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

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۳/۱۶
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۶/۱۶

سیدمهدی حسنی‌آبادی[1*]، عبدالمجید خوشنود[2] پیمان نیک‌پی[3]
۱. عضو هیئت‌علمی، مهندسی فضایی، پژوهشگاه تحقیقات ماهواره، مرکز تحقیقات فضایی ایران، تهران smk1384@gmail.com
۲. دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی، تهران،
۳. دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی، تهران

چکیده

استفاده از روش‌های مبتنی بر مدل‌سازی ریاضی و مدل‌سازی بر اساس داده برای طراحی زیرسیستم‌های ناوبری هرکدام معایبی از قبیل عدم قطعیت و وجود نامعینی در تعیین پارامترهای مدل‌سازی 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 مهم‌ترین علت بروز نامعینی در مدل‌سازی ریاضی ماهواره می‌باشد ابتدا با مشاهده‌گر مدلغزشی مرتبه دوم تخمین زده می‌شود. سپس مقادیر تخمین زده‌شده از اغتشاشات مداری با مدل‌سازی ریاضی ماهواره ترکیب می‌شود و به‌عنوان افزونگی نرم‌افزاری برای شناسایی و تشخیص خرابی به کار می‌رود. 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 شبیه‌سازی بهبود دقت داده‌های ناوبری بدون افزودن حس‌گر جدید سخت‌افزاری را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: *ماهواره، حس‌گر نرم، تخمین اغتشاشات مداری، مشاهده‌گر غیرخطی، سیستم ناوبری، تشخیص خرابی*

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

Peyman Nikpey[1], AbdolMajid Khoshnood[2], 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 آن‌ها در مواجهه با خرابی‌های حس‌گرها و عملگرها است. از حوادثی که به دلیل بی‌توجهی به این موضوع رخ داده است، می‌توان به انفجار ماهواره Wire اشاره کرد که خرابی در سیستم کنترلی باعث سانحه و درنهایت انفجار شد. هم‌اکنون استفاده از سیستم‌های تشخیص و ترمیم خرابی راهکاری برای برطرف ساختن خرابی حس‌گرها است که با توجه به هزینه‌های زیاد ساخت سامانه‌های هوافضایی، بسیار موردتوجه قرار گرفته است. اولین گام طراحی سیستم‌های تشخیص و ترمیم خرابی، طراحی زیرسیستم شناسایی خرابی واحدهای عملیاتی می‌باشد. در این راستا، روش‌های متعددی برای شناسایی خرابی پیشنهاد شده است [۱]. سیستم‌های تشخیص خرابی به‌طورکلی به دو گروه تشخیص با سیگنال و تشخیص خرابی با مدل طبقه‌بندی می‌شوند. تشخیص خرابی با مدل، روش‌های گوناگونی دارد که از آن جمله می‌توان به شناسایی خرابی به وسیلهٔ مشاهده‌گرها [۱]، شناسایی خرابی با روش‌های طبقه‌بندی [۲]، شناسایی خرابی با شناسایی سیستم [۳] و شناسایی و تشخیص خرابی ترکیبی (جعبه خاکستری) [۸] اشاره کرد. شناسایی خرابی با الگوریتم‌های ترکیبی (جعبه خاکستری) با ترکیب مدل‌سازی ریاضی و شناسایی سیستم انجام می‌پذیرد. مزیت عمدهٔ شناسایی خرابی با الگوریتم‌های ترکیبی (جعبه خاکستری)، امکان استفاده هم‌زمان از مزایای شناسایی سیستم و مدل‌سازی ریاضی است که این روش را ازلحاظ کاربرد و عملکرد نسبت به دیگر روش‌ها متمایز می‌کند [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. روش‌های شناسایی سیستم نیز بسیار متنوع و با کاربردهای مختلف می‌باشند، از طرفی سیستم‌های شناسایی نیاز به ورودی و خروجی دارند. برای شناسایی و تشخیص خرابی حس‌گر در سامانه‌های هوافضایی لازم است خروجی هر حس‌گر به روشی دیگر و به‌طور موازی محاسبه شود تا به‌محض بروز خرابی بتواند خروجی حس‌گر موردنظر را با خروجی محاسبه‌شده مقایسه نموده و اعلام خرابی نماید. برای شناسایی و تشخیص خرابی در ماهواره تابه‌حال شناسایی و تشخیص خرابی بر اساس طراحی رویت‌گر مدلغزشی برای شناسایی خرابی در ماهواره‌ها پیشنهاد شده است که می‌تواند با وجود انواع اغتشاشات و نامعینی‌ها خرابی‌های مرسوم در ژیروسکوپ را تشخیص دهد [۹]. استفاده از مشاهده‌گرهای مدلغزشی علی‌رغم امکان تشخیص خرابی با وجود انواع اغتشاشات با مشکلاتی از قبیل پیچیدگی طراحی روبه‌رو هستند. از سوی دیگر، شناسایی و تشخیص خرابی با استفاده از شناسایی سیستم در حوزهٔ حس‌گرهای نرم قرار می‌گیرد. حس‌گرهای نرم، شامل انواع الگوریتم‌ها، روش‌ها و ایده‌های نرم‌افزاری هستند که می‌توانند با استفاده از اطلاعات برخط[1] در حین پرواز یا پایگاه‌های داده به‌دست‌آمده از پروازهای قبلی، حس‌گرهایی نرم‌افزاری را پیشنهاد دهند که با آن بتواند اطلاعات صحیح خروجی با دقت زیاد را استخراج کند. مزیت‌های عمده استفاده از حس‌گر نرم برای شناسایی و تشخیص خرابی عبارت است از: صرفه‌جویی اقتصادی، سادگی اجرا، امکان بهبود عملکرد با هزینه کم و در حداقل زمان و استفاده از منابع داخلی خود سیستم که می‌تواند شناسایی و تشخیص خرابی با حسگرهای نرم را بر دیگر

