تشخیص و جداسازی عیب حسگرها با استفاده از فیلتر کالمن توسعه‌یافته فدرال

محمدامین مرادی[۱] حسین بلندی[۲] مصطفی عابدی[۳]

۱- کارشناس ارشد- گروه کنترل دانشکده برق، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

Moradiamin3232@yahoo.com

۲- دانشیار- گروه کنترل دانشکده برق، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

h_bolandi@iustac.ir

۳- استادیار- گروه کنترل دانشکده برق، دانشگاه شهید بهشتی

mostafa_abedi@iust.ac.ir

چکیده : در این مقاله یک الگوریتم جهت تعیین وضعیت ماهواره طراحی می‌گردد که علاوه بر بهبود دقت این زیرسیستم، در برابر خطای حسگرها نیز ایمن می‌باشد. زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره شامل حسگرهای نصب شده روی بدنه ماهواره و الگوریتم تعیین وضعیت می‌باشد. جهت ترکیب اطلاعات حسگرها می‌توان الگوریتم را به دو صورت متمرکز و غیرمتمرکز به‌کار برد. روش غیر متمرکز علاوه بر مزایایی مانند کاهش حجم محاسبات، افزایش دقت و همگرایی سریع‌تر دارای ساختار مناسبی جهت تشخیص و جداسازی عیب حسگرها می‌باشد. در این مقاله از فیلتر کالمن توسعه یافته فدرال تطبیقی جهت تخمین وضعیت ماهواره و تشخیص و جداسازی عیب حسگرها استفاده شده است که علاوه بر بهبود عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت، آن را در برابر خطای حسگرها ایمن می‌کند. صحت مطالب بالا در شبیه‌سازی‌ها نشان داده شده است.

کلید کلیدی : **تخمین وضعیت ماهواره، فیلتر فدرال، فیلتر کالمن، سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره، ژیروسکوپ**

تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۲/۱۲/۱

تاریخ پذیرش مشروط مقاله: ۱۳۹۴/۰۲/۱۹

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۴/۰۴/۱۳

نام نویسنده‌ی مسئول: محمدامین مرادی

نشانی نویسنده‌ی مسئول: ایران – تهران – میدان رسالت – دانشگاه علم و صنعت – دانشکده‌ی برق

[Downloaded from jiaeee.com on 2026-11-15]

[DOR: 20.1001.1.26765810.1395.13.4.9.9]

Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers - Vol.13- No.4-Winter 2016

۱- مقدمه

یکی از زیرسیستم‌های مهم در تمامی ماهواره‌ها زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره[۱] می‌باشد. این زیرسیستم از دو بخش حسگرهای نصب شده روی بدنه ماهواره و الگوریتم تعیین وضعیت تشکیل شده که با ترکیب اطلاعات حسگرها، جهت‌گیری ماهواره را جهت کنترل و پایدارسازی ماهواره در اختیار زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره[۲] قرار می‌دهد. حسگرهای وضعیت که در این زیرسیستم مورد استفاده قرار می‌گیرند شامل حسگر خورشید[۳]، حسگر مغناطیسی[۴]، حسگر افق زمین[۵]، حسگر ستاره[۶]، ژیروسکوپ[۷] و ... می‌باشند. اطلاعات این حسگرها باید در یک الگوریتم تعیین وضعیت ترکیب شوند تا بتوان وضعیت ماهواره را تعیین کرد. الگوریتم تعیین وضعیت نیز می‌تواند به دو صورت الگوریتم‌های نقطه به نقطه[۸] و الگوریتم‌های تخمین[۹] مورد استفاده قرار گیرد که امروزه الگوریتم‌های تخمین با توجه به عملکرد بهتری که دارند بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرند[۱].

از سال ۱۹۷۰ روش‌های فیلتر کالمن[۱۰] جهت کاربرد در سیستم‌های کنترل و ناوبری و تخمین حالت‌ها مورد استفاده قرار گرفته‌اند. با توجه به این‌که فیلتر کالمن در سیستم‌های خطی مورد استفاده قرار می‌گیرد، جهت استفاده از آن در سیستم‌هایی با ماهیت غیرخطی، فیلتر کالمن توسعه‌یافته[۱۱] و فیلتر کالمن خنثی[۱۲] ارائه شدند. در طول این دوره ساختارهای متنوعی از فیلتر کالمن جهت ترکیب اطلاعات حسگرها معرفی شده‌اند. ساختارهای ترکیب اطلاعات حسگرها که اخیرا در سیستم‌های ناوبری استفاده می‌شوند را می‌توان در چهار مدل ساختار متمرکز[۱۳]، ساختار غیرمتمرکز کسکد[۱۴]، ساختار غیر متمرکز فدرال[۱۵] و ساختار غیرمتمرکز توزیع‌شده[۱۶] دسته‌بندی کرد[۲]. با توجه به ویژگی‌های این ساختارها، دو ساختار متمرکز و غیرمتمرکز فدرال جهت تخمین وضعیت ماهواره مناسب می‌باشند. در ساختار متمرکز اندازه‌گیری تمام حسگرها در یک فیلتر مرکزی پردازش می‌شود. فیلتر متمرکز می‌تواند حالت‌های بهینه را تخمین بزند اگرچه با افزایش تعداد حسگرها در سیستم، الگوریتم فیلتر متمرکز کاملا پیچیده شده و محاسبات آن به دلیل استفاده از تعداد حالت‌های زیاد در مدل دینامیکی زیاد می‌شود. علاوه بر آن فیلتر متمرکز یک ساختار مناسب جهت جبران‌سازی عیب در سیستم‌های چندحسگره نمی‌باشد.

