

بررسی تأثیر عملگرهای کنترلر مومنتوم سیالی در مدیریت دمایی یک میکروماهواره نمونه

مهدی اعرابی^۱، احمد سلیمانی^۲ و*، مهران نصرت‌الهی^۳

^۱ کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

^۲ دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

^۳ دانشیار دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

*مسئول مکاتبات: ah_soleymani@mut.ac.ir

واژگان کلیدی

عملگرهای مومنتوم سیالی
سیستم کنترل حرارت
مدیریت دمایی
میکروماهواره نمونه

تاریخچه مقاله

تاریخ دریافت ۱۳۹۵/۱۰/۱۳
تاریخ پذیرش ۱۳۹۷/۰۳/۳۱

چکیده

ترکیب عملگرهای استفاده شده در زیرسیستم‌های مختلف ماهواره می‌تواند روشی برای کاهش هزینه‌های موجود، جرم، حجم و پیچیدگی سیستم و افزایش قابلیت اطمینان و عملکرد کلی ماهواره باشد. یک نمونه از این عملگرهای جدید، کنترلرهای مومنتوم سیالی هستند که علاوه بر مأموریت اصلی آن‌ها که کنترل وضعیت ماهواره می‌باشد در کنترل حرارت ماهواره نیز می‌توانند نقش به سزایی ایفا کنند. در این مقاله، ابتدا پارامترهای حرارتی یک ماهواره و منابع تأثیرگذار خارجی بر آن تشریح شده است. سپس صورت مسئله که تحلیل یک میکروماهواره نمونه مجهز به عملگرهای کنترلر مومنتوم سیالی بوده؛ با توجه به نوع چیدمان، مشخصات سیال، جنس لوله‌ها و شرایط مداری در نرم افزار متلب شبیه سازی شده است. در پایان، نتایج شبیه‌سازی و میزان تأثیرگذاری عملگرها در مدیریت دمایی با نمونه‌های مشابه و همچنین نرم افزار کنترل حرارت تجاری IDEAS صحت سنجی گردیده است.

۱ مقدمه

کنترل حرارت ماهواره، یک زیرسیستم اصلی است که وظیفه نگه داشتن دمای اجزای ماهواره در دمای بقا و فعالیت را بر عهده دارد. توانایی کنترل حرارتی یک ماهواره نقش حیاتی در بسیاری از ملزومات عملیاتی را بر عهده دارد. ملزومات مورد نیاز برای یک عملیات موفق که تحت تأثیر کنترل حرارت ماهواره هستند بسیار است که در این مقاله به مختصری از آن‌ها بر اساس استاندارد ای‌سی‌اس‌اس^۱ و استاندارد ناسا^۲ اشاره خواهد شد. از مهم‌ترین آن‌ها می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

۱. حفظ دمای قطعات در محدوده مجاز

۲. جلوگیری از تغییرات سریع در محدوده مجاز

۳. یکسان نگه داشتن دمای سطوح همدم

۴. خنک‌کاری و گرم نگه داشتن مولفه‌های کلیدی سیستم

چنانچه اهمیت هر کدام از این وظایف و ارتباطشان با کنترل حرارت ماهواره دست کم گرفته شود، می‌تواند باعث شکست کامل در عملیات شود. از این رو تعیین دقیق دمای ماهواره در حالات مختلف مدار به عنوان گام اولیه مهمترین قدم برای طراحی این زیرسیستم می‌باشد. حال اگر این دما به صورت تابعی از مدت زمان در مدار به دست آید، گام‌های بعدی برای طراحی این زیرسیستم دقیق‌تر و زیرسیستم طراحی شده بهینه تر و با قابلیت اطمینان بالاتری خواهد بود. از طرفی منابع مختلفی بر روی دمای ماهواره تأثیرگذار هستند که به عنوان شرایط محیطی ماهواره در فضا شناخته می‌شوند و تعیین آنها گامی مهم در مدل‌سازی حرارتی ماهواره می‌باشد که از مهمترین آن‌ها

می‌توان به سه مورد زیر اشاره کرد [۱]:

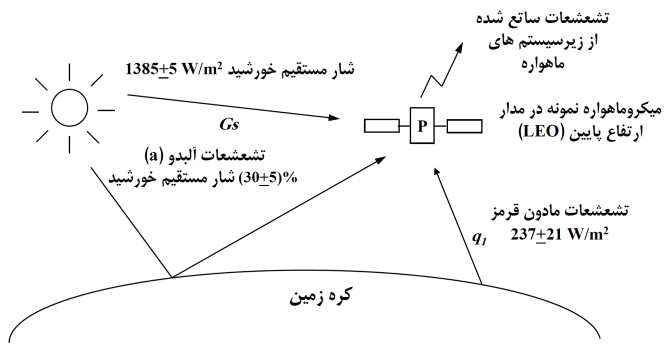
۱. تشعشع مستقیم خورشید

۲. بازتاب تشعشع خورشید از زمین (آلبدو^۳)

