

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

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

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

<sup>۲</sup> 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 اوپلر 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.

## ۱- مقدمه

پیشگیری رو به افزایش وسیله های فضائی همانند ماهواره ها و معیارهای کاهش هزینه باعث شده است که امروزه مقوله خودکاری در ماهواره ها بیش از پیش مورد توجه قرار گیرد. یکی از جنبه های خودکاری، قابلیت های 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 ویژه ای می باشد. یک مقایسه آماری که حاصل از اطلاعات ۱۵۸۴ ماهواره مابین سال های ۱۹۹۸ تا ۲۰۰۸ می باشد، نشان می دهد 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 تحمل پذیر عیب مد نظر قرار گرفته است. تعیین وضعیت به فرایند محاسبه جهت گیری ماهواره نسبت به یک دستگاه مرجع اطلاق می گردد. این جهت گیری توسط زوایای اوپلر نمایش داده می شود 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 می باشد. به عبارت دیگر محاسبه صحیح این زوایا را علی رغم رخداد عیب در حسگرها نتیجه خواهد داد.

امروزه روش های تحلیلی بعنوان یک حوزه تحقیق ساختار یافته و بالغ جهت مدیریت عیب در زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره مطرح می باشد. این روش ها عمدتاً مبتنی بر تخمین گرهائی همانند فیلترهای کالمن و یا مشاهده گرها می باشند. [۳-۸] از نمونه های کاربرد فیلترهای کالمن برای برخی مأموریت های شناخته شده همانند SDO، ان کیوب و آ.آ. یوست محسوب می گردند. در این راستا همچنین از ساختار مبتنی بر دو فیلتر کالمن استفاده گردیده است که امکان پیدا کردن حسگر معیوب را فراهم می آورد [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 می باشد که جهت آشکارسازی عیب در حسگرهای ژایرو و مغناطیس سنج بکار گرفته شده است و منجر به همگرایی سریع تر خطای تخمین حالت علی رغم رخداد عیب می گردد [۱۲]. در [۱۳] از یک طرح تطبیقی مبتنی بر ضرایب بهره چندگانه در فیلتر استفاده شده است بگونه ای که تنها داده های حسگرهای معیوب مقیاس دهی می گردند و در نتیجه خطای تخمین حالت محدود باقی می ماند. ساختار بکار گرفته شده در [۱۴] مبتنی بر استفاده از فیلترهای کالمن محلی برای هر یک از حسگرها می باشد، همچنین در [۱۵] یک فیلتر کالمن توسعه یافته تطبیقی محو کننده عیب طراحی شده است. دسته ای دیگر از روش ها مبتنی بر

مشاهده گر می باشند که برخی از آنها بر اساس تولید مانده و مقایسه آن با حد آستانه عمل می کنند. الگوریتم تخصیص ساختار ویژه که در ماهواره هندی IRS مورد استفاده قرار گرفته است، دارای چنین فلسفه عملکردی می باشد [۱۶]. سایر روش ها دارای قابلیت تخمین عیب بوده که شامل فیلترهای پیش بین، تکنیک های هوشمند در ترکیب با روش های تطبیقی و یا روش های مبتنی بر مشاهده گرهای لغزشی می باشند [۱۷-۲۲]. همانطور که بطور ضمنی در بررسی مراجع فوق ملاحظه گردید، برخی از روش های ارائه شده علاوه بر تعیین محل رخداد عیب، دارای قابلیت اصلاح اثر عیب در محاسبات زوایای تعیین وضعیت نیز می باشند. این راهکارها عموماً مبتنی بر دارا بودن مجموعه حسگرهای پشتیبان هم جنس و طراحی مکانیزم های آشکارسازی عیب مستقل برای هر یک از آنها می باشند. 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 ایده ای می باشند. در این روش ها، حسگرهای معیوب از فرایند تخمین وضعیت کنار گذاشته می شوند، و محاسبه زوایای وضعیت صحیح با استفاده از حسگرهای سالم موجود ادامه می یابد. برخی روش ها نیز همانند [۱۲]، [۱۳] و [۲۴] همچنین مراجع مورد اشاره در [۲۰]، [۲۱] و [۲۲] بدون نیاز به دانستن منشأ عیب ذاتاً روش های تخمین مقاوم محسوب می گردند و علی رغم رخداد عیب، خطای تخمین حالت را محدود نگاه می دارند.

