

مشاهده‌گرهای متعامل غیرخطی در تشخیص عیب‌های حسگری و عملگری در سیستم ماهواره

نرگس صادق‌زاده نخودبریز^۱، استادیار؛ بیژن سلطانی^۲، کارشناس ارشد؛ مسعود میرزایی تشنیزی^۳، دکتری؛ میلاد پسند^۴، کارشناس ارشد

۱- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر- دانشگاه صنعتی قم- قم- ایران- sadeghzadeh@qut.ac.ir

۲- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی- پژوهشگاه فضایی ایران- تهران- ایران- bsoltani@eri.ac.ir

۳- دانشکده مهندسی هوا فضا- دانشگاه تهران- تهران- ایران- masoud_mirzaei@ue.ac.ir

۴- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی- پژوهشگاه فضایی ایران- تهران- ایران- milad_pasand@alum.sharif.edu

چکیده: در این مقاله، مسئله تشخیص به‌هنگام عیب‌های حسگری و عملگری با استفاده از ترکیب اطلاعات حسگری در یک سیستم ماهواره، مورد بررسی قرار می‌گیرد که در آن اطلاعات حسگرهای^۱ اینرسی، متشکل از شتاب‌سنج و ژيروسکوپ، با حسگرهای کمکی دیگر نظیر حسگر خورشید، حسگر زمین، حسگر ستاره، مغناطیس‌متر و سیستم موقعیت‌یاب جهانی ترکیب می‌شود. تمامی این حسگرها در معرض عیب‌ها، خرابی‌ها و نویزهای حسگری هستند. همچنین، پیش‌رانه‌ها، به عنوان عملگرها، در سیستم کنترل وضعیت^۲ ماهواره، مورد استفاده قرار می‌گیرند و در معرض عیب‌های متعددی هستند. در این مقاله، با فرض عدم وجود عیب‌های کالیبراسیون در حسگرها، تنها عیوب سخت (خرابی) و نویزهای حسگری مورد بررسی قرار می‌گیرند. با توجه به این واقعیت که مدل اندازه‌گیری در صورت بروز عیب سخت حسگری تغییر می‌کند، از مشاهده‌گرهای چندمدلی متعامل (IMM^۴) برای تشخیص خرابی حسگرها استفاده می‌شود. مشاهده‌گرهای مورد استفاده با توجه به غیرخطی و گوسی بودن مدل‌های موقعیت و وضعیت، فیلترهای کالمن خنثی (UKF^۵) هستند. به‌منظور کاهش تعداد فیلترهای موازی مورد استفاده در روش IMM پیشنهادی، زیرسیستم‌های وضعیت و موقعیت از یکدیگر دکوپله شده و برای هر زیرسیستم به صورت جداگانه IMM طراحی می‌شود. برای تشخیص عیب‌های عملگری از مشاهده‌گر ورودی ناشناخته (UIO^۶) استفاده می‌شود که با تخمین دقیق ورودی و مقایسه آن مقدار معلوم می‌توان به وجود، نوع و اندازه عیب در آن پی برد و در نتیجه عیب پیش‌رانه‌ای را تشخیص داد. صحت روش پیشنهادی از طریق شبیه‌سازی در محیط سیمولینک مورد ارزیابی و مقایسه با روش‌های مشابه قرار می‌گیرد.

واژه‌های کلیدی: سیستم ماهواره، تشخیص عیب، فیلترهای چندمدلی متعامل، مشاهده‌گر ورودی ناشناخته.

Interacting Nonlinear Observers for Sensor and Actuator Fault Diagnosis in a Satellite System

Nargess Sadeghzadeh-Nokhodberiz¹, Assistant Professor; Bijan Soltani², Researcher; Masoud Mirzaei Teshnizi³, PhD, Milad Pasand⁴, Researcher

1- Faculty of Electrical and Computer Engineering, Qom University of Technology, Qom, Iran, sadeghzadeh@qut.ac.ir

2- Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, bsoltani@eri.ac.ir

3- Faculty of Aerospace Engineering, Tehran University, Tehran, Iran, masoud_mirzaei@ue.ac.ir

4- Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, milad_pasand@alum.sharif.edu

Abstract: In this paper, the problem of real time sensor and actuator fault diagnosis is studied in a satellite system fusing sensor information. Measurements of inertial sensors are fused with auxiliary sun, earth and star sensors as well as magnetometers and global positioning systems (GPS). All of these sensors are prone to faults, failures and noises. Thrusters, as actuators, are also employed in satellite attitude control system and are subjected to different faults. In this paper, it is assumed that all sensors are calibrated and the only possible faults are hard faults (failures) and noises. Due to this fact that when a hard fault occurs in a sensor, the measurement model changes to a new one, interacting multiple models (IMMs) are employed for diagnosis of sensor faults. Unscented Kalman filters (UKFs) are used in IMMs due to nonlinear and Gaussian translational and attitude models. In order to reduce the number of parallel filters in the proposed IMM method, the translational and attitude subsystems are decoupled and separate IMMs are designed for each subsystem. Unknown input observers (UIOs) are used to estimate amplitude of faults in thrusters. The efficiency of the method is finally evaluated through simulation and compared with similar approaches.

Keywords: Satellite system, fault diagnosis, interacting multiple models, unknown input observers.

تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۵/۱۲/۲

تاریخ اصلاح مقاله: ۱۳۹۶/۰۳/۲۲، ۱۳۹۶/۰۶/۰۸ و ۱۳۹۶/۰۷/۲۱

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۶/۰۸/۲۶

نام نویسنده مسئول: نرگس صادق‌زاده نخودبریز

نشانی نویسنده مسئول: دانشکده فنی و مهندسی-گروه مهندسی برق-دانشگاه آزاد اسلامی تهران مرکز- تهران- ایران

۱- مقدمه

سیستم ناوبری اینرسی یک تکنیک ناوبری مستقل است که در آن اندازه‌گیری‌های به دست آمده از حسگرهای اینرسی، شامل ژيروسکوپ و شتاب‌سنج، برای ردیابی موقعیت و جهت جسم متحرک نسبت به یک نقطه شروع، سرعت و جهت معلوم، مورد استفاده قرار می‌گیرد. برای به دست آوردن وضعیت جسم در این حالت از انتگرال‌گیری سرعت زاویه‌ای، به دست آمده از ژيروسکوپ، استفاده می‌شود، چنان که موقعیت جسم از انتگرال‌گیری دوگانه از اندازه‌گیری‌های شتاب‌سنج به دست می‌آیند. حسگرهای اینرسی به صورت معمول آغشته به نویز و بایاس هستند و بر این اساس، تمامی سیستم‌های ناوبری اینرسی شامل انحراف‌های جمع‌شونده از مقدار واقعی هستند. در این حالت، خطاهای کوچک در اندازه‌گیری حسگرهای اینرسی چون شتاب‌سنج از طریق انتگرال‌گیری به سرعت و موقعیت، به صورت جمع‌شونده، منتقل می‌شوند [۱]. به منظور جبران خطاها و عیب‌ها، به طور معمول اطلاعات حسگرهای اینرسی با دیگر حسگرهای کمکی نظیر حسگرهای ستاره، خورشید، زمین و مغناطیس‌متر ترکیب می‌شود. به علاوه، زمانی که یک ماهواره در مدار قرار دارد، امکان خرابی کامل و یا دریافت داده‌های پرت و دورافتاده^۲ از هر یک از این حسگرها وجود دارد. در نتیجه آن، سیستم تعیین موقعیت و وضعیت ماهواره تحت تاثیر قرار گرفته و حتی مأموریت به تعویق افتاده و یا با شکست کامل مواجه می‌گردد. در نتیجه، آشکارسازی، جداسازی و بازبایی عیب‌های حسگری (FDIR^۳)، بخش مهمی از طراحی یک سیستم قابل اطمینان فضایی است. علاوه بر عیب‌های حسگری، خرابی‌ها و عیب‌های پیش‌ران‌های نیز، درصد بالایی از خرابی‌ها (۲۴ درصد) در سیستم کنترل وضعیت ماهواره را به خود اختصاص می‌دهند. یکی از راهکارهای تشخیص عیب حسگری و پیش‌ران‌های ماهواره، استفاده از اجزای سخت‌افزاری است. در این روش، با قرار دادن حسگرهای دما و فشار در نازل پیش‌ران‌ها، عیب آنها را تشخیص می‌دهند و یا از پیش‌ران‌ها و حسگرهای افزونه استفاده می‌کنند. به این نحو که با مقایسه عملکرد عناصر افزونه با عناصر اصلی، عیب‌های آنها تشخیص داده می‌شود. حال آنکه استفاده از اجزای سخت‌افزاری برای تشخیص عیب، نه تنها هزینه‌بر است بلکه منجر به افزایش وزن و حجم ماهواره می‌شود که افزایش هزینه‌های حمل و نقل را نیز به دنبال دارد. در روش‌های افزونگی تحلیلی، از برنامه‌های نرم‌افزاری استفاده می‌شود تا رفتار سیستم با استفاده از مدل ریاضی یا تحلیل سیگنال‌های اندازه‌گیری شده، شبیه‌سازی شود. به این طریق در واقع، اجزا کمکی سیستم به صورت نرم‌افزاری ایجاد می‌شوند و بدون نیاز به استفاده از اجزای سخت‌افزاری افزونه، می‌توان سازگاری ورودی و خروجی را بررسی نمود. این امر نه تنها به سبک شدن ماهواره و کاهش هزینه‌ها می‌انجامد، بلکه قابلیت خودکارسازی فرآیند تشخیص عیب را فراهم می‌آورد [۲].

رهیافت‌های مختلف تشخیص عیب بر اساس افزونگی تحلیلی به دو دسته کلی رهیافت‌های براساس مدل و رهیافت‌های بر اساس داده تقسیم‌بندی می‌شوند. هر یک از این روش‌ها، در شرایط مختلف و بسته

به اطلاعات در دسترس از سیستم، بر روش دیگر برتری دارد. اگرچه، در شرایطی که مدل مناسبی از سیستم در اختیار است، روش‌های بر اساس مدل بر روش بر اساس داده ارجحیت دارند. چرا که روش‌های بر اساس مدل کمی از آنجا که نیازمند دانش عمیق‌تری از سیستم هستند، از قابلیت آشکارسازی بهتری برخوردارند [۳]. در تمامی فرآیندهای تشخیص عیب بر اساس مدل، دو گام اساسی تولید مانده و ارزیابی آن، وجود دارد. مانده‌ها، مقادیری هستند که میزان ناسازگاری میان رفتار سیستم واقعی را با مدل ریاضی آن، مشخص می‌کنند. بر اساس تعاریف عنوان شده از آشکارسازی و جداسازی عیب، وجود یک سیگنال مانده می‌تواند برای آشکارسازی عیب کافی باشد، در صورتی برای جداسازی عیب نیاز به یک مجموعه از مانده‌ها یا بردار مانده می‌باشد. روش‌های فراوانی برای تولید مانده پیشنهاد شده‌اند اما در این میان روش‌های بر پایه مشاهده‌گر بسیار مورد توجه و مطالعه بوده‌اند. هر چند که در تشخیص عیب پیش‌ران‌های از برخی از روش‌های دیگر بر پایه مدل، نظیر رهیافت فضای پرتی^۴، استفاده شده است [۴].

روش‌های تولید مانده بر اساس مشاهده‌گر را می‌توان به دو گروه یقینی و تصادفی تقسیم‌بندی کرد. در مشاهده‌گرهای یقینی، نویزهای تصادفی در مدل سیستم لحاظ نمی‌شوند. در مقابل در روش‌های تصادفی، نویزها به صورت فرآیندهای تصادفی با تابع چگالی احتمال معلوم در مدل سیستم لحاظ شده‌اند. فیلترهای کالمن (KF^۱) برای سیستم‌های خطی و گوسی و مشتقات آن نظیر فیلتر کالمن توسعه‌یافته (EKF^۱) و فیلتر کالمن خنثی (UKF) برای سیستم‌های غیرخطی و به منظور تولید مانده برای آشکارسازی عیب پیشنهاد شده‌اند ([۵]، [۶]). پس از تولید مانده با روش‌های فوق، دامنه یا نرم مانده با یک آستانه از پیش تعیین شده مقایسه و وقوع یا عدم وقوع عیب آشکار می‌گردد. در جداسازی عیب، جز معیوب را از سایر اجزاء متمایز یا جدا می‌نماییم. برای این منظور، نیازمند مجموعه‌ای از مانده‌ها یا بردار مانده هستیم. اساساً دو قالب کلی برای تولید آنها برای این هدف وجود دارد: مجموعه مانده‌های ساختاریافته (SRS^۲) و مجموعه مانده‌های جهت‌دار (DRS^۳). در روش‌های SRS، یک مجموعه از مانده‌ها تولید می‌شود به نحوی که هر مانده تنها به یک یا یک مجموعه از خطاها حساس و نسبت به سایر آنها غیرحساس باشد. در این راستا، روش‌های جداسازی عیب بر اساس مدل‌های چندتایی (روش چندمدلی (MM^۴)) پیشنهاد شده‌اند که در کاربردهای تحقیقاتی مختلف نظیر تخمین حالت‌های سیستم، کنترل، ردیابی هدف و تشخیص عیب مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در روش‌های DRS، هدف تولید مجموعه مانده‌ها به کمک روش‌های هندسی است [۴].

