

تعیین وضعیت و سرعت زاویه‌ای نانوماهواره با حذف اثر دما و Albedo زمین به روش‌های قطعی و تصادفی

اعظم سادات سیدالنگی^۱، محمدعلی علیرضاپوری^۲
^۱ پژوهش‌گر دانشگاه صنعتی مالک اشتر، seyedalangi@gmail.com
^۲ پژوهش‌گر دانشگاه صنعتی مالک اشتر، MaaPouri@Mut.ac.ir

چکیده - در ماهواره‌ها محدودیت‌ها، مانع استفاده از حسگرهای دقیق تعیین وضعیت گشته و معمولاً حسگرهای غیردقیقی استفاده می‌شوند. چرخش ماهواره حول زمین، باعث بروز تغییرات دمایی، قرارگیری در سایه زمین و تغییرات Albedo دریافتی توسط حسگرها می‌گردد. در این مقاله الگوریتمی یکپارچه ارائه می‌گردد که از حسگرهای خورشید، حسگر مغناطیسی و ژایروی نرخی استفاده و اثر قرارگیری ماهواره در کسوف، بایاس ژایرو، تغییرات دمایی و اثر Albedo را در فرایند طراحی لحاظ می‌کند. این الگوریتم با تلفیق اطلاعات حسگرهای مختلف، روش مناسب (قطعی / بازگشتی) را انتخاب و پیاده‌سازی می‌کند. نتایج شبیه‌سازی نشان دهنده کیفیت مناسب تخمین وضعیت در شرایط مختلف پروازی ماهواره است.

کلید واژه - تعیین وضعیت، روش بازگشتی، روش قطعی، نانوماهواره، Albedo زمین.

مغناطیسی زمین مورد استفاده قرار می‌گیرد که مدل IGRF یکی از آنهاست. این مدل هر ۵ سال به‌روز می‌شود و آخرین نسخه‌ی این مدل (IGRF-11) دارای دقت یک‌دهم نانوتسلا است [۴].

۱- مقدمه

با در اختیار داشتن موقعیت ماهواره، بردار میدان مغناطیسی و خورشید در دستگاه مختصات اینرسی محاسبه می‌گردند، همزمان حسگرهای خورشیدی و مغناطیس‌سنج، بردارهای فوق را در دستگاه بدنه‌ی ماهواره اندازه‌گیری می‌کنند. به این ترتیب با در اختیار داشتن این بردارها و با استفاده از روش‌های قطعی، وضعیت ماهواره (میزان دوران دستگاه بدنه‌ی ماهواره نسبت به دستگاه مرجع اینرسی) محاسبه می‌گردد. مشخصه‌ی حسگرهای خورشیدی به کار گرفته شده در ماهواره تحت تأثیر دمای محیط تغییر می‌یابد. همچنین اثر بازتابش نور خورشید توسط کره‌ی زمین (Albedo)، با وارد نمودن تابش اضافی، عملکرد حسگر خورشیدی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. این دو عامل باعث کاهش دقت تخمین وضعیت توسط روش‌های قطعی می‌گردند.

در حالتی که ماهواره در سایه‌ی زمین قرار دارد و نور خورشید به حسگرهای خورشیدی نمی‌رسد (کسوف)، تنها بردار مرجع و اندازه‌گیری میدان مغناطیسی در دسترس است و بنابراین از روش‌های قطعی نمی‌توان استفاده نمود. لازمه‌ی عملکرد روش‌های قطعی، داشتن حداقل دو اندازه‌گیری است. گزینه‌ی پیش رو در این شرایط، استفاده از الگوریتم‌های تخمین

تعیین وضعیت ماهواره به معنی به دست آوردن زوایای چرخش (اویلر) بدنه ماهواره حول دستگاه مختصات مرجع (در این مقاله، دستگاه اینرسی) با استفاده از حسگرهای تعیین وضعیت است. حسگرهای تعیین وضعیت، جهت اندازه‌گیری کمیت‌هایی در دستگاه بدنه‌ی ماهواره استفاده می‌شوند. همان کمیت‌ها در دستگاه مختصات مرجع نیز با استفاده از مدل‌های موجود به دست می‌آیند. به دلیل محدودیت‌های حجمی و وزنی در نانوماهواره‌ها، از حسگرهای با حجم، جرم و هزینه‌ی نسبتاً اندک؛ مانند حسگرهای خورشید، مغناطیسی و ژایروسکوپ‌های ارزان قیمت استفاده می‌گردد. از این جهت در این مقاله، تنها از دو حسگر دقیق خورشیدی، یک حسگر مغناطیس‌سنج و یک ژایرو برای تعیین وضعیت استفاده شده است.