تمامی مکانیزم های تشخیص، جداسازی و اصلاح عیب بررسی شده در فوق، روش های مبتنی بر مدل محسوب گردیده که عملکرد آنها بر اساس تطبیق خروجی حسگرها و عملگرها بر ارتباطات دینامیکی مورد انتظار از سیستم می باشد. بنابراین این روش ها می توانند متأثر از عدم قطعیت های 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 می باشد. در این زیرسیستم فرض می گردد که تنها داده حسگر خورشید و حسگر مغناطیسی در دسترس می باشد. حسگر خورشید در هر لحظه وضعیت ماهواره را نسبت به خورشید تعیین می کند و حسگر مغناطیسی، مولفه های میدان مغناطیسی زمین را در هر نقطه مداری حول زمین اندازه گیری می کنند. طبیعتاً به دلیل عدم وجود حسگرهائی همچون ژایرو و یا افق زمین با محدودیت دقت ناشی از خطای این حسگرها روبرو هستیم و لذا کلاس ماهواره های مورد نظر دارای رزولوشن حداکثر ۱۵ متر می باشد. دو مدکاری در این زیرسیستم مد نظر می باشد که شامل مدهای نرمال و تصویربرداری هستند. در مد نرمال از داده های یک حسگر خورشید آنالوگ دو محوره با دقت ۳ درجه و یک حسگر مغناطیسی سه محوره با دقت ۱۲۰ نانوتسلا استفاده می گردد و دقت تعیین وضعیت بهتر از ۳ درجه مد نظر است. در مد تصویربرداری داده های یک حسگر خورشید دیجیتال دو محوره با دقت ۰/۳ درجه و حسگر مغناطیسی اشاره شده در فوق بکار گرفته می شوند 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 اوایلر 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 اوایلر از ماتریس‌های دوران

همانطور که در بخش گذشته عنوان گردید، زوایای اوایلر 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 اوایلر می‌باشد. در بحث ما، زوایای اوایلر 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 اوایلر، 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 اوایلر با استفاده از این دوران‌ها می‌باشد. با استفاده از این زوایای اوایلر، 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 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 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

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

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  ${}^bT_o$  به شکل زیر محاسبه می گردند:

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

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

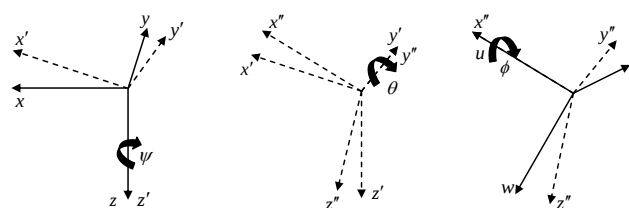
$$\psi = a \tan 2(T_{12}, T_{11}) \quad (4)$$

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

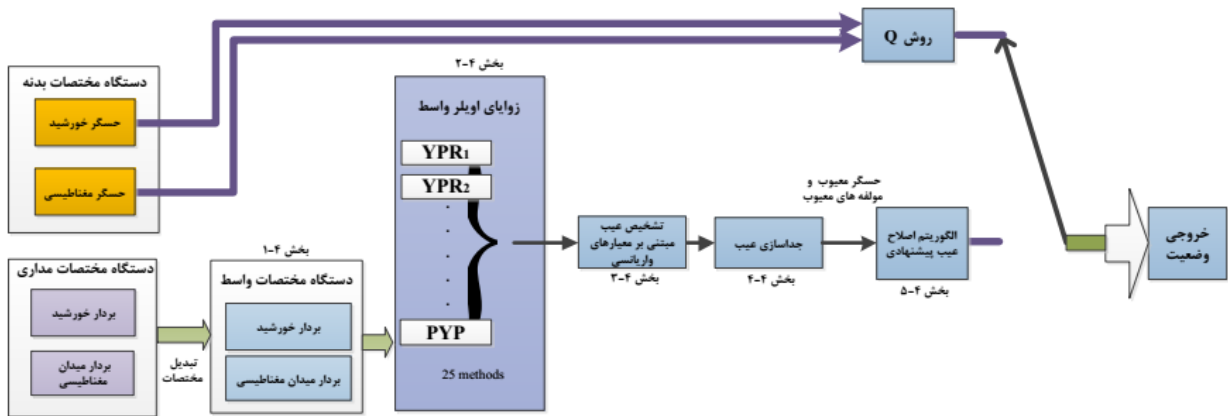
## ۴- طراحی زیرسیستم تعیین وضعیت تحمل پذیر

### عیب

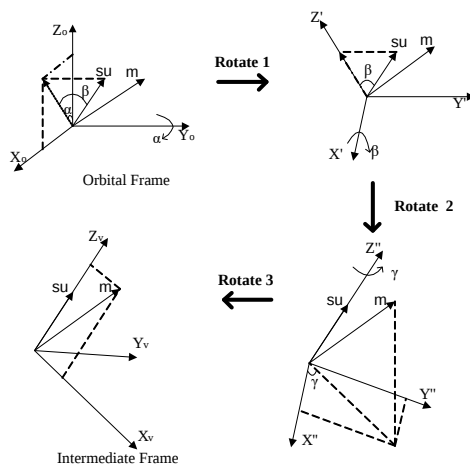
همانطور که پیش از این عنوان گردید، هدف از این مقاله نه تنها محاسبه زوایای وضعیت می باشد بلکه این انتظار وجود دارد که در مواقع رخداد عیب، قابلیت های هشدار و اقدامات اصلاحی خودکار پس از آن