در این مقاله، از مدلسازی تصادفی برای مدل کردن عدم قطعیت‌ها و در نتیجه مشاهده‌گرهای تصادفی برای تولید مانده استفاده شده است که به دلیل ماهیت غیرخطی و گوسی سیستم، فیلتر کالمن خنثی (UKF) مورد استفاده قرار می‌گیرد. قابل ذکر است که در صورت غیرگوسی بودن سیستم استفاده از فیلتر ذره‌ای پیشنهاد می‌گردد [۷]. هر چند که فیلتر ذره‌ای نیازمند توان پردازشی بالایی است که در

بسیاری از موارد فراهم آوردن آن امکان پذیر نبوده یا مقرون به صرفه نمی باشد. به دلیل تغییر مدل اندازه گیری در صورت بروز خطای سخت حسگری (خرابی)، استفاده از روش چندمدلی متعامل (IMM) که در آن برای هر مدل از یک فیلتر استفاده و فیلترها با یکدیگر در تعامل هستند، استفاده می شود. پیشرانها نیز ممکن است در معرض خرابی کامل، گیرکردگی در مقداری خاص، باز یا بسته بودن و در حالت کاهش عملکرد قرار داشته باشند که با تخمین دقیق آنها با استفاده از روش تخمین ورودی ناشناخته (UIO)، می توان به تولید مانده پرداخت و با توجه به بزرگی آن نوع دقیق عیب را مشخص نمود.

مسئله تشخیص عیب حسگرهای سیستم کنترل وضعیت ماهواره نانو دلفی-ان-تری-ایکس-تی^{۱۵} در مرجع [۸] با استفاده از طراحی فیلتر UKF مورد بررسی قرار گرفته است، جایی که عیبهای حسگری در نظر گرفته شده در آن، گیرکردگی حسگر در مقدار صفر و تغییرات مدل نویز اندازه گیری می باشد. مرجع [۹] روشی چند مرحله ای برای تشخیص عیب حسگرهای وضعیت یک فضاپیما، ارائه می دهد که در آن پس از حذف بایاس حسگر ژيروسکوپ با استفاده از مدل خطی سیستم و KF به تولید مانده ها می پردازد. سپس، با استفاده از تست های تصادفی مختلف وجود عیب حسگری را آشکار و حسگر معیوب را مشخص می نماید. برای ارزیابی مانده های تولیدی، از منطق تصمیم گیری و تعیین دقیق و اصولی حدود مقایسه، استفاده می شود. روش پیشنهادی در برابر عدم قطعیت مدل، نویز و سیگنال های اغتشاش مقاوم است. در مرجع [۱۰]، اطلاعات GPS^{۱۶} با حسگرهای اینرسی ممز^{۱۷} توسط KF برای تخمین موقعیت ماهواره ترکیب شده و سپس با استفاده از مانده های تولید شده توسط KF به تشخیص عیبهای حسگری می پردازد. برای این منظور، مدهای معیوب هر حسگر تعریف شده و پارامترهای کنترلی برای این امر در نظر گرفته می شوند. به علاوه، تأثیر پارامترهای کنترلی بر عدم شناسایی برخی از عیبها و یا آلامهای اشتباه مورد بررسی قرار می گیرد. در [۱۱] برای آشکارسازی و جداسازی عیبهای پیشرانها در فضاپیمای مارس اکسپرس^{۱۸} از هر دو روش تخمین حالت های سیستم خطی شده و روش دکوپله کننده UIO استفاده شده است. مرجع [۱۲]، از فیلترهای آشکارساز و روش UIO غیرخطی برای تشخیص و جایابی عیبهای پیشرانهای در سیستم فضایی استفاده می کند. در رهیافت پیشنهادی، فرض بر لپشیتز بودن معادلات غیرخطی سیستم در مأموریت بازگشت از مریخ است و عیبهای در نظر گرفته شده در این مقاله عبارت از بسته بودن کامل پیشران و افت بازدهی پیشران هستند. هر چند که روشهای متعددی برای تشخیص عیب حسگری و پیشرانهای در سیستم ماهواره ارائه شده است، اما هدف این مقاله ارائه روشی دقیق است که بتواند عیبهای همزمان حسگری و پیشرانهای را در سیستم ماهواره به صورت زمان حقیقی^{۱۹} تشخیص دهد. برای این منظور، الگوریتمی ماژولار طراحی شده است که ماژول های تشخیص عیب می توانند به صورت همزمان و با تعامل با یکدیگر به تشخیص عیب حسگری و عملگری بپردازند. نوآوری این روش در آن است که عیبها را به سه دسته عیوب حسگرهای انتقالی، حسگرهای وضعیتی و

حسگرهای پیشرانهای دسته بندی نموده و سپس با تجزیه سیستم به زیرسیستمها و جداسازی مدلها، به هر دسته از عیوب مدلی کاهش یافته اختصاص می دهد. پس از آن، برای هر دسته از عیوب روشی مجزا ولی متعامل پیشنهاد می دهد. این امر سبب می شود تا پیچیدگی روش، کاهش یافته و امکان تشخیص همزمان عیوب حسگری و عملگری به نحوی زمان حقیقی فراهم آید. به این نحو که تعداد فیلترهای موازی در روش IMM به نحوی چشمگیری در مقایسه با سایر روشهایی که از IMM استفاده کرده و این تجزیه را در نظر نگرفته اند، به عنوان نمونه، مرجع [۱۳]، کاهش می یابد. هر چند، مرجع [۱۴] سعی داشته تا با استفاده از طراحی ماژولار مشکل افزایش تعداد فیلترها را کم کند، اما روش پیشنهادی این مرجع، به یک طراحی سلسله مراتبی سه مرحله ای منجر شده که در آن برای تشخیص عیوب پیشرانهای در دو مرحله از فیلترهای IMM استفاده می کند که این مسئله در مقاله پیش رو با استفاده از فیلترهای UIO با حجم کاهش یافته ای از محاسبات انجام می شود. به علاوه مرجع ذکر شده در بخش تشخیص عیوب حسگری از افزونگی سخت افزاری به جای تحلیلی و از بسته های حسگری متعدد همراه با الگوریتم انتخاب از میان بسته ها استفاده می کند که از این جهت با هدف مقاله پیش رو که کاهش تعداد حسگرها می باشد، در تضاد است. در این راستا، تنها مرجع [۱۵] به استفاده از فیلترهای متعامل ماژولار در تشخیص خرابیهای حسگری در یک سیستم رباتیکی می پردازد که در آن اطلاعات حسگرهای دوربین و اینرسی برای ردیابی و تشخیص خرابی حسگرها ترکیب می شوند.

این مقاله به صورت زیر سازمان یافته است:

در بخش دوم، مدلسازی ریاضی، شامل معادلات موقعیت و وضعیت ماهواره، ارائه می گردد. در بخش سوم به معرفی و مدلسازی عیبهای حسگری و پیشرانهای پرداخته شده و بخش چهارم به معرفی روشهای پیشنهادی تشخیص عیب می پردازد و در بخش پنجم، فیلترهای تشخیص عیب برای عیبهای حسگری و عملگری سیستم فضایی طراحی می شوند. الگوریتمهای طراحی شده در بخش ششم از طریق شبیه سازی مورد ارزیابی و سنجش قرار گرفته و نهایتاً در بخش هفتم جمع بندی و نتیجه گیری ارائه می شود.

۲- مدلسازی ریاضی

در این بخش، پس از ارائه مدل دینامیکی و سینماتیکی زیرسیستمهای وضعیت و موقعیت یک ماهواره در حالت بدون عیب، مدل های معیوب پیشرانها و حسگرها ارائه شده و تغییرات مدل به ازای عیبهای مذکور ارائه می شوند.

۲-۱- معادلات موقعیت ماهواره

معادلات موقعیت ماهواره در فضا با بردار حالتی که متشکل از مختصات موقعیت، سرعت و شتاب است، توصیف می گردد که هدف این معادلات آن است که این بردار حالت را روی فاصله زمانی مشخصی پیش بینی

صورت بردار ۴ بعدی، زمانی که یک چرخش حول محور $\mathbf{e}$ با زاویه چرخش δ رخ می‌دهد، در زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \cos(\delta/2) \\ \sin(\delta/2)\mathbf{e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 \\ \mathbf{q} \end{bmatrix} \quad (۴)$$

که در آن $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ برداری دو قسمتی است که قسمت اول آن، q_0 ، اسکالر و $\mathbf{q}$ نمایش دهنده قسمت برداری است. قابل ذکر است که در حالت کلی، جسم متحرک توسط دو محور توصیف می‌شود. محور اول، محور جسم است و تحت عنوان محور B نامگذاری می‌شود. محور B متحرک است چنان که جسم حرکت می‌کند. حال آنکه، توصیف وضعیت و موقعیت جسم در یک محور ثابت اهمیت بیشتری دارد. بر این اساس محور مختصاتی ثابت بر روی زمین در نظر گرفته می‌شود که این محور، محور W نامیده می‌شود ([۱۸]، [۱۹]).

۲-۲-۲- معادلات دینامیک

اگر J ماتریس ممان اینرسی ماهواره باشد و $\boldsymbol{\omega} = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$ بردار سرعت زاویه‌ای محور ماهواره نسبت به محور اینرسی باشد که در محور جسم نمایش داده می‌شود و همچنین، $\mathbf{u} = [u_x \ u_y \ u_z]^T$ گشتاور کنترلی و $\mathbf{T}_d = [T_{dx} \ T_{dy} \ T_{dz}]^T$ گشتاورهای اغتشاشی ناشی از تابش خورشید، جاذبه زمین و ... باشد، خواهیم داشت [۲۰]:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}(t) = -\mathbf{J}^{-1}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}(t))\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}(t) + \mathbf{J}^{-1}(\mathbf{u}(t) + \mathbf{T}_d) \quad (۵)$$

که در آن:

$$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

۲-۲-۲- معادلات سینماتیک

نمایش وضعیت کواترنین در ابتدای این بخش معرفی گردید. در این بخش، سینماتیک کواترنین معرفی می‌گردد:

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = \frac{1}{2}\mathbf{S}'(\mathbf{q}(t)) \cdot \boldsymbol{\omega}(t) = \frac{1}{2}\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}(t)) \cdot \mathbf{q}(t) \quad (۶)$$

که $\mathbf{q}$ کواترنین واحد است و جهت B را نسبت به W تعیین می‌کند. به علاوه، تعریف $\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega})$ و $\mathbf{S}'(\mathbf{q})$ در ادامه آمده است:

$$\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \text{ و } \mathbf{S}'(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}$$

پس از گسسته‌سازی دینامیک و سینماتیک وضعیت خواهیم داشت:

$$\boldsymbol{\omega}(k+1) = \quad (۷-ا)$$

$$\boldsymbol{\omega}(k) - T\mathbf{J}^{-1}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}(k))\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}(k) + T\mathbf{J}^{-1}(\mathbf{u}(k) + \mathbf{T}_d)$$

$$\mathbf{q}(k+1) = \quad (۷-ب)$$

$$\mathbf{q}(k) + \frac{T}{2}\mathbf{S}'(\mathbf{q}(k)) \cdot \boldsymbol{\omega}(k) = \mathbf{q}(k) + \frac{T}{2}\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}(k)) \cdot \mathbf{q}(k)$$

نماید. معادله‌ای که بردار حالت موقعیت ماهواره در حال چرخش به دور زمین را توصیف می‌کند در زیر آورده شده است [۱۶]:

$$\ddot{\mathbf{r}}(t) = -\frac{\mu}{r^3(t)}\mathbf{r}(t) \quad (۱)$$

که در آن، $\mathbf{r}$ بردار موقعیت ماهواره نسبت به مرکز زمین است و $r = \|\mathbf{r}\|$. به علاوه، $\mu = G(m_1 + m_2)$ که در آن $m_1 = 5.97219 \times 10^{24} \text{ kg}$ جرم زمین و m_2 جرم ماهواره است و $2^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$ ثابت جاذبه جهانی^{۲۰} است. با توجه به اهمیت نمایش بردار موقعیت و بردارهای سرعت ($\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}}$) و شتاب ($\mathbf{a} = \ddot{\mathbf{r}}$)، در یک محور ثابت، محور مختصات استوایی زمین^{۲۱}، در نظر گرفته می‌شود. در این محور، صفحه XY محور استوایی زمین است و محور Z در راستای محوری است که زمین حول آن می‌چرخد و به سمت شمال است. بر این اساس، خواهیم داشت، $\mathbf{r} = [x \ y \ z]^T$ ، $\mathbf{v} = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ و $\mathbf{a} = [a_x \ a_y \ a_z]^T$. با در نظر گرفتن بردار حالت به صورت $\mathbf{X} = [\mathbf{r}^T \ \mathbf{v}^T \ \mathbf{a}^T]^T$ معادلات فضای حالت که از معادله (۱) استخراج می‌شود، در زیر آورده شده است:

$$\dot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{v}(t) \quad (۲-ا)$$

$$\dot{\mathbf{v}}(t) = \mathbf{a}(t) = \ddot{\mathbf{r}}(t) = -\frac{\mu}{r^3(t)}\mathbf{r}(t) \quad (۲-ب)$$

$$\dot{\mathbf{a}}(t) = \ddot{\mathbf{r}}(t) = \frac{3\mu}{r^4(t)}\mathbf{v}(t)\mathbf{r}(t) - \frac{\mu}{r^3(t)}\mathbf{v}(t) + \boldsymbol{\omega}(t) \quad (۲-پ)$$

که $\mathbf{v} = \|\mathbf{v}\|$ و $\boldsymbol{\omega}$ نویزی سفید گوسی است که تغییرات شتاب ناشی از اغتشاشات را توصیف می‌کند. پس از گسسته‌سازی معادلات فوق خواهیم داشت:

$$\mathbf{r}(k+1) = \mathbf{r}(k) + T\mathbf{v}(k) \quad (۲-ا)$$

$$\mathbf{v}(k+1) = \mathbf{v}(k) + T\mathbf{a}(k) \quad (۲-ب)$$

$$\mathbf{a}(k+1) = \quad (۲-پ)$$

$$\mathbf{a}(k) + T\left(\frac{3\mu}{r^4(k)}\mathbf{v}(k)\mathbf{r}(k) - \frac{\mu}{r^3(k)}\mathbf{v}(k)\right) + \boldsymbol{\omega}(k)$$

که T زمان نمونه بردای است.