۳. تشعشع مادون قرمز زمین^۴

که به ترتیب اولویت در تحمیل بارهای حرارتی به ماهواره نقش دارند که باید با کمک سخت افزارهای حرارتی، دمای ماهواره را در حد مطلوب نگه داشت. از طرفی ترکیب وسایل و سخت افزارهای مورد استفاده در زیرسیستم‌های مختلف در ماهواره همواره ایده‌ای جذاب و رضایت بخش برای طراحان بوده؛ چرا که دو هدف را با یک وسیله برآورده کردن هم صرفه جویی در بودجه وزنی و هم در بودجه مالی پروژه می‌باشد. از این رو اخیراً عملگرهایی پیشنهاد شده است که در آن بجای چرخاندن یک جسم صلب همانند ژایروهای کنترل ممان^۵ (CMG)، از چرخاندن یک سیال درون یک تیوپ دایروی برای تولید ممان استفاده می‌شود. این عملگرها عموماً به نام کنترلرهای مومنتوم سیالی^۶ (FMC) شناخته می‌شوند. یکی از مزایای این عملگرها، انعطاف پذیری آنها در کاربردشان می‌باشد. برای مثال، از آنجایی که یک عملگر FMC سبک‌تر و کم حجم‌تر از یک CMG می‌باشد، این عملگرها می‌توانند برای بسیاری از عملیات فضایی بکار برده شوند. در واقع بدون افزایش چشمگیری در وزن سیستم کنترلی، شعاع حلقه سیال را می‌توان بگونه‌ای تغییر داد که برای ماهواره و عملیات مورد نظر جوابگو باشد. از طرفی همانگونه که ذکر شد با انتخاب سیال مناسب می‌توان به عنوان وسیله‌ای برای انتقال حرارت بین دو نقطه سرد و گرم یک وجه استفاده کرد که از این جهت یک سخت افزار کنترل حرارتی

^۱ ECSS (European Cooperation for Space Standardization) ^۲ NASA (National Aeronautics and Space Administration) ^۳ Albedo ^۴ Earth Infrared ^۵ Control Moment Gyo ^۶ Fluidic Momentum Controller



شکل ۱: منابع حرارتی تاثیرگذار بر روی ماهواره [۱]

آنچه که در کنترل حرارت یک ماهواره حائز اهمیت بوده بالانس انرژی دریافتی از محیط انرژی اتلافی داخلی ماهواره و انرژی ساطع شده به فضا می باشد. در ادامه توضیح مختصری راجع به هرکدام از این منابع حرارتی در فضا ذکر شده است.

۱.۲ نور مستقیم خورشید

بزرگترین و اصلی ترین منبع در بین بارهای حرارتی فضا، حرارت خورشید است که تشعشع نسبتاً ثابت با تغییرات حداکثر یک درصدی در سیکل های ۱۱ ساله خورشیدی بر اساس فعل و انفعالات داخل خورشید دارد. شدت تابش نیز به علت بیضوی بودن مدار زمین ۳/۵ درصد تغییر می کند که در حالت کلی برای نیم کره شمالی می توان گفت در نقطه اعتدال تابستانی که زمین در دورترین فاصله از خورشید قرار دارد، شدت نورخورشید در حداقل مقدار خود و برابر با 1322 W/m^2 و در نقطه اعتدال زمستانی که زمین در نزدیک ترین فاصله از خورشید قرار دارد شدت نورخورشید حداکثر مقدار خود برابر با 1414 W/m^2 را دارد که در تحلیل ها به طور متوسط این مقدار را برابر 1367 W/m^2 در نظر می گیرند [۲۱].

از طرفی دریافت انرژی از خورشید توسط ضریب جذب خورشیدی (α) یک جسم به طریق ذیل زیر مشخص می شود:

$$Q_{\text{sun}} = G_{\text{sun}} \times A \times \alpha \quad (1)$$

که در آن G_{sun} برابر شار خورشیدی، A مساحت سطح جذب کننده و α ضریب جذب خورشیدی سطح می باشد [۲۱].

