

طراحی افزونگی ناوبری تلفیقی جدید با استفاده از مدل سازی ترکیبی در تعیین وضعیت یک ماهواره در مدار LEO

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۳/۱۶

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۶/۱۶

سیدمهدی حسنی آبادی^{۱*}، عبدالمجید خوشنود^۲، پیمان نیکپی^۳

۱. عضو هیئت علمی، مهندسی فضایی، پژوهشگاه تحقیقات ماهواره، مرکز تحقیقات فضایی ایران، تهران، smk1384@gmail.com

۲. دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران،

۳. دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

چکیده

استفاده از روش های مبتنی بر مدل سازی ریاضی و مدل سازی بر اساس داده برای طراحی زیرسیستم های ناوبری هر کدام معایبی از قبیل عدم قطعیت و وجود نامعینی در تعیین پارامترهای مدل سازی دارد. در این مقاله، معادلات حاکم بر حرکت وضعی ماهواره بررسی شده است. بدین منظور، در این مقاله با فرض تکراری بودن اغتشاشات مداری در هر دور چرخش ماهواره به دور زمین، اغتشاشات مداری که مهم ترین علت بروز نامعینی در مدل سازی ریاضی ماهواره می باشد ابتدا با مشاهده گر مدلهای مرتبه دوم تخمین زده می شود. سپس مقادیر تخمین زده شده از اغتشاشات مداری با مدل سازی ریاضی ماهواره ترکیب می شود و به عنوان افزونگی نرم افزاری برای شناسایی و تشخیص خرابی به کار می رود. برای آزمون روش پیشنهادی، مدل غیرخطی یک ماهواره در نظر گرفته شده است و سیستم ناوبری پیشنهادی بر اساس مدل دینامیکی روی آن بررسی شده است. نتایج شبیه سازی بهبود دقت داده های ناوبری بدون افزودن حسگر جدید سخت افزاری را نشان می دهد.

واژه های کلیدی: ماهواره، حسگر نرم، تخمین اغتشاشات مداری، مشاهده گر غیرخطی، سیستم ناوبری، تشخیص خرابی

Design a Novel Model Aided Navigation using hybrid Modeling for Attitude determination in Earth-orbiting Satellite

Peyman Nikpey¹, AbdolMajid Khoshnood², Mehdi Hassani^{3*}

1. Satellite Research Institute, Iranian Space Research center, Tehran, Iran

2. Aerospace Engineering Department, K.N. Toosi University of technology, Tehran, Iran

3. Aerospace Engineering Department, K.N. Toosi University of technology, Tehran, Iran

Abstract

Using mathematical and databased modeling for designing navigation subsystems has some disadvantages such as the presence of uncertainty in the parameter's identification. In this paper, the dynamic Mathematical model of the attitude channels of the satellite is investigated.

For this purpose, second-order sliding mode theory is employed to estimate external perturbation torques acting on an Earth-orbiting satellite. Then, due to the repetition of external perturbation torques in each orbital period, grey box modeling is proposed by applying estimated external perturbation torques to attitude mathematical modeling, attitude rate can be derived simultaneously. Next, to design fault detection and isolation subsystems, a proposed soft sensor is employed to generate the estimation residual as an indicator of predefined navigation faults. A nonlinear model of the earth-orbiting satellite is simulated using specific navigation failures. The results verified the feasibility of the proposed system. The simulation results show an improvement in the accuracy of the navigation data instead of the addition of a new hardware sensor.

Keywords: Satellite attitude determination, Earth-Orbiting Satellite, Perturbation torques, Nonlinear Disturbances Observer, Navigation System, Fault detection.



۱. مقدمه

یکی از نیازهای اساسی سیستم های کنترل پرواز، افزایش قابلیت اطمینان آن ها در مواجهه با خرابی های حس گر ها و عملگرها است. از حوادثی که به دلیل بی توجهی به این موضوع رخ داده است، می توان به انفجار ماهواره Wire اشاره کرد که خرابی در سیستم کنترلی باعث سانحه و در نهایت انفجار شد. هم اکنون استفاده از سیستم های تشخیص و ترمیم خرابی راهکاری برای برطرف ساختن خرابی حس گر ها است که با توجه به هزینه های زیاد ساخت سامانه های هوافضایی، بسیار مورد توجه قرار گرفته است. اولین گام طراحی سیستم های تشخیص و ترمیم خرابی، طراحی زیرسیستم شناسایی خرابی واحدهای عملیاتی می باشد. در این راستا، روش های متعددی برای شناسایی خرابی پیشنهاد شده است [۱]. سیستم های تشخیص خرابی به طور کلی به دو گروه تشخیص با سیگنال و تشخیص خرابی با مدل طبقه بندی می شوند. تشخیص خرابی با مدل، روش های گوناگونی دارد که از آن جمله می توان به شناسایی خرابی به وسیله مشاهده گر ها [۱]، شناسایی خرابی با روش های طبقه بندی [۲]، شناسایی خرابی با شناسایی سیستم [۳] و شناسایی و تشخیص خرابی ترکیبی (جعبه خاکستری) [۸] اشاره کرد. شناسایی خرابی با الگوریتم های ترکیبی (جعبه خاکستری) با ترکیب مدل سازی ریاضی و شناسایی سیستم انجام می پذیرد. مزیت عمده شناسایی خرابی با الگوریتم های ترکیبی (جعبه خاکستری)، امکان استفاده هم زمان از مزایای شناسایی سیستم و مدل سازی ریاضی است که این روش را از لحاظ کاربرد و عملکرد نسبت به دیگر روش ها متمایز می کند [۸]. استفاده از شناسایی سیستم برای تشخیص خرابی ابتدا برای شناسایی