در [۵-۳] از فیلتر کالمن متمرکز جهت تخمین وضعیت ماهواره استفاده شده است. در روش غیر متمرکز جهت پردازش اطلاعات هر حسگر یک فیلتر محلی[۱۷] مجزا در نظر گرفته می‌شود. سپس اطلاعات تمامی فیلترهای محلی در یک فیلتر اصلی[۱۸] ترکیب شده و حالت‌های بهینه سیستم محاسبه می‌گردند. از مزیت‌های روش غیر متمرکز نسبت به روش متمرکز می‌توان به توانایی ترکیب اطلاعات تعداد زیادی حسگر با توجه به پردازش موازی اطلاعات حسگرها، افزایش دقت با استفاده از روش‌های ترکیب اطلاعات، حساسیت کمتر نسبت به شرایط اولیه و افزایش قدرت همگرایی و داشتن ساختاری مناسب جهت استفاده از الگوریتم‌های تشخیص و جداسازی عیب حسگرها، اشاره کرد[۲]. در [۸-۶] جهت بهبود عملکرد تخمین حالت‌ها در سیستم‌های ناوبری از فیلتر کالمن غیرمتمرکز فدرال استفاده شده است. در [۱۱-۹] فیلتر کالمن غیرمتمرکز فدرال جهت بهبود عملکرد زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره مورد استفاده قرار گرفته است. در این روش‌ها از ویژگی فیلتر فدرال جهت ایمن کردن زیرسیستم تعیین وضعیت استفاده‌ای نشده است. مساله‌ای که حائز اهمیت است این است که کوچک‌ترین خطایی در اندازه‌گیری حسگرها موجب عدم کارایی الگوریتم تعیین وضعیت می‌شود. در [۱۲] از یک ساختار متمرکز به همراه روش خی‌اسکوار[۱۹] جهت ایمن کردن زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره در برابر خطای حسگرها استفاده شده است. در این روش با توجه به این‌که تمامی حسگرها در یک فیلتر پردازش می‌شوند لذا امکان جداسازی حسگرها وجود ندارد بلکه فقط با تغییراتی در بهره کالمن تاثیر حسگر معیوب کاهش پیدا کرده است. ساختار فیلتر فدرال یک ساختار بسیار کاربردی در تشخیص و جداسازی عیب در سیستم‌های ناوبری می‌باشد. در [۱۵-۱۳] جهت تشخیص و جداسازی عیب از ساختار فیلتر فدرال در سیستم‌های ناوبری استفاده شده است. در [۱۶] جهت تشخیص و جداسازی عیب حسگرهای ستاره در زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره از فیلتر کالمن خنثی در ساختار فیلتر فدرال استفاده شده است. در این مقاله مانند [۱۶] از ساختار فیلتر فدرال تطبیقی جهت تخمین وضعیت ماهواره با استفاده از حسگر خورشید، حسگر مغناطیسی و ژیروسکوپ و ایمن کردن زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره در برابر خطای حسگر مغناطیسی و حسگر خورشید، استفاده شده است. از ویژگی‌های این مقاله نسبت به [۱۶] می‌توان به ارائه یک الگوریتم تطبیقی جهت بهبود دقت تخمین، استفاده از فیلتر کالمن توسعه‌یافته شش‌حالته جهت کاهش حجم محاسبات نسبت به فیلتر کالمن خنثی، تخمین همزمان بایاس ژیروسکوپ جهت افزایش دقت تخمین وضعیت و سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره و استفاده از روش خی‌اسکوار در ساختار فیلتر فدرال جهت بهبود عملکرد تشخیص عیب اشاره کرد.

۲- سینماتیک ماهواره

سینماتیک ماهواره بدون در نظر گرفتن اثر گشتاورهای وارده، رابطه بین جهت گیری و سرعت‌های زاویه ای ماهواره را بیان می‌کند. سینماتیک ماهواره به دو صورت اویلر و کواترنیون‌ها قابل بیان می‌باشد. به دلیل وجود مشکل تکینگی در سینماتیک اویلر، در این مقاله از سینماتیک کواترنیون‌ها جهت شبیه سازی استفاده شده است.

با فرض بردار $\vec{q}$ به‌صورت $\vec{q}=[q_1\ q_2\ q_3\ q_4]$ که بردار کواترنیون‌ها نامیده می‌شود، سینماتیک ماهواره بر اساس کواترنیون‌ها به صورت زیر بیان می‌گردد.

$$\dot{\vec{q}}=\frac{1}{2}\Omega(\omega)\mathrm{q} \qquad (۱)$$

[Downloaded from jiaeee.com on 2026-11-15]
[DOR: 20.1001.1.26765810.1395.13.4.9.9]
Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers - Vol.13- No.4- Winter 2016

$$\Omega(\omega)=\begin{bmatrix} 0 & r & -q & p \\ -r & 0 & p & q \\ q & -p & 0 & r \\ -p & -q & -r & 0 \end{bmatrix} \quad (۲)$$

$$q_1^2+q_2^2+q_3^2+q_4^2=1 \quad (۳)$$

در معادلات (۱) و (۲)، p، q و r به ترتیب سرعت‌های زاویه ای ماهواره حول محورهای x، y و z می‌باشند [۶].

۳- حسگرها در زیر سیستم تعیین وضعیت

در ایـن مقالـه از حسـگر خورشـید، حسـگر مغناطیسـی و ژیروسکوپ جهت تخمین وضعیت ماهواره استفاده شده است.

۳-۱- حسگر خورشید

معادلات مربوط به حسگر خورشید به صورت زیر می‌باشد.

$$s_b = A(q)s_o + n$$

که می‌توان معادله بالا را به‌صورت رابطه بین بردار اندازه‌گیری و حالت-ها به صورت زیر نیز نوشت.

$$s_b = h_1(x, n)$$

در معادلات بالا، s_b بردار خورشید در دستگاه بدنه، s_o بردار خورشید در دستگاه مداری، n نویز سفید گوسی و $A(q)$ ماتریس انتقال بین دستگاه مداری و دستگاه بدنه می‌باشد[۷].