۲-۲-۲- معادلات وضعیت ماهواره

۱-۲-۲- نمایش وضعیت ماهواره

وضعیت یک جسم می‌تواند توسط پارامترهای مختلفی نمایش داده شود. این پارامترها، شامل پارامترهای محدود^{۲۲} (ولی افزونه) نظیر ماتریس وضعیت و بردار واحد کواترنین^{۲۳} و پارامترهای نامحدود^{۲۴} (ولی کمینه) نظیر زوایای اوپلر^{۲۵} (رول)^{۲۶}، پیچ^{۲۷} و یاو^{۲۸} و پارامترهای ردیگس (RP)^{۲۹} می‌باشند. ماتریس وضعیت، شش پارامتر افزونه داشته و بردار کواترنین‌ها تنها یک پارامتر افزونه دارد و نمایش‌های نامحدود، وضعیت را با سه جز زوایای اوپلر نمایش می‌دهند. نمایش کواترنین بر سایر نمایش‌ها رجحان دارد چرا که استفاده از این بردار که به طرز صحیحی نرمالیزه شده باشد، نمایشی غیرتکین^{۳۰} با حداقل پارامترهای افزونه نسبت به ماتریس وضعیت را فراهم می‌آورد [۱۷]. این بردار به

۲-۳- مدل اندازه گیری

همان طور که در بخش اول عنوان گردید، حسگرهای مورد استفاده شامل حسگرهای اینرسی شتابسنج و ژيروسکوپ، حسگر ستاره و سیستم موقعیت یاب جهانی (GPS) است که در این بخش به ارائه مدل اندازه گیری آنها می پردازیم. حسگرهای اینرسی شتابسنج و ژيروسکوپ به ترتیب شتاب و سرعت زاویه ای جسم را اندازه گیری کرده و به صورت معمول آغشته به نویز هستند که مدل اندازه گیری آنها در زیر آورده شده است [۲۱]:

$$\mathbf{a}_m = \mathbf{a} + \mathbf{n}_a \quad (8)$$

که $\mathbf{a}_m$ اندازه گیری شتابسنج است که شتاب ($\mathbf{a}$) را که به نویز اندازه گیری ($\mathbf{n}_a$) آغشته است، در محور جسم اندازه گیری می کند که در آن:

$$\mathbf{n}_a \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, \sigma_{n_a}^2 \mathbf{I})$$

به علاوه:

$$\boldsymbol{\omega}_m = \boldsymbol{\omega} + \mathbf{n}_{\omega} \quad (9)$$

که در آن $\boldsymbol{\omega}_m$ اندازه گیری ژيروسکوپ است که سرعت زاویه ای ($\boldsymbol{\omega}$) را که به نویز اندازه گیری ($\mathbf{n}_{\omega}$) آغشته است، اندازه گیری می کند و همچنین مدل اندازه گیری سیستم موقعیت یاب جهانی (GPS) عبارتست از:

$$\mathbf{y}_p(k) = \mathbf{p}(k) + \mathbf{v}_p(k) \quad (10)$$

که $\mathbf{y}_p$ اندازه گیری GPS است که موقعیت ($\mathbf{p}$) را که به نویز اندازه گیری ($\mathbf{v}_p$) آغشته است، در محور W اندازه گیری می کند که در آن:

$$\mathbf{v}_p \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, \sigma_{v_p}^2 \mathbf{I})$$

به علاوه، و حسگر ستاره خروجی وضعیت را بر حسب کواترنین به صورت بعد در اختیار قرار می دهد:

$$\mathbf{y}_q(k) = \mathbf{q}(k) \otimes \mathbf{v}_q(k) \quad (11)$$

که $\mathbf{v}_q$ نویز اندازه گیری با تابع چگالی معلوم و کواریانس $\mathbf{R}_{v_q}$ و میانگین $\mu_{v_q} = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ می باشد. قابل ذکر است که $\otimes$ نشان دهنده ضرب کواترنین است [۲۲].

۳- معرفی عیب های حسگری و عملگری

در این بخش عیب های حسگری و عملگری معرفی شده و مدل سازی می گردند.

۳-۱- مدل سازی عیب و خرابی در حسگرها

هرچند دسته بندی های مختلفی برای عیب های کالیبراسیون حسگری معرفی شده است، در این مقاله تنها خرابی ها و نویزهای حسگری مدنظر بوده و حسگرها عاری از عیوب کالیبراسیون در نظر گرفته می شوند. در این حالت، با فرض این که $S_m(k)$ به عنوان خروجی اندازه گیری شده

حسگر آغشته به نویز اندازه گیری (n) در نمونه k ام و $S_t(k)$ مقدار واقعی کمیت باشد، داریم:

$$S_m(k) = S_t(k) + n(t) \quad (12)$$

که در آن، $n \sim \mathcal{N}(0, \sigma_n^2)$. پس از وقوع عیب ناگهانی سخت در حسگر، مدل اندازه گیری حسگر تغییر کرده و به صورتی که در زیر آورده شده است، تبدیل می گردد:

$$S_m(k) = C \quad (13)$$

که C می تواند صفر یا ثابت باشد که در این مقاله با فرض خرابی کامل حسگرها در صورت بروز عیب، صفر در نظر گرفته می شود.

۳-۲- مدل سازی گشتاور کنترلی در حضور عیب های پیشرانه ای

گشتاور کنترلی از پیشرانه ها ناشی می شود. پیشرانه ها در واقع جت های کوچکی هستند که به صورت جفت بر روی ماهواره نصب می شوند. این جفت های پیشرانه ای، می توانند روی صفحات موازی با محورهای اصلی نصب شوند. تاثیر گشتاور ایجاد شده از این پیشرانه ها بر روی دینامیک وضعیت ماهواره در معادلات (۷) قابل مشاهده است. این پیشرانه ها در معرض عیب ها و خرابی هایی هستند. مدل ریاضی پیشرانه بسته به نوع عیب رخ داده در آن، در زیر آورده شده است [۲۳]:

$$\mathbf{u}(k) = \delta \gamma \mathbf{u}_c(k) + (1 - \delta) \bar{\mathbf{u}} \quad (14)$$

که در آن، $\mathbf{u}$ و $\mathbf{u}_c$ به ترتیب خروجی پیشرانه و سیگنال فرمان کنترلی هستند. زمانی که پیشرانه کاملاً سالم است پارامترهای δ و γ مقادیر $\delta = 1$ و $\gamma = 1$ را به خود می گیرند و در صورت کاهش کارایی عملگر که می تواند به علت بروز نشتی در شیر کنترلی و یا کاهش کارایی عملگر اتفاق بیفتد، خواهیم داشت: $\delta = 1$ و $0 < \gamma < 1$. بر این اساس ضریب γ را ضریب کارایی عملگر می نامیم. قفل شدگی در مکانی خاص به ازای $\delta = 0$ به دست می آید و در صورت بازشدگی کامل آن نیز $\delta = 0$ بوده و $\bar{\mathbf{u}}$ در حداکثر مقدار $\mathbf{u}_{\max}$ است. هنگام بسته ماندن کامل شیرهای کنترلی $\delta = 1$ و $\gamma = 0$ است.

۴- تشخیص عیب

در این بخش به ارائه روش های مورد استفاده و پیشنهادی تشخیص عیب در این مقاله پرداخته می شود. برای این منظور، با توجه به این موضوع که وقتی عیب سخت در حسگر رخ می دهد، مدل اندازه گیری سیستم تغییر کرده و به صورت چند مدلی قابل مدل سازی می باشد، استفاده از فیلترهای چندمدلی متعامل برای تشخیص خرابی حسگری در این مقاله پیشنهاد می گردد. هر چند که بر اساس این نوع مدل سازی چندتایی می توان از فیلترهای چندمدلی متعامل برای تشخیص عیب های پیشرانه ای استفاده نمود، اما به دلیل افزایش بیش از اندازه مدهای سیستم و نیاز به فیلترهای متعدد موازی همزمان، استفاده از آن پیشنهاد نمی گردد. برای این منظور استفاده از روش مشاهده گر ورودی ناشناخته (UIO^۳) به دلیل قابلیت آن در دکوپله سازی عیب عملگر از تخمین حالت های سیستم در الویت قرار می گیرد. چرا که این دکوپله سازی

داد. از این طریق نه تنها عیب سیستم آشکارسازی می‌شود، بلکه با تخمین اندازه عیب می‌توان درصد جبران‌سازی آن برآمد. این روش برای تخمین عیب پیش‌رانه‌ای از آن جهت مناسب است که می‌تواند با تخمین خروجی پیش‌رانه، اندازه (بزرگی) گیرکردگی در مقداری خاص و ضریب عدم کارایی را تعیین نمود. مدل سیستم برای این منظور، در زیر آورده شده است:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(k)) + \mathbf{E}\mathbf{u}(k) + \boldsymbol{\eta}_k \quad (17\text{-}a)$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{g}(\mathbf{x}(k)) + \mathbf{v}_k \quad (17\text{-}b)$$

که در آن $\mathbf{x}$ بردار حالت و $\mathbf{y}$ بردار مشاهده هستند. $\mathbf{E}$ ماتریس توزیع بردار ورودی $\mathbf{u}$ است که این بردار همان خروجی عملگر (پیش‌رانه در سیستم فضایی) است که مدل آن، در معادله (۱۴)، آورده شده است. به علاوه، $\mathbf{f}$ و $\mathbf{g}$ به ترتیب بردارهای توابع حالت و مشاهده هستند. $\boldsymbol{\eta}_k$ و $\mathbf{v}_k$ نویزهای سیستمی و اندازه‌گیری هستند که بعد از معادله (۱۶) تعریف شده‌اند. حال با افزودن بردار $\mathbf{u}$ به حالت‌های سیستم خواهیم داشت:

$$\mathbf{x}_a(k+1) = \mathbf{f}_a(\mathbf{x}_a(k)) + \boldsymbol{\eta}_k \quad (18\text{-}a)$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{g}_a(\mathbf{x}_a(k)) + \mathbf{v}_k \quad (18\text{-}b)$$

$$\text{که در آن، } \mathbf{x}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{u} \end{bmatrix}, \mathbf{f}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{f} & \mathbf{E} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I} \end{bmatrix}, \mathbf{g}_a(\mathbf{x}_a) = \mathbf{g}(\mathbf{x}) \text{ و } \mathbf{f}_a$$

حال به شرط مشاهده‌پذیری سیستم افزوده شده جدید، می‌توان حالت‌های سیستم را تخمین زد.

از آن جا که در هر دو حالت عیب سنسوری و عملگری، نابینایی‌های سیستم و اندازه‌گیری با استفاده از نویزهای تصادفی گوسی مدل شده‌اند، می‌توان از یک مشاهده‌گر تصادفی غیرخطی برای سیستم‌های گوسی استفاده نمود. برای این منظور، فیلتر کالمن خنثی (UKF)، برای حذف نویز و تخمین حالت‌های افزوده پیشنهاد می‌گردد.

۵- طراحی فیلترهای تشخیص عیب‌های حسگری و

عملگری در سیستم ماهواره

در این بخش، مشاهده‌گرهای چندمدلی متعامل برای تشخیص عیب حسگرها و همچنین مشاهده‌گرهای ورودی ناشناخته با خاصیت دکوپله‌سازی خروجی ناشناخته پیش‌رانه برای سیستم فضایی ارائه شده در بخش دوم، طراحی می‌گردند. هدف، پیشنهاد روشی است با پیچیدگی کم که بتواند عیب‌ها و خرابی‌هایی را که ممکن است به صورت همزمان هم رخ دهند، به موقع تشخیص دهد. برای این منظور، طراحی روشی مدنظر است که حتی‌المقدور نیاز به فیلترهای موازی همزمان کمتری داشته باشد.