خرابی یک موتور جت استفاده شد [۴]. سپس استفاده از تخمین آنلاین پارامترها برای شناسایی خرابی در مراجع [۵] و [۶] و [۷] استفاده شد. روش های شناسایی سیستم نیز بسیار متنوع و با کاربردهای مختلف می باشند، از طرفی سیستم های شناسایی نیاز به ورودی و خروجی دارند. برای شناسایی و تشخیص خرابی حس گر در سامانه های هوافضایی لازم است خروجی هر حس گر به روشی دیگر و به طور موازی محاسبه شود تا به محض بروز خرابی بتواند خروجی حس گر مورد نظر را با خروجی محاسبه شده مقایسه نموده و اعلام خرابی نماید. برای شناسایی و تشخیص خرابی در ماهواره تا به حال شناسایی و تشخیص خرابی بر اساس طراحی روت گر مدلغزشی برای شناسایی خرابی در ماهواره ها پیشنهاد شده است که می تواند با وجود انواع اغتشاشات و نامعینی ها خرابی های مرسوم در ژيروسکوپ را تشخیص دهد [۹]. استفاده از مشاهده گر های مدلغزشی علی رغم امکان تشخیص خرابی با وجود انواع اغتشاشات با مشکلاتی از قبیل پیچیدگی طراحی روبه رو هستند. از سوی دیگر، شناسایی و تشخیص خرابی با استفاده از شناسایی سیستم در حوزه حس گر های نرم قرار می گیرد. حس گر های نرم، شامل انواع الگوریتم ها، روش ها و ایده های نرم افزاری هستند که می توانند با استفاده از اطلاعات برخط^۱ در حین پرواز یا پایگاه های داده به دست آمده از پروازهای قبلی، حس گر هایی نرم افزاری را پیشنهاد دهند که با آن بتواند اطلاعات صحیح خروجی با دقت زیاد را استخراج کند. مزیت های عمده استفاده از حس گر نرم برای شناسایی و تشخیص خرابی عبارت است از: صرفه جویی اقتصادی، سادگی اجرا، امکان بهبود عملکرد با هزینه کم و در حداقل زمان و استفاده از منابع داخلی خود سیستم که می تواند شناسایی و تشخیص خرابی با حسگرهای نرم را بر دیگر



روش‌ها برتری دهد [۱۰].

در معادلات فوق a بردار واحد محور اوایلر و φ زاویه دوران می‌باشد. با استفاده از مؤلفه‌های کواترنيون فوق، معادلات سینماتیکی به صورت معادلات زیر استخراج می‌شود:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(\omega_B) q \quad (2)$$

$$\Omega(\omega_B) = \begin{bmatrix} -\omega_B^\times & \omega_B \\ -\omega_B^T & 0 \end{bmatrix}$$

$$\omega_B^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{Bz} & \omega_{By} \\ \omega_{Bz} & 0 & -\omega_{Bx} \\ -\omega_{By} & \omega_{Bx} & 0 \end{bmatrix}$$

که در آن $\omega_B = [\omega_{Bx} \ \omega_{By} \ \omega_{Bz}]^T$ بردار سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی ماهواره می‌باشد. معادلات دینامیکی وضعیت ماهواره در دستگاه بدنی به صورت معادلات (۳) بیان می‌شود [۱۲]:

$$J \dot{\omega}_B = -\omega_B^\times J \omega_B + T_c + T_{per} \quad (3)$$

که در آن J ممان اینرسی ماهواره، T_c گشتاور کنترلی و T_{per} گشتاور اغتشاشی می‌باشد.

