

تخمین برخط مقاوم اغتشاشات مداری با استفاده از تئوری مدلغزشی مرتبه ۲ برای یک ماهواره

جعفر روشنی‌یان^۱، عبدالمجید خوشنود^۲، مهدی حسنی^۳، احسان حسنی^۴

۱ استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

۲ استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، khoshnood@kntu.ac.ir

۳ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

۴ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۸/۱۵

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۱۱/۱۵

چکیده

استفاده از اغتشاشات مداری در طراحی سیستم‌های کنترلی سامانه‌های فضایی، تاکنون توسط محققان بسیاری بررسی شده است. از جمله روش‌های کارآمد برای تخمین اغتشاشات مداری استفاده از دینامیک معکوس است که در آن با استفاده از معادلات دینامیکی و جایگزینی مقادیر اندازه‌گیری با متغیرهای معادلات دینامیکی، گشتاورهای اغتشاشی تخمین زده می‌شوند. چالش اصلی در استفاده از روش دینامیک معکوس^۱، محاسبه مقادیر مشتق متغیرهای وضعیت ماهواره در حالت اندازه‌گیری‌های نوفه‌دار است که سبب افزایش تأثیر نوفه بر کیفیت تخمین می‌شود. فرضیات در نظر گرفته شده برای برطرف ساختن این چالش، در روش‌های ارائه‌شده پیشین سبب کاهش دقت تخمین شده است. در این مقاله از الگوریتم مدلغزشی مرتبه دوم^۲ برای محاسبه مشتق خروجی‌های نوفه‌دار استفاده می‌گردد. طراحی مشتق‌گیر ارائه‌شده به‌گونه‌ای انجام می‌پذیرد که با قرار گرفتن بردار خطای اندازه‌گیری روی صفحه لغزش و مستقل‌شدن از نوفه اندازه‌گیری، مشتق‌گیری در محیطی مستقل از نوفه انجام می‌پذیرد. با بررسی نتایج شبیه‌سازی تخمین اغتشاشات مداری، عملکرد مناسب این روش برای تخمین گشتاورهای اغتشاشی در مدار نسبت به روش‌های دیگر تأیید می‌گردد.

واژگان کلیدی

ماهواره، اغتشاشات مداری، تئوری مدلغزشی، دینامیک معکوس

۱. مقدمه

آثار آن بر عملکرد و عمر مداری ماهواره است. یکی از زیرسامانه‌های اصلی ماهواره، که وظیفه مقابله با گشتاورهای

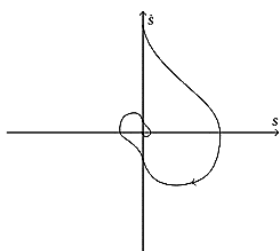
از جمله مسائل اساسی در طراحی و ساخت انواع زیرسامانه‌های ماهواره، مطالعه و بررسی انواع گشتاورهای اغتشاشی در مدار و

اغتشاشات را برعهده دارد، زیرسامانه کنترل وضعیت ماهواره است. این زیرسامانه وظیفه دارد در مقابل انواع گشتاورهای اغتشاشی به گونه‌ای عکس‌العمل نشان دهد که ماهواره بتواند وضعیت خود را برای انجام مأموریت‌های تعریف شده کنترل کند. منابع اصلی گشتاورهای اغتشاشی در مدار عبارت‌اند از: گشتاورهای اثرودینامیک، گشتاورهای مغناطیسی زمین، گشتاورهای جاذبه و گشتاورهای خورشیدی [۱]. تاکنون، دو رویکرد اصلی برای مقابله با انواع گشتاورهای اغتشاشی در طراحی زیرسیستم کنترل وضعیت ارائه شده است: رویکرد نخست استفاده از تئوری‌های کنترل مقاوم در برابر انواع اغتشاشات است. این دسته با استفاده از الگوریتم‌های طراحی کنترل، اثر گشتاورهای اغتشاشی بر عملکرد سیستم را حداقل می‌نمایند [۲]. از جمله این روش‌ها می‌توان به فیلترهای تطبیقی، تئوری‌های مدلفزشی، H_{∞} و شبکه‌های عصبی اشاره کرد [۳]. با وجود عملکرد مطلوب رویکرد ذکر شده، امکان پیاده‌سازی آن با چالش‌های جدی در حوزه‌های اقتصادی و عملیاتی روبروست. به همین منظور و در جهت رفع چالش‌های ذکر شده، رویکرد دوم که تخمین اغتشاشات مداری است، در مراجع مطرح شده است [۴]. رویکرد دوم، برخلاف رویکرد نخست، با تخمین اغتشاشات مداری، عملکردی متناسب با مقادیر تخمینی از خود نشان می‌دهد.

