

تخمین هم‌زمان مدار و وضعیت ماهواره و ضریب آلبدوی زمین با استفاده از دمای سطوح ماهواره

فروغ نصیحتی گروایی (دکتر)

مریم کیانی* (استادیار)

سید حسین پورناکدوست (استاد)

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

امیر لیبیان (دکتر)

پژوهشکده‌ی سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران

مهندسی مکانیک شریف، پاییز ۱۴۰۰
دوری ۳-۳، شماره ۲، ص. ۴۷-۵۵، پژوهشی

کاهش تعداد سنسورهای مورد استفاده در ماهواره سهم مهمی در کاهش هزینه‌های ساخت ماهواره دارد. در این راستا استفاده از الگوریتم‌های تخمین مدار و وضعیت یک پارچه می‌تواند کمک شایانی در این زمینه محسوب شود. در این مقاله الگوریتم تخمین هم‌زمان مدار و وضعیت ماهواره با اندازه‌گیری‌های نرخ دمای سطوح ماهواره مورد بررسی قرار گرفته است. از آنجا که ضریب آلبدوی زمین یک پارامتر مهم و با عدم قطعیت بالا در مدل حرارتی ماهواره است، تخمین آن نیز مورد توجه قرار گرفته است. تابش آلبدو و فروسرخ زمین به‌صورت متغیر و با استفاده از داده‌های واقعی سامانه‌ی پیش ابرها و انرژی‌های تابشی زمین^۱ مدل شده‌اند. برای تخمین مدار، وضعیت و پارامتر ضریب آلبدو نیز از فیلتر غیرخطی کالمن خنثی استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی‌های مونت کارلو نشان می‌دهد که گرچه در بازه‌های شب مشاهده‌پذیری وجود ندارد، ولی در بازه‌های روز ماهواره، بردار حالت به خوبی تخمین زده شده است.

frough.nasihati@alum.sharif.edu
kiani@sharif.edu
pourtak@sharif.edu
a.labibian@gmail.com

واژگان کلیدی: تخمین مدار، تخمین وضعیت، تخمین پارامتر، دمای سطوح
ماهواره، ضریب آلبدو.

۱. مقدمه

بر اندازه‌گیری دما انجام شد و از الگوریتم‌های بازگشتی مانند فیلتر غیرخطی کالمن (UKF)^۳ و فیلتر توسعه یافته‌ی کالمن (EKF)^۴ در تخمین وضعیت ماهواره استفاده شد.^[۵،۷] صحه‌گذاری این الگوریتم‌ها توسط آزمون‌های آزمایشگاهی ارائه شده است.^[۹] همچنین در پژوهشی دیگر، از داده‌های دمایی در تخمین مدار ماهواره استفاده شده است که در آن دو نوع اندازه‌گیری دما و نرخ دما برای دو آرایش متفاوت سنسور مورد بررسی قرار گرفت.^[۱۰]

یکی از فرضیات مورد استفاده در این پژوهش‌ها، ایزوله بودن صفحات اندازه‌گیری دما از هم است که منجر به حذف سازوکار هدایت در معادله‌ی گرمایی می‌شود. از این فرض در پژوهش دیگری صرف‌نظر شد و اثر هدایت گرمایی بین سطوح مورد بررسی قرار گرفت که نتایج از ناچیز بودن اثر سازوکار انتقال حرارت هدایت در دقت تخمین وضعیت خبر می‌دهد.^[۱۱] در تمامی این پژوهش‌ها ضریب آلبدو و شار فروسرخ زمین در طول پروید مدار مقاداری ثابت فرض شده است که فرضی نادقیق است و سبب ناپایداری فیلتر خواهد شد.

امروزه در صنعت فضایی، مأموریت‌های کم‌هزینه در بستر ماهواره‌های مکعبی کانون توجه قرار گرفته است.^[۴-۱] استقلال ماهواره از ایستگاه‌های زمینی نیز از الزامات غالب مأموریت‌های فضایی است. در میان سنسورهای ساده و کم‌هزینه که قابلیت تخمین خودکار بردار حالت ماهواره را داشته باشند، اخیراً کارایی سنسورهای دما در مسئله‌ی تخمین مدار یا تخمین وضعیت ماهواره به‌صورت جداگانه مورد بررسی قرار گرفته است. تحلیل و محاسبه‌ی شار حرارتی جذب شده توسط ماهواره، به‌کمک داده‌های دمایی که از خود ماهواره در دست است،^[۵] گام اول در تعیین وضعیت دماپایه‌ی ماهواره برداشته شد. در این تحلیل که در سال ۲۰۱۶ انجام شده، الگوریتمی معین بر اساس الگوریتم لونبرگ - مارکوات^۲ برای تعیین وضعیت ماهواره ارائه شد.^[۶] در این تحقیق اثر نوبز اندازه‌گیری در نظر گرفته نشد که در کاربردهای تجربی مشکل‌ساز است. در ادامه، پژوهش‌های دیگری در زمینه‌ی توسعه‌ی مدل تعیین وضعیت مبتنی

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۹/۱۲/۹، اصلاحیه ۱۴۰۰/۲/۲۵، پذیرش ۱۴۰۰/۴/۲۶.

DOI:10.24200/J40.2021.57732.1583

وضعیت، سرعت زاویه‌ی ω و f ضریب لحظه‌ی آلبدو است. با این انتخاب از بردار حالت، دینامیک سیستم چنین خواهد بود: [۱۲، ۱۳]

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\omega} \\ \dot{f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ -\mu \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} \\ \frac{1}{2} \Omega(\omega) \otimes \mathbf{q} \\ (\mathbf{J}_B^c)^{-1} [\mathbf{M}_B^c - \omega_B^{BR} \times (\mathbf{J}_B^c \omega_B^{BR})] \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{w} \quad (2)$$

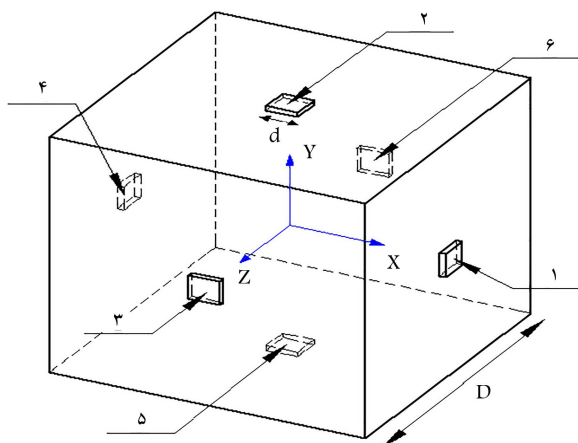
که در آن μ ثابت گرانش زمین، \mathbf{M}_B^c گشتاورهای خارجی وارد بر ماهواره حول مرکز جرم (c) در مختصات بدنی، \mathbf{J}_B^c ماتریس ممان اینرسی حول مرکز جرم و \mathbf{w} نویز فرایند، یک نویز گاوسی با میانگین صفر و کواریانس \mathbf{Q} است:

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 1e-16 \times I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 3} & 1e-8 \times I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 1e-16 \times I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 1e-7 \times I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 1e-5 \end{bmatrix} \quad (3)$$

۲.۲. معادلات اندازه‌گیری

اصلی‌ترین بخش مسئله‌ی حاضر، تولید یک مدل اندازه‌گیری است که بتواند بردار حالت ماهواره را به نرخ گرمایی که سطوح ماهواره با محیط فضا تبادل می‌کنند، مربوط سازد. حرکت ماهواره در مدار سبب می‌شود که در وضعیت‌ها و موقعیت‌های گوناگونی نسبت به زمین و خورشید قرار گیرد. بنابراین دمای سطوح ماهواره به طور پیوسته در حال تغییر است و تخمین مدار و وضعیت را ممکن می‌سازد.

همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، پیکربندی بدنه‌ی ماهواره به‌صورت یک ماهواره‌ی مکعبی در نظر گرفته شده که بر روی هر وجه آن یک صفحه‌ی نازک به‌عنوان صفحه‌ی اندازه‌گیری نصب شده است. فرض شده است که این صفحات از تمام منابع گرمایی داخلی ماهواره ایزوله باشد به نحوی که هیچ تبادل



شکل ۱. صفحات نصب شده بر هر وجه ماهواره مکعبی برای اندازه‌گیری داده‌های دمایی.

برخلاف پژوهش‌های موجود که صرفاً وضعیت یا تخمین مدار را با استفاده از اندازه‌گیری‌های دمایی تخمین زده‌اند، در نوشتار حاضر تخمین هم‌زمان مدار و وضعیت مورد توجه قرار گرفته است. علاوه بر این، پارامتر آلبدو متغیر فرض شده و با اضافه شدن به بردار حالت ماهواره با استفاده از فیلتر غیرخطی کالمن (UKF) تخمین زده شده است. در این پژوهش اندازه‌گیری‌های دمایی، نرخ تغییرات زمانی دمای سطوح ماهواره است. به دلیل وابستگی مشاهده‌پذیری مدار به وضعیت و همچنین مشاهده‌پذیری وضعیت به وجود تابش خورشید، تخمین هم‌زمان مدار و وضعیت در بازه‌های شب امکان‌پذیر نیست و مسئله‌ی چالشی ایجاد می‌کند. در مدل‌سازی تابش آلبدو و فرسوخ زمین از یک الگوی متغیر با استفاده از داده‌های واقعی CERES استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که فیلتر UKF به خوبی قادر به همگرایی در بازه‌های مشاهده‌پذیری روز است. به طور خلاصه، دستاوردهای این مقاله نسبت به پژوهش‌های پیشین از این قرار است:

۱. استفاده از داده‌های واقعی CERES در مدل‌سازی تابش زمین؛
۲. هم‌زمانی تخمین مدار و وضعیت ماهواره به کمک داده‌های دمایی ماهواره؛
۳. تخمین لحظه‌ی پارامتر آلبدو همراه با مدار و وضعیت ماهواره برای در نظر گرفتن اثرات عدم قطعیت آب و هوایی و وجود ابرها.

در ادامه‌ی این نوشتار، ابتدا عناصر تخمین بردار حالت در چارچوب بی‌زین یعنی الزامات الگوی فرایند و اندازه‌گیری تشریح می‌شود. سپس، نظریه‌های مطرح شده در شبیه‌سازی رایانه‌ی مورد بررسی و تحلیل حساسیت قرار می‌گیرند. در پایان نیز نتایج حاصل از این پژوهش برشمرده شده است.

۲. تخمین حالت سیستم

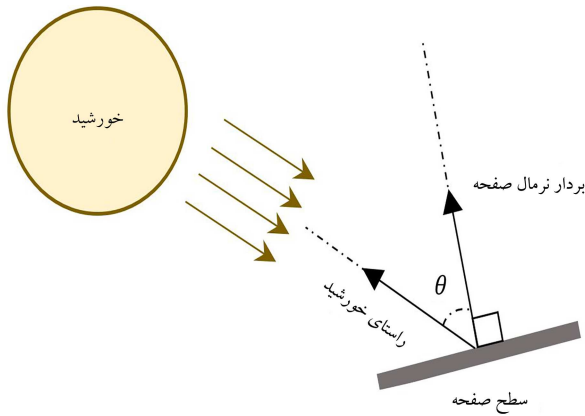
از فیلتر غیرخطی کالمن به طور گسترده در تخمین حالت‌های یک سیستم استفاده شده است. به دلیل غیرخطی بودن دینامیک مدار و وضعیت و همچنین مدل حرارتی ماهواره، در این پژوهش از فیلتر UKF بهره گرفته شده است. [۱۲] الگوریتم فیلتر کالمن در واقع امکان استخراج اطلاعات وضعی و مداری ماهواره از روی اندازه‌گیری‌های نرخ دمایی سطوح ماهواره را فراهم می‌کند. تخمین حالت‌های سیستم در چارچوب بی‌زین در دو مرحله‌ی اصلی انجام می‌شود: ۱. پیش‌بینی با استفاده از معادلات سیستم/فرایند؛ ۲. اصلاح مقادیر پیش‌بینی شده در مرحله‌ی به‌روزرسانی توسط اندازه‌گیری‌ها. از این رو در هر الگوریتم تخمین، باید ابتدا معادلات فرایند و اندازه‌گیری تعریف شوند.

۱.۲. معادلات فرایند

معادلات حرکت انتقالی و دورانی ماهواره به‌عنوان مدل فرایند در نظر گرفته می‌شود. اما از آن‌جا که تخمین پارامتر آلبدو نیز مدنظر این پژوهش قرار دارد، از یک مدل قدم زدن تصادفی^۵ برای تخمین این پارامتر استفاده می‌شود. با این توضیح، بردار حالت در فرایند تخمین چنین تعریف می‌شود:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}^T & \mathbf{v}^T & \mathbf{q}^T & \omega^T & f \end{bmatrix}^T \quad (1)$$

که شامل بردار موقعیت ماهواره \mathbf{r} ، سرعت \mathbf{v} ، بردار کواریون \mathbf{q} برای توصیف



شکل ۲. راستای تابش خورشید و بردار نرمال صفحه‌ی قرائت دما.

۲.۲.۲. تابش آلبودی زمین

تابش آلبودی زمین بخشی از تابش خورشید است که پس از برخورد با زمین به سمت ماهواره منعکس می‌شود. برخلاف تابش خورشیدی که به صورت امواج موازی به سطوح ماهواره برخورد می‌کند، پرتوهای آلبودی زمین به صورت پراکنده^{۱۶} به سطح ماهواره می‌رسند. از این رو، فاصله‌ی سطح دریافت‌کننده‌ی تابش تا منبع تابشی و همچنین وضعیت قرارگیری سطح نسبت به آن، بر مقدار تابش دریافتی تأثیرگذار است. در محاسبات، این اثر با ضریب دید^{۱۷} در نظر گرفته می‌شود. با این توضیح، نرخ حرارتی تابش آلبود از رابطه‌ی ۱۰ محاسبه می‌شود:^[۱۶]

$$q_{albedo_i} = f S A_i \alpha_i F_i' \cos(\Phi) \quad (10)$$

که در آن f ضریب آلبود است و بیان‌گر نسبتی از تابش بازتابی خورشید است که پس از برخورد به اتمسفر از آن بازمی‌تابد.^[۱۷] زاویه‌ی بین بردارهای راستای خورشید - زمین و ماهواره - زمین است $(-\pi/2 \leq \Phi \leq \pi/2)$. F_i' ضریب دید که از سطح منبع حرارتی A_{Earth} خارج شده و به سطح ماهواره، $A_{surface}$ می‌رسد. مقدار ضریب دید از انتگرال ۱۱ محاسبه می‌شود:^[۱۸]

$$F = \frac{1}{A_{Earth}} \int_{A_{Surface}} \int_{A_{Earth}} \frac{\cos \theta_{Surface} \cos \theta_{Earth}}{\pi R^2} dA_{Surface} dA_{Earth} \quad (11)$$