۳-۲- حسگر مغناطیسی

معادلات مربوط به حسگر مغناطیسی به صورت زیر می‌باشد.

$$b_b = A(q)b_o + n$$

که می‌توان معادله بالا را به‌صورت رابطه بین بردار اندازه‌گیری و حالت-ها به صورت زیر نیز نوشت.

$$b_b = h_1(x, n)$$

در معادلات بالا، b_b بردار میدان مغناطیسی زمین در دستگاه بدنه، b_o بردار میدان مغناطیسی زمین در دستگاه مداری، n نویز سفید گوسی و $A(q)$ ماتریس انتقال بین دستگاه مداری و دستگاه بدنه می‌باشد[۷].

۳-۳- ژیروسکوپ

ژیروسکوپ‌ها جهت تعیین اندازه و جهت بردار سرعت چرخش ماهواره حول محورهای خود، مورد استفاده قرار می‌گیرند. مشکلی که ژیروسکوپ‌ها دارند این است که همواره اندازه‌گیری آن‌ها همراه با بایاس می‌باشد. در این مقاله از مدل دقیق زیر که بایاس ژیروسکوپ را متغیر با زمان در نظر گرفته است، استفاده شده است.

$$\omega_m = \omega + b(t) + \eta$$

$$\dot{b}(t) = \frac{1}{\tau}b(t) + \eta_b$$

در معادلات بالا، ω_m خروجی ژیروسکوپ، ω سرعت زاویه‌ای واقعی ماهواره، $b(t)$ بایاس ژیروسکوپ، τ ثابت زمانی ژیروسکوپ، η نویز سفید گوسی با انحراف معیار σ_w و کواریانس Q_w و η_b نویز سفید گوسی با انحراف معیار σ_b و کواریانس Q_b می‌باشد. همچنین طبق معادله زیر فرض می‌شود که نویزها با یکدیگر ناهمبسته می‌باشند [۸].

$$\mathrm{E}\left[\eta(t),\ \eta_b^T(t')\right] = 0$$

۴- فیلتر کالمن توسعه یافته

راه حل مستقیم برای مسئله تخمین غیر خطی، خطی سازی حول حالت‌های تخمین زده در هر لحظه است که فیلتر کالمن توسعه یافته این کار را انجام می‌دهد. معادلات حاکم بر این فیلتر به صورت زیر می‌باشند:

فیلتر کالمن توسعه یافته شامل دو مرحله است: مرحله پیشگویی و مرحله بروز رسانی. مرحله اول برای تخمین حالت‌ها استفاده می‌شود و مرحله دوم برای تصحیح خطا. معادلات دینامیکی گسسته به صورت زیر بیان می‌شوند.

$$x_{k+1} = f(x_k, w_k)$$

$$y_k = h(x_k, v_k)$$

در معادله بالا، x_k بردار حالت، y_k بردار خروجی یا اندازه‌گیری، w_k نویز پروسه به صورت نویز سفید گوسی و v_k نیز نویز اندازه گیری و به صورت سفید گوسی می‌باشد.

در مرحله پیشگویی، حالت‌های بعدی از روی معادلات دینامیکی و حالت‌های فعلی تخمین زده می‌شود که به صورت زیر می‌باشد.

$$\hat{x}_{k+1}^- = f(\hat{x}_k^+, k)$$

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + Q_k$$

در معادله بالا P ماتریس کواریانس خطای حالت‌ها، Q کواریانس نویز پروسه و Φ به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\Phi_k = I + F_k$$

$$F_k = \frac{\partial f_K}{\partial x}\Big|_{\hat{x}_k^+}$$

مرحله بروز رسانی یا تصحیح خطا به صورت زیر می‌باشد.

$$K_{k+1} = P_{k+1}^- H_{k+1}^T (H_{k+1} P_{k+1}^- H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1}$$

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{K+1}^- + K_{k+1}(y_{k+1} - h(\hat{x}_{K+1}^-))$$

$$P_{k+1}^+ = P_{k+1}^- - K_{k+1} H_{k+1} P_{k+1}^-$$

[Downloaded from jiaeee.com on 2026-11-15]

[DOR: 20.1001.1.26765810.1395.13.4.9.9]

Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers - Vol.13- No.4-Winter 2016

در معادلات بالا ، K بهره کالمن، R ماتریس نویز اندازه‌گیری و H ماتریس اندازه‌گیری نامیده می‌شود که به‌صورت زیر تعریف می‌شود [۷].

$$H_k = \frac{\partial h_K}{\partial x}|_{\hat{x}_k^+}$$

استفاده از فیلتر کالمن بالا به صورت معمولی یک روش متمرکز جهت ترکیب اطلاعات حسگرها می‌باشد[۳].

۵- فیلتر کالمن توسعه یافته فدرال تطبیقی

فیلتر فدرال از چند فیلتر محلی و یک فیلتر اصلی تشکیل می‌شود. جهت پردازش اطلاعات هر حسگر، یک فیلتر محلی به‌کار می‌رود و کلیه فیلترهای محلی مستقل از یکدیگر عمل می‌کنند. سپس اطلاعات فیلترهای محلی وارد فیلتر اصلی شده و با یکدیگر ترکیب می‌گردند تا خروجی نهایی سیستم حاصل گردد. در زیر ساختار فیلترهای محلی و فیلتر اصلی استفاده شده جهت تخمین وضعیت و سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره بیان شده است.

۵-۱- فیلتر محلی

هر فیلتر محلی، حالت‌های پیشگویی شده خود، شامل $x^-(k+1)$، $p^-(k+1)$ و نیز یک ضریب تصحیح β را از فیلتر اصلی در هر مرحله دریافت کرده و وظیفه تصحیح این حالت‌ها با استفاده از اطلاعات حسگر مربوط به خود را دارد. در این مقاله از دو فیلتر محلی با ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته شش حالته استفاده شده است. ساختار فیلتر محلی در زیر بیان شده است. معادلات سیستم شامل سینماتیک ماهواره و دینامیک بایاس ژیروسکوپ می‌باشد و به صورت زیر بیان می‌گردد.