۲.۲ انعکاس نور خورشید از زمین (آلبدو)

به درصدی از نور مستقیم خورشید که از روی زمین منعکس می شود آلبدو می گویند که میزان آن وابسته به خواص سطوح بازتابنده است که مثلاً با افزایش پوشش ابرها یا پوشش یخ و برف افزایش می یابد. با توجه به طول موج یکسان این تشعشعات با تشعشعات خود خورشید، بنابراین تاثیر این بر جسم نیز با همان ضریب جذب خورشیدی اندازه گیری می شود. که فرمول آن به طور کلی به صورت زیر است که برای تحلیل های پایا و گذرا تغییراتی دارد:

$$Q_{\text{Albedo}} = G_{\text{sun}} \times A \times \alpha \times a \times F_{\text{sc-p}} \times \cos \phi \quad (2)$$

که در آن a ضریب آلبدو و F ضریب دید و ϕ زاویه فراز خورشید^۸ است [۲۱].

نیز به حساب می آید. بنابراین گام اول برای اندازه گیری تاثیر این وسیله بر انتقال حرارت وجوه ماهواره و موثر بودن آن در امر کنترل حرارت، بدست آوردن شرایط دمایی این صفحات ماهواره در نقاط مختلف مدار است. در زمینه زیرسیستم کنترل حرارت ماهواره، تحقیقات انجام شده به دو دسته کلی تقسیم می شوند. دسته اول در مورد طراحی زیرسیستم کنترل حرارت است که یا به طراحی حرارتی یک ماهواره خاص پرداخته شده [۲] و یا به روش های مختلف طراحی حرارتی اشاره شده است [۳-۶]. اما دسته دوم در مورد تحلیل حرارتی است که در این دسته از مقالات نیز یا به تحلیل یک ماهواره خاص و یا سخت افزار خاص پرداخته شده است [۷-۱۰] و یا به روش های مختلف تحلیل حرارتی اشاره شده است [۱۱، ۱۲]. در زمینه مورد بحث این مقاله که تحلیل حرارتی است نیز روش های مختلفی استفاده شده است. به این صورت که یا از نرم افزارهای شناخته شده جهت تحلیل حرارتی استفاده شده است و یا با ترکیب کدهای نوشته شده با نرم افزارهای تجاری به نتیجه می رسد؛ مانند ترکیب شبیه سازی متلب و سیمولینک با نرم افزارهای مختلف از جمله انسیس^۱، کامسول^۲ یا آباکوس^۳ [۱۳-۱۵]. در زمینه پژوهش های داخلی نیز به همین صورت است با این تفاوت که در زمینه طراحی مقاله ای موجود نبوده و تحلیل های انجام شده نیز به وسیله نرم افزارهای خود نوشت بوده و در آخر با یک نرم افزار تجاری اعتبارسنجی شده اند. در این مقاله نیز تحلیل تماماً توسط کد شبیه سازی متلب بر پایه کد مرجع [۱۶] با اجرای آن، از نرم افزار تجاری آدیاس^۴ نیز برای صحه گذاری استفاده شده است. در خصوص تبیین معادلات دمایی که تمامی اجزای آن هم زمان و به صورت تابعی از زمان در نظر گرفته شده باشد می توان گفت که تاکنون کارهای مختلفی هم در داخل و هم در خارج انجام گرفته است که از جمله آنها می توان به «تحلیل حرارتی یک نانوماهواره در حالت پایا و گذرا و شبیه سازی حرارتی آن» توسط ملک زاده فرد و پورشهسواری [۱۷] همچنین مقالات ارائه شده بر روی پروژه ماهواره آتست^۵ دانشگاه امیر کبیر و تعدادی دیگر از کارهای داخلی و خارجی اشاره کرد. اما با توجه به اینکه آن پژوهش برای یک ماهواره خاص بوده قابل استناد نمی باشد و برای هر شرایط خاص تمامی این مراحل بایستی مجدداً نویسی و شبیه سازی انجام گیرد [۱۸-۲۰]. در زمینه استفاده از کنترلرهای مومنتوم سیالی نیز تاکنون تحقیقی در ایران انجام نشده است. در خارج از کشور نیز تاکنون تحقیقات کمی روی این موضوع صورت گرفته است. شاید از مهمترین تحقیقات صورت گرفته روی این موضوع بتوان به کارهای انجام گرفته توسط واراتاراجو^۶ و کارهای انجام گرفته در آزمایشگاه فلوت^۷ دانشگاه نگراس که زیر نظر ناسا می باشد، را نام برد [۲۰].