با توجه به ماهیت مدل‌های دینامیکی وضعیت و موقعیت، می‌توان آنها را از یکدیگر دکوپله در نظر گرفت. با توجه به حالت‌های زیرسیستم وضعیت (معادلات (۷-ا) و (۷-ب))، اندازه‌گیری‌های ژيروسکوپ و حسگر ستاره به این زیرسیستم و با توجه به حالت‌های زیرسیستم موقعیت (معادلات (۳-ا)، (۳-ب) و (۳-پ))، حسگرهای GPS و شتاب‌سنج به این زیرسیستم اختصاص داده می‌شوند. به علاوه، سیگنال‌های کنترلی

می‌تواند با افزودن خروجی عملگر به حالت‌های سیستم و تخمین ورودی ناشناخته (UIE^{۳۲}) (۲۴) انجام پذیرد.

۴-۱- طراحی فیلتر چندمدلی متعامل در تشخیص عیب‌های

حسگری در سیستم ماهواره

در مدل‌سازی چندمدلی (هایبرید)، مدل‌های متفاوتی برای یک سیستم در نظر گرفته می‌شوند، به نحوی که در زمان‌های مختلف، تنها یکی از آنها به توصیف سیستم می‌پردازد. سیستم هایبرید توسط مجموعه‌ای از متغیرهای $(M, \mathbf{X}, \mathbf{Y}, T, F, G)$ تعریف می‌شود که در آن M فضای مدهای مختلف سیستم، $\mathbf{X}$ فضای حالت‌های پیوسته سیستم، $\mathbf{Y}$ فضای مشاهدات سیستم، T ماتریس چگالی احتمال گذر بین مدها، F مجموعه توابع حالت سیستم و G مجموعه‌ای توابع مشاهده سیستم را نمایش می‌دهند. بر این اساس، هنگامی که یک سیستم در نمونه زمانی k در مد $m_k \in M$ قرار دارد، رفتارارش توسط معادله فضای حالت بعد توصیف می‌گردد:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{f}_{m_k}(\mathbf{x}(k), \mathbf{u}(k)) + \boldsymbol{\eta}_k \quad (15\text{-}a)$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{g}_{m_k}(\mathbf{x}(k)) + \mathbf{v}_k \quad (15\text{-}b)$$

که در آن $\mathbf{x} \in \mathbf{X}$ بردار حالت سیستم در نمونه زمانی k و بردار شرایط اولیه آن $\mathbf{x}_0$ است. $\mathbf{y}_k \in \mathbf{Y}$ بردار مشاهده و $\mathbf{u}_k \in \mathbf{U}$ بردار ورودی در نمونه زمانی k هستند. به علاوه، $\mathbf{f}_{m_k} \in F$ بردار تابع حالت و $\mathbf{g}_{m_k} \in G$ بردار تابع مشاهده در مد m_k می‌باشند [۲۵]. $\boldsymbol{\eta}_k$ و $\mathbf{v}_k$ نویزهای مستقل سفید گوسی^{۳۳} با ماتریس‌های کواریانس به ترتیب $\mathbf{Q}_\eta$ و $\mathbf{R}_v$ هستند، به عبارتی دیگر:

$$\boldsymbol{\eta}_k \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, \mathbf{Q}_\eta)$$

$$\mathbf{v}_k \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, \mathbf{R}_v)$$

مد سیستم m_k توسط یک فرآیند مارکوف مرتبه اول گسسته مدل می‌گردد که تابع احتمال گذر آن در زیر آمده است:

$$\pi_{ij}(k) = P\{m_j(k) | m_i(k-1)\} \quad (16)$$

که در آن $P\{\cdot\}$ نشان‌دهنده عملگر احتمال و $m_j(k) = \{m(k) = m_j\}$ ، $m_j \in M$ و $M = \{m_1, m_2, \dots, m_N\}$ مجموعه تمامی مدهای سیستم را نشان می‌دهند و N به سبب مجموعه مدل اشاره دارد.

فیلترهای چندمدلی متعامل موازی برای تشخیص عیب در چنین سیستم‌هایی مورد استفاده قرار می‌گیرند که برای اختصار حذف شده‌اند و برای مطالعه آنها مراجع [۲۶، ۲۷] پیشنهاد می‌گردند.

۴-۲- دکوپله‌سازی ورودی ناشناخته و طراحی مشاهده‌گر در

تشخیص عیب‌های پیش‌رانه‌ای

زمانی که عیبی در عملگرها رخ می‌دهد، ورودی سیستم دیگر از فرمان کنترلی تبعیت نکرده و به مقدار نامعلومی تغییر می‌کند. اگر دانشی از دینامیک عیب و ورودی ناشناخته سیستم در اختیار است، می‌توان دکوپله‌سازی را با افزودن آنها به حالت‌های سیستم و تخمین آنها انجام

خرابی مواجه شود. در این حالت مجموعه مدل تعریف شده که از ترکیب جمعی مجموعه مدل هر حسگر حاصل می‌آید، در زیر آورده شده است:

$$\mathbf{y}_{pos} \in \mathbf{Y}_{pos} \quad (21)$$

که در آن:

$$\mathbf{Y}_{pos} = \left\{ \begin{bmatrix} a_{m,x} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ a_{m,y} \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ a_{m,z} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} a_{m,x} \\ a_{m,y} \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} a_{m,x} \\ 0 \\ a_{m,z} \end{bmatrix}, \dots, \begin{bmatrix} a_{m,x} \\ a_{m,y} \\ a_{m,z} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \mathbf{y}_p \end{bmatrix} \right\}$$

قابل ذکر است که با توجه به ترکیب‌های مختلف عیب‌های شتاب‌سنج و GPS، مجموعه $\mathbf{Y}_{pos}$ ، $2^4 = 16$ عضو دارد.

با توجه به مجموعه اندازه‌گیری‌های فوق و با در نظر گرفتن مدل اندازه‌گیری خطی زیر برای زیرسیستم موقعیت:

$$\mathbf{y}_{pos}(k) = \mathbf{C}_{m_{pos}} \mathbf{x}(k) + \mathbf{v}_{pos} \quad (22)$$

که در آن $\mathbf{C}_{m_{pos}}$ ماتریس اندازه‌گیری در مد m_{pos} است. می‌توان مجموعه ماتریس‌های اندازه‌گیری و مجموعه ماتریس‌های کواریانس نویز متناظر با آنها را به صورت زیر نوشت:

$$\mathbf{C}_{m_{pos}} \in \mathbf{C}_{pos} \quad (23\text{-a})$$

$$\mathbf{R}_{m_{pos}} \in \mathbf{R}_{pos} \quad (23\text{-b})$$

که در آن:

$$\mathbf{C}_{pos} = \{ \mathbf{0}_{6 \times 6}, \text{bld}(\text{diag}(1,0,0), \mathbf{I}_3), \dots, \text{bld}(\mathbf{I}_3, \mathbf{0}_{3 \times 3}), \mathbf{I}_6 \}$$

و

$$\mathbf{R}_{pos} = \{ \mathbf{0}_{6 \times 6}, \text{bld}(\sigma_n^2 \text{diag}(1,0,0), \sigma_v^2 \mathbf{I}_3), \dots, \text{bld}(\sigma_n^2 \mathbf{I}_3, \sigma_v^2 \mathbf{I}_3), \text{bld}(\sigma_n^2 \mathbf{I}_3, \sigma_v^2 \mathbf{I}_3) \}$$

که bld مخفف واژه قطری بلوکی بوده و diag به ماتریس قطری اشاره دارد. σ_n و σ_v به ترتیب واریانس‌های نویزهای اندازه‌گیری شتاب‌سنج و GPS هستند که در بخش ۲-۳ تعریف شده اند.

• مجموعه مدل برای طراحی IMM در زیرسیستم وضعیت

مجموعه مدل زیرسیستم وضعیت به نحوی مشابه زیرسیستم موقعیت قابل طراحی است. بردار اندازه‌گیری زیرسیستم وضعیت در زیر آورده شده است:

$$\mathbf{y}_{att} = [\mathbf{a}_m^T \quad \mathbf{y}_q^T]^T = [\omega_{m,x} \quad \omega_{m,y} \quad \omega_{m,z} \quad \mathbf{y}_q^T]^T \quad (24)$$

به نحوی مشابه GPS، بروز هرگونه عیب در حسگر ستاره به از دست رفتن کامل اطلاعات وضعیت ماهواره می‌انجامد حال آنکه حسگر ژيروسکوپ می‌تواند در هر یک از سه محور x ، y و z ترکیب آنها با خرابی مواجه شود. در این حالت مجموعه مدل تعریف شده که از ترکیب جمعی مجموعه مدل هر حسگر حاصل می‌آید در زیر آورده شده است:

$$\mathbf{y}_{att} \in \mathbf{Y}_{att}, \quad (25)$$

که در آن:

$$\mathbf{Y}_{att} = \left\{ \begin{bmatrix} \omega_{m,x} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{m,y} \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{m,z} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \omega_{m,x} \\ \omega_{m,y} \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \omega_{m,x} \\ 0 \\ \omega_{m,z} \end{bmatrix}, \dots, \begin{bmatrix} \omega_{m,x} \\ \omega_{m,y} \\ \omega_{m,z} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \mathbf{y}_q \end{bmatrix} \right\}$$

پیش‌رانه‌ای، مربوط به زیرسیستم وضعیت هستند. بر این اساس، می‌توان عیب‌ها را به سه دسته عیب‌های حسگرهای وضعیتی، حسگرهای موقعیتی و پیش‌رانه‌ها دسته‌بندی کرد و برای هر دسته، روشی مجزا و متعامل برای تشخیص عیب پیشنهاد داد. قابل ذکر است که با این جداسازی، تعداد فیلترهای موازی در روش IMM کاهش می‌یابد و به علاوه می‌توان روشی مجزا برای تشخیص عیوب عملکردی با مدل فضای حالت کاهش یافته طراحی کرد.

۵-۱- طراحی فیلترهای IMM در تشخیص عیب‌های حسگری

الگوریتم IMM در تشخیص عیب شامل گام‌های اساسی طراحی مجموعه مدل، انتخاب فیلتر، تخمین IMM و در نهایت انتخاب قانون تشخیص عیب است [۱۴]. در ادامه، این گام‌ها برای طراحی الگوریتم تشخیص عیب مورد نظر، توضیح داده می‌شوند.

۵-۱-۱- طراحی مجموعه مدل برای عیوب سخت حسگری

مدل اندازه‌گیری حسگرهای مورد استفاده در این تحقیق که عبارتند از حسگرهای اینرسی شتاب‌سنج و ژيروسکوپ، حسگر ستاره و GPS، در بخش ۲-۳ و مدل خطای حسگری در بخش ۳-۱ ارائه گردید. حسگرهای ژيروسکوپ و حسگر ستاره به ترتیب سرعت زاویه‌ای و وضعیت ماهواره را نسبت به سه محور x ، y و z در زیرسیستم وضعیت اندازه‌گیری می‌نمایند. موقعیت و شتاب ماهواره در سه محور x ، y و z در زیرسیستم موقعیت به ترتیب توسط حسگرهای موقعیت‌یاب جهانی و حسگر شتاب‌سنج اندازه‌گیری می‌شوند. با توجه به این که تغییر مدل مربوط به خطای رخ داده شده در حسگرها می‌باشد، مجموعه مدل‌ها به مدل‌های اندازه‌گیری اختصاص می‌یابد. به عبارتی دقیق‌تر معادلات (۱۵) به صورت زیر تغییر می‌یابند:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(k), \mathbf{u}(k)) + \boldsymbol{\eta}_k \quad (19\text{-a})$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{g}_{m_k}(\mathbf{x}(k)) + \mathbf{v}_k \quad (19\text{-b})$$

با تقریب تنها مدل اندازه‌گیری غیرخطی، یعنی مدل اندازه‌گیری کواترنین ارائه شده در معادله (۱۱)، با یک مدل خطی، می‌توان مدل‌های اندازه‌گیری را به صورت خطی بعد مدل کرد:

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{C}_{m_k} \mathbf{x}(k) + \mathbf{v}_k \quad (19\text{-c})$$

که در آن $\mathbf{C}_{m_k}$ ماتریس اندازه‌گیری در مد m_k است. بر این اساس، مجموعه مدل‌های تعریف شده برای زیرسیستم‌های موقعیت و وضعیت در ادامه آورده شده است:

• مجموعه مدل برای طراحی IMM در زیرسیستم موقعیت

بردار اندازه‌گیری زیرسیستم موقعیت که شامل اندازه‌گیری‌های شتاب‌سنج و سیستم موقعیت‌یاب جهانی (GPS) است، در زیر آورده شده است:

$$\mathbf{y}_{pos} = [\mathbf{a}_m^T \quad \mathbf{y}_p^T]^T = [\omega_{m,x} \quad \omega_{m,y} \quad \omega_{m,z} \quad \mathbf{y}_p^T]^T \quad (20)$$