در سال‌های گذشته، روش‌های متنوعی برای تخمین گشتاورهای اغتشاشی ارائه شده است. ابتدایی‌ترین روش برای تخمین گشتاورهای اغتشاشی، استفاده از مشاهده‌گرهای خطی است [۵]. با وجود کارآمدی این دسته از مشاهده‌گرها، استفاده از آنها محدود به سیستم‌های خطی است و در سیستم‌های غیرخطی سبب کاهش کیفیت تخمین می‌گردد [۶]. استفاده از مشاهده‌گرهای بهینه یا همان خانواده فیلتر کالمن خطی، راهکار مؤثر دیگری بود که در عین سادگی در پیاده‌سازی، تنها برای سیستم‌های خطی، کیفیت مطلوب را فراهم می‌آورد. فیلترهای کالمن غیرخطی نیز با وجود استفاده از خطی‌سازی برای توابع غیرخطی، از مدل خطی برای انتشار متغیرهای کوواریانس خطای تخمین استفاده می‌نمایند که می‌تواند دقت تخمین را کاهش دهد [۱۳]. از جمله دیگر مشاهده‌گرهای کارآمد برای تخمین اغتشاشات، مشاهده‌گرهای مقاوم مدلفزشی و H_{∞} است که با وجود کیفیت مناسب تخمین، با چالش‌هایی چون امکان پیاده‌سازی و بروز پدیده چترینگ^۳ روبرو هستند [۸]. به‌طور کلی

روش‌های ارائه شده در حوزه مشاهده‌گرها، به‌علت استفاده از فرضیات ساده‌شونده با کاهش دقت تخمین مواجهند [۷]. از جمله روش‌هایی که به‌طور مستقیم و با استفاده از معادلات دینامیکی اقدام به تخمین گشتاورهای اغتشاشی می‌نمایند، تخمین گشتاورهای اغتشاشی با استفاده از روش تحلیل دینامیک معکوس است [۹]. در تئوری تخمین با استفاده از دینامیک معکوس، با فرض تغییرات آهسته اغتشاشات، مقادیر تخمینی به‌صورت مجموع متغیرهای غیرقابل اندازه‌گیری و یک تابع غیرخطی بیان می‌گردد. در این روش، مشتق‌گیری از داده‌های اندازه‌گیری سبب تشدید نوفه اندازه‌گیری می‌گردد. به‌منظور برطرف ساختن چالش مشتق‌گیری از داده‌های اندازه‌گیری در حضور نوفه، مشاهده‌گر NDO^۴ پیشنهاد گردید [۱۴]. در این مشاهده‌گر با استفاده از یک متغیر کمکی و بازنویسی معادلات دینامیکی ماهواره، بهره مشاهده‌گر NDO^۴ به‌نحوی انتخاب می‌شود که باعث حذف پارامتر مشتق از معادلات دینامیک معکوس گردد [۱۰]. محدود نمودن انتخاب بهره مشاهده‌گر برای حذف پارامتر مشتق، باعث می‌شود تا نتوان برای افزایش کیفیت تخمین، بهره مشاهده‌گر را تنظیم نمود [۵]. در این مقاله از تئوری مشتق‌گیری مقاوم با استفاده از الگوریتم مدلفزشی مرتبه دوم استفاده می‌شود. ویژگی‌های متمایز مدلفزشی مرتبه دوم در مستقل شدن فرایند مشتق‌گیری از انواع نوه‌های اندازه‌گیری و همچنین حذف پدیده چترینگ از فرایند مشتق‌گیری، باعث بهبود دقت مشتق‌گیری و در نتیجه افزایش دقت تخمین در روش دینامیک معکوس می‌گردد [۱۱]. یکی از انواع روش‌های مدلفزشی مرتبه دوم، که در این مقاله مورد استفاده قرار گرفته است، تئوری مدلفزشی مرتبه دوم با استفاده از الگوریتم فرایچه^۵ است. مزیت اصلی استفاده از این الگوریتم نسبت به دیگر الگوریتم‌های معرفی شده، سادگی پیاده‌سازی و همچنین دقت تخمین مناسب این الگوریتم است [۱۲]. در این الگوریتم، خطای تخمین و همچنین مشتق خطای تخمین به‌عنوان صفحه لغزش در نظر گرفته می‌شود. سپس با قرار گرفتن دینامیک سیستم روی صفحه لغزش، خطای تخمین مشتق‌گیر به‌صورتی حذف می‌گردد که پدیده چترینگ به حداقل مقدار خود برسد. با محاسبه دقیق مقدار مشتق سرعت زاویه‌ای ماهواره و جایگذاری آن در معادلات دینامیک معکوس، گشتاور اغتشاشی با دقت بسیار مناسب نسبت به دیگر روش‌های ارائه شده استخراج می‌گردد. در این مقاله پس از توضیح مدل دینامیکی وضعیت

صفحه لغزش دوم براساس مشتق تابع خطا تعریف می‌شود. در نتیجه اعمال این دو صفحه لغزش هم مقدار خطا صفر می‌شود؛ هم مشتق خطا. اشکال اصلی در پیاده‌سازی تئوری مدل لغزشی مرتبه دوم، بروز نوسانات با فرکانس بالا حول صفحه لغزش است که به اصطلاح به آن پدیده چترینگ گفته می‌شود و باعث کاهش دقت تخمین می‌گردد [۱۱]. الگوریتم فرایبچشی یکی از انواع تئوری مدلزغشی مرتبه دوم است که می‌تواند چالش چترینگ در پیاده‌سازی تئوری مدلزغشی مرتبه دوم را برطرف سازد [۱۲]. همان‌گونه که در شکل ۲ می‌توان مشاهده کرد، مسیر حرکت سیستم با استفاده از این الگوریتم، در صفحه S و \dot{S} به صورت پیچشی به سمت نقطه مبدأ ادامه پیدا می‌کند.