روش‌ها برتری دهد [۱۰].

این مقاله با طراحی یک حس‌گر نرم، ابتدا با استفاده از مشاهده‌گر 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 ذخیره‌شدهٔ اغتشاشات برای استخراج داده‌های وضعیت در حرکت‌های بعدی ماهواره در مدار استفاده می‌شود. درنهایت، در زمان بروز خرابی داده‌های ذخیره‌شده به مدل‌سازی 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 فنّاوری حس‌گرهای نرم و روش‌های طراحی آن، توضیح داده می‌شوند. سپس در ادامه چهارچوب کلی، زیرسیستم شناسایی و تشخیص خرابی موردنظر شرح داده می‌شود. و درنهایت بر اساس نتایج به‌دست‌آمده، عملکرد مناسب زیرسیستم شناسایی و تشخیص خرابی با شبیه‌سازی حرکت ماهواره نشان داده می‌شود.

۲. مدل دینامیکی ماهواره

در این قسمت به‌اختصار معادلات سینماتیکی و دینامیکی وضعیت ماهواره مرور می‌شود. این معادلات بر اساس بردارهای چهارتایی یا کواترنیون‌ها استخراج می‌شوند. چهار مؤلفهٔ کواترنیون‌ها به‌صورت زیر تعریف می‌شوند [۱۲]:

$$q = \begin{bmatrix} e \\ q_i \end{bmatrix} \qquad (۱)$$

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

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

در معادلات فوق a بردار واحد محور اویلر و φ زاویه دوران می‌باشد. با استفاده از مؤلفه‌های کواترنیون فوق، معادلات سینماتیکی به‌صورت معادلات زیر استخراج می‌شود:

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Omega(\omega_B)q \qquad (۲)$$

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

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

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

$$J\dot{\omega}_B = -\omega_B^{\times} J\omega_B + T_c + T_{per} \qquad (۳)$$

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

۳. معرفی انواع اغتشاشات مداری

اغتشاشات مداری انواع مختلفی دارند که ازجمله می‌توان به اغتشاشات اتمسفری، اغتشاشات بادهای خورشیدی، اغتشاشات میدان مغناطیسی و اغتشاشات گرادیان جاذبه اشاره نمود. در ادامه هرکدام از منابع اغتشاشی فوق به‌طور 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 به‌نحوی‌که تا ارتفاع ۲۰۰ کیلومتر ازجمله مؤثرترین گشتاورهای اغتشاشی است.