۲ الزامات محیط حرارتی یک میکروماهواره

همانطور که در شکل ۱ مشخص شده است، سه منبع حرارتی که بر روی ماهواره تاثیر می گذارد که شامل شارهای حرارتی خورشیدی، انعکاس زمین (یا اثر آلبدو) و تشعشع مادون قرمز زمین می شود. البته منابع حرارتی دیگری نیز از جمله گرمایش مولکول های آزاد و گرمایش ناشی از ذرات باردار نیز در اینجا تاثیرگذار هستند که به نسبت سهم کمتری دارند.

^۱ANSYS ^۲COMSOL ^۳ABAQUS ^۴I-DEAS ^۵AUTSAT ^۶Varatharajoo ^۷FLOAT ^۸Solar Zenith

۳.۲ تشعشع مادون قرمز زمین

که علاوه بر شارهای وارده، کوپلینگ‌های تشعشعی و هدایتی (مقادیر ضرایب هدایتی و ضرایب دید تشعشعی) را در نظر گرفته با توجه به وزن اجزا تحلیل می‌شود.

روش حل معادلات براساس روش پارامتر توده‌ای و روش گسسته سازی ترم متغیر با زمان بر اساس روش تفاضل محدود می‌باشد. ولی همانگونه که مشاهده می‌شود معادله انرژی به دلیل وجود توان چهارم در آن یک معادله‌ی غیر خطی است. وجود خطاهای معمول در حل‌های عددی باعث واگرایی در حل این معادله می‌شود. بنابراین باید با استفاده از روش‌های خطی سازی این معادله به صورت خطی در آید. این کار با استفاده از بسط تیلور حول یک نقطه دلخواه بدست می‌آید.

$$Q_{IR} = q_{IR} \times A \times \varepsilon \times \sin^2 \rho \quad (۳)$$

که در آن q_{IR} شار تابشی از زمین و ε ضریب صدور و ρ زاویه بین خط واصل افق و مرکز زمین تا ماهواره می‌باشد [۲۱].

حل این معادلات با توجه به مراحل طراحی و نوع نیاز به دو صورت پایا و گذرا می‌باشد که در ادامه توضیح مختصری در این باره می‌آید.

۴.۲ تحلیل حرارتی حالت پایا

در بحث معادلات ریاضی حاکم بر مدل سازی حرارتی در منابع گوناگون مدل‌های مختلفی برای ماهواره و اجزاء آن فرض شده است. اما پرکاربردترین مدل‌سازی برای تحلیل پایا برای ماهواره به صورت یک کره و یک صفحه تخت متصل به آن است [۲۱]. در یک آنالیز حرارتی فرض می‌شود که جریان حرارتی ورودی به علاوه جریان حرارتی خروجی برابر با گرمای ذخیره شده است. تعادل جریان حرارتی برای یک المان از یک وسیله یا سفینه فضایی در اطراف زمین می‌تواند به صورت زیر دسته بندی شود:

$$\begin{aligned} & \dot{Q}_{\text{Heat from the sun}} + \dot{Q}_{\text{infrared heat from Earth}} + \dot{Q}_{\text{Albedo from Earth}} \\ & + \dot{Q}_{\text{Heat exchange with space}} + \dot{Q}_{\text{Heat exhcange with other surface}} \\ & + \dot{Q}_{\text{Heat dissipation}} + \dot{Q}_{\text{Heat stored}} = 0 \end{aligned} \quad (۴)$$

۵.۲ تحلیل حرارتی گذرا

در تحلیل گذرا، معادلات بیان شده نسبت به زمان استخراج شده است. به این معنی که شارها برای یک یا چند دوره مداری محاسبه و دماها برای این موقعیت‌های متفاوت به دست آمده‌اند. اما در حالت پایا زمان را در نظر نگرفته و محاسبات تنها برای بدترین حالت سرد و گرم محاسبه می‌گردند. شارهای دریافتی به صورت مرتبط با زمان به فرم ذیل حاصل می‌شوند:

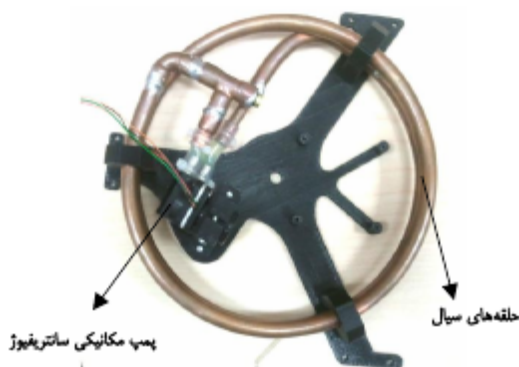
$$\begin{aligned} & \dot{Q}_{\text{Heat from the sun}} + \dot{Q}_{\text{infrared heat from Earth}} + \dot{Q}_{\text{Albedo from Earth}} \\ & + \dot{Q}_{\text{Heat exchange with space}} + \dot{Q}_{\text{Heat exhcange with other surface}} \\ & + \dot{Q}_{\text{Heat dissipation}} + \dot{Q}_{\text{Heat stored}} = 0 \end{aligned} \quad (۵)$$

که می‌توان برای حل آن را به صورت زیر نوشت:

$$\begin{aligned} (mc_p)_i \frac{dT_i}{dt} = & - \sum_{j=1}^n C_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \sigma R_{ij}(T_i^* - T_j^*) \\ & + Q_{\text{sun}} + Q_{\text{Albedo}} + Q_{\text{Earth}} + Q_{\text{dissipation}} \\ & - \sigma \varepsilon_i A_i T_i^* \end{aligned} \quad (۶)$$

۳ مدل سازی حرارتی عملگر مومنتوم سیالی

مرجع کار در مدل سازی مشخصات عملگر، ماهواره شامل ابعاد و مشخصات مدار، مقاله مرجع [۲۰] می‌باشد. راجع به ساز و کارهای مختلف به گردش در آوردن سیال داخل حلقه و روابط فیزیکی حاکم بر آن و طریقه به دست آوردن شارهای حرارتی در مرجع [۲۲] توضیحات کامل ذکر شده که در اینجا تنها به ذکر مشخصات پارامتری سازوکار انتخابی (یعنی پمپ مکانیکی هر کدام از حلقه‌های سیال در شکل ۲ نمایش داده شده است) در جداول ۱ الی ۴ بسنده شده است.



شکل ۲: پمپ مکانیکی مورد استفاده جهت به گردش در آوردن سیال

جدول ۱: جنس و مشخصه حلقه‌های مومنتوم سیالی

مقدار یا نوع	مشخصات عملگر
جنس حلقه	مس
شعاع حلقه	۰/۲ متر
قطر سطح مقطع	۰/۰۲ متر
شار گرمایی دریافتی در اختلاف دمای یک درجه	۴۰۰ وات
شار گرمایی دریافتی در اختلاف دمای پنج درجه	۵۶۰ وات

جدول ۲: مشخصه عملکردی پمپ مکانیکی

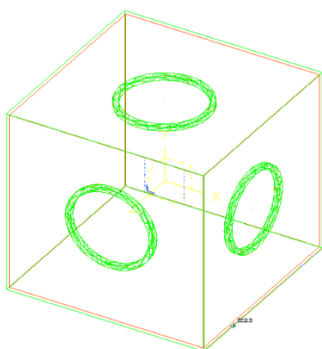
مقدار	واحد	مشخصات پمپ
وزن به همراه حلقه	kg	۰/۴۵
ولتاژ مصرفی	V	۶ الی ۱۲
بیشینه سرعت جریان	ml/min	۲۶۸۵
توان مصرفی	W	۱/۳ الی ۷/۱

۱.۳ تحلیل و شبیه سازی

به منظور شبیه سازی مسئله و بررسی تاثیر عملکرد بر مدیریت دمایی میکروماهواره ابتدا نتایج تحلیل میکروماهواره را بدون حضور عملکرد با یکدیگر مقایسه کرده تا کد نوشته شده صحت سنجی شده و میزان خطای آن مشخص گردد. در ادامه با قرار دادن یک عملکرد روی یکی از وجوه مقدار تغییر دما را در کد و نرم افزار تجاری بدست آورده و با مرجع [۲۰] مقایسه می شود. سپس هر سه عملکرد مونتومی را قرار داده و تاثیر آن ها را در مدیریت دمایی میکروماهواره استخراج می شود.

کد نوشته شده در نرم افزار متلب متشکل از ۸ تابع اصلی و یک فایل برای گرفتن ورودی مسئله شامل: زمان حل، مشخصات مدار، مشخصات ماهواره و اجزای داخلی آن و غیره می باشد. توابع نیز برای محاسبه ضرایب دید صفحات ماهواره، ضرایب دید ماهواره با زمین و خورشید، محاسبه شارهای وارده در مدار، تبدیل مختصات کروی به مختصات زمین-مرکز و بالعکس، محاسبه زمان سایه، محاسبه مکان ماهواره در مدار و در آخر محاسبه دما با حل عددی است. با توجه ویژگی مدل کردن شار داخلی اجزای ماهواره بر روی صفحات آن در این کد می توان از آن برای تحلیل این مسئله کمک گرفت. نحوه مدل سازی از لحاظ ریاضی نیز بدین صورت است که هر یک از وجوه را مانند شکل ۳ به صورت یک گره در نظر گرفته و معادلات فوق را به صورت واگرا و به روش عددی حل می کند.