شکل ۱. نمودار شماتیک مسیر حرکت با استفاده از الگوریتم فرایبچش در صفحه S و \dot{S}

برای معرفی این الگوریتم، ابتدا متغیرهای دینامیکی مدلزغشی برای یک سیستم به صورت معادله ۴ تعریف می‌شوند:

$$\dot{y}_1 = \varphi_{ST}(y_1, t) + \gamma_{ST}(y_1, t) u_{ST} \quad (4)$$

که در آن y_1 صفحه لغزش و مقادیر φ_{ST} و γ_{ST} توابع نامعین که با استفاده از محدوده‌هایی تعیین می‌شوند. بردار کنترل u_{ST} به صورت مجموع دو کنترل u_1 و u_2 تعریف می‌شود:

$$u_{ST} = u_1(t) + u_2(t) \quad (5)$$

در الگوریتم فرایبچش بردار کنترلی u_1 و u_2 به صورت ۶ تعریف می‌شوند:

$$u_1(t) = \begin{cases} -u_{ST} & |u_{ST}| > U \\ -W \operatorname{sgn}(y_1) & |u_{ST}| < U \end{cases} \quad (6)$$

$$u_2(t) = \begin{cases} -\lambda |S_0|^p \operatorname{sgn}(y_1) & |y_1| > 0 \\ \lambda |y_1|^p \operatorname{sgn}(y_1) & |y_1| \leq 0 \end{cases}$$

که در آن U لایه مرزی مقادیر کنترلی و S_0 لایه مرزی اطراف صفحه لغزش است. براساس معادله ۴ می‌توان مشتق \dot{y}_1 را با استفاده از الگوریتم فرایبچشی در تئوری مدلزغشی مرتبه ۲

ماهواره، تئوری مدلزغشی مرتبه دوم به اجمال مرور و بررسی خواهد شد. سپس چارچوب کلی تخمین گشتاورهای اغتشاشی مورد نظر تشریح و در نهایت براساس نتایج حاصل، عملکرد مناسب الگوریتم پیشنهادی توسط شبیه‌سازی پرواز یک ماهواره بررسی می‌شود.

۲. مدل دینامیکی ماهواره

در این قسمت معادلات سینماتیکی و دینامیکی وضعیت ماهواره به اجمال مرور می‌شوند. این معادلات براساس بردارهای چهارتایی یا کواترنیون‌ها استخراج می‌شوند. چهار مؤلفه کواترنیون‌ها به صورت معادلات ۱ تعریف می‌شوند:

$$q = \begin{bmatrix} e \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

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

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

به طوری که در این معادلات a بردار واحد محور اوپلر و φ زاویه دوران می‌باشد. با استفاده از مؤلفه‌های کواترنیون فوق، معادلات سینماتیکی به صورت ۲ استخراج می‌شود:

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

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

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

به طوری که در این روابط $\omega_B = [\omega_{Bx} \quad \omega_{By} \quad \omega_{Bz}]^T$ بردار سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی ماهواره می‌باشد. معادلات دینامیکی وضعیت ماهواره در دستگاه بدنی به صورت معادلات ۳ بیان می‌گردد [۵]:

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

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

۳. تئوری مدلزغشی مرتبه دوم (الگوریتم فرایبچش)

در تئوری مدلزغشی مرتبه دوم، دو نوع صفحه لغزش معرفی می‌شود: صفحه لغزش اول براساس تابع خطا تعریف می‌شود و

محاسبه کرد. به طوری که هم مقادیر خطا و مشتق آن صفر شود و هم خطای چترینگ به کمترین مقدار خود برسد [۱۲].