این مقاله با طراحی یک حس گر نرم، ابتدا با استفاده از مشاهده گر مد لغزشی مرتبه دوم، مقادیر اغتشاشات مداری را تخمین می‌زند و سپس ذخیره می‌کند. در ادامه، با فرض تشابه اغتشاشات در طی پریودهای مختلف مداری، از مقادیر ذخیره شده اغتشاشات برای استخراج داده‌های وضعیت در حرکت‌های بعدی ماهواره در مدار استفاده می‌شود. در نهایت، در زمان بروز خرابی داده‌های ذخیره شده به مدل سازی ریاضی اضافه خواهند شد و امکان تخمین پارامترهای وضعیت را فراهم می‌آورد.

در این مقاله پس از توضیح مدل دینامیکی ماهواره، تغییرات اغتشاشات مداری و تکرارپذیری آن شرح داده می‌شود. سپس فناوری حس گرهای نرم و روش‌های طراحی آن، توضیح داده می‌شوند. سپس در ادامه چهار چوب کلی، زیرسیستم شناسایی و تشخیص خرابی موردنظر شرح داده می‌شود. و در نهایت بر اساس نتایج به دست آمده، عملکرد مناسب زیرسیستم شناسایی و تشخیص خرابی با شبیه سازی حرکت ماهواره نشان داده می‌شود.

۲. مدل دینامیکی ماهواره

در این قسمت به اختصار معادلات سینماتیکی و دینامیکی وضعیت ماهواره مرور می‌شود. این معادلات بر اساس بردارهای چهارتایی یا کواترنيون‌ها استخراج می‌شوند. چهار مؤلفه کواترنيون‌ها به صورت زیر تعریف می‌شوند [۱۲]:

$$q = \begin{bmatrix} e \\ q_i \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$e = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T = a \times \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right)$$

$$q_4 = \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right)$$

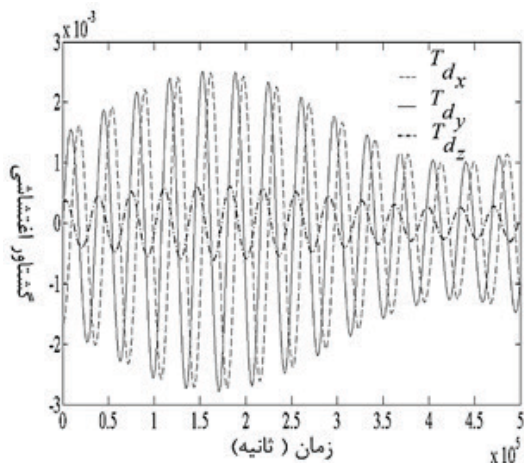
۳. معرفی انواع اغتشاشات مداری

اغتشاشات مداری انواع مختلفی دارند که از جمله می‌توان به اغتشاشات اتمسفری، اغتشاشات بادهای خورشیدی، اغتشاشات میدان مغناطیسی و اغتشاشات گرادیان جاذبه اشاره نمود. در ادامه هر کدام از منابع اغتشاشی فوق به طور مختصر توضیح داده می‌شوند:

● اغتشاشات اتمسفری

گشتاور اغتشاشات اتمسفر در اثر وجود لایه‌های جو در مسیر حرکت ماهواره در مدارهای پایین ایجاد می‌شود. با افزایش ارتفاع مداری، گشتاور اغتشاشی اتمسفر کاهش می‌یابد به نحوی که تا ارتفاع ۲۰۰ کیلومتر از جمله مؤثرترین گشتاورهای اغتشاشی است.





شکل (۱): تغییرات تناوبی گشتاورهای اغتشاشات

۴. تخمین اغتشاشات مداری [۱۲]

در این مقاله، به منظور تخمین اغتشاشات مداری در جهت برآورده ساختن دو چالش اصلی یعنی امکان پیاده سازی و دقت تخمین، از روش دینامیک معکوس استفاده می شود. در این روش معادلات دینامیکی به صورت معکوس حل می شود و داده های خواسته شده از حل معکوس معادلات دینامیکی به دست می آید. برای استفاده از این روش باید تمامی پارامترهای معادله دینامیکی (معادله (۳)) مشخص باشد. با استفاده از معادله (۳) گشتاور اغتشاشی به صورت معادله (۷) استخراج می شود:

$$T_{\text{per}} = J\dot{\omega}_B + \omega_B^* J \omega_B - T_c \quad (4)$$

از بین پارامترهای معادله (۷)، پارامتر ω_B با ژيروسکوپ ماهواره اندازه گیری می شود، پارامتر J با توجه به اینکه عملگر ماهواره از جنس چرخ عکس العملی است ثابت باقی می ماند. تنها پارامتر که محاسبه آن در محیط اغتشاشی باعث کاهش دقت تخمین گشتاور اغتشاشی می باشد $\dot{\omega}_B$ است. در حس گرهای تعیین وضعیت ماهواره، حس گری که بتواند $\dot{\omega}_B$ را محاسبه کند وجود ندارد. بنابراین راهکار اولیه برای محاسبه

این گشتاور تار ارتفاع مداری ۸۰۰ کیلومتر در نظر گرفته می شود.