شکل ۱: ارتباط میان زوایای دوران و محورهای دستگاه بدنه



شکل ۲: زیر سیستم تعیین وضعیت طراحی شده



شکل ۳: دوران‌های مورد نیاز بدست آوردن دستگاه واسطه

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  $[m_{x0} \ m_{y0} \ m_{z0}]^T$  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 واسطه، 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 واسطه فوق، ماتریس تبدیل مابین دستگاه‌های مختصات مداری به بدنه ماهواره مطابق رابطه زیر بدست خواهد آمد:

$$b_o^T = b_v^T \times v_o^T \quad (6)$$

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 واسطه

محاسبه زوایای اوایلر 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:

$$su_v = [0 \ 0 \ 1]^T, \ m_v = [b_1 \ 0 \ b_3]^T \quad (5)$$

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 واسطه 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 واسطه جایگزین می‌گردد و تمامی ماتریس‌های دوران و زوایای اوایلر می‌بایست نسبت به این دستگاه استخراج گردند. در ادامه مقاله به زوایای اوایلر محاسبه شده در این دستگاه، زوایای اوایلر واسطه  $\theta_v$ ،  $\varphi_v$  و  $\psi_v$  اطلاق می‌گردند که در مکانیزم‌های تعیین وضعیت طراحی شده مورد استفاده قرار می‌گیرند. شکل ۳ دستگاه مختصات واسطه 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 می باشند. همانطور که ملاحظه می گردد، خروجی اندازه گیری شده توسط حسگرها مطابق با روابط (۱۱) و (۱۲) با ماتریس  ${}^bT_v$  دارای ارتباط می باشند. در بخش بعد بر روی این تبدیل متمرکز شده و روش های مختلف محاسبه آن استخراج می گردند. همچنین با بکارگیری مولفه های این ماتریس، راهکارهای مختلفی برای بدست آوردن زوایای اوایلر واسط ارائه می گردند.

## ۴-۲- استخراج ماتریس های دوران مابین دستگاه های مختصات واسط و بدنه

در این بخش می بایست کلیه ماتریس های دوران مابین دستگاه های مختصات واسط و بدنه استخراج گردند که این موضوع به صورت شماتیکی در شکل ۲ نمایش داده شده است. هر یک از این دوران ها به روش های مختلفی برای محاسبه زوایای اوایلر واسط منتج گردیده که بر اساس آنها برخی معیارهای واریانسی برای مقاصد تشخیص و جداسازی عیب تعریف می شوند. روال بکار گرفته شده بدین صورت است که ابتدا ماتریس دوران یاو-پیچ-رول YPR که دوران معمول در کاربردهای هوافضا می باشد، بعنوان دوران مبنا استخراج گردیده و کلیه روابط تعیین زوایای اوایلر واسط متناظر با آن بدست آورده می شوند. سپس با استخراج سایر ماتریس های دوران و مطابقت آنها با ماتریس دوران اصلی فوق، زوایای اوایلر واسط متناظر با آنها نیز محاسبه می گردند. 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 می گردد، دارای ساختار زیر می باشد:

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

با توجه به روابط (۱۱)، (۱۲) و (۱۳)، زوایای اوایلر واسط را می توان 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 اوایلر واسط نیازی به در اختیار داشتن تمامی مؤلفه های خروجی حسگرهای وضعیت نمی باشد و تنها با مؤلفه های  $su_x$ ،  $su_y$  و  $m_x$  می توان زوایای دوران را استخراج نمود. روش فوق را  $YPR_1$  می نامیم. به همین ترتیب می توان با استفاده از ترکیبی دیگر از درایه ها در همین دوران YPR، زوایای اوایلر واسط را استخراج نمود:

که  ${}^bT_v$  ماتریس تبدیل بین دستگاه های مختصات واسط و بدنه و  ${}^vT_o$  ماتریس تبدیل بین دستگاه های مختصات مداری و واسط می باشند.  ${}^bT_v$  در رابطه فوق یک ماتریس معلوم بوده که با استفاده از بردارهای مدل در دستگاه مختصات مداری بدست آورده می شود. این ماتریس تبدیل را می توان با اعمال دوران های زیر بر روی دستگاه مختصات مداری و بر اساس بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی زمین مدل شده در این دستگاه 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  $Z_o$  می باشد (شکل ۳). این زاویه بر اساس رابطه زیر بدست می آید:

$$\alpha = a \tan 2(su_{X_o}, su_{Z_o}) \quad (7)$$

(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 می باشد (شکل ۳). این زاویه بر اساس رابطه زیر بدست می آید:

$$\beta = a \tan 2(su_{Y_o}, \sqrt{su_{X_o}^2 + su_{Z_o}^2}) \quad (8)$$

با اعمال دوران های 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 می گردند.