که در آن dA_{Earth} و $dA_{Surface}$ المان‌های سطح ماهواره و زمین هستند که فاصله‌شان از هم برابر R است. θ_{Earth} و $\theta_{Surface}$ زاویه‌ی بین خط واصل این المان‌ها با بردار نرمال سطح هریک از آن‌هاست. با فرض کروی بودن زمین و مسطح بودن صفحه‌ی نصب شده بر هر وجه ماهواره، ضریب دید هر وجه ماهواره از روابط جدول ۱ قابل محاسبه است.^[۱۸] در ستون چپ جدول، حالت‌های مختلفی که سطوح ماهواره نسبت به زمین می‌توانند داشته باشند ثبت شده است. β زاویه‌ی بین بردار نرمال سطح ماهواره با بردار واصل از ماهواره به زمین است. ضریب دید منطبق بر هر حالت، مقابل آن در ستون سمت راست ارائه شده است. لازم به ذکر است که چون ضریب دید حاوی اطلاعات موقعیتی ماهواره در مدار زمین (r) است، نقش اصلی را در مشاهده‌پذیری مدار ماهواره به کمک داده‌های دمایی سطوح آن دارد. مقدار ضریب آلبودی f ، در محاسبات کنترل دمای ماهواره معمولاً در حدود مقدار ثابت و متوسط 0.3 در نظر گرفته می‌شود. اما مقدار تابش آلبودی که ماهواره

حرارتی بین این صفحه و اجزاء داخلی ماهواره صورت نگیرد. همچنین صفحات نصب شده روی هر وجه ماهواره هیچ ارتباط فیزیکی با یکدیگر نداشته و کاملاً از یکدیگر ایزوله‌اند. با این فرض می‌توان از سازوکار هدایت در تبدلات حرارتی ماهواره چشم‌پوشید که البته این مورد یکی از فرضیات ساده‌کننده‌ی مسئله است و در عمل می‌تواند محدودیت‌هایی در ساخت ماهواره ایجاد کند. ارتباط بین نرخ دمای صفحه‌ی i ام با تبدلات گرمایی صفحه چنین محاسبه می‌شود:

$$m_i c_i \frac{dT_i}{dt} = q_{total_i} \quad (i = 1, \dots, 6) \quad (4)$$

که در آن m_i جرم صفحه‌ی اندازه‌گیری i ام ماهواره، c_i ظرفیت گرمایی ویژه‌ی ماده‌ی سازنده‌ی صفحه، T_i دمای صفحه و q_{total_i} نرخ تبادل گرمایی کل صفحه است که برابر با اختلاف مقادیر ورودی و خروجی به صفحه است:

$$q_{total_i} = q_{in_i} - q_{out_i} \quad (5)$$

در رابطه‌ی فوق q_{out_i} نرخ تابش حرارتی خروجی از صفحه‌ی i ام است که به محیط فضا با دمای T_{ds} دفع می‌شود و برابر است با:

$$q_{out_i} = \varepsilon_i \sigma A_i (T_i^4 - T_{ds}^4) \quad (6)$$

که در آن ε_i ضریب انتشار سطح، σ ثابت استفان - بولتزمن $(\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \frac{W}{m^2 K^4})$ و همچنین q_{in_i} نرخ حرارتی ورودی به صفحه است که توسط رابطه‌ی ۷ بیان می‌شود:

$$q_{in_i} = q_{sun_i} + q_{Earth_i} + q_{albedo_i} \quad (7)$$

که در آن q_{sun_i} بیان‌گر نرخ حرارت دریافتی صفحه از خورشید، q_{Earth_i} نرخ تابش دریافتی از زمین در باند فرسوخ (IR) و نیز q_{albedo_i} مقدار نرخ تابش بازگشتی از سطح زمین است که از آن به تابش آلبودی زمین یاد می‌شود. در ادامه مدل‌سازی نرخ تابش این منابع با جزئیات بیشتر بیان می‌شود.

۱.۲.۲. تابش خورشید

نرخ حرارت ورودی خورشید به صفحه‌ی i ام توسط رابطه‌ی ۸ محاسبه می‌شود:^[۱۵]


$$q_{sun_i} = S A_i \alpha_i \cos \theta_i \quad (8)$$

که در آن S شار خروجی کل از خورشید، A_i سطح مقطع صفحه‌ی i ام، α_i ضریب جذب صفحه و θ_i زاویه‌ی بین راستای تابش خورشید که توسط سنسورهای خورشیدی در دسترس است با بردار نرمال سطح صفحه‌ی i ام است (شکل ۲). کسینوس این زاویه از رابطه‌ی ۹ محاسبه می‌شود:

$$\cos \theta_i = \frac{n_i^B \cdot T^{BI} (r_{sun}^I - r_{sat}^I)}{|r_{sun}^I - r_{sat}^I|} \quad (9)$$

در این رابطه، n_i^B بردار نرمال صفحه‌ی i ام در مختصات بدنی ماهواره، r_{sun}^I و r_{sat}^I به ترتیب بردارهای موقعیت خورشید و ماهواره در دستگاه اینرسی زمین مرکز (ECI) هستند. T^{BI} ماتریس انتقال از دستگاه مختصات اینرسی ECI به سیستم مختصات بدنی ماهواره است و حاوی اطلاعات وضعیت ماهواره است. از این رو منبع اصلی مشاهده‌پذیری وضعیت، تابش خورشید است.

جدول ۱. ضریب دید (دایره نشان‌دهنده‌ی زمین و صفحه‌ی تخت نشان‌دهنده‌ی سطح ماهواره است). [۱۹]

حالت اول	نمایش وضعیت صفحه نسبت به کره حالتی که صفحه کاملاً روبه روی کره باشد:
$F_{Earth\ to\ surface} = \frac{1}{v^2} \quad where\ v = \frac{r_{surface-Earth}}{R_{Earth}}$	
$F_{Earth\ to\ surface} = \frac{1}{\pi} \left(\arctan \frac{1}{\sqrt{v^2-1}} - \frac{\sqrt{v^2-1}}{v^2} \right)$	حالتی که صفحه در راستای خط واصل به کره باشد:
<p>اگر $\beta < \frac{\pi}{v} - \sin^{-1} \left(\frac{1}{v} \right)$</p> $F_{Earth\ to\ surface} = \frac{\cos \beta}{v^2}$ <p>اگر $\frac{\pi}{v} - \sin^{-1} \left(\frac{1}{v} \right) < \beta < \pi + \sin^{-1} \left(\frac{1}{v} \right)$</p> $F_{Earth\ to\ surface} = \frac{\cos \beta}{\pi v^2} \left(\pi - \cos^{-1} \left(\frac{\sqrt{v^2-1}}{\tan \beta} \right) - \frac{\sqrt{v^2-1}}{\tan \beta} \times \sqrt{1 - \frac{v^2-1}{\tan^2 \beta}} \tan^2 \beta \right) + \frac{1}{\pi} \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{1 - \frac{v^2-1}{\tan^2 \beta}}}{\sqrt{\frac{v^2-1}{\tan^2 \beta}}} \cos \beta \right)$	حالتی که صفحه نسبت به کره زاویه داشته باشد:
$F_{Earth\ to\ surface} = 0$ در غیر این صورت:	حالت سوم

در هر لحظه دریافت می‌کند، به شدت وابسته به جغرافیای منطقه‌ی زیر پای ماهواره و نیز شرایط آب و هوایی لحظه‌ی آن است. از این رو در این پژوهش از یک مدل آلبودی متغیر استفاده می‌شود که به کمک جداول ضریب آلبودی به دست آمده طی ۱۸ سال پایش انواع پرتوهای تابشی زمین توسط ماهواره‌های ناسا جمع‌آوری شده است.