با جرم نقطه‌ای فرض کردن ماهواره، زمین و خورشید [۱] و تعیین موقعیت و سرعت ماهواره با استفاده از مدل دو جسمی زمین و ماهواره [۲]، بردار (جهت) خورشید و بردار (جهت و اندازه) میدان مغناطیسی زمین در دستگاه مختصات زمین مرکز-زمین ثابت و به صورت روی برد در ماهواره، محاسبه می‌شود. لازم است برای تعیین وضعیت، این مدل‌ها (بردارها) را با استفاده از تبدیلات مناسب در دستگاه مختصات مرجع (اینرسی) بیان نمود [۳]. مدل‌های مرجع مختلفی برای مدل‌سازی میدان

در این معادله، دو متغیر α و β از معادلات زیر به دست می آیند:

$$\alpha = \frac{(1 + b_n^T * r_n)(a_1 b_1^T * r_1 + a_2 b_2^T * r_2) + (b_n \times r_n)^T (a_1 b_1 \times r_1 + a_2 b_2 \times r_2)}{(a_1 b_1^T * r_1 + a_2 b_2^T * r_2) + (b_n \times r_n)^T (a_1 b_1 \times r_1 + a_2 b_2 \times r_2)} \quad (3)$$

$$\beta = (b_n + r_n)^T (a_1 b_1 \times r_1 + a_2 b_2 \times r_2) \quad (4)$$

ضریب های وزنی a_1 و a_2 براساس واریانس های معکوس خطاهای تصادفی اندازه گیری ها در ابتدا تعیین می شوند. در این مقاله، اندیس ۱ به حسگر خورشید اختصاص داده شده است که در مقایسه با حسگر مغناطیس سنج دارای دقت بالاتری است. بنابراین a_1 برابر 0.95 و a_2 برابر با 0.85 در نظر گرفته شده است. با $\gamma = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}$ ، دو معادله ی کوآترینیون چرخش بهینه ی q_{opt} را به صورت رابطه ی (۵) به دست می دهد. این روش در مقایسه با سایر روش های قطعی موجود، از دقت و سرعت بالاتری برخوردار بوده و بار محاسباتی کمتری دارد.

$$q_{opt} = \begin{cases} \frac{1}{2\sqrt{\gamma(\gamma+\alpha)(1+b_n^T * r_n)}} * \left[\begin{matrix} (\gamma+\alpha)(b_n \times r_n) + \beta(b_n + r_n) \\ (\gamma+\alpha)(1+b_n^T * r_n) \end{matrix} \right] & for \alpha \geq 0 \\ \frac{1}{2\sqrt{\gamma(\gamma+\alpha)(1+b_n^T * r_n)}} * \left[\begin{matrix} \beta(b_n \times r_n) + (\gamma-\alpha)(b_n + r_n) \\ \beta(1+b_n^T * r_n) \end{matrix} \right] & for \alpha \leq 0 \end{cases} \quad (5)$$

۲-۱- وابستگی خطی در روش های قطعی

یکی از مسائل مهم در تعیین وضعیت قطعی، وابستگی خطی بین بردارهای مشاهده است. هنگام استفاده از روش تخمین کوآترینیون، امکان بروز دو نوع وابستگی خطی متفاوت وجود دارد؛ وابستگی خطی بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی و وابستگی خطی دستگاه های مختصات مرجع و بدنه. بروز وابستگی خطی باعث می شود که اطلاعات یکتایی برای تعیین وضعیت در اختیار نباشد و حل مسئله به روش قطعی ممکن نخواهد بود. در این حالت می توان از آخرین وضعیت تعیین شده در تکرارهای بعدی نیز استفاده نمود تا وابستگی خطی منجر به رفتار اشتباه تخمین گر وضعیت نگردد. پس از رفع مسئله وابستگی خطی، مجدداً می توان به الگوریتم قطعی

بازگشتی است. اما تنها با در اختیار داشتن اندازه گیری حسگر مغناطیسی، معادلات دینامیکی سیستم رؤیت ناپذیر خواهند بود و در این شرایط به اندازه گیری دیگری برای حل مسئله ی رؤیت ناپذیری نیاز داریم. ژایروی نرخی، حسگری است که با استفاده از داده های آن، می توانیم مشکل رؤیت پذیری را حل کنیم. مدت زمان طولانی عملکرد ماهواره عاملی است که باعث اهمیت یافتن بایاس ژایروی نرخی می گردد. از سوی دیگر به دلیل محدودیت های ذکر شده امکان استفاده از ژایروهای دقیق و با بایاس ناچیز نیز وجود ندارد. بنابراین این روش منجر به بروز خطاهای نسبتاً بزرگی با گذشت زمان می گردد.