(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 می باشد (شکل ۳). این زاویه بر اساس رابطه زیر بدست می آید:

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

بدین ترتیب  ${}^vT_o$  بر اساس رابطه زیر قابل استخراج می باشد:

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

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

ماتریس  ${}^vT_o$  در (۶) یک رابطه مهم بوده که با اندازه گیری های حسگرها به شکل زیر مرتبط می باشد:

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

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

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

با استفاده از رابطه فوق، زوایای اوایلر 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:

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

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 اوایلر 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 اوایلر قابل استخراج می‌باشند. در جدول ۱ دوران‌های مختلف و روش‌های محاسبه زوایای اوایلر 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 اوایلر 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  $su_y$ ،  $su_z$  و  $m_x$  در تعیین زوایای اوایلر 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 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 اوایلر 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:

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

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 اوایلر واسط با استفاده از توالی هوافضا بدست آورده می‌شوند. اگر توالی دیگری بکار گرفته شود، زوایای اوایلری که بدست آورده می‌شوند متفاوت از زوایای اوایلر واسط استاندارد می‌باشند. بنابراین زوایای اوایلر باید به زوایای اوایلر واسط تبدیل گردند. برای این منظور، زوایای  $\varphi_1$ ،  $\theta_1$  و  $\psi_1$  حاصل از (۱۷) مطابق با رابطه زیر به زوایای اوایلر واسط استاندارد تبدیل می‌گردند:

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

و بردارهای مدل را بعنوان ورودی دریافت می کنند. در ادامه هر یک از این مراحل به اختصار توضیح داده شده اند:

جدول ۱: مولفه های موثر در هر یک از روش های محاسبه زوایای اوپلر واسط

| مولفه های حسگرهای وضعیت |       |       |        |        |        | ردیف | دوران |
|-------------------------|-------|-------|--------|--------|--------|------|-------|
| $m_z$                   | $m_y$ | $m_x$ | $su_z$ | $su_y$ | $su_x$ |      |       |
|                         |       | ✓     |        | ✓      | ✓      | 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).

$$\sigma_{\varphi_i}^2 = \frac{\sum_{i=1}^{25} (\varphi_{\varphi_i} - \bar{\varphi}_{\varphi_i})^2}{25} \quad (23)$$

$$\sigma_{\varphi_i}^2 = \frac{\sum_{i=1}^{25} (\varphi_{\varphi_i} - \bar{\varphi}_{\varphi_i})^2}{25} \quad (24)$$

$$\sigma_{\varphi_i}^2 = \frac{\sum_{i=1}^{25} (\varphi_{\varphi_i} - \bar{\varphi}_{\varphi_i})^2}{25} \quad (25)$$

در رابطه فوق  $\varphi_{\varphi_i}$  زوایای اوپلر محاسبه شده از روش نام بر اساس روابطی همانند (۱۷) یا (۲۰) و  $\bar{\varphi}_{\varphi_i}$  مقدار میانگین زوایای  $\varphi_{\varphi_i}$  می باشد. 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 واریانس های موجود در معادلات فوق دارای مقادیری نزدیک صفر می باشند. در حقیقت با توجه به اینکه خروجی حسگرها آغشته به نویز است، واریانس ها دقیقاً صفر نیستند و در یک باند باریک حول صفر تغییر می کنند. وقتی که عیب در مولفه های حسگرها رخ می دهد، روش هایی (جدول ۱) که شامل مولفه های معیوب می باشند به زوایای اوپلر نادرست منتج می گردند. این زوایای اوپلر نادرست نیز نوسان های قابل توجه در واریانس ها را ایجاد می کنند. بنابراین، میزان تغییرات واریانس ها بعنوان معیاری برای تشخیص عیب مورد استفاده قرار می گیرند. در این راستا برای جلوگیری از اثرات نویز در اعلان نادرست عیب، یک حد آستانه تعریف می گردد. با تعریف این حد آستانه، فرایند تصمیم گیری برای اعلان رخداد عیب در زیرسیستم مطابق زیر خواهد بود:

$$IF \max(\sigma_{\varphi_v}^2, \sigma_{\varphi_v}^2, \sigma_{\varphi_v}^2) > threshold \Rightarrow Fault \text{ Is Declared} \quad (26)$$

#### ۴-۴- الگوریتم جداسازی عیب

همانطور که پیش از این عنوان گردید، ایده پیشنهادی در این مقاله این قابلیت را ایجاد می کند که بتوان پس از اعلان رخداد عیب در زیرسیستم، نه تنها حسگر یا حسگرهای معیوب بلکه مولفه های معیوب از آن را نیز تعیین نمود. بنابراین با استفاده از این راهکار، علت عیب رخ داده بطور کامل شفاف سازی می گردد. برای این منظور، چهار مرحله جهت تفکیک کلاس عیوب رخ داده توسعه داده شده است که شکل ۴ توالی اجرای آنها را به نمایش می گذارد. این توالی بطور مکرر و بصورت زمان حقیقی اجرا شده و نوع عیب حادث شده را هشدار می دهد. مراحل جداسازی عیب پس از اعلان رخداد عیب در زیرسیستم (اعلان عیب توسط الگوریتم تشخیص عیب) اجرا می گردند و داده های اندازه گیری حسگرها

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

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:

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

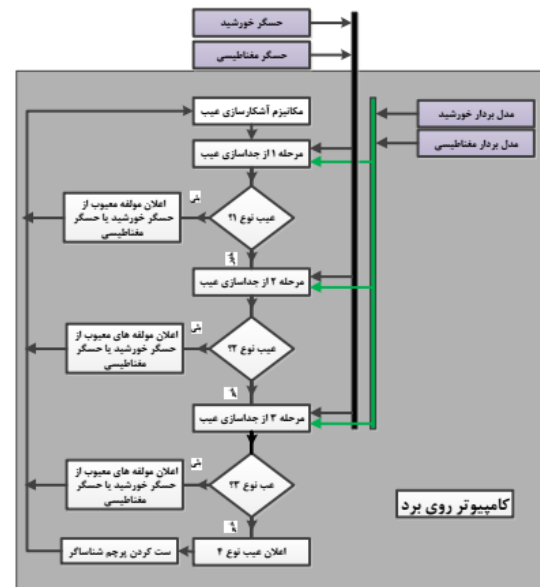
$\varphi_i$  در رابطه فوق باید به ترتیب با  $\{\varphi_{RYP2}, \varphi_{PRY2}, \varphi_{PRP}, \varphi_{PYP}\}$  جایگزین گردد.  $\bar{\varphi}_{SU_x}$  از رابطه زیر بدست آورده می‌شود:

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

عبارت‌های مشابهی را می‌توان برای  $\sigma_{\varphi_{SU_y}}^2$  و  $\sigma_{\varphi_{SU_z}}^2$  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 (عیوب 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 حسگرهای 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 (عیوب 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  $\varphi_v$ ،  $\theta_v$  و  $\psi_v$  محاسبه شده از ۱۵ روش  $\{PRY_2, RYP_2, YRP_4, YRP_3, RPY_1, YPR_6, YPR_3, YPR_1, PYR_1, RYP_2, YPR_4, YPR_1, PYP, PRP, RYR, RPR, YPY_2, PYR_2, PYR_1\}$  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 کردند. 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 محسوسی 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، 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 محسوسی نمی باشد. مثلاً، 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 محسوسی 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 واریانسی 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 اوپلر برای عیوب نوع ۲ و ۳

| شماره سطر | مؤلفه های معیوب حسگر | روش هایی که در آنها مؤلفه ها حضور ندارند |
|-----------|----------------------|------------------------------------------|
| ۱         | $SU_x - m_x$         | $YPR_2, YRP$                             |
| 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 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 صرفاً 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 اندازه‌گیری-های 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 نمونه-برداری 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 اوایلر واسط  $\psi_v$ ،  $\theta_v$  و  $\varphi_v$  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 مؤلفه-های معیوب موجود در جدول ۲، زوایای اوایلر واسط تنها با استفاده از روش‌های موجود در ستون دوم از این جدول محاسبه گردند. طبق این روش‌ها زوایای اوایلر صحیح را تولید می‌کنند چرا که در آنها مؤلفه‌های معیوب استفاده نگردیده است. شایان ذکر است که برای تخفیف اثر نویز، میانگین زوایای اوایلر 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 اوایلر 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 اوایلر 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 اوایلر 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 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.

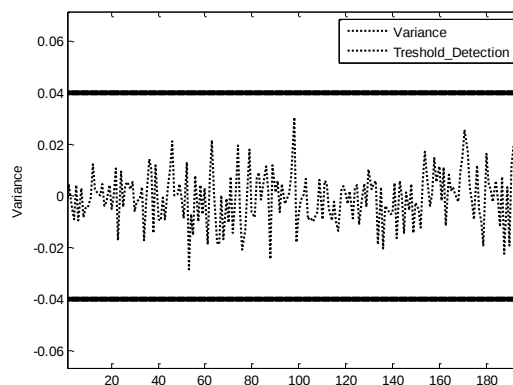
جدول ۶: پرچم  $F_2$  و مقادیر اختصاص داده شده به آن

| مقادیر اختصاصی<br>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 |

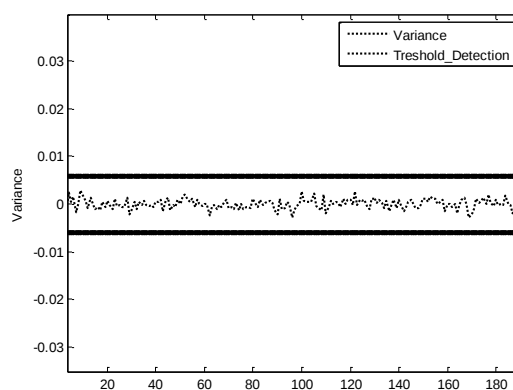
جدول ۷: پرچم  $F_3$  و مقادیر اختصاص داده شده به آن

| نوع عیب<br>(مقدار پرچم $F_2$ ) | مقدار اختصاصی<br>به پرچم $F_3$ | مؤلفه های<br>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  $t = 3000 \text{ sec}$  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 مد 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.