این گشتاور تا ارتفاع مداری ۸۰۰ کیلومتر در نظر گرفته می‌شود.

● **اغتشاشات بادهای خورشیدی**

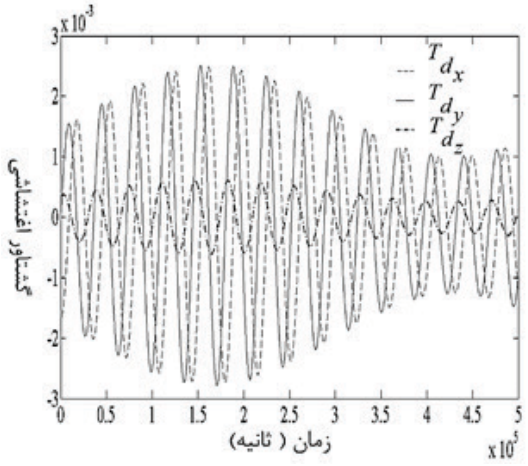
به دلیل خاصیت ذره‌ای که نور خورشید دارد هر جسمی که در برابر نور خورشید قرار داشته باشد، در معرض فشار بادهای خورشیدی حاصل از برخورد ذره‌های نور خورشید است. با کاهش فاصله فضاپیما از خورشید فشار بادهای خورشیدی افزایش می‌یابد.

● **اغتشاشات میدان مغناطیسی**

همه فضاپیماها میدان مغناطیسی ضعیفی در اطراف خود دارند. از برهم‌کنش این میدان‌های مغناطیسی و میدان مغناطیسی زمین گشتاورهای مغناطیسی به نحوی به وجود می‌آیند که عدم هم‌راستایی این دو میدان مغناطیسی باعث به وجود آمدن گشتاورهای مغناطیسی اغتشاشی می‌شوند. این گشتاور در ارتفاع بالا مؤثرترین گشتاور اغتشاشی می‌باشد.

● **اغتشاشات گرادیان جاذبه**

هرگاه مرکز جرم یک فضاپیما با مرکز ثقل آن در راستای محور عمود محلی هم‌راستا نباشد، گشتاور گرادیان جاذبه ایجاد می‌شود. مقدار گشتاور گرادیان جاذبه با افزایش زاویه بین محور عمود محلی و محورهای بدنی فضاپیما افزایش می‌یابد. مقدار این گشتاور با افزایش ارتفاع کاهش می‌یابد. به‌غیر از منابع اغتشاشات معرفی‌شده، منابع دیگری از گشتاورهای اغتشاشی وجود دارند که تأثیر آن‌ها نسبت به دیگر گشتاورهای اغتشاشی موجود در مدار مقادیر کمی هستند [۱]. ازجمله خصوصیات دیگر گشتاور، تناوبی بودن آن‌ها است که در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل (۱): تغییرات تناوبی گشتاورهای اغتشاشات

۴. تخمین اغتشاشات مداری [۱۲]

در این مقاله، به‌منظور تخمین اغتشاشات مداری در جهت برآورده ساختن دو چالش اصلی یعنی امکان پیاده‌سازی و دقت تخمین، از روش دینامیک معکوس استفاده می‌شود. در این روش معادلات دینامیکی به‌صورت معکوس حل می‌شود و داده‌های خواسته‌شده از حل معکوس معادلات دینامیکی به دست می‌آید. برای استفاده از این روش باید تمامی پارامترهای معادله دینامیکی (معادله (۳)) مشخص باشد. با استفاده از معادله (۳) گشتاور اغتشاشی به‌صورت معادله (۷) استخراج می‌شود:

$$T_{per} = J\dot{\omega}_B + \omega_B^{\times} J\omega_B - T_c \qquad (۴)$$

از بین پارامترهای معادله (۷)، پارامتر ω_B با ژیروسکوپ ماهواره اندازه‌گیری می‌شود، پارامتر J با توجه به اینکه عملگر ماهواره از جنس چرخ عکس‌العملی است ثابت باقی می‌ماند. تنها پارامتر که محاسبهٔ آن در محیط اغتشاشی باعث کاهش دقت تخمین گشتاور اغتشاشی می‌باشد $\dot{\omega}_B$ ، است. در حس‌گرهای تعیین وضعیت ماهواره، حس‌گری که بتواند $\dot{\omega}_B$ را محاسبه کند وجود ندارد. بنابراین راهکار اولیه برای محاسبهٔ

