



Research Paper

Investigation of the Conduction Effect on Temperature-based Attitude Estimation

M. Moghanipour¹, M. Kiani², S.H. Pourtakdoost³ and A. Labibian⁴

1, 2, 3. Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

4. Satellite Systems Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

*kiani@sharif.edu

Temperature sensors have recently been proposed for attitude estimation (AE) of Low-Earth satellites. However, since half of the satellite surfaces do not receive any heat flux from the Sun, conduction occurs among the satellite surfaces. In this regard, the present study has focused on the effect of surfaces' conduction as well as inner radiation on AE using temperature sensors. The nonlinear filter of Unscented Kalman filter is adopted for AE, and the developed model to describe temperature rates is verified using Thermal Desktop and SINDA software. Monte Carlo simulations prove positive effect of the conduction on the AE performance against negative role of the inner radiation.

Keywords: Attitude estimation, Temperature sensor, Heat flux, Radiation, Conduction

1. M. Sc.
2. Assistant Professor (Corresponding Author)
3. Professor
4. PhD

مقاله علمی - پژوهشی

بررسی اثر رسانش سطوح ماهواره بر تخمین وضعیت با استفاده از سنسور دمایی

مرجان مقنی پور^۱، مریم کیانی^{۲*}، سیدحسین پورتاکدوست^۳ و امیر لیبیان^۴

۱ و ۲ - دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

۳ - پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

*kiani@sharif.edu

دست‌یابی به اطلاعات دقیق از وضعیت ماهواره، از جمله نیازمندی‌های مهم در بهبود دقت کنترل ماهواره در مأموریت‌های فضایی است. اخیراً، نرخ تغییر دمای سطوح ماهواره به واسطه تشعشعات خورشید و زمین، به‌عنوان یک کمیت اندازه‌گیری نوین برای تخمین وضعیت ماهواره ارتفاع پایین معرفی شده است. از آنجا که شار حرارتی خورشید، به عنوان اصلی‌ترین منبع حرارتی، در شرایط غیر از سایه تقریباً به نیمی از سطوح ماهواره نمی‌رسد، لذا اختلاف دما بین سطوحی که در معرض شار حرارتی خورشید قرار دارند در مقایسه با دیگر سطوح زیاد است. این اختلاف دمای بالا، وقوع رسانش بین سطوح در صورت عدم عایق‌بندی را اجتناب‌ناپذیر می‌سازد. از این رو، این مقاله به بررسی اثر رسانش بین سطوح ماهواره و همچنین اثرات ناشی از تشعشعات داخلی بر مسئله تخمین وضعیت به کمک سنسور دمایی پرداخته است. برای تخمین وضعیت از فیلتر غیرخطی کالمن خنثی استفاده شده است. در ابتدا، الگوی تغییرات دمای سطوح ماهواره نسبت به مدل‌های موجود پیشین، اصلاح شده و به کمک نرم‌افزارهای تخصصی صحت‌گذاری شده است. سپس عملکرد فرآیند تخمین وضعیت توسعه داده‌شده به کمک شبیه‌سازی‌های مونت کارلو مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهند که لحاظ کردن رسانش سبب بهبود دقت تخمین وضعیت حدود ۴/۵ درجه می‌شود، در حالی که عدم عایق‌کاری سطوح بیرونی با اجزای داخلی و دریافت تشعشعات داخلی، افت عملکرد تخمین وضعیت را به دنبال دارد.

واژه‌های کلیدی: تخمین وضعیت، سنسور دما، شار حرارتی، تشعشع، رسانش

علائم و اختصارات	
G	شار تشعشعات ماوراء بنفش زمین (W/m^2)
F	ضریب شکلی
E	انرژی
Q	شار حرارتی واحد سطح (W/m^2)
X	بردار حالت
I	ماتریس یکه
Q^*	کواریانس نوین فرایند
R	کواریانس نوین اندازه‌گیری
q	بردار کوارتینین
q	شار حرارتی (W)
r	بردار موقعیت ماهواره (km)
m	جرم (kg)
ω	سرعت زاویه‌ای (rad/s)
M	گشتاور اغتشاشات خارجی
J	ممان اینرسی
A	سطح ماهواره (m^2)
C	ماتریس دوران
C_p	ظرفیت گرمایی ویژه ($J/kg \cdot K$)
T	دما ($^{\circ}C$)
S	شار تشعشعات خورشید (W/m^2)

۱. کارشناس ارشد

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

۳. استاد

۴. دکتری

اندازه‌گیری تامین می‌شوند. تاکنون سنسورهای متعددی برای تخمین وضعیت فضاپیما مورد استفاده قرار گرفته‌اند که از جمله نمونه‌های متداول آن‌ها می‌توان به سنسور خورشید [5]، سنسور ستاره [6]، سنسور افق [7]، و مغناطیس‌سنج [8] اشاره کرد. سنسور دمایی سنسور دیگری است که به تازگی برای تعیین وضعیت ماهواره پیشنهاد شده و کارآمدی آن به طور آزمایشگاهی به اثبات رسیده است [9]. در این مرجع، یک ماهواره مکعبی آزمایشگاهی که سه سطح عمود آن با ورق مسی پوشانده شده‌اند، درون محفظه خلأیی که به یک شبیه‌ساز خورشید مجهز است، قرار داده شده است. در فضای داخلی ماهواره مکعبی، در پشت سه سطح پوشیده با ورق مسی، سنسورهای دمایی (NCT^۶) تعبیه شده‌اند تا دمای سطوح را اندازه‌گیری کنند. ماهواره مورد نظر در دو حالت ساکن (آزمایش استاتیک) و دارای دوران با سرعت زاویه‌ای ثابت (شبیه‌دینامیک)، برای اعتبار سنجی الگوی دمایی تعیین وضعیت مورد ارزیابی قرار گرفته است. در مقاله [10] شار حرارتی^۷ جذب شده توسط سطوح ماهواره را به کمک داده‌های دمایی ماهواره محاسبه کرده و این فرآیند را به عنوان یک گام اولیه در تعیین وضعیت پیشنهاد داده‌اند. این محققان در ادامه و در مرجع [11] با استفاده از داده‌های شار حرارتی جذب شده توسط سطوح ماهواره، روشی جهت تخمین وضعیت ماهواره با حل معکوس معادله شار حرارتی و استخراج پارامترهای وضعیت ارائه کرده‌اند. در مرجع [12] نیز، عملکرد سنسورهای دمایی با استفاده از دو فیلتر غیرخطی EKF و UKF مورد بررسی قرار گرفته و در ادامه میزان دقت تخمین، عملکرد، مقاومت و پایداری دو الگوریتم با یکدیگر مقایسه شده است. نتایج این مقایسه نشان می‌دهند که برای سیستم مذکور، فیلتر UKF در کلیه موارد بهتر از EKF عمل می‌کند. تنها مشکل استفاده از فیلتر UKF زمان اجرای محاسبات بیشتر است که با وجود کامپیوترهای امروزی این امر امکان‌پذیر است.

در فعالیت‌هایی که تاکنون در حوزه تعیین/تخمین وضعیت ماهواره با استفاده از داده‌های سنسور دمایی صورت گرفته، صرفاً تغییر دمای سطوح ماهواره تحت تاثیر تشعشع دریافتی از اجسام سماوی مدنظر قرار گرفته است. با وجود تاثیر رسانش بین سطوح ماهواره بر روی عملکرد سنسورها و در نتیجه دقت فرایند تخمین وضعیت، این موضوع تاکنون مورد بررسی قرار نگرفته است [9]. همچنین، در تمامی پژوهش‌های انجام شده در این حوزه، همواره فرض بر آن بوده است که سطوح ماهواره جهت نصب سنسورهای دما نسبت به منابع حرارتی داخلی عایق هستند. تشعشعات خورشید به عنوان عمده منبع حرارتی اطراف ماهواره که دمای سطوح

f_a	ضریب آلبدو
n	بردار نرمال سطح
t	زمان (s)
v	نویز اندازه‌گیری
w	نویز فرایند
	حروف یونانی
α	ضریب جذب
α^S	ضریب جذب سطحی که در برابر خورشید قرار دارد
ε	ضریب نشر
σ	ثابت استفن - بولتزمن ($W/m^2.K^4$)
σ_p	انحراف معیار خطای تخمین
ρ	چگالی (kg/m^3)
δ	ضخامت صفحه (m)
بالانویس‌ها	
c	مرکز جرم
BR	بدنی نسبت به قاب مرجع
BI	بدنی نسبت به قاب اینرسی
I	اینرسی
T	ترانهاده
زیرنویس‌ها	
B	بدنی
rel	نسبی
in	ورودی
out	خروجی
st	ذخیره شده
g	تولید شده
a	آلبدو