نرم افزار I-DEAS سری قبلی محصولات NX از نرم افزارهای شرکت معروف زیمنس^۳ است که قابلیت انجام تحلیل های مختلف سازه ای، حرارتی، الکترونیکی را دارد. از ویژگی های مهم این نرم افزار، شبیه سازی ماهواره در مدار و قابلیت ایجاد مدارهای مختلف است. همچنین امکان مدل سازی شارهای سرمایشی و گرمایشی مختلف برای اجزا و ایجاد کوپلینگ های دمایی با یکدیگر این نرم افزار را برای حل مسئله مورد نظر مطلوب می سازد. شماتیک مدل حرارتی ترسیم شده در شکل ۴ نمایش داده شده است.



شکل ۴: شماتیک مدل حرارتی ترسیم شده و چیدمان عملگرها در حالت مش بندی شده

در این نرم افزار نیز ابتدا میکروماهواره را با مشخصات مطابق با کد مدل کرده، مش بندی های مورد نیاز را انجام داده (لازم به ذکر است این مش بندی ها تفاوت اساسی با مش بندی نرم افزارهای سیالاتی داشته و به منظور محاسبه ضرایب دید و سایر پارامترها انجام می گردد و از این رو نیازی به بررسی استقلال نتایج از مش نیست) و با قرار دادن مشخصات مدار به صورت عددی حل می نماید. در شکل ۵ بلوک دیاگرام (فلوچارت) کد شبیه سازی نوشته شده

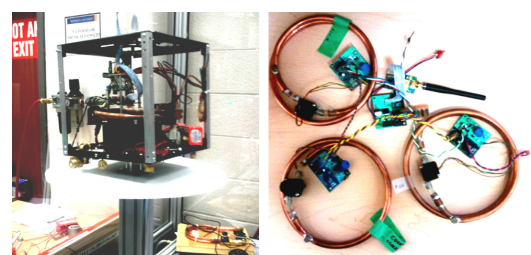
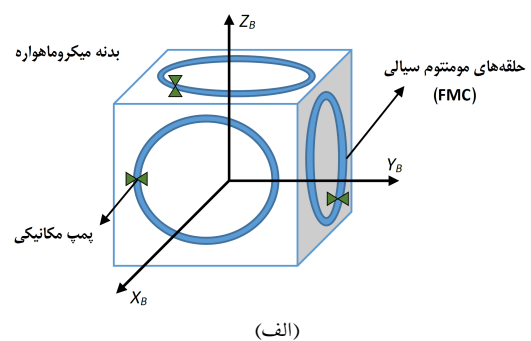
جدول ۳: خصوصیات سیال های مونتومی پیشنهاد شده

سیال	ویسکوزیته Pa.s	چگالی kg/m ³	میزان فشار Atm	نقطه انجماد °C	نقطه جوش °C
آب	۰/۸۲۳	۹۹۷	۱	۰	۱۰۰
آمونیاک	۰/۰۰۱۵	۶۰۰	۸/۳۹	-۷۸	-۳۳/۵
فرئون ۱۱	۰/۰۰۰۴	۱۴۹۴	۱	-۱۱۱/۱	۲۳/۸
فرئون ۱۲	۰/۰۰۰۲	۱۳۲۹	۵/۵۸	-۱۵۷/۵	۱۹/۷۵
اتیلن گلیکول	۰/۰۰۶	۱۰۹۵	۱	-۴۶/۶۳	۱۸۷/۴
پروپیلن گلیکول	۰/۰۰۹۰	۱۰۴۵	۱	-۴۵/۵	۱۹۷/۱

جدول ۴: شرایط مداری میکروماهواره نمونه

مشخصات مداری	واحد	مقدار
شیب مداری	deg	۶۰
طول گره صعودی	deg	۱۲۰
آرگومان صعودی	deg	۰
ارتفاع از سطح زمین	km	۷۰۰
خروج از مرکز مدار	—	۰/۰۰۹۵
دوره تناوب	min	۹۰