ω_B مشتق‌گیری عددی از مقادیر ω_B می‌باشد. مشتق‌گیری عددی از ω_B با وجود نویزهای مختلف موجود در خروجی حس‌گر تعین سرعت زاویه‌ای (ژیروسکوپ) باعث بروز خطاهای مشتق‌گیری در محاسبهٔ گشتاور اغتشاشی می‌شود. به‌منظور برطرف ساختن خطاهای مشتق‌گیری دو راهکار اصلی وجود دارد. راهکار اول طراحی مشاهده‌گر به‌نحوی است که پارامتر $\dot{\omega}_B$ از معادلات حذف گردد که با توجه به فرضیاتی که برای طراحی این نوع مشاهده‌گر وجود دارد کیفیت تخمین مطلوب نمی‌باشد [۱۲]. راهکار دوم استفاده از تئوری مشتق‌گیری مقاوم می‌باشد، در این روش برخلاف راهکار قبلی، از حذف پارامتر مشتق صرف‌نظر می‌شود و سعی می‌شود تا مشتق‌گیری به‌گونه‌ای انجام پذیرد که اثر اغتشاشات در آن به حداقل مقدار خود برسد. تئوری مدلغزشی یکی از مؤثرترین روش‌های مقاوم در برابر انواع اغتشاشات و نامعینی‌ها می‌باشد. در این روش تأثیر اغتشاشات درصورتی‌که سیستم بتواند روی صفحه لغزش قرار بگیرد، می‌تواند کاملاً حذف گردد. مشتق‌گیری 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 سیگنال‌هایی که شرط لیبشیتز[۲] برای مشتق آن برقرار باشد، استفاده می‌شود:

$$\sup_{t\le t_0}\left|\frac{d^2}{dt^2}\omega_B\right|\le C \qquad (۵)$$

در معادله (۸) t_0 زمان اولیه می‌باشد.

به‌منظور مشتق‌گیری از ω_B از معادله کمکی (۹) استفاده می‌شود:

$$X = u \qquad (۶)$$

با فرض ω_B, x, u_1 با زمان نمونه برداری τ اندازه‌گیری می‌شود. طبق الگوریتم فراپیچش، بردار خطا به‌صورت معادله (۱۰) تعریف می‌شود.

$$e(t) = x(t) - \omega_B(t) \qquad (۷)$$

چنانچه بردار خطا برابر صفر شود ($e(t)=0$)، مقدار u برابر ω_B می‌شود [۱۲]. به‌منظور صفر کردن بردار خطا ($e(t)$) الگوریتم مدلغزشی مرتبه دوم به‌صورت معادله الگوریتم فراپیچش (معادله (۶)) اعمال می‌شود:

$$u = u_1 - \lambda\left|e(t_i)\right|^{\frac{1}{2}} sgn\left(e(t_i)\right) \qquad (۸)$$
$$\dot{u}_1 = -\alpha sgn\left(e(t_i)\right)$$

که در آن t_i, t, t_{i+1} زمان‌های متوالی اندازه‌گیری با شرط $t\varepsilon[t_{i+1}, t_i]$ است.

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

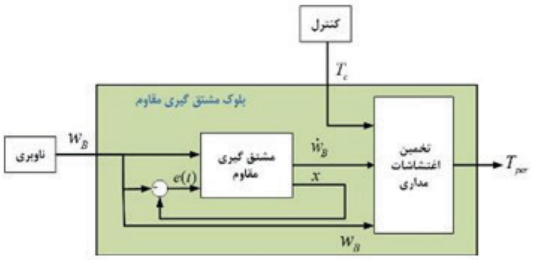
$$\lambda \ge \sqrt{4C\frac{\alpha + C}{\alpha - C}}, \alpha > C \qquad (۹)$$