● اغتشاشات بادهای خورشیدی

به دلیل خاصیت ذره ای که نور خورشید دارد هر جسمی که در برابر نور خورشید قرار داشته باشد، در معرض فشار بادهای خورشیدی حاصل از برخورد ذره های نور خورشید است. با کاهش فاصله فضاپیما از خورشید فشار بادهای خورشیدی افزایش می یابد.

● اغتشاشات میدان مغناطیسی

همه فضاپیماها میدان مغناطیسی ضعیفی در اطراف خود دارند. از برهم کنش این میدان های مغناطیسی و میدان مغناطیسی زمین گشتاورهای مغناطیسی به نحوی به وجود می آیند که عدم هم راستایی این دو میدان مغناطیسی باعث به وجود آمدن گشتاورهای مغناطیسی اغتشاشی می شوند. این گشتاور در ارتفاع بالا مؤثرترین گشتاور اغتشاشی می باشد.

● اغتشاشات گرادیان جاذبه

هرگاه مرکز جرم یک فضاپیما با مرکز ثقل آن در راستای محور عمود محلی هم راستا نباشد، گشتاور گرادیان جاذبه ایجاد می شود. مقدار گشتاور گرادیان جاذبه با افزایش زاویه بین محور عمود محلی و محورهای بدنی فضاپیما افزایش می یابد. مقدار این گشتاور با افزایش ارتفاع کاهش می یابد. به غیر از منابع اغتشاشات معرفی شده، منابع دیگری از گشتاورهای اغتشاشی وجود دارند که تأثیر آن ها نسبت به دیگر گشتاورهای اغتشاشی موجود در مدار مقادیر کمی هستند [۱]. از جمله خصوصیات دیگر گشتاور، تناوبی بودن آن ها است که در شکل (۱) نشان داده شده است.



ω_B مشتق گیری عددی از مقادیر ω_B می باشد. مشتق گیری عددی از ω_B با وجود نویزهای مختلف موجود در خروجی حس گر تعیین سرعت زاویه ای (ژیروسکوپ) باعث بروز خطاهای مشتق گیری در محاسبه گشتاور اغتشاشی می شود. به منظور برطرف ساختن خطاهای مشتق گیری دو راهکار اصلی وجود دارد. راهکار اول طراحی مشاهده گر به نحوی است که پارامتر $\dot{\omega}_B$ از معادلات حذف گردد که با توجه به فرضیاتی که برای طراحی این نوع مشاهده گر وجود دارد کیفیت تخمین مطلوب نمی باشد [۱۲]. راهکار دوم استفاده از تئوری مشتق گیری مقاوم می باشد، در این روش برخلاف راهکار قبلی، از حذف پارامتر مشتق صرف نظر می شود و سعی می شود تا مشتق گیری به گونه ای انجام پذیرد که اثر اغتشاشات در آن به حداقل مقدار خود برسد. تئوری مدلغزشی یکی از مؤثرترین روش های مقاوم در برابر انواع اغتشاشات و نامعینی ها می باشد. در این روش تأثیر اغتشاشات در صورتی که سیستم بتواند روی صفحه لغزش قرار بگیرد، می تواند کاملاً حذف گردد. مشتق گیری مقاوم از ω_B با استفاده از تئوری مدلغزشی را اولین بار لوانت معرفی کرد [۱۲]. از این روش بر اساس الگوریتم مدلغزشی مرتبه دوم برای سیگنال هایی که شرط لیبشیتز^۲ برای مشتق آن برقرار باشد، استفاده می شود:

$$\sup_{t \leq t_0} \left| \frac{d^2}{dt^2} \omega_B \right| \leq C \quad (5)$$

در معادله (۸) t_0 زمان اولیه می باشد.

به منظور مشتق گیری از ω_B از معادله کمکی (۹) استفاده می شود:

$$\dot{X} = u \quad (6)$$

با فرض ω_B, x, u_1 با زمان نمونه برداری τ

اندازه گیری می شود. طبق الگوریتم فراپیش، بردار خطا به صورت معادله (۱۰) تعریف می شود.

$$e(t) = x(t) - \omega_B(t) \quad (7)$$

چنانچه بردار خطا برابر صفر شود ($e(t) = 0$)، مقدار u برابر ω_B می شود [۱۲]. به منظور صفر کردن بردار خطا ($e(t)$) الگوریتم مدلغزشی مرتبه دوم به صورت معادله الگوریتم فراپیش (معادله (۶)) اعمال می شود:

$$u = u_1 - \lambda |e(t_i)|^{\frac{1}{2}} \operatorname{sgn}(e(t_i)) \quad (8)$$

$$\dot{u}_1 = -\alpha \operatorname{sgn}(e(t_i))$$

که در آن t_i, t, t_{i+1} زمان های متوالی اندازه گیری با شرط $t \in [t_i, t_{i+1}]$ است.