مقدمه

یکی از نیازمندی‌های مهم در ماموریت‌های فضایی، حفظ یک توالی خاص از وضعیت ماهواره است به گونه‌ای که کنترل وضعیت با دقت بیشتری انجام شده و اهداف ماموریت محقق شوند. براین اساس، فرایند تعیین/تخمین وضعیت همواره در هر ماموریت فضایی کانون توجه بوده است. به منظور انجام فرایند تخمین وضعیت، انواع متنوعی از روش‌های فیلترینگ پیشنهاد و پیاده‌سازی شده است. از جمله پرکاربردترین فیلترهای مورد استفاده در این حوزه، می‌توان به فیلتر کالمن برای سیستم‌های خطی [1]، کالمن توسعه یافته برای سیستم‌های غیرخطی [2] و فیلتر کالمن بودار^۵ [4]، [3]، اشاره نمود. اطلاعات مورد نیاز برای تعیین/تخمین وضعیت توسط سیستم

6. Non-Contact Thermopile
7. Heat Flux

5. Unscented

سینماتیک وضعی

سینماتیک وضعی، چگونگی تغییرات وضعیت جسم را تحت تأثیر بردار سرعت زاویه‌ای نشان می‌دهد. براساس روش توصیف وضعیت مورد استفاده، فرم سینماتیک معادلات متفاوت خواهد بود. مرسوم‌ترین روش‌های بیان وضعیت عبارتند از: زوایای اوایلر، کسینوس‌های هادی، کوآترنیون‌ها، پارامترهای رودریگز و ... [13]. در بین روش‌های مطرح شده استفاده از کوآترنیون‌ها به دلیل عدم مشکل تکینگی در زوایای وضعی دلخواه و همچنین فرم ساده‌تر معادلات، متداول‌تر است [5]. معادلات مربوط به سینماتیک وضعیت براساس تعریف پارامترهای کوآترنین ($q = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$) عبارتند از [14]:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \frac{1}{2} (q_4 \omega_B^{BR} - \omega_B^{BR} \times q) \\ \dot{q}_4 &= -\frac{1}{2} [\omega_B^{BR}]^T q \end{aligned} \quad (1)$$

در رابطه (۱)، q بردار کوآترنین، q_4 مقدار اسکالر کوآترنین، q شامل سه مولفه اول بردار کوآترنین $[q_1, q_2, q_3]^T$ ، ω_B^{BR} سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به مرجع مشخص است که در دستگاه بدنی ماهواره بیان شده و همچنین T ، نشان‌دهندهٔ ترانزفورد است. با توجه به اینکه در این مقاله از دستگاه اینرسی به عنوان مرجع استفاده می‌شود، در ادامه از I برای بیان دستگاه مرجع استفاده می‌شود.

دینامیک وضعی

دینامیک وضعی یک جسم، تغییرات سرعت زاویه‌ای جسم را تحت تأثیر گشتاورهای خارجی نشان می‌دهد. در صورتی که ژيروسکوپ وجود نداشته باشد، برای مدل‌سازی دینامیک وضعی از معادله اوایلر استفاده می‌شود [13]:

$$\omega_B^{BR} = (J_B^C)^{-1} [M_B^C - \omega_B^{BR} \times (J_B^C \omega_B^{BR})] \quad (2)$$

در رابطه (۲)، J_B^C ماتریس ممان اینرسی حول مرکز جرم جسم (c) در مختصات بدنی (B) است. M_B^C گشتاورهای خارجی وارد بر ماهواره حول مرکز جرم (c) در مختصات بدنی است. با توجه به اینکه برای ارتفاعات پایین مداری، عمده گشتاورهای اغتشاشی ناشی از جاذبه زمین، نیروی درگ، میدان مغناطیسی زمین و فشار تشعشعات خورشیدی است، لذا M_B^C گشتاور حاصل از این نیروهاست [13]. این معادلات دینامیکی به همراه معادلات دیفرانسیل سینماتیکی، حرکت دورانی یک جسم صلب را توصیف می‌کنند.

معادلات سیستم اندازه‌گیری

اساس کارکرد تخمین با استفاده از سنسورهای دمایی، محاسبه نرخ تغییر دمای سطوح ماهواره بر مبنای شار حرارتی خالص منتقل شده به آن سطح در هر لحظه است. در محیطی مانند فضا که چگالی

ماهواره را تحت تأثیر قرار می‌دهد، در شرایط غیر سایه تنها به سه سطح از ماهواره تابیده و سه سطح دیگر تابش‌های خورشید را دریافت نخواهند کرد. بنابراین، اختلاف دما بین سطوح ماهواره قابل توجه بوده و در صورت عدم عایق‌کاری یا عایق‌کاری ضعیف مرز سطوح، رسانش حرارتی بین سطوح قابل توجه خواهد بود. همچنین باید توجه داشت که در صورت عدم عایق‌کاری بین سطوح ماهواره و منابع داخلی، همواره دریافت تشعشعات حرارتی ناشی از تجهیزات داخلی به این سطوح وجود داشته و بر دقت فرایند تخمین تأثیرگذار خواهد بود. بنابراین، لازم است این اثرات نیز در فرایند تخمین وضعیت مورد بررسی قرار گیرند.

در ادامه، ابتدا به توضیح معادلات دینامیک وضعی ماهواره پرداخته خواهد شد. سپس، کمیت اندازه‌گیری مورد استفاده معرفی شده و معادلات مربوط به سیستم اندازه‌گیری سنسورهای دما توصیف می‌شوند. در ادامه با استفاده از خروجی‌های دو نرم‌افزار thermal desktop و SINDA، صحت الگوی اندازه‌گیری مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت. پس از آن با شبکه‌بندی سطوح ماهواره، معادلات مربوط به سیستم اندازه‌گیری با در نظر گرفتن ترم‌های مربوط به رسانش بین سطوح و همچنین تشعشعات داخلی ماهواره بسط داده می‌شوند. در انتها به شبیه‌سازی معادلات مستخرج پرداخته شده و نتایج بدست آمده مورد مطالعه و بررسی قرار خواهند گرفت. لازم به ذکر است که با توجه به اینکه رسانش بین سطوح و همچنین اعمال اثرات ناشی از تشعشعات اجزای داخلی ماهواره تنها در شرایطی اتفاق می‌افتد که سطوح عایق‌کای نشده باشند یا دارای عایق‌کاری ضعیف باشند، لذا از نیازمندی‌های بررسی این اثرات فرض عایق نبودن سطوح است.

به‌طور خلاصه دستاوردهای این مقاله نسبت به کارهای پیشین عبارتند از:

- ۱- افزایش دقت تخمین وضعیت با در نظر گرفتن رسانش بین سطوح ماهواره
- ۲- بررسی اثر عدم عایق‌کاری سطوح ماهواره با اجزای داخلی آن بر دقت تخمین وضعی با استفاده از سنسور دمایی

معادلات فرایند سیستم

در فرایند تخمین وضعیت، وضعیت ماهواره در هر لحظه توسط معادلات فرایند^۸، که خود نیز به دو دسته معادلات سینماتیک و دینامیک وضعی تقسیم‌بندی می‌شود، پیش‌بینی شده و سپس توسط داده‌های اندازه‌گیری و معادلات اندازه‌گیری بروزسانی می‌شوند.