قابل ذکر است که بروز هرگونه عیب در سیستم موقعیت جهانی به از دست رفتن کامل اطلاعات موقعیت ماهواره می‌انجامد حال آنکه حسگر شتاب‌سنج می‌تواند در هر یک از سه محور x ، y و z ترکیب آنها با

- مرحله پیش‌بینی:

در این مرحله با استفاده از مدل حالت غیرخطی زیرسیستم وضعیت یا موقعیت، مطابق معادله (۱۹-۱) و نقاط سیگمای تولید شده در مرحله پیش، یک گام جلوتر را پیش‌بینی می‌کنیم:

$$\hat{\mathbf{x}}^{j-}(k+1) = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}^{j-}(k), \mathbf{u}(k)) \quad (29)$$

که $j = 0, \dots, 2n$

و سپس، از این نقاط میانگین و کواریانس به صورت زیر، گرفته می‌شود:

$$\hat{\mathbf{x}}^-(k+1) = \sum_{j=0}^{2n} W^j \hat{\mathbf{x}}^{j-}(k+1) \quad (30)$$

(۳۱)

$$\mathbf{P}^-(k+1) =$$

$$\sum_{j=0}^{2n} W^j \left(\hat{\mathbf{x}}^{j-}(k+1) - \hat{\mathbf{x}}^-(k+1) \right) \left(\hat{\mathbf{x}}^{j-}(k+1) - \hat{\mathbf{x}}^-(k+1) \right)^T + \mathbf{Q}_\eta$$

- مرحله به روزرسانی:

در این مرحله با توجه به تفاوت بودن مدل‌های اندازه‌گیری (معادله ۱۵-۱)، برای هر مدل به روزرسانی جداگانه داریم. در این صورت برای فیلتر l ام برای $l = 1, 2, \dots, 16$ داریم:

$$\hat{\mathbf{y}}_l^j(k+1) = \mathbf{C}_l \hat{\mathbf{x}}^{j-}(k+1), j = 0, \dots, 2n \quad (32)$$

$$\hat{\mathbf{y}}_l(k+1) = \sum_{j=0}^{2n} W^j \hat{\mathbf{y}}_l^j(k+1) \quad (33)$$

(۱-۳۴)

$$\text{cov}_{l,\hat{\mathbf{y}}\hat{\mathbf{y}}} = \sum_{j=0}^{2n} W^j \left(\hat{\mathbf{y}}_l^j(k+1) - \hat{\mathbf{y}}_l(k+1) \right) \left(\hat{\mathbf{y}}_l^j(k+1) - \hat{\mathbf{y}}_l(k+1) \right)^T + \mathbf{R}_l \quad (34\text{-ب})$$

$$\text{cov}_{l,\hat{\mathbf{x}}\hat{\mathbf{y}}} = \sum_{j=0}^{2n} W^j \left(\hat{\mathbf{x}}^{j-}(k+1) - \hat{\mathbf{x}}^-(k+1) \right) \left(\hat{\mathbf{y}}_l^j(k+1) - \hat{\mathbf{y}}_l(k+1) \right)^T$$

$$\mathbf{K}_{l,k+1} = \text{cov}_{l,\hat{\mathbf{x}}\hat{\mathbf{y}}} \cdot \text{cov}_{l,\hat{\mathbf{y}}\hat{\mathbf{y}}}^{-1} \quad (34\text{-پ})$$

$$\mathbf{P}_l(k+1) = \mathbf{P}^-(k+1) - \mathbf{K}_{l,k+1} \text{cov}_{l,\hat{\mathbf{y}}\hat{\mathbf{y}}} \mathbf{K}_{l,k+1}^T \quad (35)$$

(۳۶)

$$\hat{\mathbf{x}}_l(k+1) = \hat{\mathbf{x}}^-(k+1) + \mathbf{K}_{l,k+1} (\mathbf{y}(k+1) - \hat{\mathbf{y}}_l(k+1))$$

جایی که $\mathbf{R}_l$ می‌تواند از مجموعه $\mathbf{R}_{att}$ یا $\mathbf{R}_{pos}$ یا $\mathbf{C}_l$ می‌تواند از مجموعه $\mathbf{C}_{att}$ یا $\mathbf{C}_{pos}$ انتخاب شود. به عبارتی دقیق‌تر اندیس l به یکی از مدهای حسگرهای موقعیت یا وضعیت اشاره دارد.

۵-۱-۴- انتخاب قانون تشخیص عیب

حال با انجام بهینه‌سازی بعد، مد برنده m_{k+1} انتخاب و در نتیجه وضعیت حسگرها (معیوب یا سالم) شناخته می‌شوند:

$$m_{k+1} = \arg \max_l \{ p(l|\mathbf{y}(1:k+1)) \} \quad (37)$$

که در آن $p(\cdot)$ بیانگر احتمال مشروط و $\mathbf{y}(1:k+1)$ نشانگر اندازه‌گیری‌ها از ابتدا تا نمونه زمانی $k+1$ است. می‌توان نشان داد که:

$$p(l|\mathbf{y}(1:k+1)) \propto p(\mathbf{y}(k+1)|l, \mathbf{y}(1:k)) p(l|m_k) \quad (38\text{-}1)$$

که

$$L_l(k+1) \triangleq p(\mathbf{y}(k+1)|l, \mathbf{y}(1:k))$$

مجموعه $\mathbf{Y}_{att}$ ، $2^4 = 16$ عضو دارد.

به نحوی مشابه آنچه در برای زیرسیستم موقعیت بیان گردید، در زیرسیستم وضعیت نیز با توجه به مجموعه اندازه‌گیری‌های فوق، و با در نظر گرفتن مدل اندازه‌گیری خطی زیر:

$$\mathbf{y}_{att}(k) = \mathbf{C}_{m_{att}} \mathbf{x}(k) + \mathbf{v}_{att} \quad (26)$$

که در آن $\mathbf{C}_{m_{att}}$ ماتریس اندازه‌گیری در مد m_{att} است.

می‌توان مجموعه ماتریس‌های اندازه‌گیری و مجموعه ماتریس‌های کواریانس نوین متناظر با آنها را به صورت زیر نوشت:

$$\mathbf{C}_{m_{att}} \in \mathbf{C}_{att} \quad (27\text{-}1)$$

$$\mathbf{R}_{m_{att}} \in \mathbf{R}_{att} \quad (27\text{-}ب)$$

که در آن:

$$\mathbf{C}_{att} = \{ \mathbf{0}_{7 \times 7}, \text{bld}(\text{diag}(1, 0, 0), \mathbf{I}_4), \dots, \text{bld}(\mathbf{I}_3, \mathbf{0}_{4 \times 4}), \mathbf{I}_7 \}$$

و

$$\mathbf{R}_{att} =$$

$$\{ \mathbf{0}_{7 \times 7}, \text{bld}(\sigma_{n_o}^2 \text{diag}(1, 0, 0), \sigma_{v_q}^2 \mathbf{I}_4), \dots, \text{bld}(\sigma_{n_o}^2 \mathbf{I}_3, \mathbf{0}_{4 \times 4}), \text{bld}(\sigma_{n_o}^2 \mathbf{I}_3, \sigma_{v_q}^2 \mathbf{I}_4) \}$$

که σ_{n_o} و σ_{v_q} به ترتیب واریانس‌های نویزهای اندازه‌گیری ژيروسکوپ و حسگر ستاره هستند که در بخش ۳-۲ تعریف شده اند.

پس از گام طراحی مجموعه مدل، نوبت به انتخاب فیلتر می‌رسد.

۵-۱-۲- انتخاب فیلتر

مدل فضای حالت زیرسیستم موقعیت توسط معادلات (۳-۱)، (۳-ب) و (۳-پ) و مدل فضای حالت زیرسیستم وضعیت، توسط معادلات (۷-۱) و (۷-ب) قابل توصیف هستند. با توجه به غیرخطی بودن زیرسیستم‌ها و گوسی بودن آنها، استفاده از UKF ([۲۸]) پیشنهاد می‌گردد.

۵-۱-۳- طراحی فیلتر

پس از تعیین دو مرحله اساسی قبل، نوبت به طی سایر گام‌های طراحی فیلتر IMM برای هر یک از زیرسیستم‌های وضعیت و موقعیت می‌رسد که با توجه به مجموعه مدل‌های انتخابی قبل و روابط فیلتر UKF خواهیم داشت:

در نمونه زمانی k ام برای هریک از زیرسیستم‌های وضعیت و موقعیت با بردار $n \times 1$ فضای حالت $\mathbf{x}$ داریم:

- مرحله انتخاب نقاط سیگما:

$$\hat{\mathbf{x}}^i(k) = \hat{\mathbf{x}}(k) + \left(\sqrt{\frac{n}{1-W^0}} \mathbf{P}(k) \right)_i, i = 1, \dots, n \quad (28\text{-}1)$$

$$\hat{\mathbf{x}}^{i+n}(k) = \hat{\mathbf{x}}(k) - \left(\sqrt{\frac{n}{1-W^0}} \mathbf{P}(k) \right)_i, i = 1, \dots, n \quad (28\text{-}ب)$$

$$W^j = \frac{1-W^0}{2n}, j = 1, \dots, 2n \quad (28\text{-}پ)$$

قابل ذکر است که $\left(\sqrt{\frac{n}{1-W^0}} \mathbf{P}(k) \right)_i$ ستون i ام ریشه دوم ماتریس

است که در آن ماتریس کواریانس تخمین است که در ادامه الگوریتم معرفی و معین می‌گردد و $-1 < W^0 < 1$.

(۴۴-ت)

otherwise $\rightarrow$ reduced performance $\rightarrow thf - ind(i) = 3$
 due to equation (14): $\delta = 1$ & γ

که $(.)_i$ به المان i ام بردار و $|.|$ به قدر مطلق اشاره دارد و $thf - ind(i)$ بیانگر شاخص خطای تراستر است γ ضریب کاهش عملکرد (طبق رابطه (۱۴) ضریب عملکرد) را بر اساس مقدار $|(r_u(k))_i|$ به دست می دهد.

۵-۳- معماری کلی الگوریتم تشخیص عیب

همان طور که در ابتدای این بخش عنوان گردید، طراحی فیلترهای تشخیص عیب، کاملاً به صورت ماژولار و جداگانه انجام می پذیرند. مشاهده گرها به نحوی مجزا و جداگانه طراحی می شوند و تنها به تعامل اطلاعات با یکدیگر می پردازند. شکل ۱ معماری کلی الگوریتم تشخیص عیب و نحوه تعامل اطلاعات بین ماژول های مختلف را نشان می دهد. اطلاعات مبادله شده از ماژول تشخیص عیب پیشرانهای به ماژول تشخیص عیب حسگرهای وضعیت، کمک می کند تا این واحد ورودی مناسب را با توجه به عیب پیشرانهای رخ داده، انتخاب نماید. برای این منظور، ماژول تشخیص عیب حسگرهای وضعیت، بسته به اطلاعاتی که از ماژول تشخیص عیب پیشرانهای در مورد نوع عیب عملکردی دریافت می کند، ورودی را انتخاب می کند. به عنوان نمونه اگر پیشران محور Z کاملاً باز بماند، ماژول ۱ ورودی بعد را عنوان سیگنال ورودی خود و به عنوان خروجی عملکرد، انتخاب می کند:

$$u(k) = [(u_c(k))_1 \quad (u_c(k))_2 \quad (u_{\max})_3]^T \quad (۴۵)$$

که در آن $(u_c)_1$ و $(u_c)_2$ به ترتیب المان های اول و دوم بردار فرمان کنترلی $u_c(k)$ و $(u_{\max})_3$ المان سوم بردار $u_{\max}$ هستند. به عبارتی دقیق تر ماژول ۱ ورودی را در نمونه زمانی k ام را به صورت زیر انتخاب می کند:

$$u(k) = [u_1(k) \quad u_2(k) \quad u_3(k)]^T \quad (۴۶)$$

که در آن:

$$u_i(k) = \begin{cases} (u_c(k))_i & \text{if } thf - ind(i) = 0 \\ 0 & \text{if } thf - ind(i) = 1 \\ (u_{\max}(k))_i & \text{if } thf - ind(i) = 2 \\ \gamma(u_c(k))_i & \text{if } thf - ind(i) = 3 \end{cases}$$

و $i = 1, 2, 3$

به علاوه، در مورد اطلاعات جایجا شده از ماژول ۱ به ماژول ۳، می توان بیان نمود که ماژول ۳ در صورت اطلاع از خرابی کامل ژيروسکوپ آن را از اندازه گیری ها خارج و یا آن را با یک ژيروسکوپ دیگر جایگزین می نماید.

۶- نتایج شبیه سازی و ارزیابی الگوریتم پیشنهادی

هدف این بخش، بررسی عملکرد الگوریتم پیشنهادی در بخش پیشین در تشخیص عیب های حسگری و پیشرانهای در سیستم فضایی است.