۴.۲.۲. تابش سطوح ماهواره به محیط

همه‌ی سطوحی که دمایی بالاتر از صفر کلون دارند، انرژی گرمایی خود را به صورت تابش به محیط اطراف خود انتقال می‌دهند. طبق قانون استفان - بولتزمن مقدار این تابش با ضریب انتشار سطح ϵ ثابت استفان - بولتزمن $(\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-4})$ و توان چهارم دمای سطح، T متناسب است. از این رو مقدار توان تابش خروجی از صفحه‌ی i ام ماهواره به صورت رابطه‌ی زیر تعریف می‌شود:

$$q_{out_i} = \epsilon_i \sigma A_i (T_i^4 - T_{ds}^4) \quad (13)$$

۳. مدل‌سازی تابش زمین با استفاده از داده‌های CERES

مقدار تابش آلبودو و فروسرخ هر ناحیه از زمین وابسته به جغرافیا و شرایط آب و هوایی لحظه‌ی آن است. امروزه مقدار این تابش‌ها به صورت مداوم توسط اندازه‌گیری‌های ماهواره‌ی در حال ثبت است. CERES نام پروژه‌ی از برنامه‌های سازمان فضایی آمریکا (ناسا) است که به اندازه‌گیری، جمع‌آوری و تحلیل طیف‌های تابشی زمین اختصاص دارد. [۲۰] وضعیت آب و هوایی زمین تحت تأثیر شدید مقدار تابش خورشید است. بخشی از این تابش همان ابتدا توسط اتمسفر به محیط فضا منعکس می‌شود و بخشی نیز توسط اتمسفر و سطح کره زمین جذب شده و سبب گرمایش زمین می‌شود. این انرژی گرمایی در باند فروسرخ به فضا تابش می‌کند. دمای اتمسفر و سطح زمین و نیز وضعیت آب و هوا همواره وابسته به مقدار این تابش‌هاست. از این رو CERES درک بسیار خوبی از بودجه‌ی تابشی زمین (ERB) [۲۱] و رفتار اقلیمی آن به دست می‌دهد CERES. این اطلاعات را در طول ۱۸ سال به کمک

در هر لحظه دریافت می‌کند، به شدت وابسته به جغرافیای منطقه‌ی زیر پای ماهواره و نیز شرایط آب و هوایی لحظه‌ی آن است. از این رو در این پژوهش از یک مدل آلبودی متغیر استفاده می‌شود که به کمک جداول ضریب آلبودی به دست آمده طی ۱۸ سال پایش انواع پرتوهای تابشی زمین توسط ماهواره‌های ناسا جمع‌آوری شده است.

۳.۲.۲. تابش فروسرخ زمین

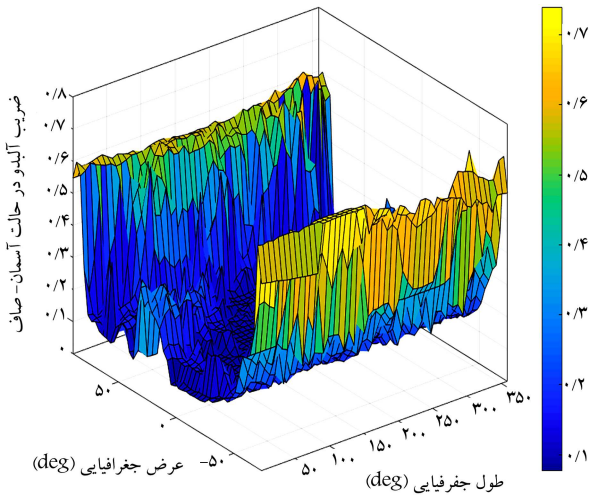
بخشی از تابش خورشید که به زمین می‌رسد، توسط اتمسفر و سطح زمین جذب می‌شود و سپس با تأخیر به صورت تابش گرمایی از زمین ساطع می‌شود. در مجموع، انرژی گرمایی زمین منشاء تابش طول موج بلند در باند فروسرخ است. تابش فروسرخ زمین نیز مانند تابش آلبودو به صورت پراکنده اتفاق می‌افتد. از این رو، در محاسبات نرخ آن ملزم به استفاده از ضریب دید هستیم. با این توضیح، نرخ تابش فروسرخ دریافتی صفحه‌ی i ام چنین محاسبه می‌شود: [۱۵]

$$q_{Earth_i} = E A_i F_i \epsilon_i \quad (12)$$

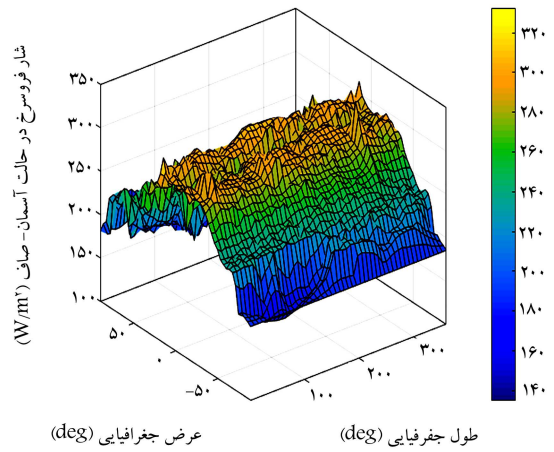
در رابطه‌ی ۱۲، E مقدار متوسط شار فروسرخ زمین، A_i سطح مقطع صفحه‌ی جذب تابش، F_i ضریب دید و ϵ_i ضریب انتشار 1° سطح صفحه است. ضریب انتشار یک ماده، معرف قابلیت انتشار تابش توسط سطح آن است. بنابراین یک خاصیت از ماده است و بیان‌کننده نسبت انرژی تابش شده توسط ماده‌ی مورد نظر به انرژی تابشی توسط یک جسم سیاه 11 در همان درجه حرارت است.

گرچه ضریب جذب یک سطح در دو پرتو خورشید و فروسرخ یکی نیستند ($\alpha_{solar} \neq \alpha_{IR}$) اما در محدوده‌ی تابش فروسرخ، مقدار ضریب ϵ_i در حدود ضریب جذب سطح، α_i است. بنابراین در رابطه‌ی ۱۲ از مقدار ضریب انتشار به جای ضریب جذب استفاده شده است ($\alpha_{IR} = \epsilon_{IR}$).

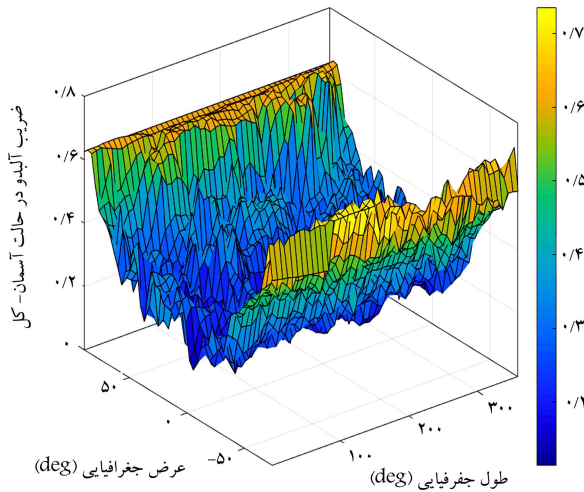
شار فروسرخ زمین، E در حدود 257 W/m^2 است که یک مقدار متوسط است. [۱۵] در واقع نرخ تابش گرمایی که به صفحات ماهواره می‌رسد، مقداری لحظه‌ی از این پارامتر و وابسته به جغرافیای ناحیه‌ی زیر پای ماهواره و نیز شرایط آب و هوایی