با جایگذاری رابطه (۵)، در رابطه (۴) ارتباط بین شار دریافتی سطوح ماهواره و وضعیت آن که مفهوم پایه در مدل حرارت - وضعیت است، برقرار می‌شود. برای بهره‌گیری از مدل توسعه داده شده حرارت - وضعیت در مسائل فیلترینگ لازم است تا این مدل در قالب معادله اندازه‌گیری بیان و بکارگیری شود. برای این منظور، نخست رابطه میان شار حرارتی و دما برای هر سطح به صورت زیر بیان می‌گردد [12]:

$$q_{net,i} = m_i C_{p,i} \frac{dT_i}{dt} \quad (6)$$

که در آن $i, i \in \{1,2,3\}$ بیانگر شماره یکی از سطوح عمود بر هم ماهواره است. همچنین q_{net} ، شار حرارتی خالص آن سطح، m جرم، C_p ظرفیت گرمایی ویژه و T معرف دمای آن است. با استفاده از رابطه (۶)، می‌توان تغییرات دمای سطوح ماهواره را به صورت زیر نوشت:

$$\frac{dT_i}{dt} = \frac{q_{net,i}}{m_i C_{p,i}} \quad (7)$$

که در آن دمای سطوح ماهواره (T_i)، پارامتری است که باید به عنوان پارامتر اندازه‌گیری در فرایند تخمین، محاسبه شوند. اما از آنجا که در رابطه (۵) سه متغیر مستقل وجود دارد، فرایند ذکر شده برای حداقل سه سطح عمود بر هم تکرار می‌شود تا شرایط لازم برای حصول وضعیت وسیله فراهم گردد.

محاسبه شار حرارتی منابع حرارتی

در رابطه (۷) با محاسبه شار خالص سطح، می‌توان نرخ دمای سطح را بدست آورد [9]:

$$q_{net} = q_{ref,in} - q_{lost} \quad (8)$$

q_{net} شار حرارتی خالص سطح و q_{lost} شار حرارتی خارج شده از سطح بوده که با فرض صفر مطلق بودن دمای فضا با رابطه زیر قابل بیان است [15]:

$$q_{lost} = A \varepsilon \sigma T^4 \quad (9)$$

که σ ثابت استفن-بولتزمن^{۱۱} و ε ضریب نشر سطح است. $q_{ref,in}$ نیز مجموع شار حرارتی دریافتی توسط فضاپیماست که از محیط اطراف جذب می‌گردد و به صورت مجموع شار حرارتی دریافتی از خورشید، زمین و آلبدوی زمین در نظر گرفته شده است [9]:

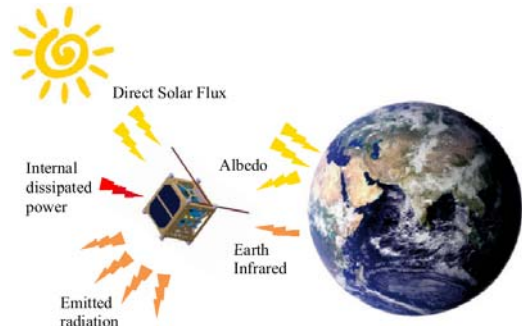
$$q_{ref,in} = q_{sun} + q_{Earth} + q_{Albedo} \quad (10)$$

برای شار حرارتی خورشید می‌توان از معادله زیر استفاده نمود [9]:

$$q_{sun} = A \alpha^s S \cos \theta = A \alpha^s S \vec{n} \cdot \frac{\vec{r}_{S/C-Sun}}{\|\vec{r}_{S/C-Sun}\|} \quad (11)$$

α^s مقدار ضریب جذب سطحی است که در معرض تشعشع خورشید قرار داشته و برای مواد مختلف متفاوت است. همچنین

اتمسفر در آن پایین است، تابش^۹ اصلی‌ترین روش انتقال حرارت است [15]. به همین دلیل تابش خورشید را می‌توان به عنوان اصلی‌ترین منبع حرارت خارجی که ماهواره‌ها را تحت تاثیر قرار می‌دهد در نظر گرفت. شکل (۱) نمونه‌ای از محیط حرارتی در اطراف ماهواره‌ها را نشان می‌دهد که در آن، مهم‌ترین اثرات تابشی بر روی سطوح ماهواره عبارتند از: تابش مستقیم خورشید، اثر آلبدو^{۱۰}، تابش زمین و تشعشع به فضای اطراف [16].



شکل ۱- محیط حرارتی اطراف یک فضاپیما [16]

شار حرارتی که سطوح ماهواره از یک منبع حرارتی خارجی دریافت می‌کنند به صورت زیر قابل بیان است [12]:

$$q = Q_{source} A \alpha \cos \theta = q_{source} A \alpha n^T \frac{\vec{r}_{rel}}{\|\vec{r}_{rel}\|} \quad (3)$$

که در آن q_{source} ، شار حرارتی منتشر شده از منبع حرارتی، A مساحت سطحی که در برابر منبع حرارتی قرار دارد، α ضریب جذب سطح، n بردار نرمال سطح و $\vec{r}_{rel}$ بردار موقعیت نسبی منبع حرارتی و سطح است. ذکر این نکته حائز اهمیت است که بردارهای n و $\vec{r}_{rel}$ در رابطه (۳) هر دو در دستگاه بدنی ماهواره بیان شده‌اند. اما از آنجا که بردارهای موقعیت نسبت به خورشید و زمین در دستگاه اینرسی در دسترس هستند، باید توسط ماتریس تبدیل مختصات به قاب بدنی ماهواره تبدیل گردند. بنابراین، رابطه (۳) به صورت زیر بازنویسی خواهد شد:

$$q = q_{source} A \alpha n^{B/I} \frac{\vec{r}_{rel}^I}{\|\vec{r}_{rel}^I\|} \quad (4)$$

که در آن $C^{B/I}$ ماتریس تبدیل از دستگاه اینرسی به بدنی است که تابعی از وضعیت ماهواره بوده و می‌توان آن را به روش‌های مختلفی توصیف نمود. با استفاده از رویکرد کوآترینیونی، $C^{B/I}$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$C^{B/I} = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) & 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ 2(q_2 q_1 - q_3 q_4) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_3 q_2 + q_1 q_4) \\ 2(q_1 q_3 + q_2 q_4) & 2(q_3 q_2 - q_1 q_4) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (5)$$

11. Stefan-Boltzmann constant

9. Radiation
10. Albedo

شکل (۳) با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

جدول ۱- مشخصات مدار

مقدار	المان‌های مداری
۰	خروج از مرکز (e)
۶۰ °	طول گره صعودی (Ω)
۴۰/۵ °	شیب مدار (i)
۲۷۰ °	رگومان حضیض (ω)
۴۶۰ + R _E	میم قطر اصلی (km)
۰	انومالی حقیقی (θ)

در جدول (۱) R_E بیان‌کننده شعاع زمین است.

جدول ۲- مشخصات سیستمی ماهواره

مقدار	کمیت
۴۹/۸۶	جرم ماهواره (kg)
۱×۱×۱	حجم ماهواره (m ³)

جدول ۳- مشخصات مدل حرارتی ماهواره

مقدار	کمیت
۱۴۱۴	شدت شار حرارتی تشعشعی خورشید (W/m ²)
۲۵۷	شدت شار حرارتی تشعشعی زمین (W/m ²)
۰/۳۳	ضریب جذب در محدوده طول موج پرتوهای خورشیدی
۰/۲۶	ضریب آلبدو
آلومینیوم	جنس سطح
۹۶۱	ظرفیت گرمایی ویژه (J/kg K)
۰/۵۰۹	ضریب نشر سطح

همانگونه که در شکل (۳) به خوبی نشان می‌دهد، نتایج حاصل از شبیه‌سازی با دقت بسیار خوبی با داده‌های حاصل از نرم‌افزار مطابقت دارند. برای مقایسه بهتر نمودار خطای بین مقادیر شبیه‌سازی و مقادیر خروجی از نرم‌افزار در شکل (۴) رسم شده است.

با توجه به شکل فوق می‌توان می‌توان چنین نتیجه گرفت که خطای مقادیر شبیه‌سازی شده نسبت به داده‌های نرم‌افزار تقریباً کمتر از ۲ درجه سلیوس بوده که این میزان خطا با تقریب خوبی قابل قبول است و لذا می‌تواند صحت مدل پیشنهاد شده را تایید نماید.

$\vec{r}_{S/C-Sun}$ معرف بردار موقعیت فضاییما نسبت به خورشید است.