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

$$\dot{b} = \frac{1}{\tau}b$$

در معادله بالا، $q = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T$ بردار کواترنیون‌ها و $b = [b_1 \quad b_2 \quad b_3]^T$ بایاس ژیروسکوپ می‌باشد.

حسگرهای وضعیت مورد استفاده در این مقاله، حسگر خورشید و حسگر مغناطیسی می‌باشند. حالت‌ها به صورت $x = [q \quad b]^T$ و بردار اندازه‌گیری به صورت $y = [B_B \quad S_B]^T$ می‌باشد. معادلات به صورت زیر در می‌آیند.

$$x_{k+1} = f(x_{k+1}, \omega_{k+1})$$

$$y_{k+1} = h(x_{k+1}, n_{k+1})$$

که ω نویز پروسه و n نویز اندازه‌گیری می‌باشد. فرضیات زیر را در نظر می‌گیریم.

$$\delta q = [\delta q' \quad \delta q_4]^T$$

$$\delta q' = [\delta q_1 \quad \delta q_2 \quad \delta q_3]^T$$

$$\delta b = [\delta b_1 \quad \delta b_2 \quad \delta b_3]^T$$

$$\delta q_1^2 + \delta q_2^2 + \delta q_3^2 + \delta q_4^2 = 1$$

$$\delta x = [\delta q' \quad \delta b]^T$$

عملکرد فیلتر محلی به‌صورت زیر است.

$$K_{i,k+1} = P_{i,k+1}^- H_{i,k+1}^T (H_{i,k+1} P_{i,k+1}^- H_{i,k+1}^T + R_{k+1})^{-1}$$

$$\delta x_{i,k+1}^+ = K(y_{i,k+1} - h_i x_{k+1}^-)$$

$$P_{i,k+1}^+ = P_{i,k+1}^- - k_{i,k+1} H_{i,k+1} P_{i,k+1}^-$$

که ماتریس‌های $H_{i,k+1}$ و $p_{i,k+1}^-$ از روابط زیر محاسبه می‌شوند.

$$P_{i,k+1}^- = \beta_i P_{k+1}^-$$

$$H_{i,k+1} = \frac{\partial h_i}{\partial \delta x_k^+}|_{\delta \hat{x}_k^+}$$

بنابراین همان‌طور که مشخص می‌باشد، کار فیلتر محلی محاسبه $\delta x_{i,k+1}^+$ و $P_{i,k+1}^+$ با استفاده از اطلاعات حسگر مربوط به خود و ارسال آن به فیلتر اصلی می‌باشد.

۵-۲- فیلتر اصلی

فیلتر اصلی در ساختار فیلتر فدرال شامل دو مرحله می‌باشد: مرحله پیشگویی و مرحله تصحیح خطا. در مرحله پیشگویی، ابتدا اطلاعات سرعت زاویه ای در ان لحظه از ژیروسکوپ گرفته شده و بایاس تخمین زده شده در مرحله قبل را نیز لحاظ کرده و حالت‌های بعدی طبق معادله زیر پیشگویی می‌شوند[۱۷].

$$\hat{x}_{k+1}^- = f(\hat{x}_k^+, k)$$

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + Q_k$$

در این مرحله ماتریس Φ_k به‌صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$\Phi_k = I + F_k$$

$$F_k = \frac{\partial f_K}{\partial \delta x}|_{\delta \hat{x}_k^+} \qquad (۴)$$

در مرحله تصحیح خطا ابتدا باید اطلاعات فیلترهای محلی با یکدیگر ترکیب شوند که معادلات زیر چگونگی این ترکیب را نشان می‌دهند.

$$\delta x_{k+1}^+ = P_{k+1}^+ ((P_{1,k+1}^+)^{-1} \delta x_{1,k+1}^+ + (P_{2,k+1}^+)^{-1} \delta x_{2,k+1}^+)$$

$$P_{k+1}^+ = ((P_{1,k+1}^+)^{-1} + (P_{2,k+1}^+)^{-1})^{-1}$$

بعد از این‌که اطلاعات فیلترهای محلی با یکدیگر ترکیب شدند، حالت‌های نهایی توسط روابط زیر محاسبه می‌شوند[۴].

[Downloaded from jiaeee.com on 2026-11-15]
[DOR: 20.1001.1.26765810.1395.13.4.9.9]
Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers - Vol.13- No.4- Winter 2016

$$\delta q_{k+1} = \frac{1}{2}\left[\frac{\delta q'_{k+1}}{\sqrt{4-(\delta q_1^2+\delta q_2^2+\delta q_3^2)}}\right]$$

$$q^+_{k+1} = \delta q_{k+1} \otimes q^-_{k+1}$$

$$b^+_{k+1} = b^-_{k+1} + \delta b_{k+1}$$

که علامت $\otimes$ به صورت زیر تعریف می‌گردد[۴].

$$p \otimes q = \begin{bmatrix} p_4 q' + q_4 p' - p \times q \\ p_4 q_4 - p' . q' \end{bmatrix}$$

$$p = \begin{bmatrix} p' & p_4 \end{bmatrix}^T$$

$$p' = \begin{bmatrix} p_1 & p_2 & p_3 \end{bmatrix}^T$$

$$q = \begin{bmatrix} q' & q_4 \end{bmatrix}^T$$

$$q' = \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix}^T$$

۳-۵- الگوریتم تطبیقی بر اساس کواریانس خطای اندازه‌گیری حسگرها

در این مرحله جهت اینکه متناسب با دقت حسگرها از اطلاعات آن‌ها استفاده شود با یک روش تطبیقی کواریانس خطای حالت‌ها در هر فیلتر محلی را به صورت زیر تعریف می‌کنیم.