مقدار $u(t)$ خروجی مشتق گیر یا همان مقدار ω_B است. پارامترهای λ, α ضرایب ثابتی هستند که دقت مشتق گیری و همگرایی را تعیین می کنند. می توان ثابت کرد شرط کافی برای همگرایی $u(t)$ به مقدار ω_B عبارت است از [۱۲]:

$$\lambda \geq \sqrt{4C \frac{\alpha + C}{\alpha - C}}, \alpha > C \quad (9)$$

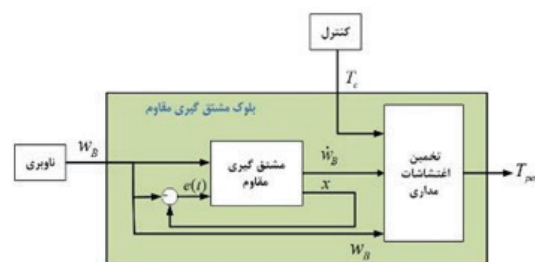
که در آن C ضریب ثابت در شرط لیبشیتز است. راهکار تکمیلی علاوه بر استفاده از الگوریتم فراپیش برای کاهش اثر پدیده چترینگ استفاده از تابع سویچ مناسب در معادلات (۱۱) می باشد. استفاده از تابع سویچ مناسب می تواند اثر پدیده چترینگ را کاهش دهد. هر چه تابع سویچ عمل سویچینگ را نرم تر انجام دهد اثر پدیده چترینگ کاهش می یابد. به همین دلیل در معادلات (۱۱) به جای استفاده از تابع سویچ علامت (sgn) از تابع تانژانت هیپربولیک ($\tanh$) استفاده می شود. مزیت اصلی استفاده از مدلغزشی مرتبه دوم برای مشتق گیری از پارامتر ω_B ، کاهش $e(t)$ در طی



زمان نمونه برداری می باشد که می تواند دقت تخمین مشتق را بسیار بهبود بخشد. اکنون با قرار دادن معادلات (۱۱) و (۱۲) در معادله (۷) می توان معادلات گشتاور اغتشاشی را به صورت معادلات (۱۳) نوشت [۱۲]:

$$\left\{ \begin{array}{l} T_{per} = J \dot{\omega}_B + \omega_B^* J \omega_B - T_c \\ \dot{\omega}_B = u_1 - \lambda |e(t_i)|^{\frac{1}{2}} \tanh(e(t_i)) \\ \dot{u}_1 = -\alpha \tanh(e(t_i)) \\ e(t) = x(t) - \omega_B(t) \\ \lambda \geq \sqrt{4C \frac{\alpha + C}{\alpha - C}} \\ \alpha > C \end{array} \right. \quad (10)$$

بلوک دیاگرام روش پیشنهادی برای تخمین گشتاورهای اغتشاشی به صورت شکل (۳) است:

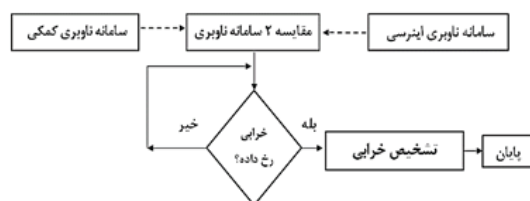


شکل ۲: بلوک تخمین مقاوم اغتشاشات مداری [۱۲]

۵. شناسایی و تشخیص خرابی در سیستم ناوبری

شناسایی و ترمیم خرابی در سیستم ناوبری سامانه های هوافضایی با توجه به هزینه های زیاد ساخت و آماده سازی و بهره برداری از آن اجتناب ناپذیر است. روش معمول برای ترمیم خرابی استفاده از سیستم ناوبری کمکی در کنار سیستم ناوبری عملیاتی می باشد. گام اول در فرایند شناسایی و ترمیم خرابی طبق شکل (۲) شناسایی خرابی می باشد. برای شناسایی خرابی، سیگنال های خروجی سامانه ناوبری مورد نظر باید با سیگنال های دیگری که از سوی سامانه ناوبری

مجزایی که به طور موازی در حال اندازه گیری شدن است، مقایسه شود. مقایسه این دو سیگنال بر اساس روش های سیگنال و مدل پایه می تواند ابتدا خرابی را تشخیص دهد، سپس نوع خرابی را با تکنیک های متنوع تشخیص دهد.