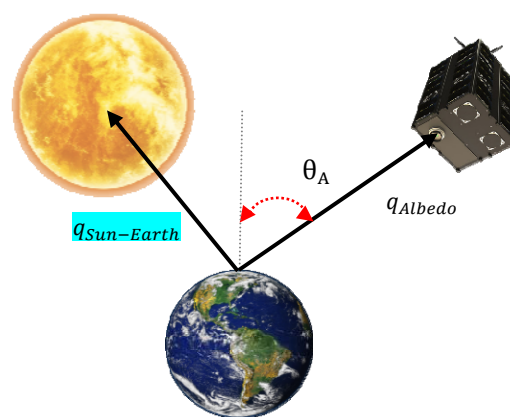
معادله مربوط به شار فروسرخ زمین نیز به صورت زیر قابل بیان است:

$$q_{EarthIR} = G\varepsilon AF \quad (۱۲)$$

که در آن G شار حرارتی زمین و F مقدار ضریب دید است [۱۱]. برای محاسبه شار حرارتی ناشی از آلبدوی زمین نیز می‌توان از معادله تقریبی زیر استفاده نمود [17]:

$$q = f_a S \alpha^s A F \cos \theta_A \quad (۱۳)$$

که f_a ضریب آلبدوی زمین و θ_A نصف زاویه بین بردار خورشید-زمین و زمین-ماهواره است که به زاویه خورشیدی معروف است که در بخش 13.1.3.2 مرجع [17] توضیح داده شده است (شکل ۲).

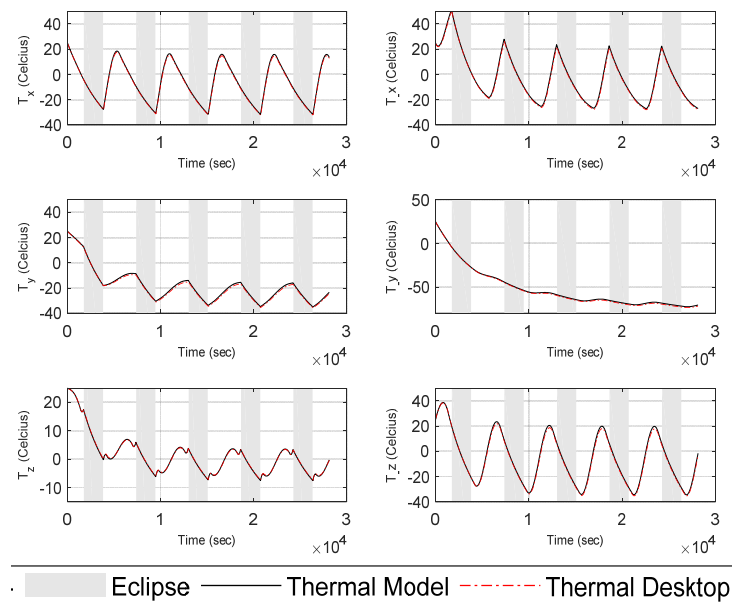


شکل ۲- زاویه بین بردار ماهواره - زمین و زمین - خورشید

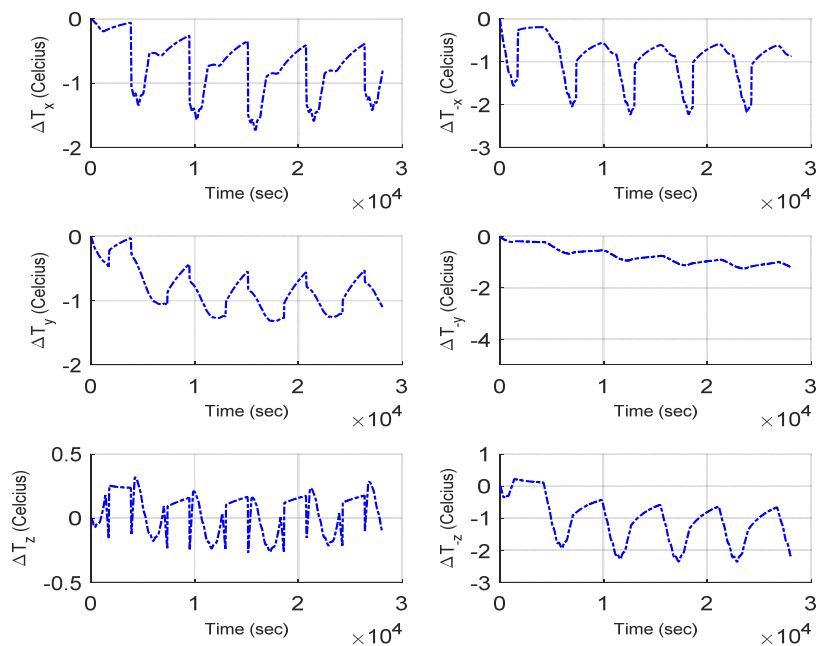
صحه‌گذاری معادلات

در توسعه معادلات، مهم‌ترین بخش اثبات صحت آن است. در این قسمت برای سنجش میزان صحت نتایج حاصل از مدل ارائه شده، از دو نرم‌افزار متداول در زمینه تحلیل حرارتی ماهواره استفاده شده و خروجی مدل با نتایج حاصل از نرم‌افزارها مقایسه شده است. دو نرم‌افزار شناخته شده در مباحث تحلیل حرارتی، نرم‌افزارهای Thermal Desktop [18] و SINDA [19] هستند. نرم‌افزار Thermal Desktop قادر است بر مبنای مدلی که برای آن ساخته می‌شود و در نظر گرفتن انواع روش‌های انتقال حرارت، شار حرارتی خالص روی سطوح جسم را ارائه کند. نرم‌افزار SINDA براساس ورودی شار حرارتی به محاسبه درجه حرارت سطح می‌پردازد.

برای صحه‌گذاری مدل ارائه شده، ماهواره‌ای با مأموریت نشانه‌روی به سمت زمین و مشخصات ذکر شده در جدول (۱) تا جدول (۳)، در محیط Thermal Desktop شبیه‌سازی شده و نتایج حاصل از مدل و نرم‌افزارهای تحلیل حرارتی مطابق با



شکل ۳- مقایسه دماهای به دست آمده از مدل حرارت- وضعیت و دماهای خروجی از نرم افزارهای Thermal Desktop و Sinda برای ۶ سطح ماهواره



شکل ۴- خطای دمای شبیه سازی شده با خروجی های نرم افزار

می توان معادلات مربوط به تعادل انرژی را به صورت رابطه (۱۴) نوشت [15].

$$\dot{E}_{in} + \dot{E}_g - \dot{E}_{out} = \dot{E}_{st} \quad (14)$$

$\dot{E}_{in}$ انرژی ورودی به المان، $\dot{E}_g$ انرژی تولید شده در داخل المان، $\dot{E}_{out}$ انرژی خارج شده از المان و $\dot{E}_{st}$ انرژی ذخیره شده در داخل المان است.

محاسبه نرخ دمای سطوح با در نظر گرفتن رسانش

برای بدست آوردن نرخ دما در سطوح ماهواره با اعمال ترم رسانش بین سطوح و تشعشع تجهیزات داخلی ماهواره و بر اساس کلیه شارهای ورودی و خروجی آن، می توان ماهواره را مکعبی یکپارچه با تعدادی گره بر روی هر سطح آن فرض نمود. حال کافی است برای هر گره معادلات مربوط به انتقال حرارت را نوشت. اگر هر گره به صورت المانی مطابق شکل (۵) فرض شود،

که k ضریب هدایت حرارتی سطح است. مجدداً با جایگذاری در رابطه (۱۹):

$$q_{Sun} + q_{Earth} + q_{Albedo} + q_{in} + k\delta \frac{\partial T}{\partial x} \frac{\partial T}{\partial x} dxdy + k\delta \frac{\partial T}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y} dydx - \quad (21)$$

$$q_{out} = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} dxdy\delta$$

پس از مرتب کردن، معادله (۲۱) به صورت زیر تبدیل خواهد شد:

$$k \frac{\partial T}{\partial x} \frac{\partial T}{\partial x} + k \frac{\partial T}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{q_{Sun} + q_{Earth} + q_{Albedo} + q_{in} - q_{out}}{dxdy\delta} = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (22)$$

با تعریف شار واحد سطح برای شار ناشی از خورشید، زمین و ... می توان معادلات را ساده تر نمود.

$$Q = \frac{q}{A} = \frac{q}{dxdy} \quad (23)$$

با جایگذاری رابطه (۲۳) در رابطه (۲۲) فرم ساده شده معادله (۲۲) به صورت زیر خواهد بود:

$$k \frac{\partial T}{\partial x} \frac{\partial T}{\partial x} + k \frac{\partial T}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{Q_{Sun} + Q_{Earth} + Q_{Albedo} + Q_{in} - Q_{out}}{\delta} = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (24)$$