$$P^-_{i,k+1} = \beta_i P^-_{k+1}$$

که در واقع در این مرحله باید برای هر فیلتر محلی یک ضریب β تعیین گردد که نحوه محاسبه آن به‌صورت زیر می‌باشد. ماتریس کواریانس خطای اندازه‌گیری را می‌توان به‌صورت زیر محاسبه کرد.

$$\delta y(k) = y(k) - H(k)x^-(k)$$

$$C_r = \frac{1}{M}\sum_{i=i_0}^{k} \delta y(i)\delta y^T(i)$$

که C_r ماتریس کواریانس خطای اندازه‌گیری نامیده می‌شود و M یک عدد دلخواه جهت میانگین گیری و $i_0 = k - M + 1$ می‌باشد. از آن‌جایی که ماتریس کواریانس خطای اندازه‌گیری شامل خطای هر حسگر می‌شود، لذا به‌وسیله آن می‌توان دقت حسگرها را مشخص کرده و آن‌ها را با توجه به ضریب زیر مدیریت نمود[۱۷].

$$\beta_1 = \frac{\frac{1}{tr(C_{r1})}}{\frac{1}{tr(C_{r1})}+\frac{1}{tr(C_{r2})}}$$

$$\beta_2 = 1 - \beta_1$$

۶- تشخیص و جداسازی عیب حسگرها

اساس کار این روش، محاسبه مانده مربوط به هر حسگر و بررسی این مانده جهت تشخیص رخداد یا عدم رخداد عیب می‌باشد، بنابراین در مرحله اول باید به چگونگی محاسبه مقدار مانده هر حسگر پرداخت. مانده هر حسگر، اختلاف بین مقدار واقعی و مقدار پیشگویی شده برای آن حسگر می‌باشد، بنابراین باید مقدار اندازه‌گیری هر حسگر برای لحظه بعد تخمین زده شود که بهترین روش برای این کار، استفاده از فیلتر کالمن می‌باشد. ابتدا مدل اندازه‌گیری مربوط به حسگر خورشید و حسگر مغناطیسی را بررسی می‌کنیم که به صورت زیر می‌باشد.

$$\hat{y} = h(x, n) \qquad (۵)$$

بنابراین ابتدا باید حالت‌ها برای لحظه بعد توسط فیلتر کالمن تخمین زده شوند سپس با استفاده از حالت‌های تخمین زده‌شده و نیز مدل مربوط به اندازه‌گیری حسگر، مقدار اندازه‌گیری آن حسگر برای لحظه بعد پیشگویی شود. مقدار مانده مربوط به حسگر را می‌توان توسط معادله زیر محاسبه کرد.

$$residual(k+1) = y_m(k+1) - \hat{y}(k+1) \qquad (۶)$$

که y_m مقدار اندازه‌گیری شده توسط حسگر و $\hat{y}$ مقدار تخمین زده‌شده توسط فیلتر کالمن می‌باشد. بعد از محاسبه مانده، باید از آن جهت تشخیص عیب استفاده کرد که روش خی اسکوار یک روش معروف برای این کار می‌باشد. در این روش ابتدا مقدار مانده به‌دست آمده در معادله زیر قرار می‌گیرد تا مقدار β محاسبه شود.

$$\beta(k) = residual(k+1)^T \left[H(k+1)P^-(K+1)H^T(k+1) + R(k+1)\right]^{-1} residual(k+1) \qquad (۷)$$

سپس از این مقدار β به‌دست آمده در فرضیه‌های زیر جهت تشخیص عیب استفاده می‌شود.

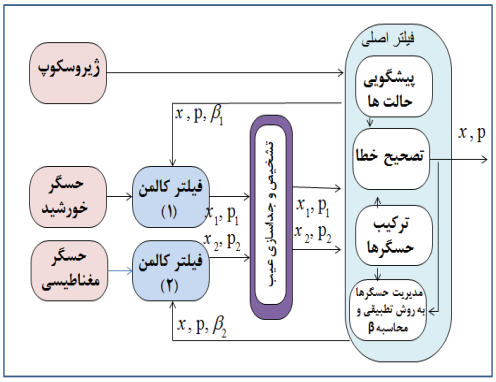
$$\gamma_0 : \beta(k) \le \chi \qquad (۸)$$

$$\gamma_1 : \beta(k) \succ \chi \qquad (۹)$$

که χ حد آستانه خطا می‌باشد و باید تعیین گردد. اگر شرط γ_0 برقرار باشد یعنی مقدار مانده ما از حد آستانه عبور نکرده و خطایی رخ نداده است اما در صورت درست بودن شرط γ_1، رخداد خطا تشخیص داده می‌شود و باید الگوریتم وارد مرحله جداسازی حسگر معیوب شود. با توجه به اینکه در ساختار فیلتر فدرال برای پردازش اطلاعات هر حسگر یک فیلتر محلی مجزا در نظر گرفته می‌شود بنابراین در این ساختار می‌توان مانده هر حسگر به طور مجزا محاسبه شود بنابراین از ساختار فیلتر فدرال استفاده شده و مانده محاسبه‌شده توسط تمامی فیلترهای محلی وارد قسمت تشخیص و جداسازی عیب حسگرها می‌شوند تا تست خی اسکوار بر روی مانده حسگرها بررسی گردد. در این الگوریتم نشان داده شده است.

[Downloaded from jiaeee.com on 2026-11-15]

[DOR: 20.1001.1.26765810.1395.13.4.9.9]
Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers - Vol.13- No.4-Winter 2016



شکل (۱): تشخیص و جداسازی عیب با فیلتر فدرال تطبیقی

در این روش اطلاعات تمامی فیلترهای محلی وارد فیلتر اصلی نمی‌گردد بلکه اطلاعات این فیلترها وارد قسمت تشخیص و جداسازی عیب شده و اطلاعات فیلتری که در حسگر مربوط به آن خطا رخ نداده باشد وارد فیلتر اصلی می‌شود و اطلاعات فیلترهای محلی مربوط به حسگرهای معیوب بدون استفاده قرار می‌گیرد که به این مرحله، مرحله جداسازی عیب گفته می‌شود.