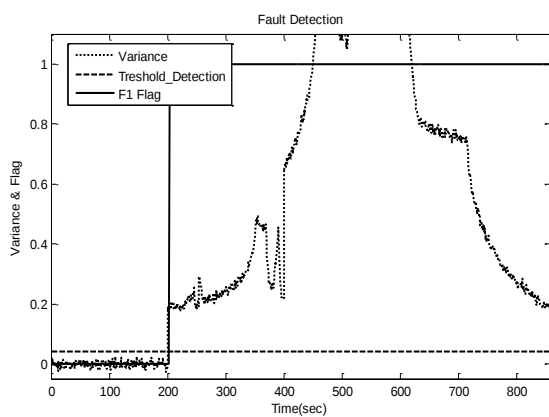
شکل ۶: مقدار حد آستانه و مقدار میانگین واریانس ها در غیاب عیب حسگرها برای مود نرمال



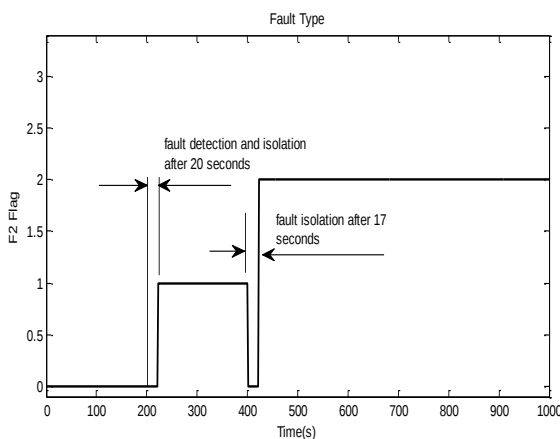
شکل ۷: مقدار حد آستانه و مقدار میانگین واریانس ها در غیاب عیب حسگرها برای مود تصویربرداری

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.

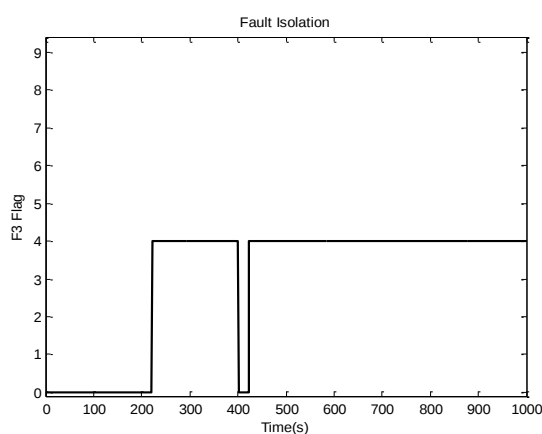
**سناریوی اول - ارزیابی عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت در حالت صحت حسگرها:** در این سناریو فرض می گردد که هیچ یک از حسگرها دارای اختلال نمی باشند. در این شرایط همانطور که پیشتر در شکل ۲ به آن اشاره گردید تعیین وضعیت توسط الگوریتم Q صورت می گیرد. برای این منظور پریود زمانی برابر با یک دوره مداری ماهواره 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

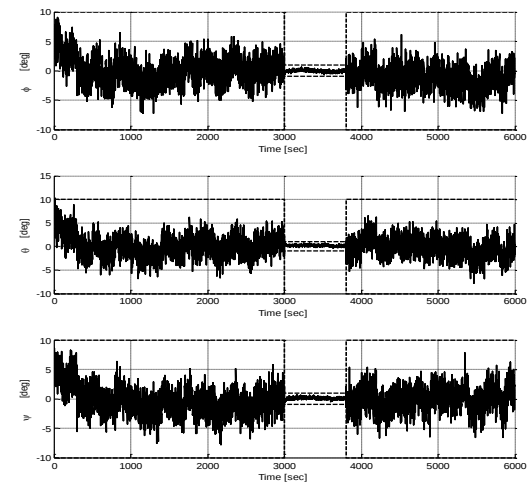


(الف)



(ب)

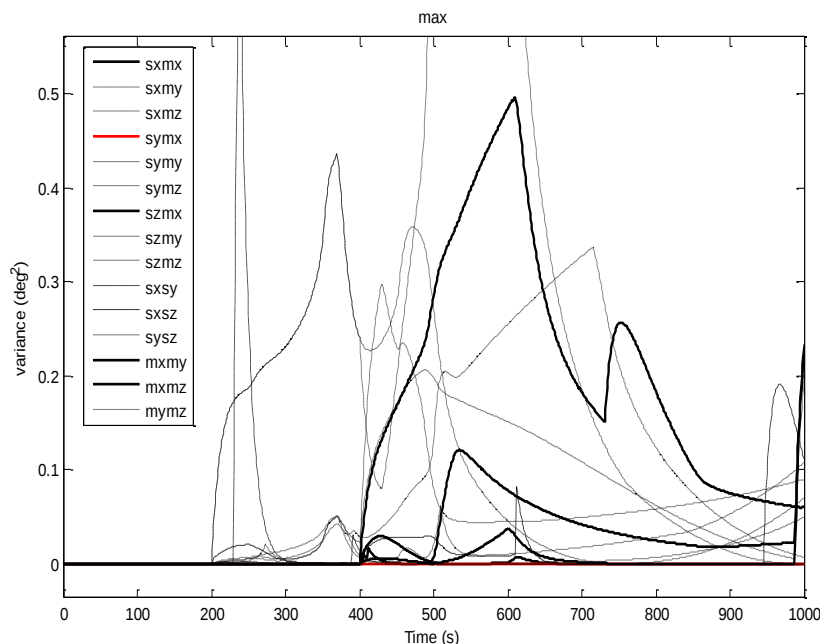
شکل (۱۱) مقادیر اختصاص داده شده به پرچم‌ها (الف)  $F_2$  (ب)  $F_3$  در سناریوی ۲