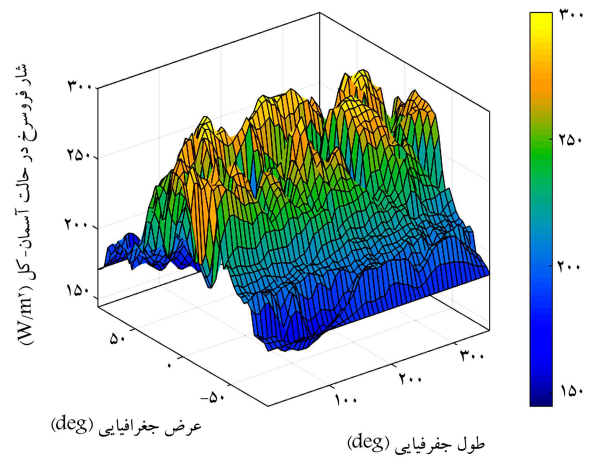
شکل ۵. مقدار ضریب آلبیدو اتمسفر بالایی زمین در نقاط مختلف زمین برای شرایط آسمان صاف. [۲۰]



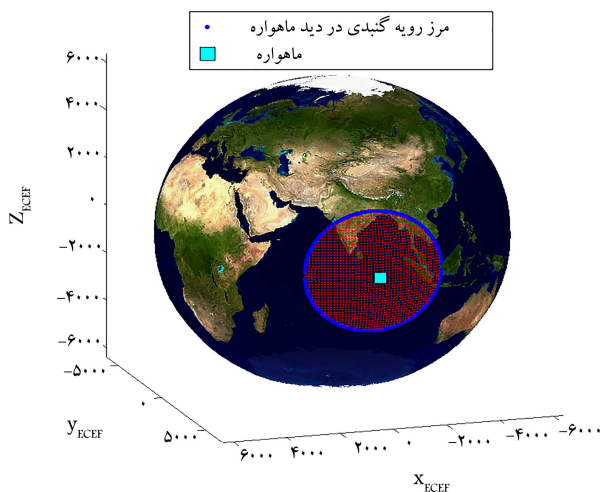
شکل ۳. مقدار شار فرورسرخ سطح بالای اتمسفر در نقاط مختلف زمین در شرایط آسمان صاف. [۲۰]



شکل ۶. مقدار ضریب آلبیدو اتمسفر بالایی زمین در نقاط مختلف زمین برای شرایط کل آسمان. [۲۰]



شکل ۴. مقدار شار فرورسرخ سطح بالای اتمسفر در نقاط مختلف زمین در شرایط کل آسمان. [۲۰]



شکل ۷. ناحیه‌یی از زمین که در دید ماهواره قرار دارد و به آن تابش فرورسرخ ساطع می‌کند.

ماهواره‌های گوناگون (Aqua, Terra,...) جمع‌آوری کرده و پس از پردازش، نتایج را در قالب جداولی در اختیار عموم قرار داده است. [۲۰]

یکی از اطلاعاتی که توسط CERES ارائه شده است، مقدار شار تابش آلبیدو و نیز شار تابش فرورسرخ لایه بالای اتمسفر (TOA)،^{۱۳} (در حدود ۲۰ کیلومتر) است که به محیط فضا ساطع می‌شود. این مقادیر برای شبکه‌های ریز و درشت از سطح زمین و در بازه‌های زمانی ماه، روز و ساعت در دسترس است. علاوه بر مقدار میانگین روزانه و ماهانه این شارها در حالت کلی (کل آسمان)^{۱۴} مقدار آنها در حالت آسمان صاف^{۱۵} نیز ارائه شده است. مقدار شار میانگین روزانه یا ماهانه در حالت کل آسمان حالتی است که شار بر روی همه ردهای^{۱۶} ماهواره در یک زمان و مکان مشخص به دست می‌آید. اما در حالت آسمان صاف شار زمین در مواقعی که حداقل درصد از آسمان بدون ابر باشد، به دست می‌آید. در شکل‌های ۳ تا ۶ مقدار شار تابش فرورسرخ و همچنین ضریب آلبیدوی شبکه‌های $1^\circ \times 1^\circ$ از سطح زمین، در دو حالت آسمان صاف و کل آسمان نشان داده شده است.

در پژوهش حاضر فرض شده است، شار فرورسرخ که به سطح ماهواره می‌رسد، میانگین مقدار شار فرورسرخ روی بخشی از سطح زمین باشد که تابش فرورسرخ آنها به ماهواره می‌رسد. در شکل ۷ این بخش از زمین که به فرم یک رویه گنبدی است،

جدول ۲. مشخصه‌های فیزیکی صفحات اندازه‌گیری.

پارامتر	مقادیر
مساحت یک وجه ماهواره	$100 \times 100 \text{ cm}^2$
مساحت صفحه‌ی قرانت دما	$10 \times 10 \text{ cm}^2$
جرم ماهواره	۴۹٫۸۶ kg
جرم صفحه‌ی قرانت دما	۰٫۸۳ kg
ظرفیت گرمایی ویژه	۹۶۱ J/kg °K
ضریب جذب تابش	۰٫۳۳
ضریب انتشار تابش	۰٫۵۰۹

جدول ۳. پارامترهای مدل حرارتی محیط.

پارامتر	مقادیر
شار حرارتی خورشید	۱۴۱۴ W/m ²
شار حرارتی زمین	۲۵۷ W/m ²
ضریب آلبدو زمین	۰٫۲۶

جدول ۴. المان‌های کلاسیک مدار منتخب در الگوریتم تخمین مدار.

المان‌های مداری	مقادیر اولیه
نیم‌قطر اصلی (a)	۷۰۷۸٫۱۴۵ km
خروج از مرکز (e)	۰٫۰۷
شیب مداری (i)	۷۰°
طول گره صعودی (Ω)	۵۷°
آرگومان حضیض (ω)	۰°
آنومالی حقیقی (ν)	۱۱۰°

جدول ۵. مقدار خطای تخمین مدار و وضعیت هم‌زمان با استفاده از فیلتر UKF در ۱۰ اجرای مونت‌کارلو.

موقعیت (km)	سرعت ($\frac{km}{s}$)	وضعیت (deg)	سرعت زاویه‌یی ($\frac{rad}{s}$)	ضریب آلبدو
۷٫۳۱	۰٫۰۰۸۷	۱٫۱	3.1×10^{-4}	۰٫۰۲

سرعت‌های زاویه‌یی اولیه ماهواره نیز عبارت‌اند از: $\omega^{BI}(0) = [0 \text{ } -1/11445 \times 10^{-2}]^T \text{ rad/s}$.

تولید داده‌های حرارتی مورد نیاز از طریق شبیه‌سازی و با استفاده از یک مدل کامل‌تر با در نظر گرفتن اغتشاشات عمده انجام می‌شود. به طور مثال اثرات پسای اتمسفر، عدم کرویت زمین، فشار تشعشعات خورشیدی و همچنین نیروهای گرانشی ماه و خورشید در نظر گرفته شده است. اما از طرف دیگر در مسئله‌ی تخمین، یک مدل ساده‌تر مورد استفاده قرار می‌گیرد که در آن، فقط اثرات اغتشاشی مربوط به عدم کرویت زمین و پسای اتمسفر لحاظ می‌شود. این روش به ما امکان ارزیابی عملکرد تخمین را در حضور خطاهای مدل‌سازی دینامیک سیستم می‌دهد.