برای حل رابطه (۲۴)، لازم است تا با تعریف بازه های زمانی و گره بندی سطح، معادلات گسسته سازی شوند.

$$\left. \frac{\partial T}{\partial t} \right|_{m,n} \approx \frac{T_{m,n}^{p+1} - T_{m,n}^p}{dt} \quad (25)$$

$$\frac{\partial T}{\partial x} \frac{\partial T}{\partial x} = \frac{T_{m+1,n}^p + T_{m-1,n}^p - 2T_{m,n}^p}{\Delta x^2} \quad (25)$$

$$\frac{\partial T}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y} = \frac{T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p - 2T_{m,n}^p}{\Delta y^2}$$

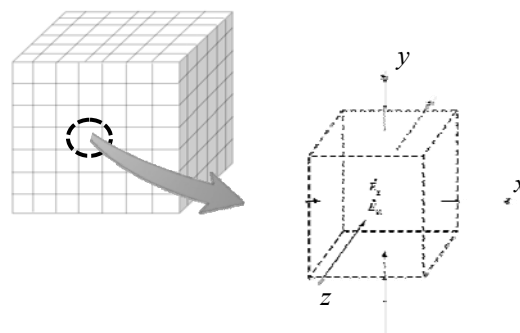
در نهایت با به کارگیری روابط (۲۴) و (۲۵) و همچنین فرض $\Delta x = \Delta y$ می توان رابطه (۲۴) را به صورت زیر نوشت:

$$\frac{T_{m+1,n}^p + T_{m-1,n}^p - 2T_{m,n}^p}{\Delta x^2} + \frac{T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p - 2T_{m,n}^p}{\Delta y^2} + \frac{Q_{Sun} + Q_{Earth} + Q_{Albedo} + Q_{in} - Q_{out}}{k\delta} = \rho C_p \frac{1}{Fo} (T_{m,n}^{p+1} - T_{m,n}^p) \quad (26)$$

که در آن پارامتر Fo به صورت زیر تعریف می شود:

$$Fo = \frac{\alpha dt}{\Delta x^2} ; \quad \alpha = \frac{k}{\rho C_p} \quad (27)$$

که α ضریب پخش حرارتی است. با در نظر گرفتن شار خروجی از هر المان سطح به صورت تشعشع، می توان رابطه (۲۶) را به فرم زیر بازنویسی نمود:



شکل ۵- مدل حرارتی المان سطح

با توجه به عدم وجود منبع تولید حرارت در داخل سطوح ماهواره و لذا عدم تولید شار حرارتی در داخل المان ها می توان نوشت:

$$\dot{E}_g = 0 \quad \text{همچنین [19]:}$$

$$\dot{E}_{st} = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} dxdydz \quad (15)$$

ρ چگالی المان و dx و dy و dz به ترتیب ابعاد المان در راستای x و y و z هستند. برای سطح ماهواره، dz به عنوان ضخامت ورق در نظر گرفته شده و به دلیل کوچک بودن تنها به صورت یک پارامتر ثابت مدل شده و از انتقال حرارت در راستای z صفحه صرف نظر می شود [19].

$$q_x + q + q_{ref_{in}} - q_{x+dx} - q_{y+dy} - q_{out} + q_{in} = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} dxdy\delta \quad (16)$$

در رابطه (۱۶)، q_{in} شار حرارتی تشعشعی ناشی از تجهیزات داخلی ماهواره، q_{out} شار خروجی از هر المان و δ ضخامت سطح است. همچنین با توجه به اینکه عمده منابع حرارتی اطراف ماهواره، خورشید و زمین هستند، لذا می توان $q_{ref_{in}}$ را به صورت رابطه (۱۷) نوشت:

$$q \quad (17)$$

ترم مربوط به شار دیفرانسیلی را می توان به صورت رابطه (۱۸) در نظر گرفت:

$$q_{x+dx} = q_x + \frac{\partial q_x}{\partial x} dx$$

$$q_{y+dy} = q_y + \frac{\partial q_y}{\partial y} dy \quad (18)$$

با جایگذاری رابطه (۱۷) و (۱۸) در رابطه (۱۶):

$$q_x + q_y + q_{Sun} + q_{Earth} + q_{Albedo} + q_{in} - q_x - \frac{\partial q_x}{\partial x} dx - q_y - \frac{\partial q_y}{\partial y} dy - q_{out} = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} dxdy\delta \quad (19)$$

از طرفی [19]:

$$q_x = -kdy\Delta t \frac{\partial T}{\partial x}$$

$$q_y = -kdx\Delta t \frac{\partial T}{\partial y} \quad (20)$$

(رابطه ۲۸ و ۲۹)، تخمین پارامترهای وضعی انجام شده و نتایج مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند. تغییرات دما برای حالتی که در معادلات مربوط به تولید دما، ترم رسانش اعمال شود نسبت به شرایطی که معادلات بدون در نظر گرفتن اثرات ترم رسانش نوشته شده‌اند در شکل (۶) مقایسه شده است.

همانگونه که شکل (۶) نشان می‌دهد، در نظر گرفتن رسانش بین سطوح، منجر به تغییرات چشم‌گیری در دمای سطوح و تغییرات آن‌ها می‌شود. با توجه به اینکه خورشید منبع اصلی انتقال حرارت در فضا است، وجود یا عدم وجود شار حرارتی ناشی از آن بر روی هر کدام از سطوح ماهواره نقش به سزایی در دمای آن سطح خواهد داشت. به غیر از نواحی‌ای که به دلیل وجود زمین بین ماهواره و خورشید، ماهواره در سایه خورشید قرار می‌گیرد (نواحی مشخص شده در شکل با رنگ خاکستری)، هندسه‌ی خود ماهواره نیز منجر می‌شود که در طول زمان، همواره حداقل سه سطح از مجموع شش سطح آن قادر به دریافت پرتوهای ناشی از خورشید نباشند. علت این امر آن است که در اجسام مکعبی به دلیل اینکه دو به دو سطوح آن موازی و در خلاف جهت یکدیگر اند، از یک نقطه مشخص تنها یکی از این سطوح قابل رویت است [20]. این امر باعث می‌شود که همواره اختلاف دمای زیادی بین سطوح مقابل و مخالف خورشید وجود داشته باشد. حال آنکه تماس سطوح باعث می‌شود تا این اختلاف دمای زیاد در قالب ترم رسانش بین سطوح در معادلات لحاظ شود. بنابراین، اختلاف زیاد مربوط به دمای سطوح در این حالت با حالتی که سطوح عایق فرض شده بودند منطقی و منطبق بر واقعیت فیزیک مسئله است.

$$T_{m,n}^{p+1} = Fo \left[T_{m+1,n}^p + T_{m-1,n}^p + \frac{T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p - 4T_{m,n}^p + Q_{Sun} + Q_{Earth} + Q_{Albedo} + Q_{in}}{k\delta} \Delta x^2 - \frac{\varepsilon \sigma \Delta x^2}{k\delta} T_{m,n}^p \right] + T_{m,n}^p \quad (28)$$

بنابراین با حل عددی رابطه (۲۸) در طول زمان، می‌توان نرخ دمای سطوح ماهواره را به صورت زیر بدست آورد:

$$\frac{dT_i}{dt} = \frac{(T_{m,n}^{p+1} - T_{m,n}^p)_i}{\Delta t} \quad (29)$$

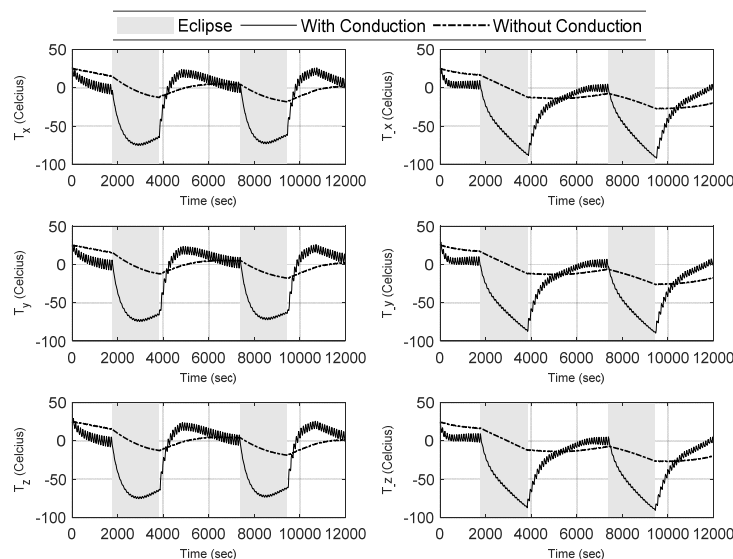
همانطور که پیش‌تر ذکر شد پارامتر مورد اندازه‌گیری دماست که نرخ تغییرات آن در معادلات با استفاده از رابطه (۲۹) محاسبه شده و در فرایند تخمین مورد استفاده قرار خواهد گرفت.