۷- شبیه‌سازی

در شبیه‌سازی انجام شده ماتریس اینرسی ماهواره به صورت زیر می‌باشد.

$$J = \begin{bmatrix} 11.6 & -0.01 & -0.01 \\ -0.01 & 11.6 & -0.01 \\ -0.01 & -0.01 & 6.1 \end{bmatrix}$$

جدول (۱): مشخصات مدار گردش ماهواره

نوع مدار	LEO
شعاع مداری	۵۰۰ کیلومتر
شیب مداری	۹۸/۲ درجه
سرعت زاویه‌ای مداری	۰/۰۰۱۰۳ رادیان بر ثانیه

همچنین مشخصات مدار گردش ماهواره در جدول (۱) نشان داده شده است. مشخصات حسگرهای استفاده شده نیز در جدول (۲)، جدول (۳) و جدول (۴) نشان داده شده است.

جدول (۲) : مشخصات حسگر خورشید

	زاویه α	زاویه β
خطای اندازه‌گیری	۰/۱ درجه	۰/۱ درجه
خطای نصب	۰/۱۵ درجه	۰/۱۵ درجه
نویز رنگی	۰/۰۵ درجه	۰/۰۵ درجه

شکل‌های حاصل از این شبیه سازی در ادامه آورده شده است. همانطور که از شکل‌های (۲) تا (۵) مشخص است، فیلتر فدرال دارای سرعت همگرایی بسیار بهتری نسبت به روش متمرکز می‌باشد.

جدول (۳): مشخصات حسگر مغناطیسی

	محور x	محور y	محور z
خطای اندازه‌گیری	۲۶/۶۶ نانو تسلا	۲۶/۶۶ نانو تسلا	۲۶/۶۶ نانو تسلا
خطای نصب	۰/۱ درجه	۰/۱ درجه	۰/۱ درجه
نویز رنگی	۱۰ نانو تسلا	۱۰ نانو تسلا	۱۰ نانو تسلا

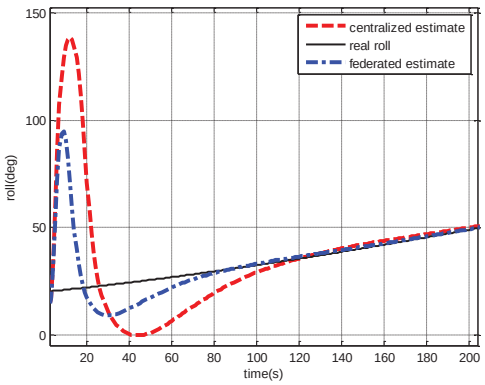
طبق شکل (۵) مشاهده می‌شود که بعد از همگرایی فیلترها، فیلتر فدرال دارای دقت بهتری نسبت به فیلتر متمرکز می‌باشد و همچنین مشاهده می‌شود که تطبیقی کردن ماتریس کواریانس حالت‌ها در فیلترهای محلی باعث افزایش دقت در فیلتر فدرال می‌گردد. در ادامه به بررسی عملکرد الگوریتم طراحی شده در برابر خطای حسگرها پرداخته می‌شود. عملکرد روش خی‌اسکوار در محاسبه مانده حسگرها در حالت بدون خطا و انتخاب مقدار حدآستانه را در شکل (۶) می‌توان مشاهده کرد. حالت‌های شبیه‌سازی شده برای بررسی عملکرد این الگوریتم در تشخیص و جداسازی عیب در جدول (۵) آمده است.

جدول (۴): مشخصات ژیروسکوپ

	محور x	محور y	محور z
بایاس اولیه	۰/۰۰۰۱ رادیان بر ثانیه	۰/۰۰۰۱ رادیان بر ثانیه	۰/۰۰۰۱ رادیان بر ثانیه
ثابت زمانی بایاس	۲۰۰۰ ثانیه	۲۰۰۰ ثانیه	۲۰۰۰ ثانیه
نویز اندازه‌گیری	۰/۰۰۰۰۰۱ رادیان بر ثانیه	۰/۰۰۰۰۰۱ رادیان بر ثانیه	۰/۰۰۰۰۰۱ رادیان بر ثانیه
نویز بایاس	۰/۰۰۰۰۰۰۱ رادیان بر ثانیه	۰/۰۰۰۰۰۰۱ رادیان بر ثانیه	۰/۰۰۰۰۰۰۱ رادیان بر ثانیه

جدول (۵): خطای جمع‌شونده در حسگرها

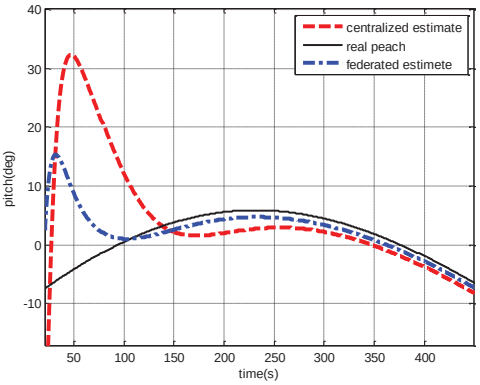
حالت اول	خطا در لحظه ۱۴۰۰ تا ۲۰۰۰ ثانیه روی حسگر مغناطیسی به صورت خطای جمع‌شونده
حالت دوم	خطا در لحظه ۴۰۰۰ تا ۴۵۰۰ ثانیه روی حسگر خورشید به صورت خطای جمع‌شونده