عملکرد الگوریتم پیشنهادی از طریق شبیه‌سازی‌های مونت‌کارلو در MATLAB ۲۰۱۷ R2 با استفاده از یک سیستم CPU ۲٫۷ گیگاهرتز با قابلیت حافظه ۱۶ گیگابایتی بررسی شده است. شکل ۸ تا شکل ۱۲ خطاهای تخمین موقعیت، سرعت، کوآرینون‌های وضعیت، نرخ سرعت‌های زاویه‌یی و نیز ضریب آلبدو

نشان داده شده است. نقاط قرمز رنگ، شبکه‌های $1^\circ \times 1^\circ$ از سطح زمین است که مقدار شار هر کدام در جدول SYN\deg توسط CERES ارائه شده است. در گام اول ابتدا از الگوریتمی برای جست‌وجوی مختصات جغرافیایی شبکه‌هایی که هر لحظه در دید ماهواره قرار دارد استفاده می‌شود. سپس مقدار شار مربوط به هر شبکه از جدول SYN\deg برداشت شده و در نهایت با میانگین‌گیری روی این مقادیر، شاری که به ماهواره می‌رسد محاسبه می‌شود. با این توضیح، مقدار شار فروسخ زمین در هر لحظه زیر پای ماهواره (E') برابر با میانگین شار N نقطه‌ی موجود در رویه‌ی گنبدی شکل است که چنین محاسبه می‌شود:

$$E' = \frac{\sum_{i=1}^N E_{node_i}}{N} \quad (14)$$

در رابطه‌ی فوق مقدار شار فروسخ ناحیه‌ی i ام است که از روی جداول SYN\deg خوانده شده و روی تعداد کل (N) میانگین‌گیری می‌شود.

شار تابشی زمین به ماهواره تابعی از شرایط اتمسفر، وجود ابرها و آب و هوای لحظه‌یی است. از این رو بدون داشتن اطلاعات آب و هوایی تخمین ما از شار تابشی نواحی مختلف زمین با عدم قطعیت مواجه است. در این پژوهش، برای مدل‌سازی عدم قطعیت از نویز گاوسی استفاده شده است. چنان که گفته شد شار فروسخ زمین در جدول SYN\deg در دو حالت آسمان صاف و کل آسمان در دسترس است. فرض می‌شود که شار لحظه‌یی هر شبکه‌ی زمین، مقداری بین این دو حالت واقع شود. از این رو مقدار شار به صورت یک متغیر تصادفی نرمال با میانگین و انحراف معیار زیر در نظر گرفته شده است:

$$\mu_{E_{current}} = \frac{E_{cs} + E_{as}}{2} \quad (15)$$

$$\sigma_{E_{current}} = \frac{|E_{cs} - E_{as}|}{6} \quad (16)$$

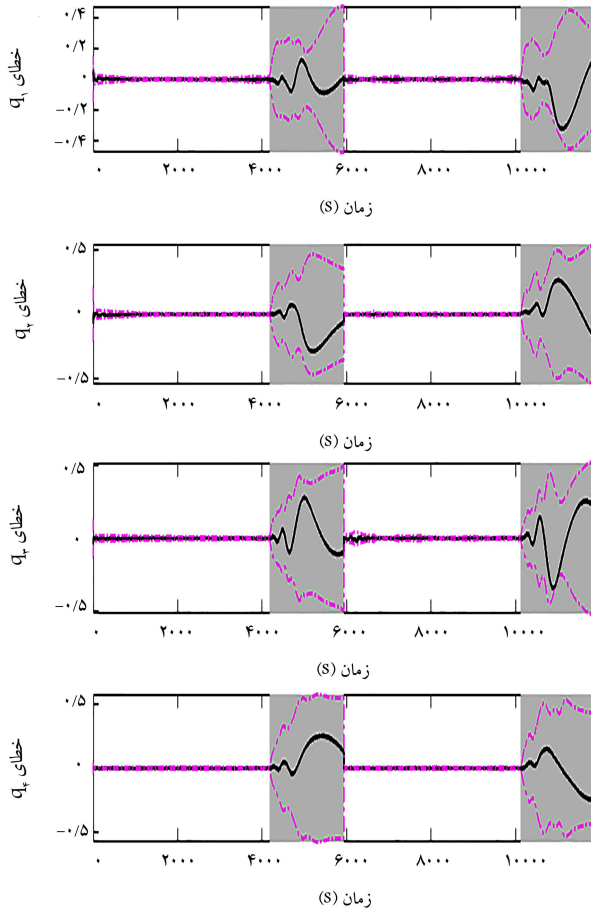
این انتخاب از مقدار میانگین و انحراف معیار سبب می‌شود، مقدار شار هر شبکه به صورت تصادفی بین مقدارهای آسمان صاف (E_{cs}) و کل آسمان (E_{as}) محاسبه شود.

۴. نتایج و بحث

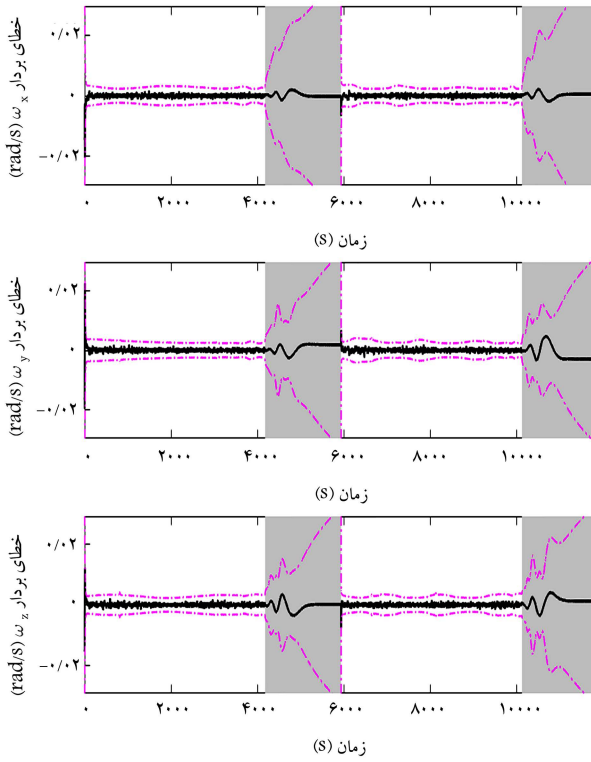
در این بخش عملکرد الگوریتم تخمین مدار، وضعیت و پارامتر ضریب آلبدو با استفاده از داده‌های نرخ دما مورد بررسی قرار گرفته است. طبق نتایج مرجع^[۱۰] استخراج اطلاعات مداری ماهواره به کمک داده‌های دمایی وابسته به وجود اطلاعات وضعی ماهواره است. همچنین دسترسی به اطلاعات وضعی در بازه شب ماهواره، به دلیل حذف تابش خورشید امکان‌پذیر نیست. بنابراین انتخاب یک فیلتر قدرت‌مند که همگرایی الگوریتم در بازه مشاهده‌پذیری روز را امکان‌پذیر سازد، بسیار پراهمیت است. از این رو در این پژوهش از فیلتر غیرخطی کالمن به عنوان یک فیلتر کارآمد در تخمین سیستم‌های غیرخطی برای مسئله‌ی تخمین هم‌زمان مدار، وضعیت و پارامتر آلبدو استفاده شده است.

مشخصات فیزیکی ماهواره و مداری که شبیه‌سازی در آن انجام می‌شود در جداول ۲ تا ۴ آمده است. همچنین زمان شروع شبیه‌سازی در تاریخ ۲۵ ژانویه سال ۲۰۱۶ ساعت ۱۰ صبح تنظیم شده است.