شبیه‌سازی عددی

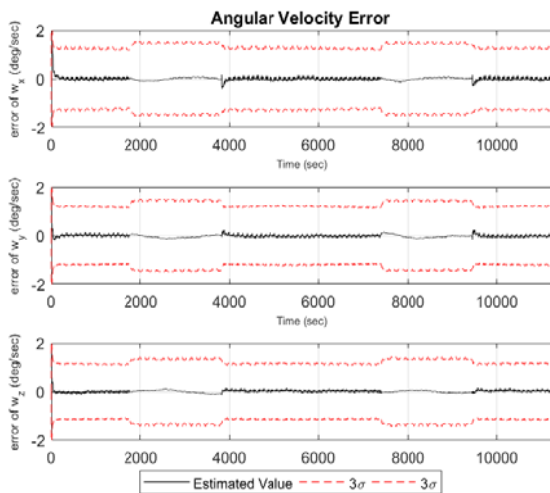
در این بخش، معادلاتی که پیش از این در مقاله توسعه داده شده‌اند شبیه‌سازی و نتایج مورد بررسی قرار خواهند گرفت.

بررسی اثرات ناشی از ترم رسانش

همانگونه که قبلاً ذکر شد، اختلاف دمای بین سطوح ماهواره به ویژه در شرایط غیر سایه، منجر به وقوع رسانش بین سطوح می‌شود. در این بخش، به بررسی اثرات ناشی از ترم مربوط به رسانش سطوح در میزان دقت فرایند تخمین وضعیت پرداخته می‌شود. بدین منظور با استفاده از معادلات اندازه‌گیری تصحیح شده



شکل ۶- مقایسه دمای سطوح ماهواره با اعمال و بدون اعمال ترم رسانش



شکل ۸- مقادیر مربوط به خطای سرعت‌های زاویه‌ای (خطوط ممتد: مقادیر تخمین زده شده، خط چین: باند $\pm 3\sigma$)

بعد از فرایند تخمین، با استفاده از مقادیر تخمین زده شده ($\hat{q}$) و مقادیر واقعی (q)، خطای کواترینین با استفاده از روابط (۳۰) و (۳۱) محاسبه می‌شود [5]:

$$\delta q = q \otimes \hat{q}^{-1} \quad (30)$$

در رابطه (۳۰)، q مقدار واقعی و $\hat{q}$ مقدار تخمین زده شده کواترینین است و $\otimes$ نشان‌دهنده ضرب کواترینینی است. حال برای درک بهتر از دقت تخمین، با استفاده از رابطه (۳۱) خطای زاویه‌ای اوایلر، با توجه به تعریف پارامترهای کواترینین، از روی خطای مقدار اسکالر بردار کواترینین محاسبه می‌شود [5]:

$$\theta \delta = 2 \arccos(\delta q_4) \quad (31)$$

همچنین برای مقایسه خطای تخمین بردار سرعت زاویه‌ای از نرم بردار خطا استفاده می‌شود.

$$\|\omega_{error}\| = \sqrt{\omega_{1error}^2 + \omega_{2error}^2 + \omega_{3error}^2} \quad (32)$$

در شکل (۹) مقادیر مربوط به خطای جذر میانگین مربعات^۱ زاویه اوایلر و سرعت زاویه‌ای در نظر گرفتن ترم رسانش محاسبه شده و با حالتی که از اثرات رسانش بین سطوح صرف‌نظر شده مقایسه شده است.

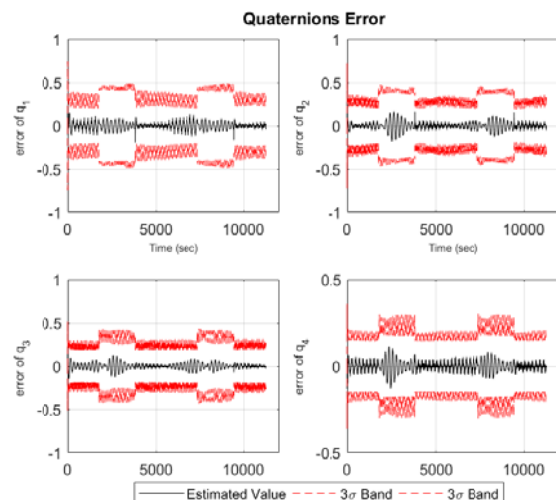
همچنین به منظور کمی کردن مقادیر و مقایسه بهتر، میانگین خطاهای زمانی در بازه خارج از شرایط سایه محاسبه و در جدول (۵) خلاصه شده‌اند.

شکل (۷) و شکل (۸) خطای ناشی از تخمین وضعیت برای دو پروید مداری با استفاده از روابط (۱) و (۲) به عنوان معادلات فرایند و رابطه (۲۹) به عنوان معادله حاکم بر سیستم اندازه‌گیری و فیلتر UKF [14] به ازای ۱۵۰ اجرای مونت کارلو را نشان می‌دهند. پارامترهای تنظیم، مقادیر اولیه بردار حالت و همچنین مقادیر خطای اولیه تخمین بردار حالت در جدول (۴) ارائه شده است.

جدول ۴- پارامترهای تنظیم فیلتر

پارامتر	مقدار
مقادیر اولیه بردار حالت	$\omega_0 = [2; 2; 2] \frac{deg}{s}$
	$q_0 = [0; 0; 0; 1] \equiv [0^\circ]$
خطاهای اولیه	$E_q = [0.1921; 0.4119; 0.1921; 0.8698] \equiv [60^\circ]$
	$E_\omega = [5; 5; 5] \frac{deg}{s}$
کواریانس اولیه	$P_0 = \sigma^2 = \text{diag}(E^2)$
کواریانس نویز فرایند	$Q_\omega^* = \text{diag}(1e-5) \left(\frac{rad}{s^2}\right)^2$
	$Q_q^* = \text{diag}(1e-3)$
کواریانس نویز اندازه‌گیری	$R = \text{diag}(1e-4) \left(\frac{^\circ C}{s}\right)^2$

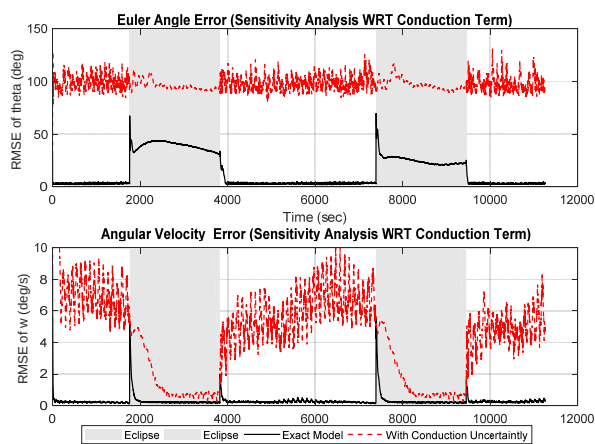
همانگونه که در این دو شکل به خوبی دیده می‌شود، خطای مقادیر تخمین زده شده (اختلاف بین مقدار واقعی و مقدار تخمین زده شده) که میانگین نتایج مربوط به اجراهای مونت کارلو است، همواره بین مقادیر $\pm 3\sigma_p$ قرار داشته که نشان‌دهنده پایداری تخمین است. بدین معنی که مقادیر خطا از باند $3\sigma_p$ خارج نمی‌شوند.