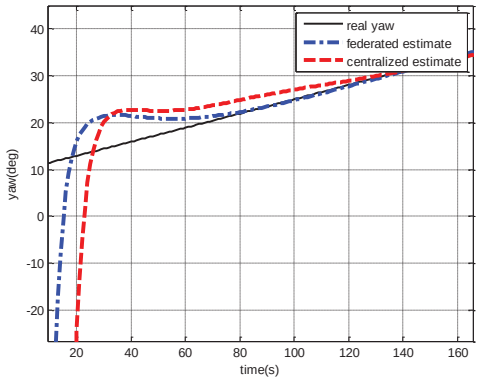
شکل (۲): تخمین زاویه رول

[Downloaded from jiaeee.com on 2026-11-15]
[DOR: 20.1001.1.26765810.1395.13.4.9.9]

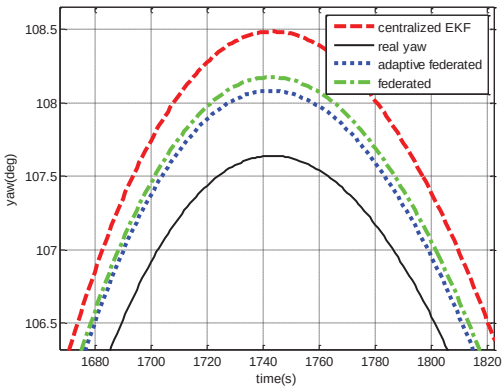
همانطور که از شکل (۷) مشخص است الگوریتم فیلتر فدرال در حالت اول به خوبی خطای حسگر مغناطیسی را تشخیص داده است. شکل (۸) عملکرد خوب این الگوریتم در جداسازی عیب حسگر مغناطیسی را نشان می‌دهد. همانطور که در این شکل مشخص است فیلتر فدرال در لحظاتی که خطا در حسگر مغناطیسی رخ داده است تنها با استفاده از اطلاعات حسگر خورشید توانسته است وضعیت ماهواره را تخمین بزند. شکل (۹) و شکل (۱۰) عملکرد خوب این الگوریتم در تشخیص و جداسازی خطا در حسگر خورشید را نشان می‌دهند.



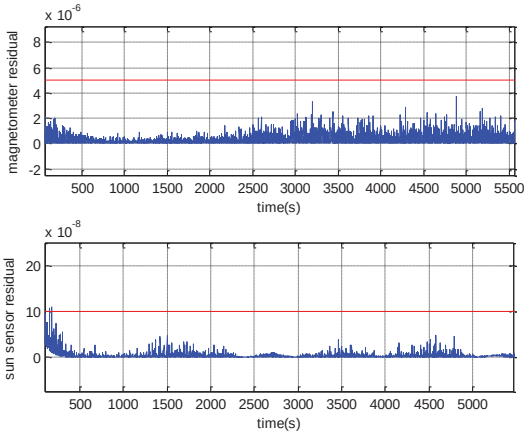
شکل (۳): تخمین زاویه پیچ



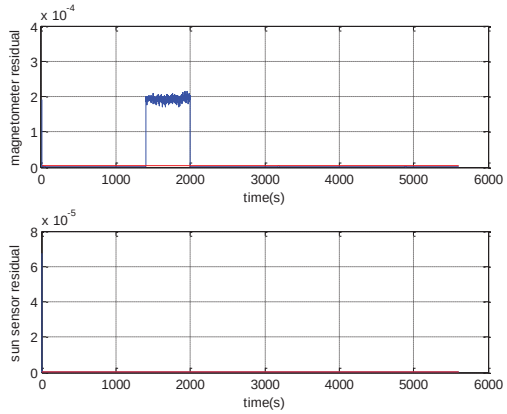
شکل (۴): تخمین زاویه یاو



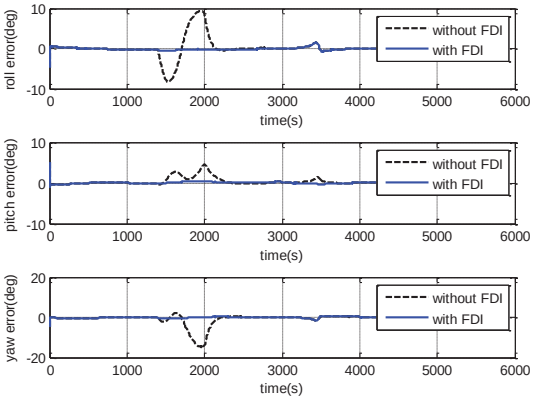
شکل (۵): مقایسه دقت فیلترها در تخمین وضعیت



شکل (۶): مانده حسگرها به روش خی‌اسکوار برای حالت بدون خطا



شکل (۷): مانده حسگرها به روش خی‌اسکوار برای حالت اول

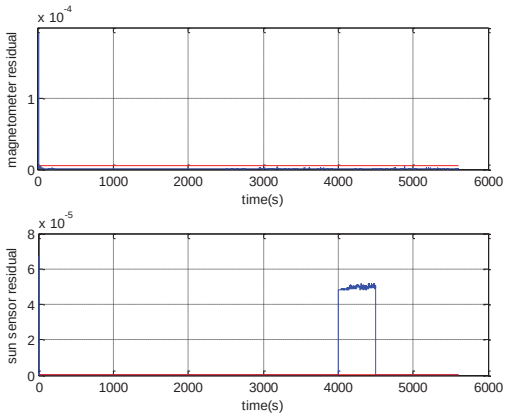


شکل (۸): عملکرد فیلتر فدرال در جداسازی خطا و تخمین وضعیت در حالت اول

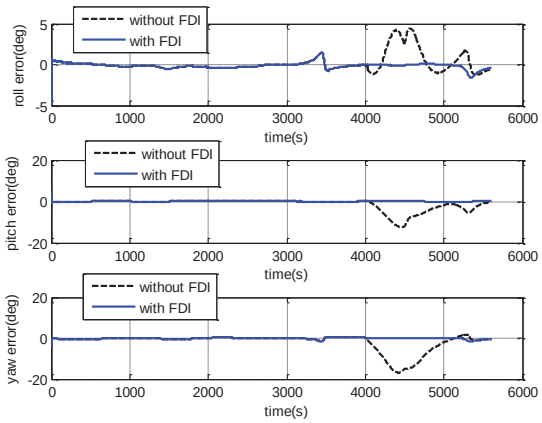
[Downloaded from jiaeee.com on 2026-11-15]