در این مقاله، یک پیکربندی یکپارچه برای حل مسئله ی تعیین وضعیت ماهواره در شرایط کسوف و خارج از کسوف ارائه می گردد. تأثیر دما و Albedo بر عملکرد حسگر خورشیدی مدل و روشی برای جبران آن ارائه می گردد. همچنین با تخمین بایاس ژایروی نرخی توسط فیلتر کالمن، مسئله ی انتشار خطا را برطرف می کنیم. مسئله ی انتقال از روش های قطعی به روش های بازگشتی نیز، موضوع دیگری است که به آن پرداخته می شود.

۲- روش قطعی تخمین کوآترینیون دو مشاهده ی بهینه

روش های مختلفی بر تخمین وضعیت با استفاده از دو بردار مشاهده توسعه یافته است. روش q داونپرت، به عنوان روشی برای تخمین وضعیت با استفاده از دو بردار مشاهده در این مقاله مورد استفاده قرار می گیرد. این روش از سه جفت بردار برای تعیین وضعیت به شکل کوآترینیون استفاده می کند؛ بردارهای اندازه گیری در دستگاه مختصات بدنه، بردارهای مدل در دستگاه مختصات مرجع و دو بردار متعامد در دستگاه های مختصات بدنه و مرجع به صورت معادله ی (۱) وجود دارند.

$$b_n = (b_1 \times b_2) / |b_1 \times b_2|, r_n = (r_1 \times r_2) / |r_1 \times r_2| \quad (1)$$

انتقال از دستگاه مختصات مرجع به دستگاه مختصات بدنه، شامل چرخش حول r_n با زاویه ی اختیاری ϕ_r است که با چرخش حول b_n با زاویه ی اختیاری ϕ_b ، دنبال می شود. زاویه ی ϕ ، مجموع دو زاویه ی ϕ_r و ϕ_b است که تابع هزینه ی زیر را حداقل می کند. البته معادلاتی که در این قسمت آورده می شود با فرض ستونی بودن بردارهای اولیه است.

$$L(A) = a_1 + a_2 - (1 + b_n^T * r_n)^{-1} (\alpha \cos(\phi) + \beta \sin(\phi)) \quad (2)$$

بازگشت و در صورتی که برای مدت زمانی طولانی این وابستگی وجود داشته باشد، از الگوریتم‌های بازگشتی به جای الگوریتم قطعی استفاده می‌گردد.

۲-۲- تخمین سرعت زاویه‌ای در روش قطعی

حرکت زاویه‌ای ماهواره با مشتق‌گیری از کوآترنیون خروجی تعیین وضعیت قطعی، تعیین می‌شود. کوآترنیونی که وضعیت ماهواره را شرح می‌دهد برای محاسبه‌ی سرعت‌های زاویه‌ای استفاده می‌شود. زوایای اویلر حول محورهای x ، y و z ، $\varphi = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ هستند که از خروجی کوآترنیون q با استفاده از رابطه‌ی (۶) قابل دستیابی است.

$$\begin{aligned} \sin(\phi) &= \frac{-2(q_1q_3 - q_4q_2)}{1}, \\ \tan(\theta) &= \frac{2(q_4q_1 + q_2q_3)}{q_4^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}, \\ \tan(\psi) &= \frac{2(q_1q_2 + q_4q_3)}{q_4^2 - q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \end{aligned} \quad (6)$$

بنابراین زوایای اویلر تعیین شده در معادله‌ی بالا برای تعیین سرعت زاویه‌ای ماهواره در معادله‌ی پائین استفاده می‌شوند:

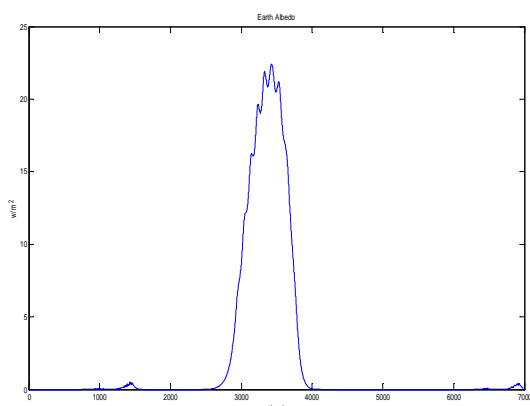
$$\omega(k) = \frac{\varphi(k) - \varphi(k-1)}{\Delta T}(\alpha) + \omega(k-1)(1-\alpha) \quad (7)$$

α مقدار بهره‌ای است که برای تنظیم الگوریتم تعیین سرعت استفاده می‌شود. مقدار α برابر یک در تعیین سرعت بسیار نویزی کاربرد دارد. درحالی که α پائین دارای عملکرد صاف‌تری است [۵]. در این مقاله، مقدار این پارامتر برابر با ۰/۱ در نظر گرفته شده است.

۲-۳- حذف اثر Albedo زمین و دما

همان‌طور که در مقدمه ذکر شد، دقت حسگر غیردقیق خورشیدی با انعکاس انرژی خورشید از زمین، بسیار پائین می‌آید. تنها نیمی از زمین توسط خورشید روشن می‌شود و تنها بخش‌هایی از این نیمه توسط ماهواره قابل مشاهده است. این انعکاس نور خورشید از زمین که به ماهواره می‌رسد، همان اثر Albedo زمین است که در قسمت‌های مختلف زمین، بسیار متفاوت است. به‌عنوان مثال، نواحی قطبی و نواحی ماسه‌ای مانند بیابان‌ها نسبت به اقیانوس و نواحی جنگلی، مقدار بیشتری نور منعکس می‌کنند. نتایج نشان می‌دهد که این کاهش دقت در

حدود ۱۶ درجه است [۶]. بنابر هندسه‌ی زمین، تابش Albedo در جهت‌های مختلفی وجود دارد (برخلاف تابش خورشیدی که به دلیل فاصله بسیار زیاد زمین تا خورشید به صورت پرتوهای موازی و در یک جهت در نظر گرفته می‌شود) و همچنین اثر Albedo فقط در مناطق نزدیک به کره زمین قابل توجه است. در شکل زیر تغییرات Albedo زمین در یک دوره مداری ترسیم شده است. روش ساده‌ی جبران Albedo زمین، مقایسه‌ی یک جفت حسگر خورشید است و تنها از اندازه‌گیری حسگر خورشیدی‌ای که بیشترین جریان را تولید می‌کند، استفاده می‌شود. بنابراین فرض شده است که تنها این حسگر خورشید، مورد تشعشع خورشیدی است. الگوریتم حداکثر جریان، خصوصاً برای ماهواره‌هایی که به سمت زمین نشانه‌روی می‌کنند، مؤثر است [۷].



شکل ۱: Albedo زمین محاسبه شده در بیش از یک دوره‌ی مداری.

با استفاده از این الگوریتم، بردار جهت خورشید محاسبه شده از حسگرهای غیر دقیق خورشیدی، در دستگاه مختصات بدنه به دست خواهد آمد. از این بردار برای تصحیح بردارهای اندازه‌گیری‌شده‌ی حسگرهای خورشید دقیق استفاده می‌شود. به این منظور ابتدا بردار بدست آمده از سلول‌های خورشیدی را به دستگاه‌های حسگرهای خورشیدی دقیق (دو حسگر) برده و در زمان‌هایی که بردار خورشید خارج از دید حسگرهاست (غیر از زمان‌های کسوف) این بردار جایگزین آنها می‌شود. در انتها بردارهای حسگرهای دقیق اصلاح شده را به دستگاه مختصات بدنه برده و میانگین‌گیری کرده و بردار جهت خورشید در دستگاه مختصات بدنه‌ی نهایی بدست می‌آید.