شکل ۷- مقادیر مربوط به خطای کواترینین‌ها (خطوط ممتد: مقادیر تخمین زده شده، خط چین: باند $\pm 3\sigma_p$)

1. Root Mean Square Error (RMSE)

حال بررسی این نکته حائز اهمیت است که در صورت وجود رسانش بین سطوح در سیستم، در نظر نگرفتن اثرات این ترم در فرایند مدلسازی سیستم تخمین تا چه میزان می تواند از صحت نتایج کم کند. به همین منظور در شکل (۱۰) مقادیر خطا برای دو حالتی که اثرات رسانش، هم در معادلات مربوط به تولید داده های اندازه گیری و هم در الگوی اندازه گیری مورد استفاده در فرایند تخمین، مدل سازی شوند با حالتی که در تولید اندازه گیری، ترم رسانش لحاظ شده ولی در فرایند تخمین، این ترم از مدل اندازه گیری حذف شده است مقایسه شده است.



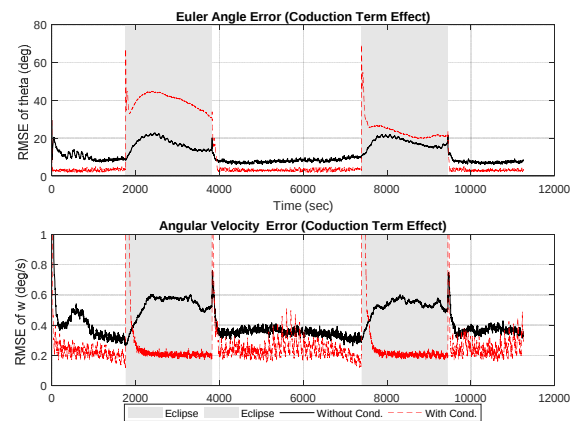
شکل ۱۰- مقایسه خطای مربوط به زاویه اوپلر و مقدار سرعت زاویه ای ماهواره در دو حالت مدل دقیق رسانش و مدل سازی آن به صورت عدم قطعیت

همچنین مقادیر عددی مربوط به میانگین تاریخیچه زمانی در بازه خارج از شرایط سایه محاسبه و در جدول (۶) مقایسه شده است.

جدول ۶- مقایسه خطای تخمین در دو حالت مدل دقیق رسانش و مدل سازی آن به صورت عدم قطعیت

حالت	واحد	مدل سازی دقیق رسانش	مدل سازی رسانش به صورت عدم قطعیت
زاویه اوپلر	درجه	۳/۰۹۸۱	۹۸/۳۳۳۷
سرعت زاویه ای	درجه بر ثانیه	۰/۲۴۱۷	۵/۹۹۳۱

تحلیل نتایج فوق به خوبی نشان می دهد که صرف نظر کردن از رسانش در صورت عدم عایق کاری به میزان قابل توجهی سبب افزایش خطای تخمین می شود. بنابراین، رسانش سطوح در صورت عدم عایق کاری مناسب تاثیرات چشم گیری در خطای تخمین داشته و نمی توان از آن چشم پوشی کرد یا این که صرفاً به عنوان عدم قطعیت لحاظ کرد. هر دو این حالت ها باعث کاهش دقت نتایج می شوند.



شکل ۹- مقایسه خطای مربوط به (تخمین) زاویه اوپلر و مقدار سرعت زاویه ای ماهواره قبل و پس از اعمال ترم رسانش بین سطوح

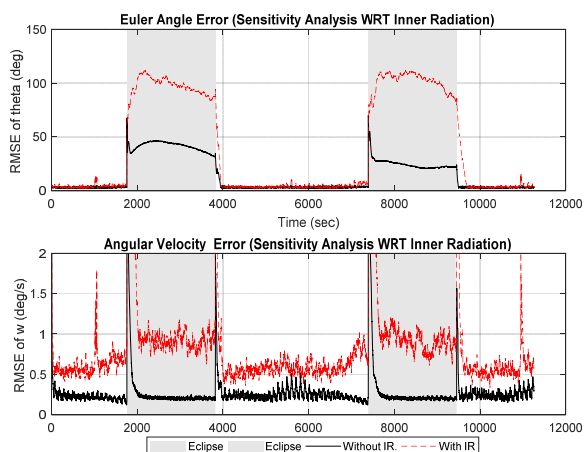
همچنین به منظور کمی کردن مقادیر و مقایسه بهتر، میانگین خطاهای زمانی در بازه خارج از شرایط سایه محاسبه و در جدول (۵) خلاصه شده اند.

جدول ۵- مقایسه خطای تخمین قبل و پس از اعمال ترم رسانش

حالت	واحد	بدون ترم رسانش	اعمال ترم رسانش
زاویه اوپلر	درجه	۷/۹۷۵۷	۳/۰۹۸۱
سرعت زاویه ای	درجه بر ثانیه	۰/۳۵۰۹	۰/۲۴۱۷

با توجه به شکل (۹) و جدول (۵) در نظر گرفتن اثر رسانش بین سطوح در معادلات اندازه گیری سبب کاهش خطای تخمین وضعیت می شود. علت این رویداد ناشی از آن است که در این حالت، برای محاسبه دمای سه سطحی که در فرایند تخمین وضعیت از آن ها استفاده می شود، دمای هر ۶ سطح ماهواره به واسطه ترم رسانش دخیل بوده و به عبارتی، به صورت غیرمستقیم از ۶ سطح ماهواره برای تولید داده های اندازه گیری استفاده می شود. این امر منجر به افزایش میزان مشاهده پذیری سیستم و لذا کاهش خطای تخمین می شود. همچنین برای حل معادلات رسانش، جهت محاسبه دمای هر سطح در هر لحظه، نیاز به اطلاعات دمای لحظه قبل می باشد که این دما نیز خود تابع مقادیر وضعی ماهواره در لحظه قبل هستند. بنابراین می توان بدین صورت نتیجه گیری کرد که شار ناشی از رسانش بین سطوح نیز به صورت غیر مستقیم حاوی اطلاعات وضعی است که این نیز می تواند منجر به افزایش مشاهده پذیری سیستم و لذا بهبود دقت شود.

همانطور که نتایج بدست آمده نشان داد، مدل سازی معادلات با احتساب ترم رسانش منجر به افزایش دقت فرایند تخمین می شود.



شکل ۱۲ - مقایسه خطای مربوط به زاویه اوپلر و مقدار سرعت زاویه‌ای ماهواره با/بدون اعمال تشعشع داخل ماهواره

جدول ۷ - مقایسه خطای تخمین با/بدون اعمال تشعشع داخل ماهواره

حالت	واحد	بدون شار داخلی	با شار داخلی
زاویه اوپلر	درجه	3.0981	3.8270
بردار سرعت زاویه‌ای	درجه بر ثانیه	0.2417	0.5869

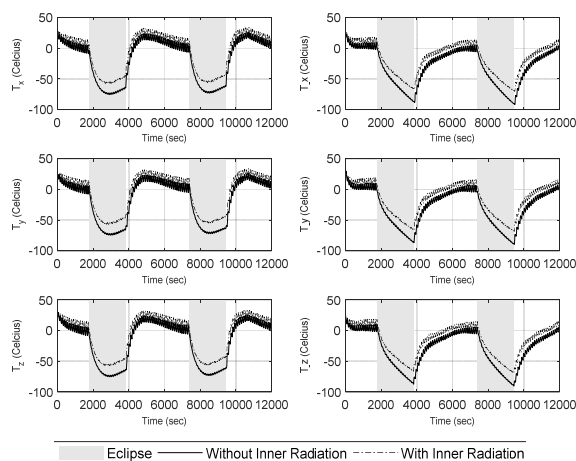
همانگونه که نتایج نشان می‌دهند، اعمال ترم تشعشع داخلی ماهواره منجر به افزایش مقدار خطای فرایند تخمین می‌شود. علت این امر آن است که تشعشع داخلی ماهواره کاملاً مستقل از وضعیت ماهواره است. بنابراین، اضافه کردن این ترم به معادلات، باعث کمتر شدن سهم شارهایی می‌شود که حاوی اطلاعات وضعی در داخل خود هستند. در زمان‌هایی که ماهواره در سایه‌ی خورشید قرار دارد، با توجه به اینکه در مجموع شار حرارتی دریافتی آن نیز به مراتب کمتر از زمان‌های حضور خورشید است، تاثیر شار داخلی ماهواره در تعیین دمای ماهواره افزایش یافته و همانطور که پیش‌تر ذکر گردید، با توجه به اینکه هیچگونه اطلاعات وضعی را در خود ندارد، لذا در نواحی سایه مقدار خطای تخمین بیش از نواحی دیگر افزایش می‌یابد.