[DOR: 20.1001.1.26765810.1395.13.4.9.9]

Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers - Vol.13- No.4-Winter 2016



شکل (۹): مانده حسگرها به روش خی‌اسکوار برای حالت دوم



شکل (۱۰): عملکرد فیلتر فدرال در جداسازی خطا و تخمین وضعیت در حالت دوم

۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله یک فیلتر کالمن فدال تطبیقی جهت تخمین وضعیت ماهواره و تشخیص و جداسازی عیب حسگرها طراحی شده است.حسگرهای استفاده شده در این مقاله ژیروسکوپ، حسگر خورشید و حسگر مغناطیسی می‌باشند. این فیلتر در مقایسه با فیلتر متمرکز، حجم محاسبات را کاهش داده و باعث افزایش دقت تخمین وضعیت می‌شود. همچنین عملکرد این الگوریتم در برابر خطای حسگر خورشید و حسگر مغناطیسی نشان می‌دهد که به خوبی قادر به تشخیص و جداسازی عیب حسگرها و ایمن کردن زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره جهت تخمین وضعیت ماهواره به طور پیوسته با وجود رخداد عیب روی یکی از حسگرها می‌باشد.

مراجع

[1] T. Mekk and A. Habib, "A Comparative study of spacecraft Attitude Determination and Estimation ", The Journal of Aerospace Sciences and Technology, Vol. 26, No.1, pp.211-215, 2012.

[2] J. Huamin, "Data Fusion Methodologies for Multisensor Aircraft Navigation System ", Cranfield University,2004.

[3] A. M.Mohammed and M. Benyettou, "Seven state kalman filtering for leo microsatellite attitude determination," conference in signal processing. cambridge, pp. 151-157, 2010.

[4] A. M.Mohammed and M. Benyettou, "Six state kalman filtering for leo microsatellite attitude determination," recent researches in mathematical methods in electrical engineering and computer science. Algeria, pp. 21-26, 2011.

[5] N. Shaobo and Z. Cui, "Attitude determination of satellite based on gyroscope,sun sensor and magnetometer" Journal in control engineering and information science, Vol. 15, No. 52, pp. 959-963, 2011.

[6] J.Liu, J. Ma, J. Tian, "Pulsar/CNS Integerated Navigation based on Federated UKF" Journal of System Engineering and Electronics, Vol. 21, No.4, pp. 675-681, 2012.

[7] H. Hu, X. Huang, "SINS/CNS/GPS Integrated Navigation Algorithm Based on UKF, Vol. 21, No.1, pp. 102-109, 2010.

[8] M. Kazerooni and A. Khayatian, "Data Fusion Autonomous Vehicle Navigation Based on Federated Filtering," Australian Control Conference. Melbourne, pp. 368-373,2011.

[9] C. Fan. Z. Meng, " Federated Sigma Point Filter for Multi-Sensor Attitude and Rate Estimation of Spacecraft," Seventh International Symposium on Instrumentation and Control Technology, China,pp.1-9, 2008.

[10] C. Lu, Y. Weiwei, " Application of Multi Sensor Data Fusion Based on Improved federal Filtering in Micro Satellite Attitude Determination ," International Conference in Multi Sensor Remote Sensing and Mapping, Xiamen,pp.1-5, 2011.

[11] L. Zhang, S. Zhang, " Federated Nonlinear Predictive Filtering for the Gyroless Attitude Determination System with Multiple Sensors ," International Conference in Multi Sensor Remote Sensing and Mapping, Xiamen,pp.1-6, 2011.

[12] S. Halil and H. Chingiz, "REKF and RUKF development for pico satellite attitude estimation in the presence of measurement fault," International conference in space technologies. Istanbul, pp. 891-896,2011.

[13] C. Li, Q. Honglei and T. Zhanzhong, "Intelligent Fault-tolerant Algorithm with two-stage and Feedback for Integrated Navigation Federated Filtering" Journal of System engineering and Electronics , Vol. 22, No. 2, pp. 274-282, 2011.

[14] Q. Kai, Y. Hui and R. Yan, "An Integrated Fault Detection Scheme for the Federated Filter" International Conference on Digital Manufacturing and Automation , Qingdao,pp. 161-164, 2013.

[15] M. rongjun, R. Siyuan and C. naigang, "Federated Filter with Strengthened FDIR Capability for Multiple Sensor Navigation System" International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics, Harbin ,pp. 600-604, 2006.

[16] B. Jonghee, K. Youdan, " Attitude Estimation for Satellite Fault Tolerant System Using Federated Unscented Kalman Filter," International Journal of Aeronautical and Space Science, Vol. 11,No. 2, pp. 80–86, 2010.

[17] Z.Hua and S. Hongshi, "Adaptive federated kalman filtering attitude estimation algorithm for double-fov star sensor" Journal of information system, Vol. 10, No. 6, pp. 3201-3208, 2010.

[Downloaded from jiaeee.com on 2026-11-15]

[DOR: 20.1001.1.26765810.1395.13.4.9.9]

[1] satellite attitude determination
[2] satellite attitude control
[3] sun sensor
[4] magnetic sensor
[5] horizon sensor
[6] star sensor
[7] gyroscope
[8] point by point algorithm
[9] estimation algorithm
[10] kalman filter
[11] extended kalman filter
[12] unscented kalman filter
[13] centralized
[14] cascade
[15] federated
[16] distributed
[17] local filter
[18] main filter
[19] chi-square

[Downloaded from jiaeee.com on 2026-11-15]
[DOR: 20.1001.1.26765810.1395.13.4.9.9]