$L_i(k+1)$ را تابع شباهت می نامند که با توجه به گوسی بودن نویز

اندازه گیری به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$r_i = y(k+1) - C_i \hat{x}_i(k+1) \quad (۳۸-ب)$$

$$S_i = C_i P_i(k+1) C_i^T + R_i \quad (۳۸-پ)$$

$$L_i(k+1) = \frac{1}{\sqrt{2\pi \det(S_i)}} \exp \left[-\frac{1}{2} r_i^T S_i^{-1} r_i \right] \quad (۳۸-ت)$$

حال می توان با بهینه سازی رابطه (۳۷)، مد برنده (m_{k+1}) را انتخاب و قرار دهیم:

$$P(k+1) = P_{m_{k+1}}(k+1) \quad (۳۹)$$

$$\hat{x}(k+1) = \hat{x}_{m_{k+1}}(k+1) \quad (۴۰)$$

۵-۲- دکوپله سازی ورودی ناشناخته و طراحی مشاهده گر در

تشخیص عیب های پیشرانهای

با توجه به این که پیشرانها تنها بر زیرسیستم وضعیت اثر می کنند که از معادلات موقعیت دکوپله است (معادلات (۷-آ) و (۷-ب)). در این حالت ماتریس ها و بردارهای معرفی شده در بخش ۴-۲ برای این زیرسیستم به صورت زیر خواهند بود:

$$x_a(k) = [q^T(k) \quad \omega^T(k) \quad u^T(k)] \quad (۴۱)$$

$$f_a = \quad (۴۲)$$

$$\begin{bmatrix} q(k) + \frac{T}{2} S(\omega(k)) \cdot q(k) & 0 & 0 \\ 0 & \omega(k) - T J^{-1} \Omega(\omega(k)) J \omega(k) & T J^{-1} \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix}$$

پس از مشخص شدن این مقادیر و با توجه به غیرخطی و گوسی بودن مدل این زیرسیستم، از UKF برای طراحی فیلتر تضعیف دهنده نویز و در نتیجه تخمین حالت ها و ورودی ناشناخته استفاده می شود. در این حالت از اطلاعات ماژول تشخیص عیب حسگری استفاده می شود به این نحو که در صورت تشخیص خرابی حسگر ژيروسکوپ یا ستاره، اطلاعات آن وارد تخمین گر نمی شود. پس از تخمین $u(k)$ ، $\hat{u}(k)$ ، آن را با سیگنال کنترلی معلوم $u_c(k)$ مقایسه می کنیم و از روی مانده تولید شده نه تنها می توان به وقوع عیب پی برد بلکه می توان نوع و اندازه (بزرگی) آن را نیز تعیین نمود. برای این منظور، داریم:

$$r_u(k) = u_c(k) - \hat{u}(k) \quad (۴۳)$$

پس از تولید مانده فوق، المان های بردار مانده را ارزیابی می کنیم و بر اساس شروط زیر نوع عیب را تشخیص می دهیم:

$$|(r_u(k))_i| < \varepsilon \rightarrow no \text{ fault} \rightarrow thf - ind(i) = 0 \quad (۴۴-آ)$$

$$|(r_u(k))_i| \approx |(u_c(k))_i| \rightarrow closed \text{ thruster} \rightarrow thf - ind(i) = 1 \quad (۴۴-ب)$$

(۴۴-پ)

$$|(r_u(k))_i| \approx |(u_{\max})_i - (u_c(k))_i| \rightarrow open \text{ thruster} \rightarrow thf - ind(i) = 2$$

۶-۱- شبیه سازی

حسگری، شاخص ۰ مبین صحت حسگرها و ۱ مبین خرابی کامل آنهاست و در تشخیص عیب پیشرفته‌ای، شاخص ۰ مبین صحت پیشرفته‌ها، ۱ مبین باز ماندن کامل آنها، ۲ کاهش کارایی آنها و ۳ نشان دهنده عدم عملکرد پیشرفته‌ها است. همان‌طور که پیش‌تر نیز عنوان گردید، بروز هرگونه عیب در سیستم GPS و ردیاب ستاره به ترتیب به از دست رفتن کامل اطلاعات وضعیت و موقعیت ماهواره می‌انجامد حال آنکه حسگرهای شتاب‌سنج وژیروسکوپ می‌توانند در هر یک از سه محور X ، Y و Z و ترکیب آنها با خرابی مواجه شوند. به علاوه نتایج تخمین حالت‌های سیستم در مقایسه با مقادیر واقعی و اندازه‌گیری شده برای حالت بدون عیب در شکل ۳ قابل نمایش است.

حال به منظور ارزیابی روش پیشنهادی، سناریوهای مختلفی از بروز عیب در حسگرها و عملگرها در نظر گرفته می‌شوند. در سناریوی اول پیشرفته‌هایی که حول محور Z تراست ایجاد می‌کنند در بازه زمانی ۳۰ تا ۴۵ ثانیه به علت باز ماندن نیروی تراست ۱۲ نیوتنی را که نیروی تراستی بیش از مقدار تعیین شده است، حول این محور تولید می‌کنند. به علاوه، در این سناریو حسگرهای شتاب محوره‌های X ، Y و Z به ترتیب در بازه‌های زمانی ۲۵ تا ۳۰ ثانیه، ۳۰ تا ۴۰ ثانیه و ۴۲ تا ۴۷ ثانیه، حسگرهای ژيروسکوپ محوره‌های Y و Z به ترتیب در بازه زمانی ۲۵ تا ۳۰ ثانیه و حسگر ستاره در بازه زمانی ۲۰ تا ۳۰ ثانیه خروجی ندارند یا به عبارتی دیگر کاملاً از کار می‌افتند. شکل ۴ نمایش دهنده شاخص مدهای حسگرها در سناریوی اول بروز عیب است. به علاوه، نتایج تخمین حالت‌های سیستم در مقایسه با مقادیر واقعی و اندازه‌گیری شده در شکل ۵ قابل نمایش است.

برای این منظور، در ابتدا سیستم مورد نظر شبیه‌سازی شده و عیب‌های حسگری و عملگری به آن از طریق شبیه‌سازی تزریق می‌گردند. شبیه‌سازی در محیط سیمولینک و با استفاده از *embedded-mfile* های موجود در این محیط انجام شده است. فرض بر آن است که پیشرفته‌های گاز سرد با مقدار نیروی تراست ۵ نیوتن ماهواره را حول محوره‌های مختصات X ، Y و Z (برای هر محور، دو پیشرفته) با شعاع تاثیر ۵، ۰ متر می‌چرخانند. موقعیت و سرعت اولیه ماهواره در محور مختصات اینرسی بر حسب به ترتیب متر و متر بر ثانیه عبارتست از:

$$\mathbf{r}(0) = 10^6 \begin{bmatrix} 6.58 & -0.9327 & -1.3321 \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{v}(0) = 10^6 \begin{bmatrix} 0.0018 & 0.0043 & 0.0061 \end{bmatrix}^T$$

مشخصات نویزهای سیستم و اندازه‌گیری در زیر آورده شده‌اند:

$$\mathbf{Q}_\eta = \text{bld}(\mathbf{0}_{3 \times 3}, \mathbf{0}_{3 \times 3}, \mathbf{Q}_a, \mathbf{0}_{4 \times 4}, \mathbf{Q}_w)$$

$$\mathbf{Q}_w = 10^{-6} \mathbf{I}_{3 \times 3}, \quad \mathbf{Q}_a = 10^{-4} \mathbf{I}_{3 \times 3}$$

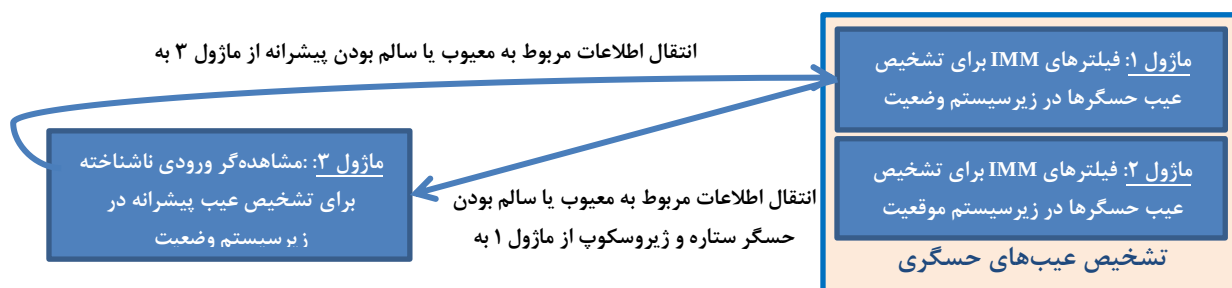
$$\mathbf{R}_v = \text{bld}(\mathbf{R}_{GPS}, \mathbf{R}_{acc}, \mathbf{R}_{star}, \mathbf{R}_{gyro})$$

که در آن:

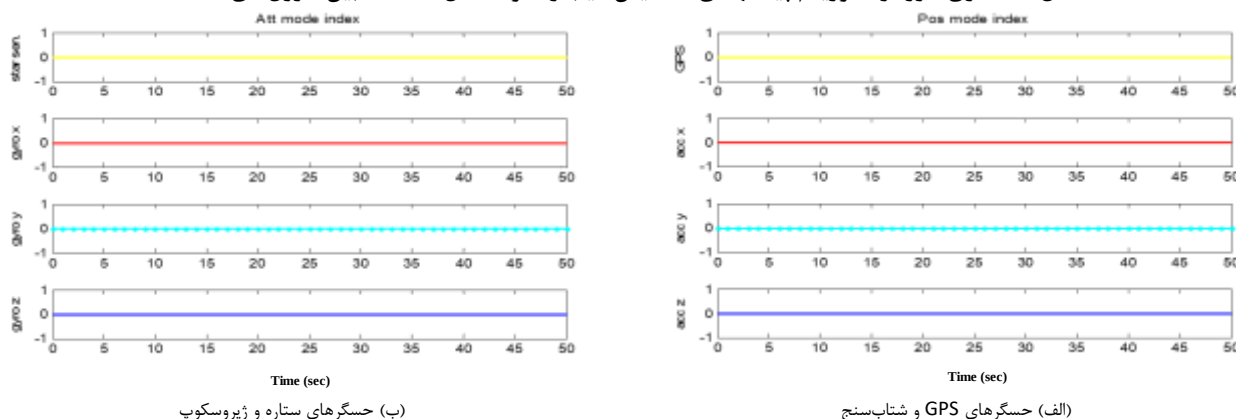
$$\mathbf{R}_{GPS} = 100 \mathbf{I}_{3 \times 3}, \quad \mathbf{R}_{acc} = 10^{-3} \mathbf{I}_{3 \times 3}, \quad \mathbf{R}_{gyro} = 10^{-4} \mathbf{I}_{3 \times 3}$$

$$\mathbf{R}_{star} = 10^{-7} \text{diag}(1.98 \ 2.29 \ 1.95 \ 3.85)$$

به منظور بررسی عملکرد روش، در گام اول، حالت بدون عیب را در نظر می‌گیریم که در آن دو پیشرفته با نیروی تراست ۵ نیوتن، ماهواره را حول محور Z می‌چرخانند. شکل ۲ نمایش دهنده شاخص مدهای حسگرها و عملگرها در سناریوی بدون عیب است. زمانی که در تشخیص عیب



شکل ۱: معماری ماژولار الگوریتم پیشنهادی تشخیص عیب و نحوه تعامل اطلاعات بین ماژول‌های مختلف



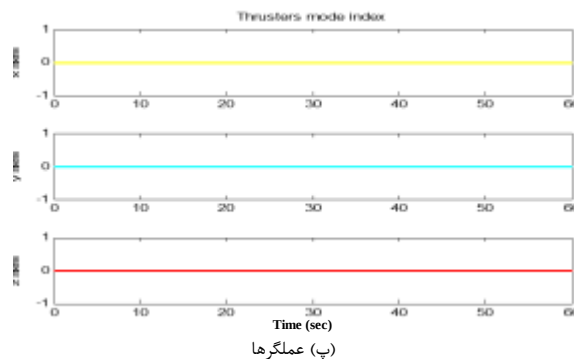
در سناریوی دوم بروز عیب حالتی را در نظر می‌گیریم که در آن کارایی پیش‌ران‌های محور Z در بازه زمانی ۲۰ تا ۳۰ ثانیه به ۰.۴ مقدار واقعی کاهش می‌یابد. به علاوه، GPS در بازه زمانی ۳۵ تا ۴۵ ثانیه هیچ خروجی را در اختیار قرار نمی‌دهد و حسگر ستاره نیز همزمان با خرابی عملگر از کار می‌افتد. شکل ۶ نمایش دهنده شاخص مدهای حسگرها در سناریوی اول بروز عیب است. به علاوه، نتایج تخمین حالت‌های سیستم در مقایسه با مقادیر واقعی و اندازه‌گیری شده در شکل ۷ قابل نمایش است.