۴. تخمین اغتشاشات مداری

در روش پیشنهادی در این مقاله، معادلات دینامیکی به صورت معکوس حل می‌شود و داده‌های خواسته شده از حل معکوس معادلات دینامیکی به دست می‌آید. برای استفاده از این روش برای تخمین اغتشاشات مداری باید تمامی پارامترهای معادله دینامیکی (معادله ۳) مشخص باشد. با استفاده از معادله ۳ گشتاور اغتشاشی به صورت معادله ۷ استخراج می‌شود:

$$T_{per} = J\dot{\omega}_B + \omega_B^* J \omega_B - T_c \quad (7)$$

از بین پارامترهای معادله ۷، پارامتر ω_B توسط ژیرسکوپ ماهواره اندازه گیری می‌شود، پارامتر J با توجه به اینکه عملگر ماهواره از جنس چرخ عکس‌العملی است، ثابت باقی می‌ماند. تنها پارامتری که محاسبه آن در محیط اغتشاشی سبب کاهش دقت تخمین گشتاور اغتشاشی می‌شود، پارامتر $\dot{\omega}_B$ است. در حسگرهای تعیین وضعیت ماهواره حسگری که بتواند $\dot{\omega}_B$ را محاسبه کند وجود ندارد. بنابراین راهکار اولیه برای محاسبه $\dot{\omega}_B$ مشتق‌گیری عددی از مقادیر ω_B است. مشتق‌گیری عددی از ω_B با وجود نوفه‌های مختلف موجود در خروجی ژیرسکوپ سبب بروز خطاهای مشتق‌گیری در محاسبه گشتاور اغتشاشی می‌گردد. به منظور برطرف ساختن خطاهای مشتق‌گیری دو راهکار اصلی وجود دارد: راهکار اول طراحی مشاهده گر به نحوی 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 نمی‌باشد [۱۵]. راهکار دوم استفاده از تئوری مشتق‌گیری مقاوم می‌باشد، در این روش برخلاف راهکار قبلی، از حذف پارامتر مشتق صرف‌نظر و سعی می‌شود تا مشتق‌گیری به گونه‌ای انجام پذیرد که اثر اغتشاشات در آن به حداقل مقدار خود برسد. تئوری مدلزغشی یکی از مؤثرترین روش‌های مقاوم در برابر انواع اغتشاشات و نامعینی‌هاست. در این روش تأثیر اغتشاشات در صورتی که سیستم بتواند روی صفحه لغزش قرار بگیرد، می‌تواند کاملاً حذف گردد. مشتق‌گیری مقاوم از ω_B با استفاده از تئوری مدلزغشی نخستین بار توسط لوانت معرفی شد [۱۵]. این روش براساس الگوریتم مدلزغشی مرتبه دوم برای سیگنال‌های که شرط لیبشیتز برای مشتق آن برقرار باشد، قابل استفاده است:

$$\sup \left| \frac{d^2}{dt^2} \omega_B \right|_{t \leq t_0} \leq C \quad (8)$$

برای مشتق‌گیری از ω_B از معادله کمکی ۹ استفاده می‌شود:

$$\dot{x} = u \quad (9)$$

با فرض ω_B, x, u_1 با زمان نمونه برداری اندازه گیری می‌شود. طبق الگوریتم فرایچش، بردار خطا به صورت معادله ۱۰ تعریف شود:

$$e(t) = x(t) - \omega_B(t) \quad (10)$$

چنانچه بردار خطا برابر صفر شود، مقدار u برابر $\dot{\omega}_B$ می‌شود [۱۱]. به منظور صفر کردن بردار خطا $(e(t))$ الگوریتم مدلزغشی مرتبه دوم با استفاده از تئوری الگوریتم فرایچش (معادله ۶) اعمال می‌گردد:

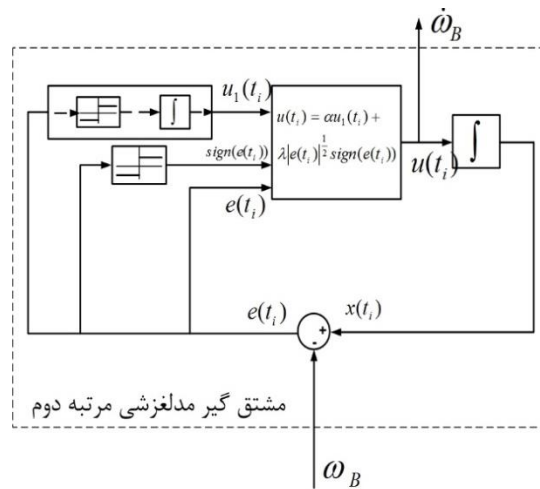
$$\begin{aligned} \dot{u} &= u_1 - \lambda |e(t_i)|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(e(t_i)) \\ \dot{u}_1 &= -\alpha \text{sgn}(e(t_i)) \end{aligned} \quad (11)$$

که در آن t, t_{i+1}, t_i زمان‌های متوالی اندازه‌گیری با شرط $t \in [t_{i+1}, t_i]$ است. مقدار $u(t)$ خروجی مشتق‌گیر یا همان $\dot{\omega}_B$ است. نمایش شماتیک از مشتق‌گیر مدلزغشی مرتبه ۲ در شکل ۲ نمایش داده شده است. پارامترهای α و λ ضرایب ثابتی هستند که دقت مشتق‌گیری و همگرایی را تعیین می‌کنند. می‌توان ثابت کرد شرط کافی برای همگرایی $u(t)$ به مقدار $\dot{\omega}_B$ عبارت است از [۱۰]:

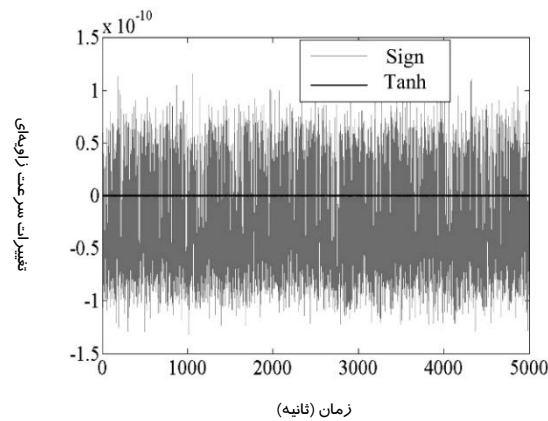
$$\lambda \geq \sqrt{4C \frac{\alpha + C}{\alpha - C}}, \alpha > C \quad (12)$$

که در آن C ضریب مثبت ثابت در شرط لیبشیتز است. راهکار تکمیلی علاوه بر استفاده از الگوریتم فرایچش برای کاهش اثر پدیده چترینگ استفاده از تابع سویچ مناسب در معادلات ۱۱ است. استفاده از تابع سویچ مناسب می‌تواند اثر پدیده چترینگ را کاهش دهد. هرچه تابع سویچ عمل سویچینگ را نرم‌تر انجام دهد، اثر پدیده چترینگ کاهش می‌یابد. به همین جهت در معادلات ۱۱ به جای استفاده از تابع سویچ علامت از تابع تانژانت هیپربولیک استفاده می‌شود. تأثیر استفاده از تابع تانژانت هیپربولیک را می‌توان در شکل ۳ مشاهده کرد. مزیت اصلی استفاده از مدلزغشی مرتبه دوم برای مشتق‌گیری از پارامتر ω_B ، کاهش $e(t)$ در طی زمان نمونه برداری است که می‌تواند دقت تخمین مشتق را بسیار بهبود بخشد. حال با جایگذاری معادلات

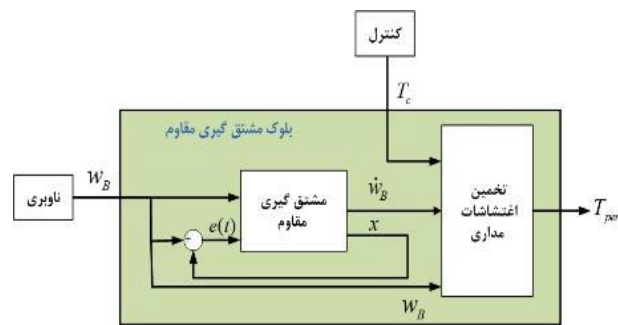
۱۱ و ۱۲ در معادله ۷ می‌توان گشتاور اغتشاشی را به صورت معادلات ۱۳ به دست آورد.



شکل ۲. سازوکار عملکرد مشتق‌گیر مدلفزشی مرتبه ۲



شکل ۳. مقایسه استفاده از دو تابع سینوس و تانژانت هیپربولیک برای استفاده در مشتق‌گیر مرتبه دوم



شکل ۴. بلوک تخمین مقاوم اغتشاشات مداری

بلوک دیاگرام روش پیشنهادی برای تخمین گشتاورهای اغتشاشی به صورت شکل ۴ است. به منظور بررسی پایداری مشتق‌گیر پیشنهادی، تابع لیپانوف ۱۴ پیشنهاد می‌شود:

$$V = e\dot{e} + 0.5[\tilde{\alpha}, \tilde{\lambda}] \Gamma [\tilde{\alpha}, \tilde{\lambda}]^T \quad (14)$$

$$\tilde{\alpha} = \alpha - \hat{\alpha} \quad (15)$$

$$\tilde{\lambda} = \lambda - \hat{\lambda}$$

$$T_{per} = J\dot{\omega}_B + \omega_B^* J\omega_B - T_c$$

$$\dot{\omega}_B = u_1 - \lambda |e(t_i)|^{1/2} \tanh(e(t_i)) \quad (13)$$

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

$$\lambda \geq \sqrt{4C \frac{\alpha + C}{\alpha - C}} \quad \alpha > C$$

در ارتفاع مداری ۸۰۰ کیلومتر قرار دارد که محدوده گشتاور اغتشاشات آن 10^{-5} می‌باشد. سیستم ناوبری شبیه‌سازی مورد نظر شامل حسگرهای ناوبری اینرسی، حسگر ستاره‌یاب و فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای تلفیق داده‌های ناوبری می‌باشد. زمان نمونه‌برداری در این شبیه‌سازی برابر ۰/۰۱ ثانیه در نظر گرفته شده است. به‌منظور پیاده‌سازی بلوک تخمین مقاوم اغتشاشات مداری نخست لازم است ثابت لیبشیتز استخراج شود.