دما نیز عاملی است که بر عملکرد حسگرهای تعیین وضعیت تأثیرگذار است. با فرض در اختیار داشتن دمای مکان نصب

در نظر گرفته شده است. در [۱۳] ماتریس $\nabla f_x(k)$ به صورت رابطه‌ی (۹) معرفی شده است.

$$\nabla f_x(k) = \phi_k \begin{bmatrix} \phi_{11} & \phi_{12} \\ \phi_{21} & \phi_{22} \end{bmatrix}, \phi_{21} = 0_{3 \times 3}, \phi_{22} = I_{3 \times 3}$$

$$\phi_{11} = I_{3 \times 3} - [\hat{\omega}_k^+ \times] \frac{\sin(\|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t)}{\|\hat{\omega}_k^+\|} +$$

$$[\hat{\omega}_k^+ \times]^2 \frac{\{1 - \cos(\|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t)\}}{\|\hat{\omega}_k^+\|^2}, \quad (9)$$

$$\phi_{12} = [\hat{\omega}_k^+ \times] \frac{\{1 - \cos(\|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t)\}}{\|\hat{\omega}_k^+\|^2} - I_{3 \times 3} \Delta t -$$

$$[\hat{\omega}_k^+ \times]^2 \frac{\{\|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t - \sin(\|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t)\}}{\|\hat{\omega}_k^+\|^3}$$

$$G_k = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (10)$$

$\hat{\omega}_k^+$ تخمین بردار سرعت زاویه‌ای بدنه نسبت به اینرسی است. این بردار با استفاده از بایاس تخمین زده شده و بردار سرعت اندازه‌گیری شده توسط ژایرو قابل محاسبه است. G_k نیز با استفاده از رابطه‌ی (۱۰) قابل محاسبه است. ماتریس نویز مدل Q_k نیز از رابطه‌ی (۱۱) قابل محاسبه است [۹].

$$Q_k = \begin{bmatrix} (\sigma_v^2 \Delta t + \frac{1}{3} \sigma_u^2 \Delta t^3) I_{3 \times 3} & -(\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2) I_{3 \times 3} \\ -(\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2) I_{3 \times 3} & (\sigma_u^2 \Delta t) I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (11)$$

σ_v^2 و σ_u^2 واریانس‌های مربوط به اندازه‌گیری ژایرو هستند. ماتریس H مربوط به استفاده از اندازه‌گیری مغناطیس‌سنج به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$H_{mag} = [{}^B C^T B^T \times, 0_{3 \times 3}] \quad (12)$$

به طوری که ${}^B C$ با استفاده از بردار کواترینین بدنه نسبت به اینرسی تخمین زده شده q_k^- در فیلتر محاسبه می‌شود [۱۳].

۴- شبیه‌سازی عددی

حسگرهای خورشید دقیق و غیردقیق و حسگر مغناطیسی می‌توان اثر دما را بر روی آنها جبران نمود. با توجه به دمای بدست آمده از دماسنج‌ها، اختلاف آن با دمای نقطه‌ی کار و ضریب دمایی، می‌توان میزان تغییرات دما را بر عملکرد حسگرهای تعیین وضعیت در نظر گرفت. برای مثال، می‌توان تغییر جریان تولیدی توسط حسگر خورشیدی غیردقیق را نسبت به دما محاسبه نموده و بنابراین میزان مطلق جریان ناشی از تابش خورشیدی را محاسبه می‌کنیم.

در صورتی که ماهواره در کسوف قرار داشته باشد، نمی‌توان از روش‌های قطعی فوق‌الذکر استفاده کرد. از این رو در بخش بعدی تخمین وضعیت با استفاده از فیلتر کالمن تعمیم‌یافته معرفی می‌گردد.