۶-۲- بحث و ارزیابی

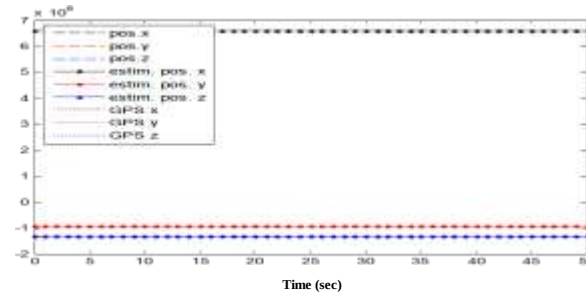
همان‌طور که از شکل‌ها قابل مشاهده است، روش ارائه شده این قابلیت را دارد که عیب‌های تعریف شده را به درستی و به صورت بهنگام تشخیص دهد و از این جهت برای تشخیص عیب‌های حسگری و عملگری در سیستم ماهواره‌ای پیشنهاد می‌گردد. شکل‌های ۲ و ۳ که مربوط به سناریوی بدون عیب هستند نشان می‌دهد که روش به درستی حالت‌های سیستم را تخمین زده و آلازم اشتباهی اعلام نمی‌دارد. به علاوه، در سناریوی اول عیب که نتایج الگوریتم در شکل‌های ۴ و ۵ آمده است، الگوریتم کاملاً به درستی و بهنگام عیب‌های همزمان حسگری و غیرهمزمان عملگری را تشخیص می‌دهد. در سناریوی دوم عیب نیز، عیب‌ها به درستی و بدون هیچ تداخلی تشخیص داده می‌شوند.

روش پیشنهادی به صورت میانگین و در چند شبیه‌سازی نسبت به روش متمرکز و غیرمتمرکز پیشنهادی در [۱۳]، ۲۰ برابر سریعتر است چرا که تعداد فیلترهای موازی در حال اجرا در روش پیشنهادی این مقاله ۳۳ فیلتر است در حالی که در تحقق با روش [۱۳] حداقل 2^{12} نیازمندیم. تعداد 2^{12} در صورتی است که تنها یک حالت برای کاهش بازدهی عملگر در نظر بگیریم. یعنی فرض کنیم در تنها حالت کاهش عملکرد، عملکرد به ۵۰ درصد کاهش می‌یابد. چرا که در صورت استفاده از روش متمرکز باید تمامی روش‌ها یکسان‌سازی شود و برای عیب حسگر و عملگر از روش IMM استفاده کنیم. برای این منظور لازم است تا اطلاعات دقیق مدل معیوب را بدانیم، در حالی که در روش پیشنهادی این مقاله به دلیل قابلیت استفاده از فیلترهای متفاوت، برای عملگر از روش UIO استفاده شد که با تخمین دقیق مقدار خروجی عملگر، می‌توان مقدار دقیق عیب را و میزان کاهش عملکرد را مشخص نمود.

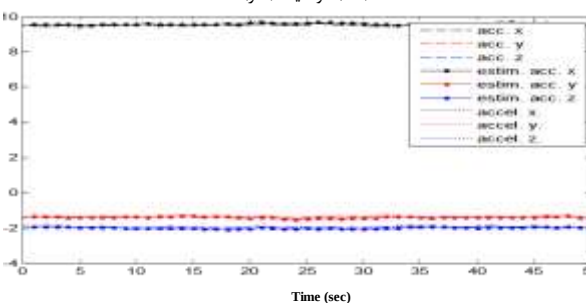
در شبیه‌سازی‌ها مشاهده شد که در صورت بروز همزمان عیب‌های حسگری و پیش‌ران‌های، امکان تداخل لحظه‌ای عیب حسگر ژيروسکوپ و عملگر وجود دارد. به علاوه، در شبیه‌سازی‌های دیگر در صورت بروز همزمان عیب پیش‌ران و ژيروسکوپ، احتمال تشخیص اشتباه وجود دارد. با وجود کارکرد صحیح روش پیشنهادی، مسائلی در ارتباط با این روش مطرح است که باید مورد توجه قرار گیرد و راهکارهایی برای آن سنجیده شود. در روش پیشنهادی در این کار تنها خرابی‌های حسگری در نظر گرفته شدند حال آنکه این احتمال وجود دارد که حسگرها در مقداری نامعلوم گیر کنند. در این حالت، یک راه حل، کوانتیزه نمودن مقادیر مختلف و استفاده از روش فیلترهای چندمدلی است اما این روش به



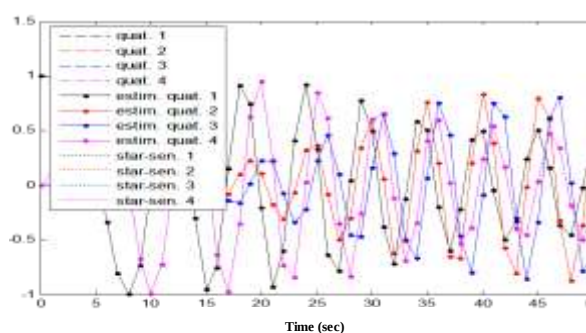
شکل ۲: شاخص‌های مدهای حسگری و عملگری در سناریوی بدون عیب



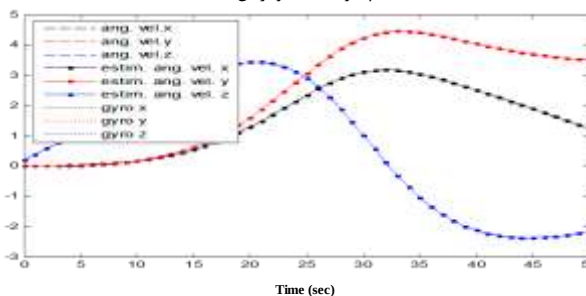
(الف) موقعیت (متر)



(ب) شتاب (متر/ثانیه^۲)



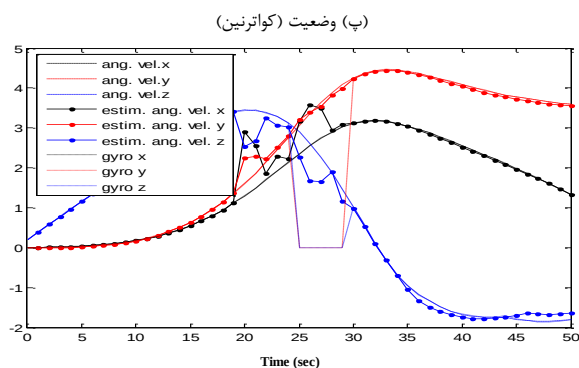
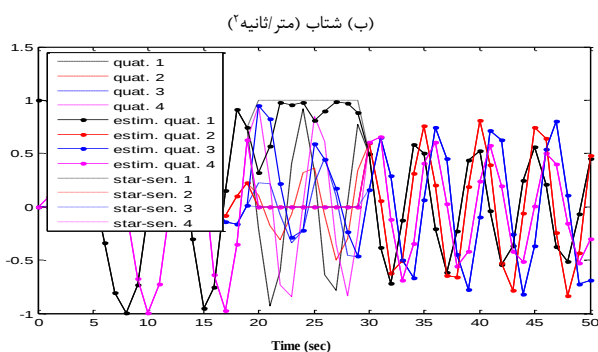
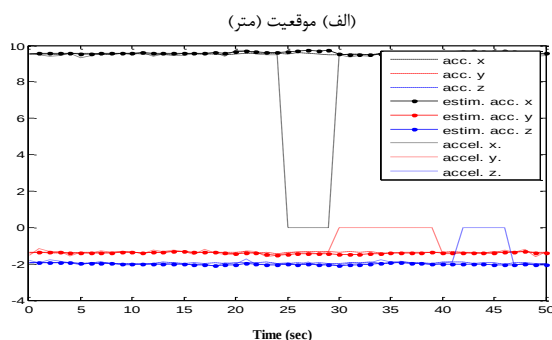
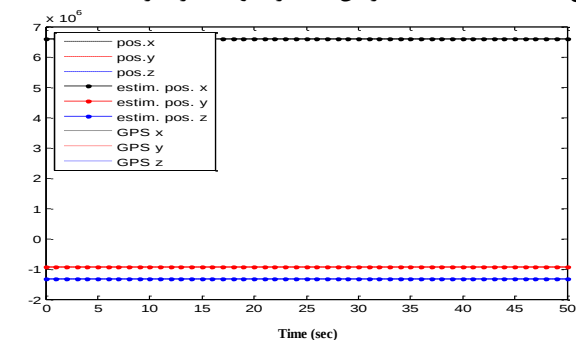
(پ) وضعیت (کواترنین)



(ت) سرعت زاویه‌ای (رادیان/ثانیه)

شکل ۳: تخمین حالت‌های سیستم در مقایسه با مقادیر اندازه‌گیری شده و واقعی در سناریوی بدون عیب

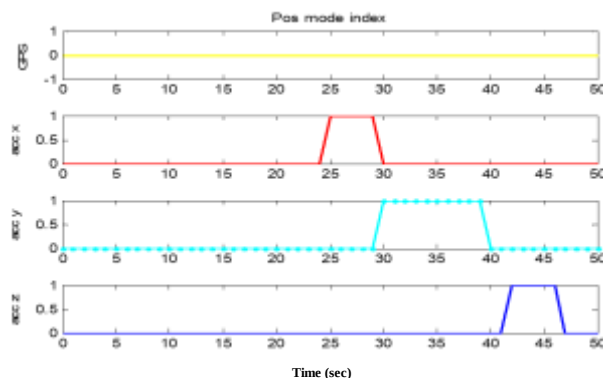
کاهش یافته به هر یک اختصاص داده شد. سپس، برای هر دسته فیلترهای مجزا و متعامل طراحی و ارائه گردید. با توجه به ماهیت غیرخطی زیرسیستم‌ها از فیلتر کالمن خنثی (UKF) استفاده گردید به این نحو که برای عیوب حسگری این فیلترها به روش چندمدلی متعامل (IMM) و برای عیوب عملگری به روش مشاهده گر ورودی ناشناخته (UIO) محقق شدند. نهایتاً الگوریتم طراحی شده از طریق شبیه سازی مورد ارزیابی و سنجش قرار گرفت که موفقیت روش را در تشخیص به موقع عیب‌های احتمالاً همزمان حسگری و عملگری را نتیجه داد.



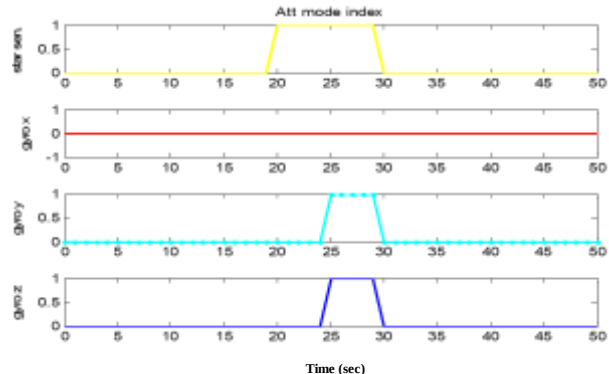
(ت) سرعت زاویه‌ای (رادیان/ثانیه)

شکل ۵: تخمین حالت‌های سیستم در مقایسه با مقادیر اندازه‌گیری شده و واقعی در سناریوی اول بروز عیب

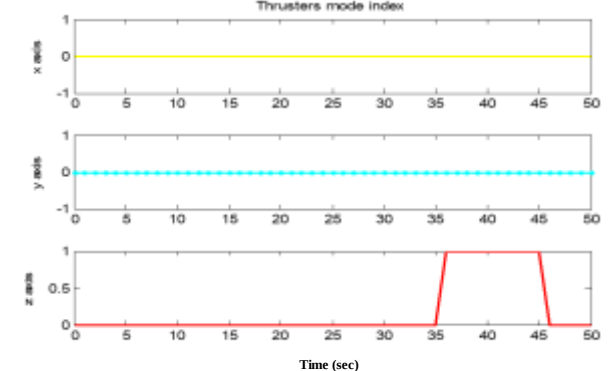
افزایش بی‌رویه مدهای سیستم و در نتیجه فیلترها می‌انجامد که نه تنها موجب پیچیدگی طراحی و برنامه‌نویسی می‌شود، بلکه به دلیل افزایش فیلترهای موازی موجب کاهش سرعت الگوریتم و تشخیص نابهنگام عیب می‌شود. برای بررسی و حل این موضوع می‌توان از روش‌های تخمین پارامتر در ادامه این کار استفاده نمود که در آنها می‌توان مقادیری را که حسگرها در آن گیر کرده‌اند با استفاده از شواهد و اندازه‌گیری‌ها و به جای پیش فرض‌های قبلی، تخمین زد.