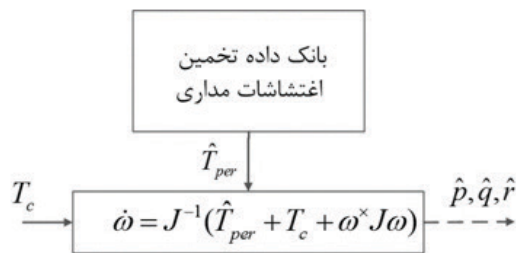


شکل ۳: الگوریتم شناسایی و تشخیص خرابی با استفاده از حس گر نرم

اضافه نمودن سیستم ناوبری کمکی برای هر سامانه هوافضایی علاوه بر افزایش هزینه، می تواند با کاستی هایی از قبیل عدم دسترسی آسان، تأثیر در فرایند طراحی و وابستگی به مدل روبه رو باشد. در مقابل استفاده از حس گر نرم برای شناسایی و تشخیص خرابی با توجه به ماهیت نرم افزاری و همچنین امکان بازسازی و در دسترس بودن می تواند انتخاب مناسبی باشد. بدین منظور از سامانه نرم افزاری ناوبری برای بهبود دقت پاسخ های سیستم ناوبری می توان استفاده نمود.

۶. طراحی افزونگی نرم افزاری برای شناسایی خرابی

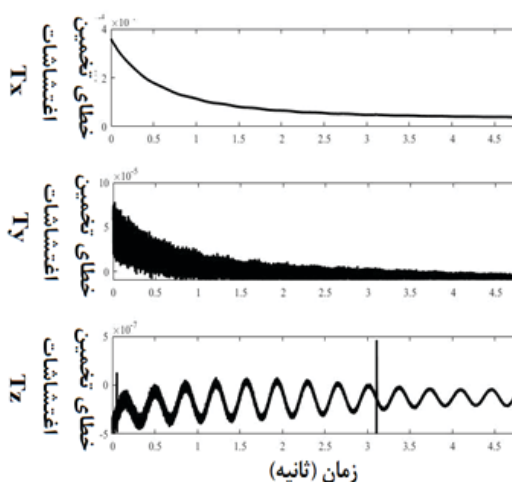
استفاده از هم افزایی نرم افزاری، برای شناسایی تشخیص خرابی مزایای بسیاری از جمله انعطاف پذیری و کاهش هزینه های پیاده سازی و اقتصادی دارد. حرکت بعضی از سامانه های هوافضایی از قبیل حرکت ماهواره ها در مدار، از نوع حرکت شبه تکرار پذیر می باشد. بنابراین اطلاعات ناوبری وضعیت در دوره های مداری مختلف تکراری هستند. البته با وجود انواع اغتشاشات مداری شامل اغتشاشات جاذبه، اتمسفر، اغتشاشات ناشی از



شکل ۴: نحوه تخمین پارامترهای ناوبری توسط افزودنی ترکیبی

۷. نتایج و شبیه‌سازی

زیرسیستم شناسایی و تشخیص خرابی پیشنهادی برای تعیین وضعیت یک ماهواره شش درجه آزادی در محیط نرم‌افزاری MATLAB/Simulink پیاده‌سازی شده است. زمان پرواز ماهواره برابر یک پرپود مداری می‌باشد، شبیه‌سازی پیاده شده شبیه‌سازی غیر خطی می‌باشد. برای این شبیه‌سازی از اتمسفر استاندارد آمریکایی و مدل جاذبه‌ی بیضوی استفاده شده است. زمان نمونه برداری در این شبیه‌سازی برابر ۰/۰۱ ثانیه در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی در نمودارهای (۵) تا (۸) آورده شده است. نمودار (۵) خطای تخمین اغتشاشات مداری با استفاده از مشاهده گر مقاوم را نشان می‌دهد. همان‌طور که قابل مشاهده است اغتشاشات مداری با دقت بسیار مناسبی تخمین زده می‌شود.