با توجه به معادله ۸، که بیان شرط لیبشیتز می‌باشد، و با توجه به نمودار ۵ که تغییرات $\dot{\omega}_B$ را نشان می‌دهد مقدار ثابت لیبشیتز به‌دست می‌آید. محاسبه ثابت لیبشیتز باید با دانش قبلی از تغییرات سرعت زاویه‌ای در نظر گرفته شود. با توجه به تغییرات آهسته سرعت زاویه‌ای ماهواره در فضا، مقدار تقریبی تغییرات سرعت زاویه تقریباً صفر است. با این حال، در این مقاله برای افزایش دقت تخمین مشتق ضریب C با استفاده از روش مونت کارلو برای ۱۰۰ اجرای شبیه‌سازی برابر با ۰/۰۰۰۰۲۵۴ به‌دست آمده است. با توجه به معرفی مشاهده‌گر NDO به‌عنوان مناسب‌ترین مشاهده‌گر برای تخمین اغتشاشات مداری در مراجع [۵]، نتایج تخمین با استفاده از روش مقاوم مدلزغشی مرتبه دوم و مشاهده‌گرهای غیرخطی NDO ارائه می‌شود. به‌منظور مقایسه و بررسی بهتر، نتایج تخمین در دو حالت حضور نوفه‌های اندازه‌گیری و عدم حضور نوفه‌های اندازه‌گیری بررسی می‌شوند.

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

$$\dot{e} = \dot{\omega}_B(t) - \hat{\alpha} u_1 - \hat{\lambda} |e|^{\frac{1}{2}} \operatorname{sgn}(e) - ke$$

$$= \tilde{\alpha} u_1 + \hat{\lambda} |e|^{\frac{1}{2}} \operatorname{sgn}(e) - ke + (\dot{\omega}_B(t) - \alpha u_1) - |e|^{\frac{1}{2}} \operatorname{sgn}(e) \lambda$$

Γ ماتریس مثبت معین می‌باشد. با انتخاب λ تابع لیاپانوف پیشنهادی می‌توان نوشت:

$$\dot{V} = e\dot{e} + [\tilde{\alpha}, \tilde{\lambda}] \Gamma \frac{d[\tilde{\alpha}, \tilde{\lambda}]^T}{dt} \quad (16)$$

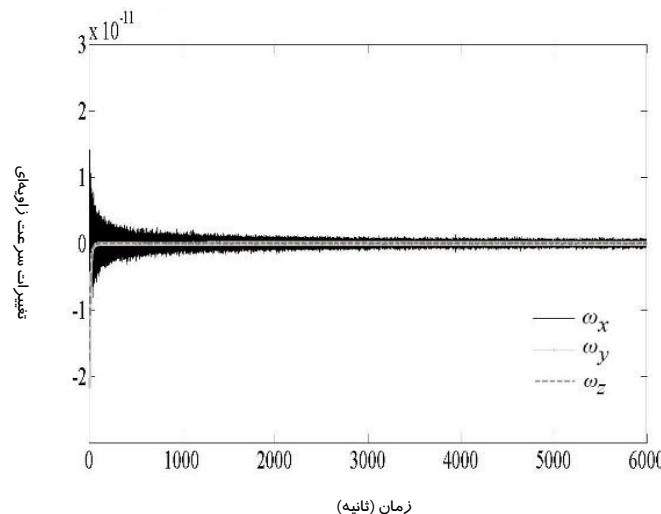
با جایگذاری معادله ۱۵ در معادله ۱۶ و در نظر گرفتن شرط ۱۲ نتیجه زیر به‌دست می‌آید:

$$\dot{V} = e\dot{e} + [\tilde{\alpha}, \tilde{\lambda}] \Gamma \frac{d[\tilde{\alpha}, \tilde{\lambda}]^T}{dt} \leq -(\alpha - C)|e|^2 - (\lambda)|e|^{\frac{3}{2}} \leq 0 \quad (17)$$

در نتیجه با استفاده از معادله ۱۷ و تابع لیاپانوف پیشنهادی ۱۴ پایداری روش ارائه‌شده اثبات می‌شود.

۵. نتایج و شبیه‌سازی

زیرسیستم تخمین مقاوم گشتاورهای اغتشاشی برای پرواز یک ماهواره در محیط نرم‌افزار متلب/سیمولینک^۷ پیاده‌سازی شده است. دوره تناوب پرواز ماهواره در مدار ۵۳۰۰ ثانیه می‌باشد، شبیه‌سازی پیاده‌شده برای یک دوره تناوب مداری است. ماهواره



