود که تمامی این راهکارها نرم افزاری بوده که بدون نیاز به حسگر یدک افزایش قابلیت اطمینان را در پی خواهد داشت.

## ۸- نتیجه گیری

در این مقاله ایده جدیدی جهت تشخیص عیب در زیرسیستم تعیین وضعیت پیشنهاد گردیده است که مبتنی بر استخراج ماتریس های دوران و روش های متنوع برای محاسبه زوایای اوپلر می باشد. همانطور که نتایج موجود در این مقاله نشان دادند، با استفاده از راهکار فوق، نه تنها امکان



- [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.
- [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 Observatory," *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.