شکل ۵: خطای تخمین اغتشاشات مداری در حالت حضور نویزهای اندازه‌گیری

میدان مغناطیسی زمین و اغتشاشات ناشی از بادهای خورشید، اطلاعات موقعیت مداری و وضعیت فضاپیما در دوره‌های تناوبی مختلف متفاوت می‌شود اما اگر این تفاوت ناچیز باشد می‌توان با استفاده از تکنیک‌های شناسایی هم پارامترهای مداری را تخمین زد و هم مدلی برای رفتار دینامیکی وضعیت ماهواره استخراج نمود. از طرفی این امکان وجود دارد که با توجه به تحریک‌های مختلف سیستم کنترل در طی حرکت فضاپیما در مدار، مدل دینامیکی فضاپیما را بتوان به گونه‌ای به دست آورد که با اعمال ورودی‌های کنترلی مناسب اطلاعات ناوبری از آن استخراج نمود. داده‌های ناوبری در هر دوره تناوب زمانی در مدار LEO برای هر ماهواره تقریباً یکسان است. بنابراین اگر مدل دینامیکی ماهواره در هر کدام از دوره‌های تناوب شناسایی شود با توجه به تشابه عملکردی ماهواره می‌توان از مدل دینامیکی شناسایی شده با تکنیک‌های شناسایی سیستم در استخراج داده‌های ناوبری در حرکت‌های مداری بعدی استفاده نمود. عمده کاربرد این روش در شناسایی و تشخیص خرابی می‌باشد که نیاز به دقت زیاد برای سیستم ناوبری وجود ندارد. ایده اصلی در طراحی افزودنی نرم‌افزاری داده پایه، استفاده از مدل دینامیکی ماهواره و اعمال گشتاور تخمینی است که با استفاده از آن می‌توان پارامترهای ناوبری را با دقت مناسب‌تری نسبت به افزودنی با استفاده از مدل سازی ریاضی به دست آورد:

$$J^{-1}(\hat{T}_{per} + T_c + \omega^{\times} J \omega) = \dot{\omega} \quad (11)$$

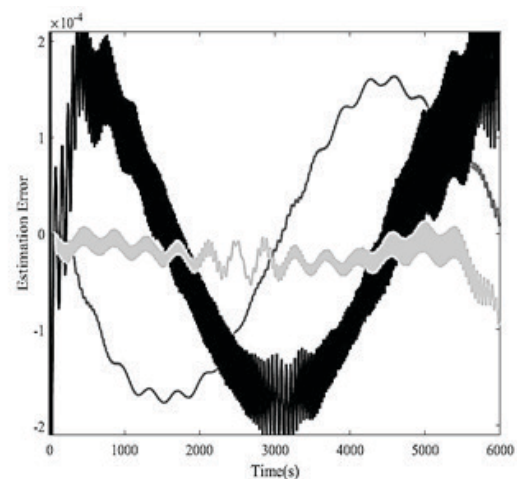
روند کلی پیاده‌سازی طراحی افزودنی نرم‌افزاری جعبه خاکستری

در شکل (۴) نشان داده شده است.





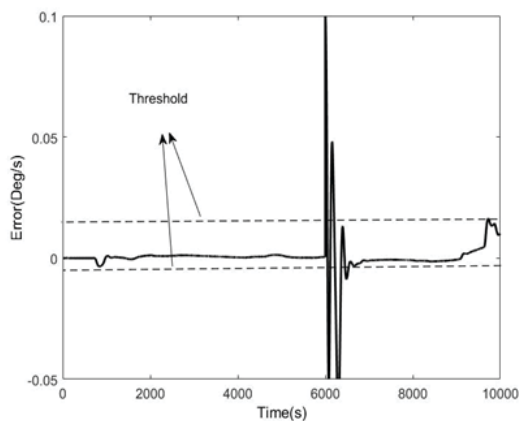
همان طور که در شکل (۵) مشاهده می شود، دقت تخمین در حضور نویزهای اندازه گیری از مرتبه 10^{-4} است که برای استفاده در طراحی سامانه افزودنی نرم افزاری برای شناسایی و تشخیص خرابی قابل استفاده می باشد. نوسانات با فرکانس بالا در شکل (۵) به علت بروز پدیده چترینگ در تئوری مد لغزشی می باشد. شکل (۶)، خطای مقایسه خروجی حس گر نرم پیشنهادی و خروجی واقعی ژيروسکوپ را در حالت بدون خرابی نشان می دهد. همان طور که در شکل (۶) مشاهده می شود، با استفاده از روش پیشنهادی می تواند با دقت 10^{-4} سرعت های زاویه ای ماهواره را تخمین بزند.



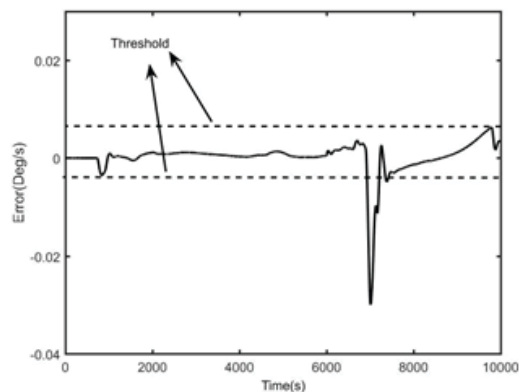
شکل ۶: خطای تخمین سرعت زاویه ای

در ادامه با اعمال خرابی تمایل و رانش که تشخیص آن نسبت به دیگر خرابی ها دشوارتر است، شناسایی خرابی مورد نظر انجام می پذیرد. بدین منظور همان طور که در شکل (۷) مشخص است هنگام بروز خرابی تمایل در ثانیه ۶۰۰ ژيروسکوپ کانال فراز، خطای تخمین مشاهده گر از محدوده تعریف شده خارج می شود و سیستم اعلام خرابی می کند. این نکته نیز قابل ذکر است که نوع جهش خطای تخمین از محدوده های تعریف شده می تواند نمایش دهنده نوع خرابی باشد.