۳- تخمین وضعیت بازگشتی با فیلتر کالمن تعمیم‌یافته

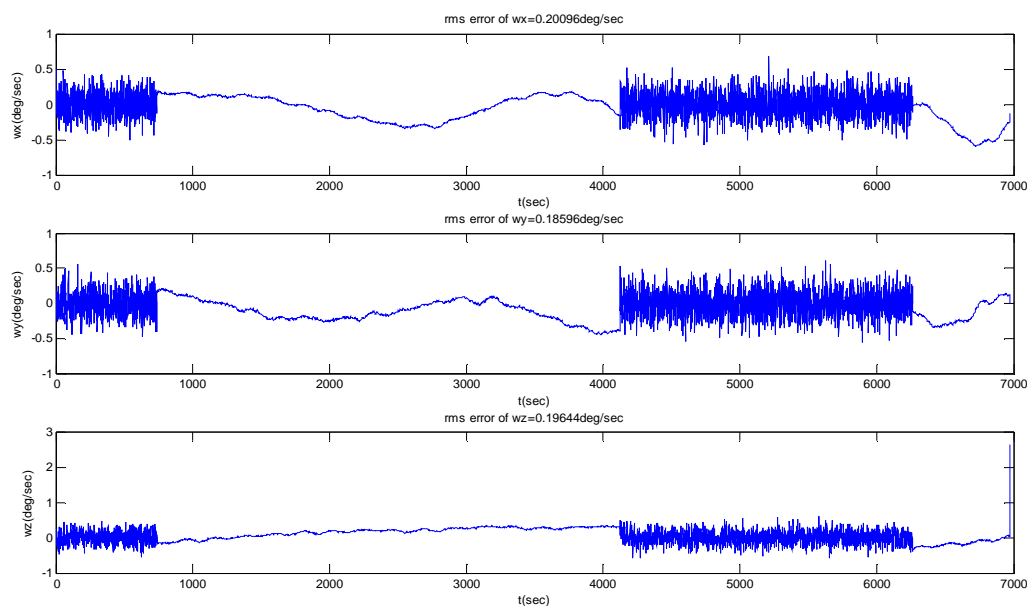
در شرایط کسوف ماهواره، تنها اطلاعات حسگر مغناطیسی در دسترس است. از این رو امکان تخمین وضعیت یکتایی از وضعیت ماهواره با استفاده از روش‌های قطعی وجود ندارد. از این رو بایستی از روش‌های بازگشتی برای تعیین وضعیت استفاده نمود. بررسی معادلات دینامیکی سیستم نشان می‌دهد که با در اختیار داشتن بردار مشاهده میدان مغناطیسی شرط رؤیت‌پذیری برآورده نمی‌شود. ژایروی نرخی حسگری است که با تأمین داده‌های سرعت زاویه‌ای ماهواره و افزایش میزان مشاهدات، شرط رؤیت‌پذیری را ارضاء می‌کند.

ماهیت غیرخطی معادلات دینامیکی سیستم باعث می‌گردد تا فیلتر کالمن تعمیم یافته به عنوان الگوریتم بازگشتی جهت تعیین وضعیت مورد استفاده قرار گیرد. در این فیلتر، نویزهای فرایند و اندازه‌گیری، دارای میانگین صفر بوده و مستقل از هم هستند. $Q(k)$ ماتریس کواریانس نویز فرایند و $R(k)$ ماتریس کواریانس نویز اندازه‌گیری است. در [۱۲] جزئیات معادلات و روش طراحی فیلتر کالمن ارائه شده است. بردار حالت شامل بردار کواترینین بدنه نسبت به دستگاه اینرسی q_{bi} ، بردار بایاس سرعت زاویه‌ای بدنه نسبت به اینرسی در دستگاه بدنه $\dot{\beta}_{BI}^B = [\beta_x \ \beta_y \ \beta_z]^T$ به صورت:

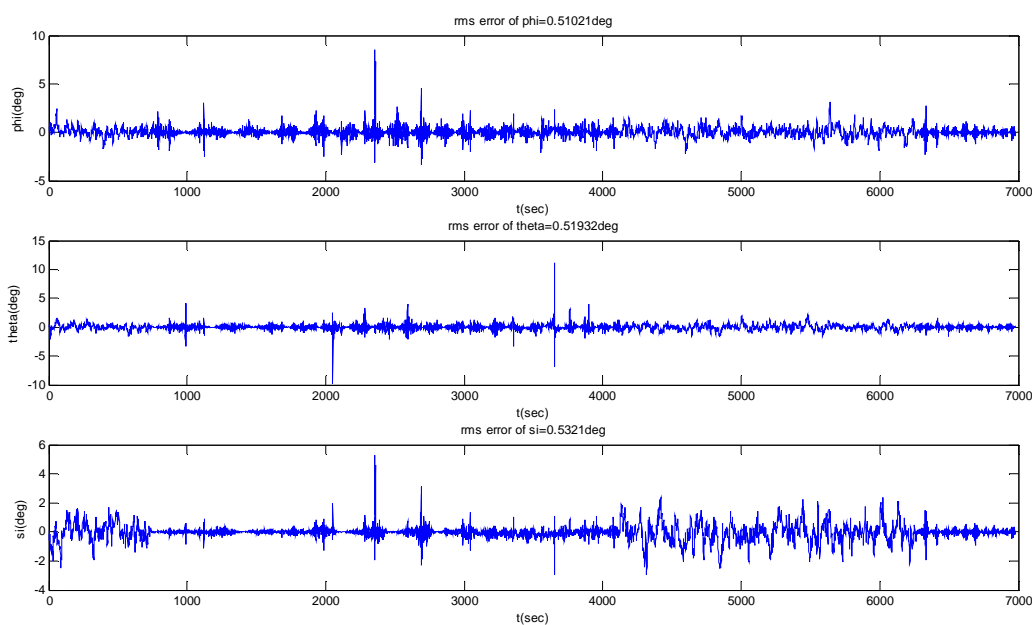
$$\dot{x}_{k-1|k-1} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4 \ \beta_x \ \beta_y \ \beta_z]^T \quad (A)$$