شکل ۸: سناریوی تعیین وضعیت در حالت سالم بودن حسگرها

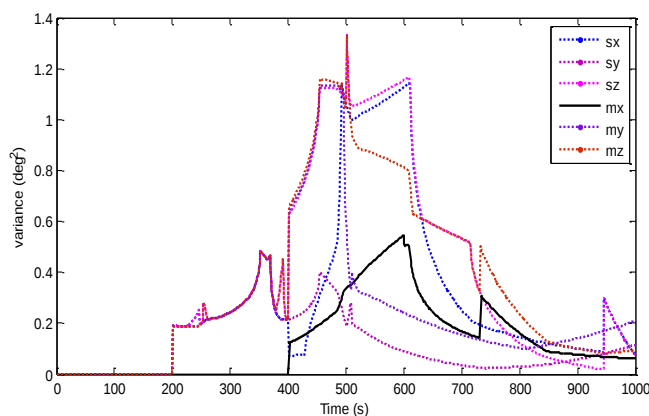
این شبیه‌سازی در واقع مدل‌سازی صورت گرفته برای ماهواره و حسگرها و همچنین عدم قطعیت‌های مرتبط را مورد تأیید قرار می‌دهد. در سناریوی‌های بعد، عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت برای حالت‌های رخداد عیب ارزیابی می‌گردند. در این سناریوها نشان داده می‌شود که الگوریتم Q در مواقع رخداد عیب عملکرد مطلوب خود را از دست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



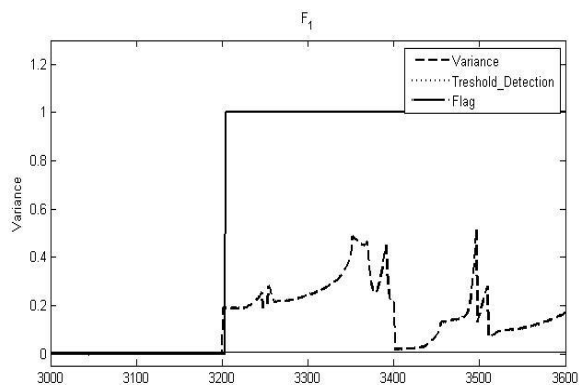
شکل ۱۰: واریانس دو مؤلفه ای در سناریوی ۲

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  $m_x - su_y$  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 سوییچ 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.

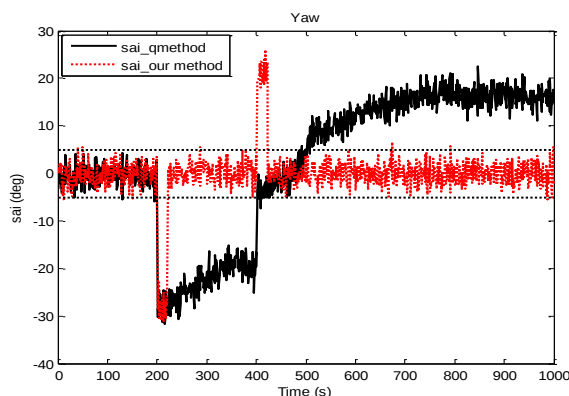


شکل ۱۲: واریانس های تک مؤلفه ای در سناریوی ۲

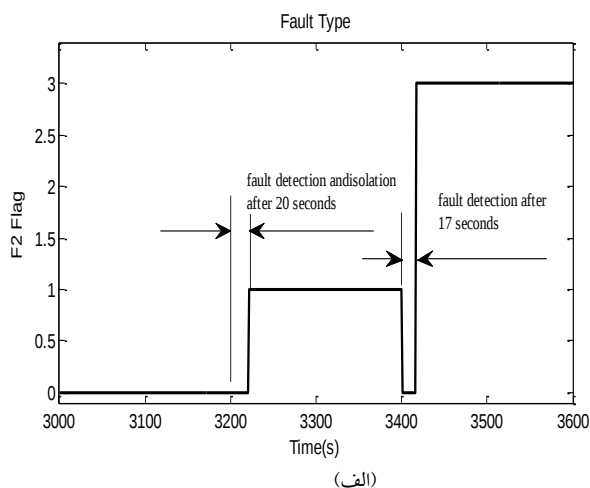
شکل ۱۰ واریانس های محاسبه شده در جدول ۳ را نشان می دهد. در این شکل، مابین زمان های  $t = 200 \text{ sec}$  و  $t = 400 \text{ sec}$ ، تعداد پنج واریانس (خطوط پر) تغییر نکرده اند (تقریباً صفر می باشند). این موضوع بدین معنی می باشد که در این بازه تنها یک مولفه از مجموعه کل مولفه های حسگرها معیوب گردیده 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،