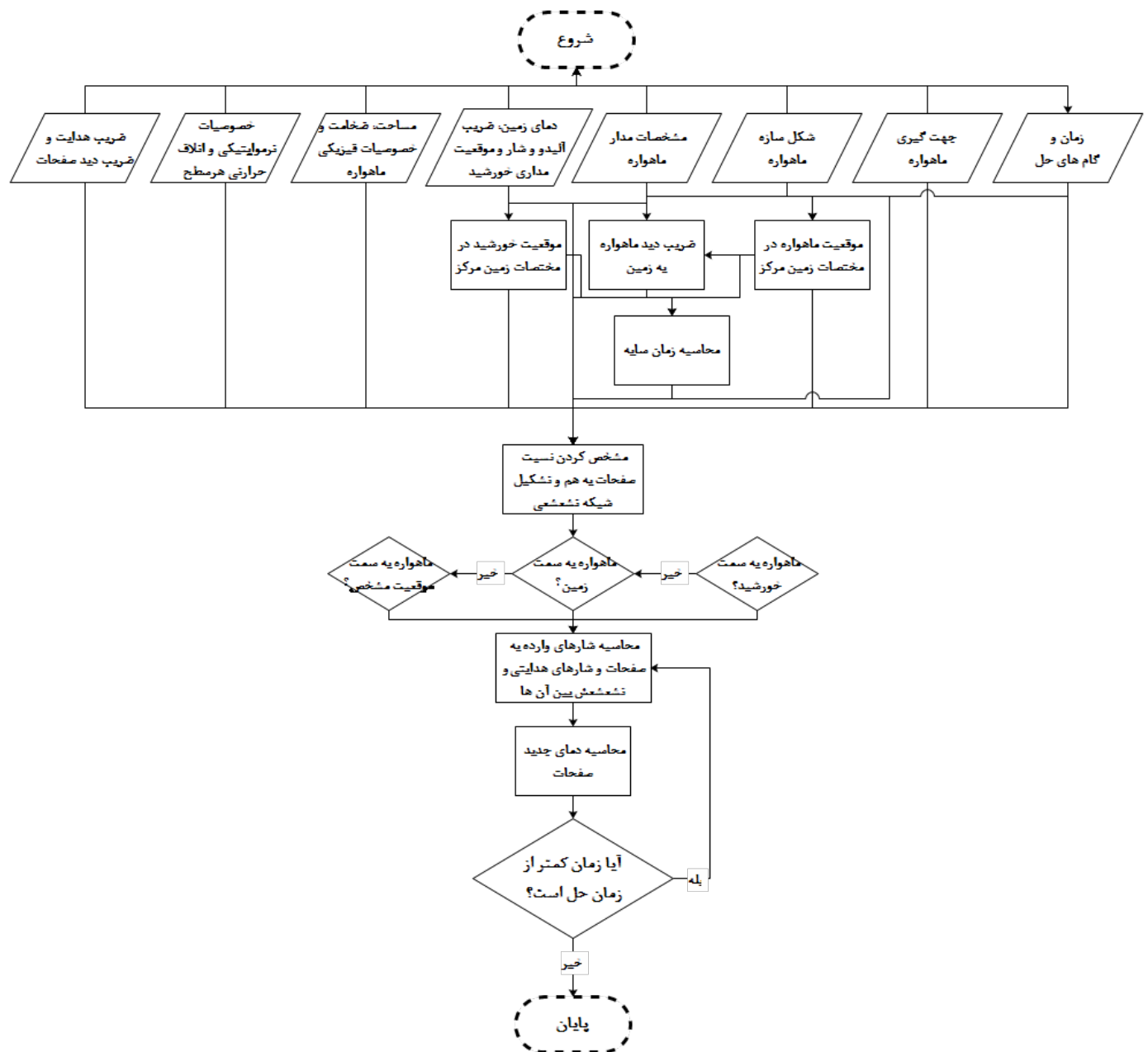
در جدول ۲ خصوصیات برخی از سیالاتی که می توانند کاندید مناسبی برای این عملکرد در شرایط محیط فضا باشند، معرفی شده اند. انتخاب سیال مطلوب، تابع پنج عامل اصلی: نقطه جوش و انجماد، ویسکوزیته، چگالی، سمی بودن^۱ و خوردگی^۲ سیال می باشد. در این میان، سیالاتی همچون: آب، آمونیاک و فرئون به دلیل عدم ارضای محدودیت دمایی در محیط فضا رد می شوند. بین دو ماده پیشنهادی اتیلن گلیکول و پروپیلن گلیکول، سیالی مناسب تر خواهد بود که بیشترین چگالی را داشته باشد. همچنین در شکل ۳ نیز چیدمان عملگرها در این پژوهش نمایش داده شده که دارای سه حلقه سیال می باشد.