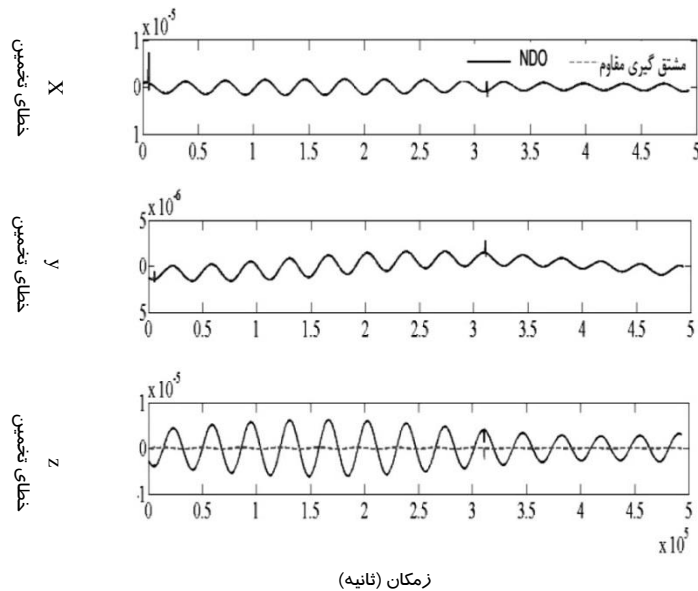
شکل ۵. نمودار مشتق سرعت زاویه‌ای

مشخص است، دقت تخمین در هر دو روش تقریباً کیفیت یکسانی دارند. در این حالت نیز کیفیت تخمین با استفاده از بلوک

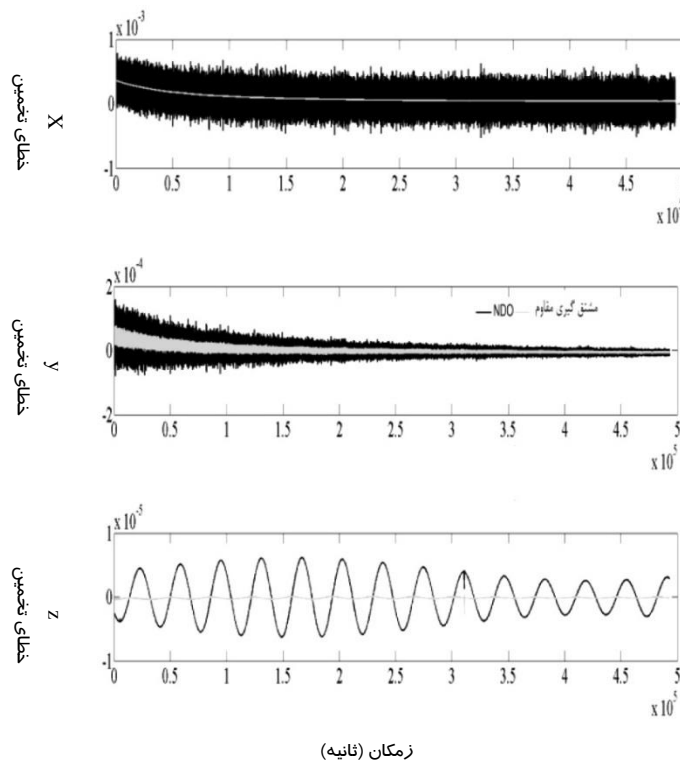
نتایج تخمین اغتشاشات مداری در حالت عدم حضور نوفه‌های اندازه‌گیری مطابق نمودار ۶ است. همان‌ه که در این نمودار

مرحله بعد، کیفیت تخمین گشتاورهای اغتشاشی در حالت حضور نوفه‌های اندازه‌گیری انجام می‌شود. در شکل ۷ نتایج تخمین اغتشاشات مداری در حضور نوفه‌های اندازه‌گیری نمایش داده شده است.

تخمین مقاوم از مشاهده‌گر NDO بهتر می‌باشد. این موضوع را می‌توان این‌گونه توضیح داد که چون مقدار $\dot{\omega}_B$ کوچک است، شرایط اولیه در بلوک تخمین مقاوم که براساس ضرایب تعیین شده در شرط لیبشیتز تعیین شده است، تأثیر مقدار $\dot{\omega}_B$ را در ابتدای تخمین کاهش می‌دهد و باعث بهبود کیفیت تخمین می‌شود. در



شکل ۶. خطای تخمین اغتشاشات مداری در حالت عدم حضور نویزهای اندازه‌گیری



شکل ۷. خطای تخمین اغتشاشات مداری در حالت حضور نویزهای اندازه‌گیری

۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله روشی جدید برای تخمین برخط اغتشاشات مداری معرفی شد. در این روش با استفاده از الگوریتم فرایبچش و همچنین تئوری مدلفزشی مرتبه دوم، امکان تخمین گشتاورهای اغتشاشی در حضور نوفه‌های اندازه‌گیری فراهم آمد. روش پیشنهادی برای تخمین گشتاورهای اغتشاشی هم کیفیت تخمین را بهبود می‌بخشد، هم می‌تواند در حضور مقادیر متفاوت از نوفه‌های اندازه‌گیری تخمین مناسبی را فراهم آورد. آنچه سبب تمایز این روش با دیگر روش‌ها می‌شود، امکان تخمین با کیفیت مناسب در حضور نوفه‌های اندازه‌گیری است. به طوری که چنانچه نوفه‌های اندازه‌گیری از مقدار گشتاورهای اغتشاشی بیشتر باشد، این روش پیشنهادی می‌تواند تخمینی مناسب از گشتاورهای اغتشاشی فراهم آورد. مقایسه نتایج این روش با مشاهده‌گر غیرخطی NDO که به عنوان مناسب‌ترین ابزار برای تخمین اغتشاشات مداری شناخته شده است، نشان از دقت بالای این الگوریتم در تخمین اغتشاشات مداری دارد.