(الف) حسگرهای GPS و شتاب‌سنج



(ب) حسگرهای ستاره و ژيروسکوپ

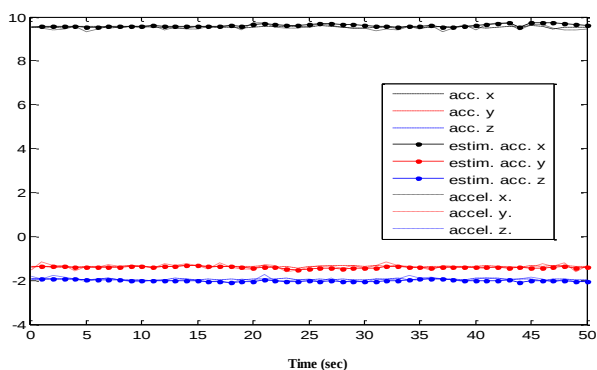
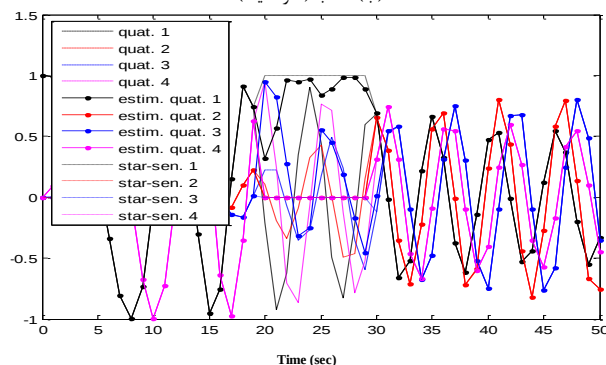


(پ) عملگرها

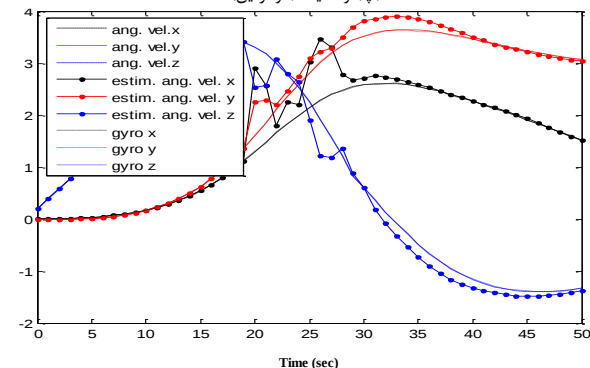
شکل ۴: نمایش شاخص مدهای حسگری در سناریوی اول بروز عیب

۷- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله به ارائه روشی مازولار برای تشخیص عیب‌های حسگری و عملگری در یک سیستم ماهواره که از ترکیب اطلاعات حسگری استفاده می‌کند، ارائه شد. برای این منظور، عیب‌ها به سه دسته مختلف عیوب حسگرهای انتقالی، وضعیتی و عملگری دسته‌بندی شده و یک مدل

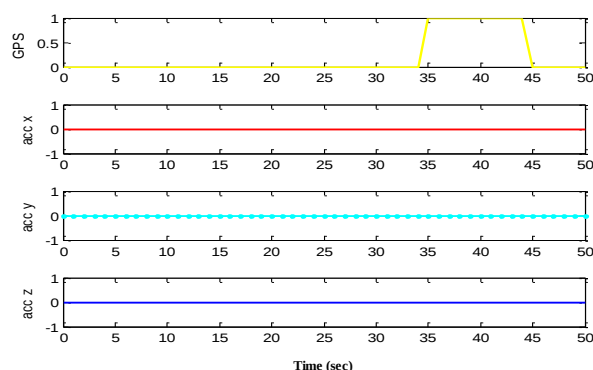
(ب) شتاب (متر/ثانیه^۲)

(پ) وضعیت (کواترنین)

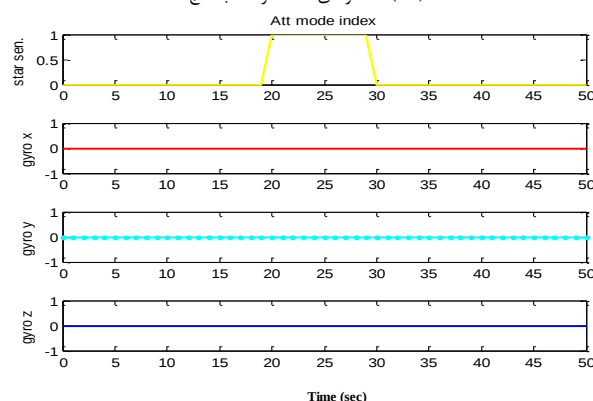


(ت) سرعت زاویه‌ای (رادیان/ثانیه)

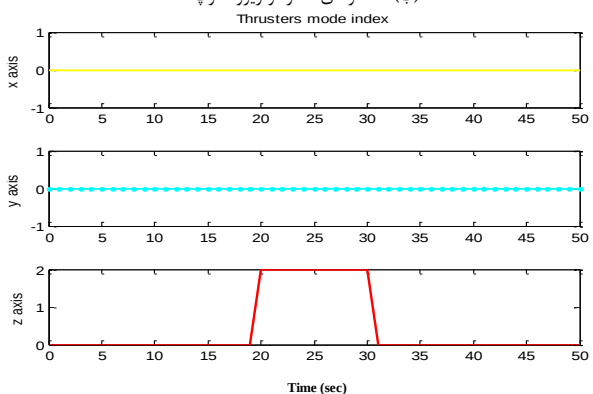
شکل ۷: تخمین حالت‌های سیستم در مقایسه با مقادیر اندازه‌گیری شده و واقعی در سناریوی دوم بروز عیب



(الف) حسگرهای GPS و شتاب‌سنج



(ب) حسگرهای ستاره و ژيروسکوپ

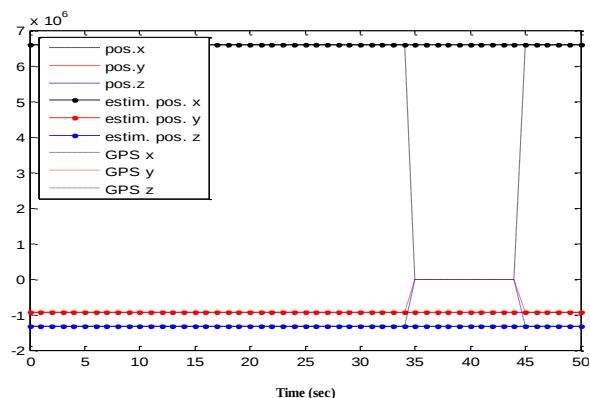


(پ) عملگرها

شکل ۶: نمایش شاخص مدهای حسگری در سناریوی دوم بروز عیب

مراجع

- [1] N. Sadeghzadeh-Nokhodberiz, J. Poshtan, "Loosely coupled fusion of camera and inertial sensors for distributed error compensation in strapdown inertial navigation system," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 38, no. 11, 2016/11.
- [2] C. Masaru Pong, D. W. Miller, "Autonomous thruster failure recovery for underactuated spacecraft," M.Sc. thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2010.
- [3] M. Abid, "Fault Detection in Nonlinear Systems: An Observer-based Approach," PhD Dissertation, University of Duisburg-Essen, Duisburg-Essen, Germany, 2010.
- [4] E. Sobhani-Tehrani, K. Khorasani, "Fault diagnosis of nonlinear systems using a hybrid approach," in *Lecture Notes in Control and Information Sciences*, Vol. 383, Heidelberg, Springer, 2009, pp. 21-49.
- [5] E.C. Larson, B.E. Parker, B.R. Clark, "Model-based sensor and actuator fault detection and isolation," in *American Control Conference*, Anchorage, AK, USA, 2002.



(الف) موقعیت (متر)

- compensation," *Majlesi Journal of Electrical Engineering*, vol. 9, no. 2, pp. 27-35, 2015.
- [۱۹] ا. قنبری، مهران محبوب‌خواه، قادر کریمیان، "تعیین موقعیت عملگر نهایی یک ربات موازی چهار درجه آزادی با استفاده از روش بینایی ماشین"، *مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز*، دوره ۴۶، شماره ۴، صفحه ۲۵۹-۲۷۱، ۱۳۹۵.
- [20] Y. Yang, "Spacecraft attitude determination and control: Quaternion based method," *Annual Reviews in Control*, vol. 36, p. 198-219, 2012.
- [21] N. Sadeghzadeh-Nokhodberiz, "Decentralized fault diagnosis in nonlinear large scale systems focusing on inertial navigation systems," PhD Dissertation, Iran University of Science & Technology, Tehran, Iran, 2014 (In Persian).
- [22] N. Sadaghzadeh N., J. Poshtan, A. Wagner, E. Nordheimer, E. Badreddin, "Cascaded Kalman and particle filters for photogrammetry based gyroscope drift and robot attitude estimation," *ISA Transactions: The Journal of Automation*, vol. 53, no. 2, p. 524-532, 2014.
- [23] D. Gebre-Egziabher, "Design and performance analysis of a low-cost aided dead reckoning navigator," ProQuest Dissertations And Theses, Stanford, 2002.
- [24] H. Khaloozadeh, A. Karsaz, "Modified input estimation technique for tracking manoeuvring targets," *IET Radar, Sonar and Navigation*, vol. 3, no. 1, pp. 30-41, 2009.
- [25] N. Sadeghzadeh-Nokhodberiz, J. Poshtan, "Belief consensus-based distributed particle filters for fault diagnosis of non-linear distributed systems," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 228, no. 3, p. 123-137, 2014.
- [26] N. Tudoroiu, K. Khorasani, "Satellite fault diagnosis using a bank of interacting Kalman filters," *IEEE Tran. on aerospace and electronic systems*, vol. 43, no. 4, pp. 1334-1350, 2007.
- [27] X. R. Li, "Engineer's guide to variable-structure Multiple-Model estimation for tracking," in *Multitarget-multisensor tracking: applications & advances*, vol. III, Boston, MA, Artech House, 2000, pp. 499-567.
- [28] R. Kandeepua, B. Fossa, L. Imsland, "Applying the unscented Kalman filter for nonlinear state estimation," *Journal of Process Control*, vol. 18, no. 7-8, p. 753-768, 2008.
- [6] K. Xiong, C. W. Chan, H. Y. Zhang, "Unscented kalman filter for fault detection," in *16th Triennial World Congress*, Prague, Czech Republic, 2005.
- [۷] ر. هاوونگی، "موقعیت‌یابی ربات بر اساس فیلتر ذرات بهیودیفایته با فیلتر کالمن گروهی هوشمند و گام MCMC"، *مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز*، دوره ۴۶، شماره ۴، صفحه ۲۴۵-۳۵۶، ۱۳۹۵.
- [8] N. E. Cornejo, R. Amini, G. Gaydadjiev, "Model-based fault detection for the DELFI-N3XT attitude determination system," in *IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, 6-13 March 2010.
- [9] F. N. Pirmoradi, F. Sassani, C. W. de Silva, "Fault detection and diagnosis in a spacecraft attitude determination system," *Acta Astronautica*, vol. 65, no. 5-6, pp. 710-729, 2009.
- [10] A. C. Louro, R. V. F. Lopes, H. K. Kuga, "Fault diagnose in the autonomy micro-satellite attitude determination using GPS and gyros," in *19th International Congress of Mechanical Engineering*, Brasilia, DF, 5-9 Nov. 2007.
- [11] R. Patton, F. Uppal, S. Simani, B. Polle, "Robust FDI applied to thruster faults of a satellite system," *Control Eng Practice*, vol. 18, no. 9, p. 1093-1109, 2010.
- [12] R. Fonod, D. Henry, C. Charbonnel, E. Bornschlegel, "A class of nonlinear unknown input observer for fault diagnosis: application to fault tolerant control of an autonomous spacecraft," in *10th UKACC International Conference on Control*, Loughborough, UK, Jul 2014.
- [13] P. S. Maybeck, R. D. Stevens, "Reconfigurable flight control Via multiple model adaptive control methods," *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 27, no. 3, pp. 470-479, 1991.
- [14] J. K. Lim, C. G. Park, "Satellite fault detection and isolation scheme with modified adaptive fading EKF," *Journal of Electrical Engineering and Technology*, vol. 9, no. 4, pp. 1401-1410, 2014.
- [15] N. Sadeghzadeh-Nokhodberiz, J. Poshtan, "Distributed interacting multiple filters for fault diagnosis of navigation sensors in a robotic system," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. PP, no. 99, pp. 1-11, 2016.
- [16] H. Curtis, *Orbital mechanics for engineering students*, Elsevier aerospace engineering series, 3rd edition 2014.
- [17] M. D. Shuster, "A survey of attitude representations," *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 41, no. 4, p. 439-517, 1993.
- [18] N. Sadeghzadeh-Nokhodberiz, J. Poshtan, "Distributed strapdown inertial navigation system error and inertial sensory bias

زیر نویس‌ها

¹⁹ Real Time

²⁰ Universal Gravitational Constant

²¹ Geocentric Equatorial Frame

²² Constrained

²³ Quaternions

²⁴ Unconstrained

²⁵ Euler Angles

²⁶ Roll

²⁷ Pitch

²⁸ Yaw

²⁹ Rodrigues Parameter

³⁰ Nonsingular

³¹ Unknown Input Observer

³² Unknown Input Estimation

³³ White Gaussian Noise

¹ Sensor

² Thruster

³ Attitude Control System

⁴ Interacting Multiple Model

⁵ Unscented Kalman Filter

⁶ Unknown Input Observers

⁷ Outlier

⁸ Fault Detection, Isolation and Reconfiguration

⁹ Parity Subspace Approach

¹⁰ Kalman Filter

¹¹ Extended Kalman Filter

¹² Structured Residual Set

¹³ Directional Residual Set

¹⁴ Multiple-Model

¹⁵ Delfi-n3Xt

¹⁶ Global Positioning System

¹⁷ Micro Electro Mechanical Systems

¹⁸ Mars Express