که در آن C ضریب ثابت در شرط لیبشیتز است. راهکار تکمیلی علاوه بر استفاده از الگوریتم فراپیچش برای کاهش اثر پدیده چترینگ استفاده از تابع سوییچ مناسب در معادلات (۱۱) می‌باشد. استفاده از تابع سوییچ مناسب می‌تواند اثر پدیدهٔ چترینگ را کاهش دهد. هر چه تابع سوییچ عمل سوییچینگ را نرم‌تر انجام دهد اثر پدیدهٔ چترینگ کاهش می‌یابد. به همین دلیل در معادلات (۱۱) به‌جای استفاده از تابع سوییچ علامت (sgn) از تابع تانژانت هیپربولیک (tanh) استفاده می‌شود. مزیت اصلی استفاده از مدلغزشی مرتبه دوم برای مشتق‌گیری از پارامتر ω_B ، کاهش $e(t)$ در طی

زمان نمونه برداری می‌باشد که می‌تواند دقت تخمین مشتق را بسیار بهبود بخشد. اکنون با قرار دادن معادلات (۱۱) و (۱۲) در معادله (۷) می‌توان معادلات گشتاور اغتشاشی را به‌صورت معادلات (۱۳) نوشت [۱۲]:

$$\begin{cases} T_{per} = J\dot{\omega}_B + \omega_B^{\times} J\omega_B - T_c \\ \dot{\omega}_B = u_1 - \lambda \left|e(t_i)\right|^{\frac{1}{2}} \tanh\left(e(t_i)\right) \\ \dot{u}_1 = -\alpha \tanh\left(e(t_i)\right) \\ e(t) = x(t) - \omega_B(t) \\ \lambda \geq \sqrt{4C\dfrac{\alpha + C}{\alpha - C}} \\ \alpha > C \end{cases} \quad (۱۰)$$

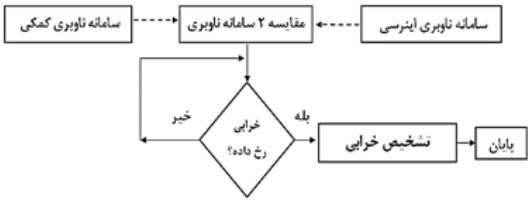
بلوک دیاگرام روش پیشنهادی برای تخمین گشتاورهای اغتشاشی به‌صورت شکل (۳) است:



شکل۲: بلوک تخمین مقاوم اغتشاشات مداری [۱۲]

۵. شناسایی و تشخیص خرابی در سیستم ناوبری

شناسایی و ترمیم خرابی در سیستم ناوبری سامانه‌های هوافضایی با توجه به هزینه‌های زیاد ساخت و آماده‌سازی و بهره‌برداری از آن اجتناب‌ناپذیر است. روش معمول برای ترمیم خرابی استفاده از سیستم ناوبری کمکی در کنار سیستم ناوبری عملیاتی می‌باشد. گام اول در فرایند شناسایی و ترمیم خرابی طبق شکل (۲) شناسایی خرابی می‌باشد. برای شناسایی خرابی، سیگنال‌های خروجی سامانه ناوبری موردنظر باید با سیگنال‌های دیگری که از سوی سامانه ناوبری مجزایی که به‌طور موازی در حال اندازه‌گیری شدن است، مقایسه شود. مقایسهٔ این دو سیگنال بر اساس روش‌های سیگنال و مدل پایه می‌تواند ابتدا خرابی را تشخیص دهد، سپس نوع خرابی را با تکنیک‌های متنوع تشخیص دهد.



شکل۳: الگوریتم شناسایی و تشخیص خرابی با استفاده از حس‌گر نرم

اضافه نمودن سیستم ناوبری کمکی برای هر سامانه هوافضایی علاوه بر افزایش هزینه، می‌تواند با کاستی‌هایی از قبیل عدم دسترسی آسان، تأثیر در فرایند طراحی و وابستگی به مدل روبه‌رو باشد. در مقابل استفاده از حس‌گر نرم برای شناسایی و تشخیص خرابی با توجه به ماهیت نرم‌افزاری و همچنین امکان بازسازی و در دسترس بودن می‌تواند انتخاب مناسبی باشد. بدین منظور از سامانه نرم‌افزاری ناوبری برای بهبود دقت پاسخ‌های سیستم ناوبری می‌توان استفاده نمود.