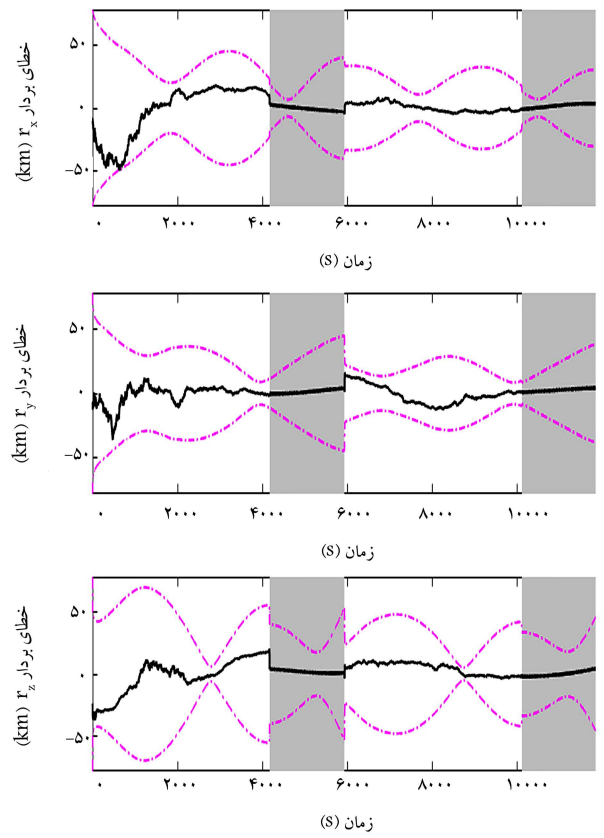
همچنین وضعیت اولیه‌ی ماهواره نسبت به سیستم مختصات ECI برحسب زاویه‌های اولیاء عبارت است از: $\Psi(0) = 0^\circ$ ، $\Theta(0) = 0^\circ$ و $\phi(0) = 0^\circ$ نرخ



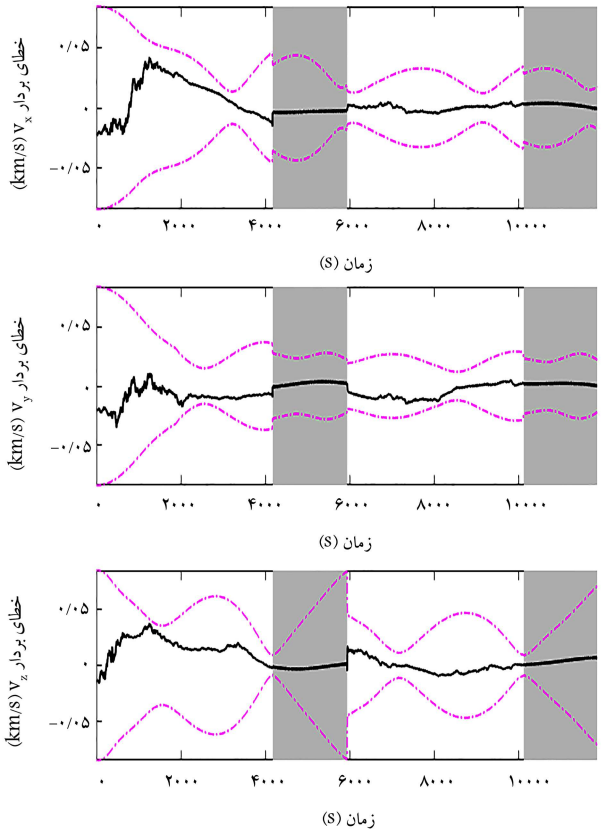
شکل ۱۰. خطای تخمین مؤلفه‌های کواترنیون در باند $\pm 3\sigma$.



شکل ۱۱. خطای تخمین مؤلفه‌های سرعت زاویه‌یی در باند $\pm 3\sigma$.



شکل ۸. خطای تخمین مؤلفه‌های موقعیت در باند $\pm 3\sigma$.



شکل ۹. خطای تخمین مؤلفه‌های سرعت در باند $\pm 3\sigma$.

جدول ۶. مقایسه‌ی حساسیت خطای تخمین هم‌زمان مدار و وضعیت ماهواره نسبت به المان نیم‌قطر اصلی.

نیم‌قطر اصلی (km)	موقعیت (km)	سرعت ($\frac{km}{s}$)	وضعیت (deg)	سرعت زاویه‌یی ($\frac{rad}{s}$)	ضریب آلبدو
۷۰۷۸,۱۴۵	۷,۳۱	۰,۰۰۸۷	۱,۱	۳,۰۱e-۴	۰,۰۲
۷۵۷۸,۱۴۵	۸,۵	۰,۰۰۹۷	۱,۵	۳,۰۶e-۴	۰,۰۴
۹۰۷۸,۱۴۵	۱۳,۵۶	۰,۰۱۱۱	۳,۱	۰,۰۰۱۱	۰,۰۹

جدول ۷. مقایسه‌ی حساسیت خطای تخمین هم‌زمان مدار و وضعیت ماهواره نسبت به المان خروج از مرکز مدار.

خروج از مرکز	موقعیت (km)	سرعت ($\frac{km}{s}$)	وضعیت (deg)	سرعت زاویه‌یی ($\frac{rad}{s}$)	ضریب آلبدو
۰,۰۷	۷,۳۱	۰,۰۰۸۷	۱,۱	۳,۰۱e-۴	۰,۰۲
۰,۰۴	۶,۶۰	۰,۰۰۸۳	۱,۱	۲,۹۸e-۴	۰,۰۱۹
۰	۶,۴۳	۰,۰۰۷۲	۱,۰	۲,۹۱e-۴	۰,۰۱۵

جدول ۸. مقایسه‌ی حساسیت خطای تخمین هم‌زمان مدار و وضعیت ماهواره نسبت به المان شیب مداری.

شیب مداری	موقعیت (km)	سرعت ($\frac{km}{s}$)	وضعیت (deg)	سرعت زاویه‌یی ($\frac{rad}{s}$)	ضریب آلبدو
۴۰°	۸,۰۱	۰,۰۰۹۰	۱,۲	۳,۱۹e-۴	۰,۰۲۵
۷۰°	۷,۳۱	۰,۰۰۸۷	۱,۱	۳,۰۱e-۴	۰,۰۲
۹۰°	۲۵,۰۱	۰,۰۱۲۲	۴,۲	۶,۱۹e-۴	۰,۰۵

۵. تحلیل حساسیت

در این بخش، حساسیت الگوریتم تخمین دماپایه نسبت به المان‌های مداری کلاسیک از جمله نیم‌قطر اصلی مدار، خروج از مرکز مدار و شیب مداری بررسی شده است.

• حساسیت به نیم‌قطر اصلی بیضی مدار

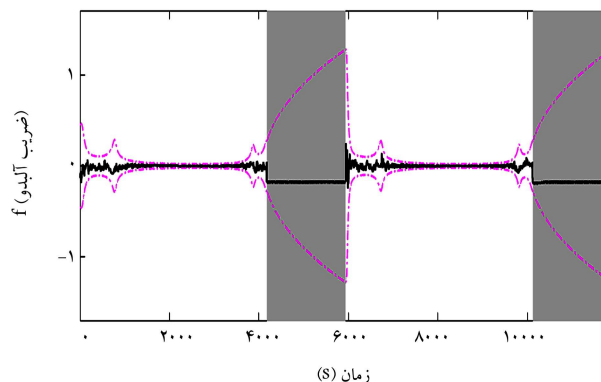
چنان‌که قبلاً هم گفته شد، آلبدوی زمین و تابش فرورسوخ از منابع اصلی مشاهده‌پذیری مدار هستند. بنابراین انتظار می‌رود که افزایش فاصله‌ی ماهواره از زمین سبب کاهش مشاهده‌پذیری مدار شود. از این رو حساسیت الگوریتم تخمین حالت دماپایه پیشنهادی در برابر نیم‌قطر اصلی بیضی مدار ارزیابی می‌شود. در جدول ۶ خطاهای تخمین مربوطه در طول آخرین بازه همگرایی روز ارائه شده است.