نتیجه‌گیری

افزایش دقت تخمین وضعیت ماهواره به کمک سنسورهای دمایی، موضوع اصلی این پژوهش بوده است. در این راستا، ابتدا الگوی دما و نرخ تغییرات آن در سطوح ماهواره، ناشی از شار حرارتی خارجی، اصلاح شده و به کمک دو نرم‌افزار Thermal Desktop و SINDA صحت‌گذاری شده است. در ادامه با توجه به اینکه عدم عایق‌کاری سطوح ماهواره منتج به ایجاد رسانش بین سطوح ماهواره و همچنین تشعشع بین اجزای داخلی ماهواره و سطوح آن می‌شود،

بررسی اثرات ناشی از تشعشعات داخلی ماهواره

در داخل ماهواره اجزای مختلفی شامل کامپیوترها و دیگر تجهیزات وجود دارند که هر کدام به نوبه خود می‌توانند تولیدکننده حرارت باشند. یکی از راه‌های خنک‌کاری ماهواره، کاهش دمای داخلی از طریق انتقال حرارت به سطوح ماهواره و پس از آن دفع حرارت به سمت فضا است. لذا جهت جلوگیری از افزایش بیش از حد دمای داخل ماهواره و آسیب رسیدن به آن، امکان عایق‌کاری تجهیزات داخلی وجود نداشته و لذا وجود ترم شار حرارتی ناشی از تشعشع داخلی ماهواره از عوامل تاثیرگذار بر دمای ماهواره خواهد بود. مدل‌سازی شار حرارتی اجزای داخلی ماهواره کار ساده‌ای نبوده و می‌تواند در طول زمان نیز متغیر باشد. در این قسمت تنها با هدف بررسی اثر این ترم بر روی نتایج تخمین، فرض شده است که شاری تصادفی با میانگین ثابت $25 \frac{W}{m^2}$ به مرکز سطوح ماهواره وارد می‌شود. در شکل (۱۱) دمای سطوح در هر دو حالت با یکدیگر مقایسه شده‌اند.



شکل ۱۱ - مقایسه دمای سطوح ماهواره با اعمال تشعشع داخل ماهواره و بدون اعمال آن

همانطور که انتظار می‌رفت و در شکل (۱۱) نیز مشخص است، در صورتی که سطوح ماهواره از داخل نیز شار حرارتی دریافت نمایند، دمای آن‌ها افزایش خواهد یافت. این افزایش دما فارغ از وضعیت ماهواره است.

در ادامه، نتایج تخمین ناشی از اعمال این ترم بررسی شده‌اند. برای این منظور، مقادیر مربوط به خطای حاصل از تخمین، یکبار بدون در نظر گرفتن ترم تشعشع داخلی و بار دیگر با اعمال این ترم محاسبه شده و نتایج بدست آمده با یکدیگر مقایسه شده‌اند. این مقایسه برای خطای تخمین وضعیت و همچنین مقدار سرعت زاویه‌ای ماهواره در طول زمان صورت گرفته و نتایج آن در شکل (۱۲) آورده شده است.

- [5] Kiani M. and Pourtakdoust, S.H., "Adaptive Square-Root Cubature – Quadrature Kalman Particle Filter for satellite attitude determination using vector observations," *Acta Astronaut.*, vol. 105, no. 1, 2014, pp. 109–116.
- [6] Sadeghi, A. R., Sabahi, M. F. and Saberali, S.M., "Using the Joint Probabilistic Data Association Filter for Improving Star Trackers Performance to Accurate Attitude Determination of Spacecrafts," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 9, no. 1, 2016, pp. 37–46 (In Persian).
- [7] Adami, A.H. and Nosratollahi, M., "Introducing of Attitude Determination System of a LEO Satellite with Orbital Maneuver Mission," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 4, no. 4, 2012, pp. 1–10 (In Persian).
- [8] Oshman, Y. and Carmi, A., "Attitude Estimation from Vector Observations Using a Genetic-Algorithm-Embedded Quaternion Particle Filter," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 29, no. 4, 2006, pp. 879–891
- [9] Labibian, A., Pourtakdoust, S.H., Kiani, M. A., Sheikhi, A. and Alikhani, A. "Experimental validation of a novel radiation based model for spacecraft attitude estimation," *Sensors Actuators, A Phys.*, vol. 250, 2016, pp. 114–122.
- [10] Khaniki, H.B. and Karimian, S.M.H., "Determining the heat flux absorbed by satellite surfaces with temperature data," *J. Mech. Sci. Technol.*, vol. 28, no. 6, 2014, pp. 2393–2398.
- [11] Khaniki, H.B. and Karimian, S.M.H., "Satellite Attitude Determination Using Absorbed Heat Fluxes," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 29, no. 6, 2016, p. 04016053.
- [12] Labibian, A., Alikhani, A. and Pourtakdoust, S.H., "Performance of a novel heat based model for spacecraft attitude estimation," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 70, 2017, pp. 317–327.
- [13] Markley, F.L. and Crassidis, J.L., *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer, 2014.
- [14] Wie, B., *Space Vehicle Dynamics and Control*, Second., vol. 134, no. 4. 2007.
- [15] Incropera, F.P., *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*, 6th Edition, John Wiley & Sons, 2005.
- [16] Fortescue, P., Swinerd, G. and Stark, J., *Systems Engineering Spacecraft Systems*. 2011.
- [17] Mittelmark, M., Sagy, S., Eriksson, M., Bauer, G., Pelikan, J. and Lindström, B., *The International Handbook of Salutogenesis*. 2016.
- [18] "Thermal Desktop," *C&R Technol.*, vol. Ver. 4.8, 2005.
- [19] "SINDA," *C&R Technol.*, vol. Ver. 4.8, 2005.
- [20] Avinash, S. "How many faces of a cube you can see at a time?," 2016.

به بررسی اثرات ناشی از هر کدام از این عوامل بر میزان دقت فرایند تخمین وضعیت پرداخته شده است. شبیه‌سازی‌های مونت کارلو نشان می‌دهند که اگرچه کرد استفاده از رسانش بین سطوح ماهواره منجر به افزایش دقت تخمین می‌شود ولی تاثیر تشعشعات داخلی بر روی سطوح ماهواره عامل کاهش دقت تخمین است. در نتیجه، باید سطوح داخلی به نحو مقتضی و در حد امکان عایق‌بندی شوند، در حالی که نیازی به عایق‌بندی سطوح خارجی، در صورت اعمال ترم رسانش در معادلات نیست.

به عنوان ادامه کار پیشنهاد می‌شود که با توجه به اثر دقت مدلسازی در چارچوب کاری تخمین، تغییرات احتمالی پارامترهای الگوی اندازه‌گیری نظیر ضرایب جذب و نشر سطوح نسبت به شرایط مسئله مورد بررسی قرار گیرد. همچنین با توجه به اینکه لحاظ نمودن این تغییرات در فرایند تخمین به دقت‌تر شدن مدل اندازه‌گیری کمک می‌کند، تخمین همزمان این پارامترها و وضعیت ماهواره می‌تواند منجر به افزایش دقت تخمین شود.

واژه‌نامه

Eccentricity	خروج از مرکز
Right Ascension	طول گرهِ صعودی
Inclination	شیب مدار
Argument of Perigee	آرگومان حضیض
Semi-Major Axis	نیم قطر اصلی
True Anomaly	آنومالی حقیقی

مراجع

- [1] Farrell, J.L., "Attitude determination by kalman filtering," *Automatica*, vol. 6, no. 3, 1970, pp. 419–430.
- [2] Thomas, B., "Spacecraft Attitude Determination-A Magnetometer Approach," Aalborg Universitetsforlag, Research output: Book/Report > (Thesis Ph.D.), 1999.
- [3] Fisher, J. and Vadali, S. R., "Gyroless Attitude Control of Multibody Satellites Using an Unscented Kalman Filter," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 31, no. 1, pp. 245–251, 2008.
- [4] Soken, H. E. and Hajiye, C., "In flight magnetometer calibration via unscented Kalman filter," *RAST 2011 - Proc. 5th Int. Conf. Recent Adv. Sp. Technol.*, 2011, pp. 885–890.