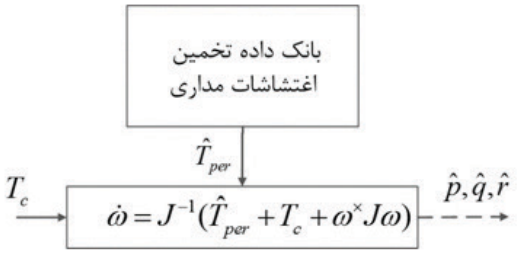
۶.طراحی افزونگی نرم‌افزاری برای شناسایی خرابی

استفاده از هم‌افزایی نرم‌افزاری، برای شناسایی تشخیص خرابی مزایای بسیاری از جمله انعطاف‌پذیری و کاهش هزینه‌های پیاده‌سازی و اقتصادی دارد. حرکت بعضی از سامانه‌های هوافضایی از قبیل حرکت ماهواره‌ها در مدار، از نوع حرکت شبه تکرارپذیر می‌باشد. بنابراین اطلاعات ناوبری وضعیت در دوره‌های مداری مختلف تکراری هستند. البته با وجود انواع اغتشاشات مداری شامل اغتشاشات جاذبه، اتمسفر، اغتشاشات ناشی از

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 به‌گونه‌ای 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 هرکدام از دوره‌های تناوب شناسایی شود با توجه به تشابه عملکردی ماهواره می‌توان از مدل دینامیکی شناسایی‌شده 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 افزونگی نرم افزاری 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 افزونگی با استفاده از مدل‌سازی ریاضی به دست آورد:

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

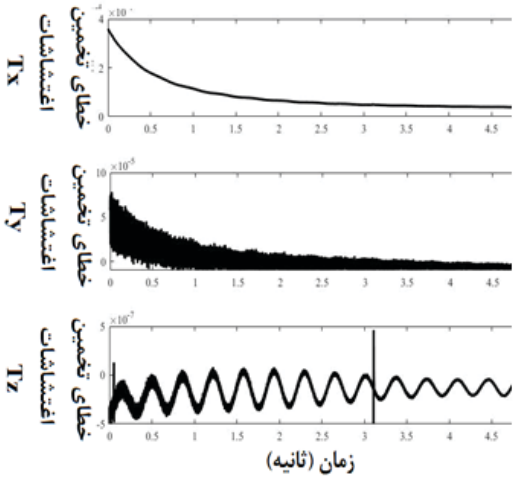
روند کلی پیاده‌سازی طراحی افزونگی نرم‌افزاری جعبه خاکستری در شکل (۴) نشان داده شده است.



شکل ٤: نحوه تخمین پارامترهای ناوبری توسط افزونگی ترکیبی

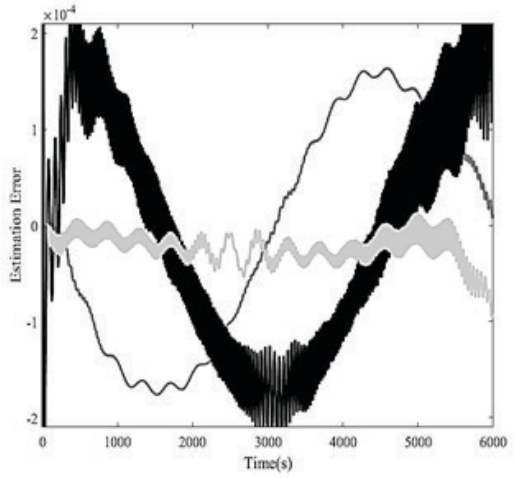
۷. نتایج و شبیه‌سازی

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 پریود مداری می‌باشد، شبیه‌سازی پیاده شده شبیه‌سازی غیرخطی می‌باشد. برای این شبیه‌سازی از اتمسفر استاندارد آمریکایی و مدل جاذبه‌ی بیضوی استفاده شده است. زمان نمونه‌برداری 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 مشاهده‌گر مقاوم را نشان می‌دهد. همان‌طور که قابل‌مشاهده است اغتشاشات مداری با دقت بسیار مناسبی تخمین زده می‌شود.