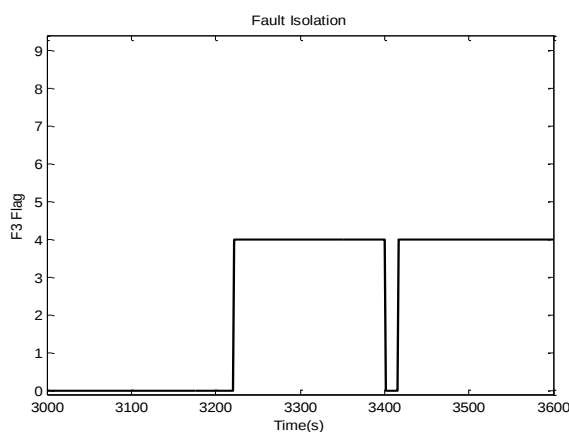
شکل ۱۴: تشخیص عیب در سناریوی ۳ با استفاده از تغییر مقدار واریانس



شکل ۱۳: عملکرد الگوریتم اصلاح عیب در سناریوی ۲



(الف)

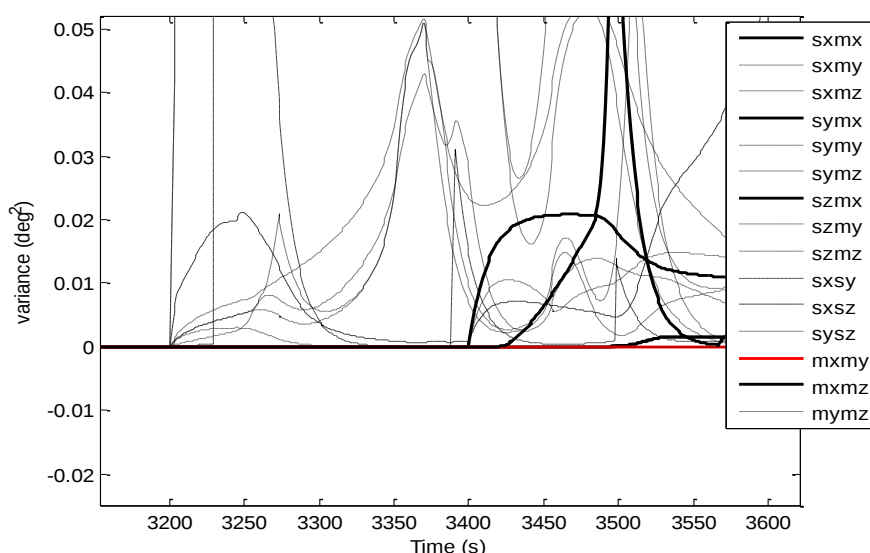


(ب)

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

### 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 ۲۰۰۰nT 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 ۲۵۰۰nT 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 اوپلر 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  $m_y$  و  $m_z$  به عنوان مولفه‌های معیوب معرفی گردیده‌اند. شکل ۱۷ به طریقی دیگر رخداد های عیب متوالی در بازه تصویربرداری را نمایش می‌دهد. ملاحظه می‌گردد که پس از انجام جبران‌سازی‌های مورد نیاز، زوایای اوپلر به درستی اصلاح گردیده‌اند و مجدداً 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.

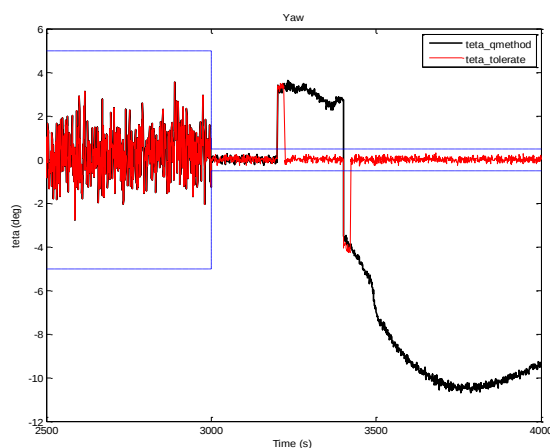


شکل ۱۵: واریانس های دو مؤلفه ای در سناریوی ۳

اعلان وقوع عیب در زیر سیستم 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 زیر سیستم 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

شبیه سازی های صورت گرفته در این بخش نشان دادند که راهکار پیشنهادی در این مقاله نه تنها دارای قابلیت اعلان رخداد عیب در زیر سیستم 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 زیر سیستم 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. Hajiyevea, "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. Hajiyeve, "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. Hajiyeve 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.