در نظر گرفته شده است. حسگر خورشیدی دقیق، با استفاده از دماسنج داخلی، اثرات تغییر دما بر اندازه‌گیری‌های و اثر Albedo زمین را در اندازه‌گیری‌ها حذف می‌کند [۸]. ضریب دمایی حسگر خورشیدی غیردقیق برابر ۰/۲۸ میلی آمپر در هر درجه‌ی سانتی‌گراد بوده و دمای نقطه‌ی کار پنل خورشیدی ۲۸ درجه‌ی سانتی‌گراد است [۹]. حسگر مغناطیسی نیز تاثیر دما را به صورت روی برد جبران می‌کند [۱۰]. اثر دما بر حسگر نرخ

مجموع اغتشاشات ناشی از ناهمگونی زمین و اغتشاشات ناشی از نیروهای گرانشی اجرام آسمانی بر روی پارامترهای مداری ماهواره تأثیر می‌گذارند. همچنین گشتاورهای اغتشاشی مغناطیسی، آیرودینامیکی و فشار خورشیدی نیز از اغتشاشات دیگری هستند که بر ماهواره وارد می‌شود و نادیده گرفتن آنها، باعث اختلاف زیاد نتایج به‌دست آمده با نتایج عملی می‌شود. با استفاده از مرجع [۱۴]، تمام این اغتشاشات در شبیه‌سازی



شکل ۲: خطای سرعت زاویه‌ای تخمین زده شده‌ی بدنه نسبت به اینرسی در بیش از یک دوره‌ی مداری



شکل ۳: خطای زوایای اویلر بدنه نسبت به دستگاه اینرسی در بیش از یک دوره‌ی مداری

زاویه‌ای (ژایرو) با فرض دمای نقطه‌ی کار ۲۵ درجه‌ی سانتیگراد و ضریب دمایی $\pm 40 \text{ ppm}/^\circ\text{C}$ ، نیز حذف می‌شود [۱۱]. انحراف معیار نویز اندازه‌گیری مغناطیس‌سنج را $7-10 \times 10^{-6}$ تسلا، Δt زمان نمونه‌برداری در فیلتر کالمن برابر ۱ ثانیه، خطای بایاس اولیه ژایرو برابر مثبت و منفی ۳ درجه بر ثانیه، واریانس نویز سفید σ_v^2 برابر 0.002 درجه بر مجذور ثانیه، و واریانس نویز سفید σ_v^2 برابر 0.029 درجه بر ثانیه است [۱۱].

در شکل‌های ۲ و ۳ نتایج شبیه‌سازی و تخمین سرعت زاویه‌ای و زوایایی اویلر ترسیم شده است. در شکل ۲، تخمین سرعت زاویه‌ای با فرض سرعت زاویه‌ای اولیه‌ی بدنه نسبت به اینرسی $[0.001; 0.001; 0.001]$ رادیان بر ثانیه، ارایه شده است. توجه شود که از زمان صفر تا ۷۴۰ و از ۴۱۲۴ ثانیه تا انتهای دوره‌ی اول مداری، ماهواره در کسوف قرار دارد. همان‌طور که در شکل فوق‌الذکر مشخص است، برخلاف فیلتر کالمن که دقت خوبی در تخمین سرعت زاویه‌ای دارد، الگوریتم قطعی منتخب دارای دقت مناسبی در تخمین سرعت زاویه‌ای نیست. در صورتی‌که پارامتر α برابر 0.001 در نظر گرفته شود، خطای تخمین سرعت زاویه‌ای در بیش از یک دوره مداری کمتر از 0.2 درجه بر ثانیه است. در شکل ۳، خطای زوایایی اویلر در زمان بیش از یک دوره مداری، آورده شده است. همان‌طور که در این شکل دیده می‌شود، عملکرد الگوریتم قطعی در تخمین وضعیت بهتر از فیلتر کالمن تعمیم یافته است. خطای مؤثر در تعیین زوایایی اویلر در محدوده زمان شبیه‌سازی، حدود 0.53 درجه است.