• حساسیت به خروج از مرکز مدار

مقادیر بیشتر خروج از مرکز مدار معادل با ارتفاع اوج مداری بیشتر است. بنابراین، انتظار می‌رود که با افزایش خروج از مرکز مدار، دقت تخمین مدار و در نتیجه دقت تخمین وضعیت نیز کاهش یابد. جدول ۷ خطاهای تخمین را ارائه می‌دهد.

• حساسیت به شیب مداری

در این بخش، حساسیت الگوریتم تخمین نسبت به شیب مدار بررسی می‌شود. مقادیر مختلفی شیب مداری شامل ۴۰° ، ۷۰° و ۹۰° انتخاب شده و در حالی که سایر عناصر مداری بدون تغییر نگه داشته می‌شوند، دقت الگوریتم تخمین بررسی می‌شود. نتایج در طی آخرین بازه همگرایی دومین پرورد مداری شبیه‌سازی شده در جدول ۸ آورده شده است. به نظر می‌رسد تغییر جهت زاویه‌ی تابش خورشید نسبت به صفحه‌ی مداری دلیل اصلی حساسیت الگوریتم به شیب مداری باشد.



شکل ۱۲. خطای تخمین پارامتر ضریب آلبدو در باند $\pm 3\sigma$.

را به همراه باند $\pm 3\sigma$ با (خط چین به رنگ بنفش) نمایش می‌دهد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که پس از همگرایی فیلتر، همه خطاهای بردار حالت در محدوده $\pm 3\sigma$ مربوط به خود هستند که بر پایداری تصادفی و مقاوم بودن الگوریتم پیشنهادی صحنه می‌گذارد. در این شبیه‌سازی، به دلیل افت شدید مشاهده‌پذیری در بازه‌های شب ماهواره، بردار حالت با استفاده از معادلات انتشار دینامیک سیستم پیش‌بینی می‌شود. اما در بازه روز از مقادیر اندازه‌گیری در به‌روزرسانی مقادیر پیش‌بینی استفاده می‌شود.

برای تحلیل بهتر عملکرد فیلتر غیرخطی کالمن (UKF) در تخمین مدار و وضعیت ماهواره، از مجذور میانگین مربعات خطا (RMSE) ^{۱۷} استفاده شده و در جدول ۵ ارائه شده است. مقدار خطا در بازه همگرایی در پرورد دوم مداری و در آخرین بازه روز ماهواره محاسبه شده است.

۶. نتیجه‌گیری

است. از این رو هرگونه تمهیداتی که منجر به افزایش دقت مدل حرارتی شود، می‌تواند سبب بهبود دقت تخمین دماپایه شود. در این راستا، در این پژوهش با تخمین ضریب آلبودی لحظه‌ی و همچنین در نظر گرفتن مدل متغیر با زمان برای تابش فروسرخ، تلاش شد که به این هدف دست یابیم. به دلیل غیرخطی بودن دینامیک کوپل مدار و وضعیت، از فیلتر کالمن خنثی در تخمین استفاده شده است. عملکرد مطلوب روش پیشنهادی از طریق شبیه‌سازی مونت کارلو تأیید و حساسیت آن نسبت به پارامترهای مداری مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج به دست آمده پتانسیل روش پیشنهادی را به عنوان یک سیستم پشتیبان کم‌هزینه برای دست‌یابی به اطلاعات انتقالی و وضعی ماهواره اثبات می‌کند.

در این پژوهش، تخمین هم‌زمان حالات انتقالی و وضعی ماهواره به علاوه پارامتر ضریب آلبودی زمین تنها به کمک داده‌های دمایی جمع‌آوری شده از سطوح ماهواره مورد بحث و تحلیل قرار گرفته است. در نصب سنسورهای دمایی، فرض شده است که سطوح ماهواره به صفحات کوچکی مجهزند که در مقابل منابع حرارتی داخلی ماهواره، عایق شده‌اند. بنابراین تغییرات دمای صفحات ناشی از تشعشعات محیطی است که عمده‌تاً از خورشید و زمین می‌آیند. دقت این الگوریتم دماپایه به شدت وابسته به دقت مدل حرارتی ماهواره است که از عدم قطعیت‌های زیادی برخوردار

پانویس‌ها

1. Clouds and the Earth's Radiant Energy System (CERES)
2. Levenberg-Marquardt
3. Unscented Kalman filter
4. Extended Kalman filter
5. random walk
6. Stefan-Boltzmann
7. earth centered inertia
8. diffused
9. view factor
10. emissivity
11. Blackbody
12. earth's radiation budget
13. top of atmosphere
14. all-sky
15. clear-sky
16. footprint
17. root mean square error

منابع (References)

1. Saeed, N., Elzanaty, A., Almorad, H. and et al. "CubeSat communications: recent advances and future challenges", *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, **22**(3), pp. 1839-1862 (2020).
2. Knapp, M. and et al. "Demonstrating high-precision photometry with a cubeSat: ASTERIA observations of 55 Cancri e", *The Astronomical Journal*, **160**(1), p. 23, 2020/06/11 (2020).
3. Cheong, J.W. and et al. "A robust framework for low-cost cubesat scientific missions", *Space Science Reviews*, **216**(1), p. 8, 2020/01/20 (2020).
4. Bulut, M. "Thermal design, analysis, and testing of the first Turkish 3U communication cubesat in low earth orbit", *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, **143**(6), pp. 4341-4353 (2021).
5. Khaniki, H.B. and Karimian, S.M.H. "Determining the heat flux absorbed by satellite surfaces with temperature data", *Journal of Mechanical Science and Technology*, **28**, pp. 2393-2398 (2014).
6. Khaniki, H.B. and Karimian, S.M.H. "Satellite attitude determination using absorbed heat fluxes", *Journal of Aerospace Engineering*, **29**, p. 4016053 (2016).
7. Labibian, A., Pourtakdoust, S.H., Alikhani, A. and et al. "Development of a radiation based heat model for satellite attitude determination", *Aerospace Science and Technology*, **82-83**, pp. 479-486 (2018).
8. Labibian, A., Alikhani, A. and Pourtakdoust, S.H. "Performance of a novel heat based model for spacecraft attitude estimation", *Aerospace Science and Technology*, **70**, pp. 317-327 (2017).
9. Labibian, A., Pourtakdoust, S.H., Kiani, M. and et al. "Experimental validation of a novel radiation based model for spacecraft attitude estimation", *Sensors and Actuators A: Physical*, **250**, pp. 114-122 (2016).
10. Nasihati Gourabi, F., Kiani, M. and Pourtakdoust, S.H. "Autonomous temperature-based orbit estimation", *Aerospace Science and Technology*, **86**, pp. 671-682 (2019).
11. Moghanipoor, M., Kiani, M., Pourtakdoust, S.H. and et al. "Investigation of the conduction effect on temperature-based attitude estimation", *Journal of Space and Science Technology*, **12**, (4), pp. 91-102 (In Persian) (2020).
12. Haykin, S., *Kalman Filtering and Neural Networks*, John Wiley & Sons, (2004).
13. Vallado, D.A., *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 2 Ed. Springer Science & Business Media, p. 958 (2001).
14. Markley, F.L. and Crassidis, J.L., *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer (2014).
15. Karam, R.D. "Satellite thermal control for systems engineers", **181**, (1998).
16. Macdonald, M. and Badescu, V., *The International Handbook of Space Technology*, p. 731 (2014).
17. Fortescue, P., Swinerd, G. and Stark, J., *Spacecraft Systems Engineering*, John Wiley & Sons (2011).
18. Bergman, T.L. and Incropera, F.P., *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*, John Wiley & Sons, p. 1048 (2011).
19. Thermal Radiation. Available: <http://www.thermalradiation.net/>.
20. Clouds and the Earth's Radiant Energy System. Available: <https://ceres.larc.nasa.gov/index.php> (02-Feb-2018).