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

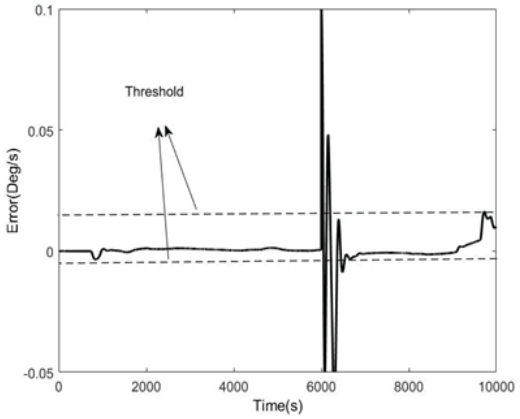
همان‌طور که در شکل (۵) مشاهده می‌شود، دقت تخمین در حضور نویزهای اندازه‌گیری از مرتبه $۱۰^{-۴}$ است که برای استفاده در طراحی سامانه افزونگی نرم‌افزاری برای شناسایی و تشخیص خرابی قابل استفاده می‌باشد. نوسانات با فرکانس بالا در شکل (۵) به علت بروز پدیده چترینگ در تئوری مدلغزشی می‌باشد. شکل (۶)، خطای مقایسه خروجی حس‌گر نرم پیشنهادی و خروجی واقعی ژیروسکوپ را در حالت بدون خرابی نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل (۶) مشاهده می‌شود، با استفاده از روش پیشنهادی می‌تواند با دقت $۱۰^{-۴}$ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره را تخمین بزند.



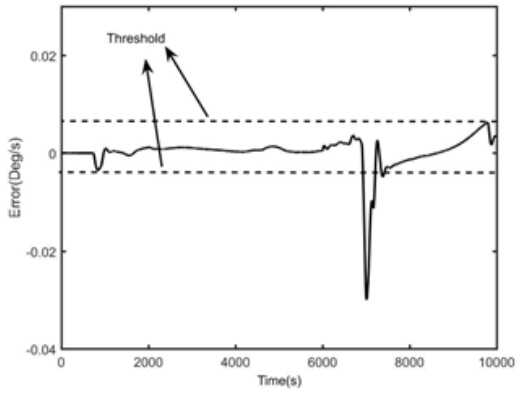
شکل۶: خطای تخمین سرعت زاویه‌ای

در ادامه با اعمال خرابی تمایل و رانش که تشخیص آن نسبت به دیگر خرابی‌ها دشوارتر است، شناسایی خرابی موردنظر انجام می‌پذیرد. بدین منظور همان‌طور که در شکل (۷) مشخص است هنگام بروز خرابی تمایل در ثانیهٔ ۶۰۰۰ در ژیروسکوپ کانال فراز، خطای تخمین مشاهده‌گر از محدودهٔ تعریف‌شده خارج می‌شود و سیستم اعلام خرابی می‌کند. این نکته نیز قابل‌ذکر است که نوع جهش خطای تخمین از محدوده‌های تعریف‌شده می‌تواند نمایش‌دهندهٔ نوع خرابی باشد.

برای مثال همان‌طور که در شکل (۷) مشخص است خطای تخمین برای خرابی تمایل به‌صورت خروج ناگهانی از محدودهٔ تعریف‌شده و بازگشت مجدد به محدودهٔ تعریف‌شده است، درحالی‌که برای خرابی رانش همان‌طور که در شکل (۸) دیده می‌شود، خطای تخمین، از محدودهٔ تعریف‌شده خارج شده و به‌صورت واگرا از محدودهٔ تعریف‌شده فاصله می‌گیرد.



شکل۷:شناسایی خرابی تمایل با استفاده از حس‌گر پیشنهادی



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

۸. نتیجه‌گیری

در این مقاله حس‌گر نرم بر اساس الگوریتم جعبه خاکستری به‌منظور شناسایی و تشخیص خرابی با استفاده از فرض تکرارپذیری اغتشاشات مداری و

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 ژیروسکوپ 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.مآخذ

[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.

[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