همان‌طور که از نمودار ۷ مشخص است، در حضور نوفه‌های اندازه‌گیری، خروجی مشاهده‌گر NDO تحت تأثیر نوفه‌های اندازه‌گیری قرار دارد، به نحوی که اگر مقدار نوفه اندازه‌گیری از اندازه اغتشاشات مداری بیشتر شود، گشتاورهای اغتشاشی تخمین زده شده اهمیت چندانی ندارند. دلیل این موضوع را می‌توان در عدم وجود پارامتر مقاوم در تخمین دانست. برخلاف مشاهده‌گر NDO ، بلوک تخمین مقاوم می‌تواند در حضور نوفه‌های اندازه‌گیری کیفیت مناسب از اغتشاشات مداری ارائه کند. با وجود کیفیت مناسب روش پیشنهادی، مشاهده‌گر NDO از منظر هزینه محاسباتی و ساختار برنامه‌ریزی نسبت به روش پیشنهادی در شرایط بهتری قرار دارد. این مسئله را می‌توان با مقایسه زمان اجرای فرایند تخمین گشتاورهای اغتشاشی همانطور که در جدول ۱ بررسی نمود.

جدول ۱. زمان اجرای فرایند تخمین اغتشاشات

الگوریتم	زمان اجرا (ثانیه)
NDO	۲۲۵/۵۷۵۳
مشتق‌گیر مدلفزشی مرتبه ۲	۲۳۶/۹۷۴۹

۷. مأخذ

- [1] J. R. Wertz, D. F. Everett, J. J. Puschell, *Space mission engineering: the new SMAD*. Space technology library, Vol. 28, 2011.
- [2] J. George, 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] I. D. Landau, M. Alma, A. Constantinescu, J. J. Martinez, M. Noë, Adaptive regulation-rejection of unknown multiple narrow band disturbances (a review on algorithms and applications), *Control Engineering Practice*, Vol. 19, pp. 1168-1181, 2011.
- [4] D. Hyland, L. Davis, A. Das, G. Yen, Autonomous neural control for structure vibration suppression, *In AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Paper No. AIAA-96-3923, 1996.
- [5] S. Ulrich, J. Côté, J. D. 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] C. Y. Kim, S. M. Yoon, M. C. Lee, B. H. Kang, A study on state and perturbation observers of the controller of surgical robot instrument, *In Control Conference (ASCC)*, pp. 553-557, 2011.
- [7] S. J. Kwon, Robust Kalman Filtering with Perturbation Estimation Process-for Uncertain Systems, *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 12, No. 3, pp. 201-207, 2006.
- [8] Y. Li, Q. Xu, Adaptive sliding mode control with perturbation estimation and PID sliding surface for motion tracking of a piezo-driven micromanipulator, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 18, No. 4, pp. 798-810, 2010.

- [9] C. S. Liu, H. Peng, Disturbance observer based tracking control, *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol. 122, No. 2, pp. 332-335, 2000.
- [10] J. Yang, S. Li, C. Sun, L. Guo, Nonlinear-disturbance-observer-based robust flight control for airbreathing hypersonic vehicles, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 49, No. 2, pp. 1263-1275, 2013.
- [11] G. Bartolini, A. Pisano, E. Punta, E. Usai, A survey of applications of second-order sliding mode control to mechanical systems, *International Journal of Control*, Vol. 76, No. 9-10, pp. 875-892, 2003.
- [12] W. B. Lin, H. K. Chiang, Super-twisting algorithm second-order sliding mode control for a synchronous reluctance motor speed drive, *Mathematical Problems in Engineering*, 2013.
- [13] T. Kobayashi, D. L. Simon, J. S. Litt, Application of a constant gain extended Kalman filter for in-flight estimation of aircraft engine performance parameters, *In ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air*, pp. 617-628, 2005.
- [14] W. H. Chen, D. J. Ballance, P. J. Gawthrop, J. O'Reilly, A nonlinear disturbance observer for robotic manipulators, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, Vol. 47, No. 4, pp. 932-938, 2000.
- [15] A. Levant, Robust exact differentiation via sliding mode technique, *Automatica*, Vol. 34, No. 3, pp. 379-384, 1998.

پی نوشت

-
1. dynamic inversion
 2. second-order sliding mode
 3. chattering
 4. nonlinear disturbance observer
 5. super-twisting algorithm
 6. Lipchitz
 7. MATLAB/Simulink