برای مثال همان طور که در شکل (۷) مشخص است خطای تخمین برای خرابی تمایل به صورت خروج ناگهانی از محدوده تعریف شده و بازگشت مجدد به محدوده تعریف شده است، در حالی که برای خرابی رانش همان طور که در شکل (۸) دیده می شود، خطای تخمین، از محدوده تعریف شده خارج شده و به صورت واگرا از محدوده تعریف شده فاصله می گیرد.



شکل ۷: شناسایی خرابی تمایل با استفاده از حس گر پیشنهادی



شکل (۸): شناسایی خرابی رانش با استفاده از حس گر پیشنهادی

۸. نتیجه گیری

در این مقاله حس گر نرم بر اساس الگوریتم جعبه خاکستری به منظور شناسایی و تشخیص خرابی با استفاده از فرض تکرارپذیری اغتشاشات مداری و

- [6] L.Chia-Shang, and H.Peng, "Disturbance observer based tracking control", Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, vol. 122, no. 2, pp. 332-335, 2009.
- [7] J.L.Crassidis, and J.L. Junkins, "Optimal estimation of dynamic systems", CRC press, 2011.
- [8] Rogers, T. J., et al. "On a grey box modelling framework for nonlinear system identification." Special Topics in Structural Dynamics, Volume 6. Springer, Cham, 2017. 167-178.
- [9] Hassani, Mehdi, Jafar Roshanian, and A. Majid Khoshnood. "On-line attitude perturbation estimation in the earth-orbiting satellite." Aerospace Science and Technology 70 . 2017. 189-197.
- [10] B.Giorgio, "A survey of applications of second-order sliding mode control to mechanical systems", International Journal of control, vol.58, no.6, pp.1247-1263, 2003.
- [11] W.Lin, H.Chiang, "Super-Twisting Algorithm Second-Order Sliding Mode Control for a Synchronous Reluctance Motor Speed Drive", Mathematical Problems in Engineering, vol.76, no.9-10, pp: 875-892, 2013.

[۱۲] روشنی‌یان جعفر، خوشنود عبدالمجید، حسنی مهدی، حسنی احسان. تخمین برخط مقاوم اغتشاشات مداری با استفاده از تئوری مد لغزشی مرتبه ۲ برای یک ماهواره. دانش و فناوری هوافضا. ۱۳۹۵

همچنین مدل‌سازی ریاضی سیستم طراحی شد. حس‌گر پیشنهادی علاوه بر قابلیت شناسایی و تشخیص خرابی و سادگی طراحی، می‌تواند بدون استفاده از دینامیک وسیله پرنده، خروجی‌های صحیح ژيروسکوپ معیوب را تخمین بزند. با توجه به اهمیت سادگی سیستم تشخیص خرابی و سادگی روش پیشنهادی می‌توان از آن برای انواع ماهواره‌ها با صرف هزینه کم استفاده نمود. همچنین با توجه به عملکرد موازی حس‌گر پیشنهادی، می‌توان از این حس‌گر برای ترمیم خرابی و به‌عنوان یک سیستم کمک ناوبری نیز استفاده نمود.

۹. پی‌نوشت‌ها

1. Online
2. Lipschitz

۱۰. مأخذ

- [1] J. Wertz, D. F. Everett, and J.J. Puschell, Space mission engineering: the new SMAD, Microcosm Press, pp. 522-572, 2011.
- [2] G. Jemin, J. L. Crassidis, Sensitivity Analysis of Disturbance Accommodating Control with Kalman Filter Estimation, In Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. 2007.
- [3] H. Gunnar, and J.Sternby. "Rejection of periodic disturbances with unknown period-a frequency domain approach." In American Control Conference, vol. 2, pp. 1626-1631. IEEE, 1994.
- [4] D. C.Hyland , L. D. Davis, A.Das, and G.Yen, "Autonomous neural control for structure vibration suppression.", In AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Paper No. AIAA-96-3923, San Diego, CA. 1996.
- [5] U. Steve, J.Côté, and J.de Lafontaine, "In-Flight Attitude Perturbation Estimation for Earth-Orbiting Spacecraft.", The Journal of the Astronautical Sciences, vol. 57, no. 3, pp. 633-665, 2009.