۵- نتیجه‌گیری

بررسی نتایج شبیه‌سازی نشان دهنده‌ی عملکرد مناسب زیرسیستم تعیین وضعیت طراحی شده برای تخمین زوایایی اویلر و سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره دارد و خطای مؤثر تخمین سرعت زاویه‌ای و زوایا در محدوده‌ی کاملاً قابل قبولی است. اما قیاس دو الگوریتم قطعی و بازگشتی تعیین وضعیت نشان‌دهنده‌ی عملکرد مناسب الگوریتم قطعی در تخمین زوایا و الگوریتم بازگشتی در تخمین سرعت دارد. در مقابل، الگوریتم قطعی در تخمین سرعت و الگوریتم بازگشتی در تخمین زوایا دقت کمتری دارند. علاوه بر این، انتقال از الگوریتم بازگشتی به الگوریتم قطعی به خوبی صورت می‌گیرد، مسئله‌ی وابستگی خطی بردارهای مشاهده در الگوریتم قطعی تأثیری بر عملکرد

الگوریتم ندارد، اثر Albedo بر روی حسگر خورشید غیردقیق برطرف شده است، بیشترین اثر را در زمان استفاده از الگوریتم قطعی دارد، زیرا در این زمین ماهواره در کسوف قرار ندارد. اثر دما بر روی حسگرهای خورشید، مغناطیسی و ژایرو لحاظ شده است و با تخمین بایاس ژایرو، کیفیت مناسب الگوریتم بازگشتی تضمین شده است. مهمترین ویژگی الگوریتم ارایه شده، طراحی و پیاده‌سازی یک الگوریتم یکپارچه با در نظر گرفتن ملاحظات پیاده‌سازی جهت تعیین وضعیت ماهواره است.

مراجع

- [1] Chapter 4, *Attitude Determination*, Chris Hall, March 18 2003.
- [۲] مارسل جی سیدی، "دینامیک و کنترل فضاییما یک رویکرد مهندسی کاربردی"، رضا اسماعیل زاده، علی قاسمی، مرتضی مرادی، انتشارات جوادان خرد، چاپ اول، ۱۳۹۰، صفحات ۱۴-۴۵.
- [3] Sturm II Erick Jonathan, *Magnetic Attitude Estimation of a Tumbling Spacecraft*, Master Thesis in AeroSpace Engineering, California Polytechnic State University, pp. 12-13, July 2005
- [4] Stray Fredrik, *Attitude Control of a NanoSatellite*, Master Thesis at OSLO Department of Physics, pp. 22-24, October 2010.
- [5] Krogh Kristian, Schreder Elmo, *Attitude Determination for AAU CubeSat*, Institute of Electronic Systems Department of Control Engineering, at Aalborg University, pp. 75-80, June 2002.
- [6] Svartveit Kristian, *Attitude Determination of The NCUBE Satellite*, Department of Engineering Cybernetics, pp.29, June, 2003.
- [7] Bhandari Dan D., *Spacecraft Attitude Determination with Earth Albedo Corrected Sun Sensor Measurements*, Ph.D. Thesis, Department of Control Engineering Aalborg University, pp. 15, 29, August 2005.
- [8] www.sinclairinterplanetary.com/digitalsunsensors.
- [9] 3G28C Solar Cell Data Sheet.
- [10] Smart Digital Magnetometer HMR2300 Data Sheet.
- [11] ADIS16400/ADIS16405 Data Sheet.
- [12] Durrant W.H., *The Kalman Filter, Tracking and Localization*, Part II in Introduction to Estimation and data Fusion, ARC Centre of Excellence for Autonomous Systems, Sydney University.
- [13] Tuthill Jason, *Design And Simulation of a Nanosatellite Attitude Determination System*, Master's Thesis at Naval Postgraduate School, Montrey, California, pp. 53-60, December 2009.
- [۱۴] رضا محسنی پور، "بکارگیری کنترل مقاوم بر روی کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۹.