(ب)

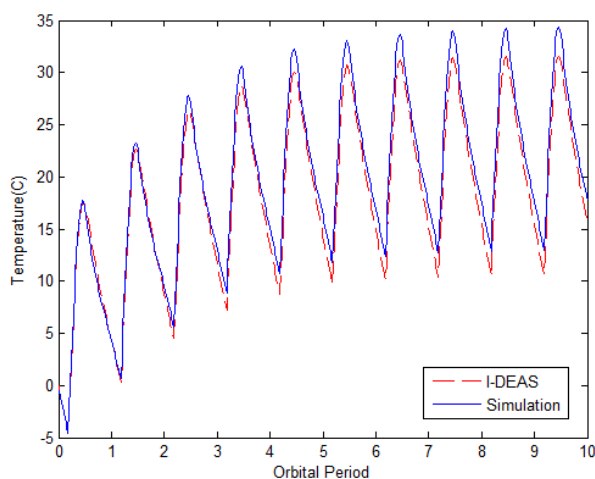
شکل ۳: نمایی از چیدمان عملگرهای مونتوم سیالی

¹Toxicity ²Corrosive ³Siemens



شکل ۵: بلوک دیاگرام کد شبیه سازی نوشته شده

مشاهده می گردد.



شکل ۶: مقایسه نتایج دمای صفحه X در شبیه سازی و نرم افزار

با مدل کردن یکی از عملگرها در یکی از وجوه و قرار دادن شار حرارتی که دریافت می کند در نرم افزار تجاری و کد متلب نتایج به دست آمده را با یکدیگر مقایسه می شود. در ابتدا بایستی صفحه Z را به سمت زمین در نظر گرفته و دیگر مشخصات مداری در نرم افزار مدل می شود. ابتدا دمای مایه ها در حالت خاموش بودن عملگرها در نرم افزار متلب و نرم افزار جهت صحت سنجی کد نوشته شده و تخمین خطا به دست آورده شده است. نتایج اولیه در شکل ۶ الی ۸ نمایش داده شده است.

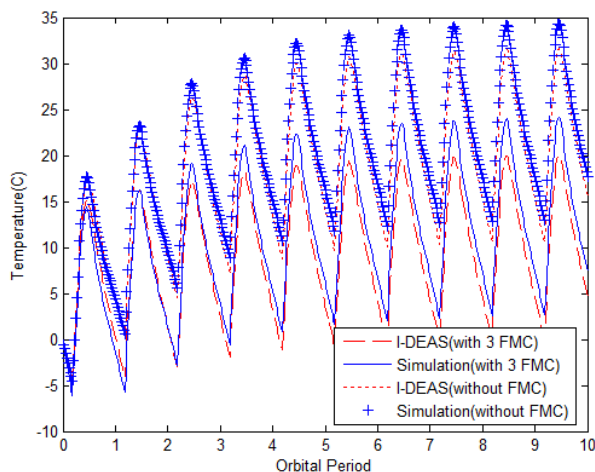
همانگونه که از نمودارهای فوق نیز برمی آید، اختلاف دمای بدست آمده از نرم افزار و کد متلب تقریباً بین 0° تا 2° درجه است به جز صفحه Y که اختلاف دمای آن به 7° درجه می رسد که آن هم تاثیری در نتایج ندارد؛ چرا که هدف ما مقایسه کاهش دما ناشی از کاربرد عملگرها می باشد.

که مشخص است در مورد صفحه $+X$ افت دما نزدیک به ۵ درجه بوده که با مرجع همخوانی نسبی دارد و در دیگر صفحات نیز با توجه به کوپلینگ تشعشی و هدایتی که وجود دارد تاثیر عملگر مشخص می‌شود.

جدول ۵: مقایسه افت دمای صفحات ناشی از وجود یک عملگر بر روی صفحات میکروماهواره

صفحات ماهواره	ΔT حاصل از نتایج شبیه‌سازی	ΔT حاصل از نتایج نرم‌افزار	ΔT مستخرج از مرجع [۲۰]
$+X$	-۵/۸	-۶/۹	-۵
$+Y$	-۱/۹	-۱/۸	-
$+Z$	-۲/۱	-۲	-
$-X$	-۱/۷	-۱/۳	-
$-Y$	-۲/۳	-۲/۱	-
$-Z$	-۲	-۱/۹	-

حال برای ارزیابی تاثیر عملگرها بر روی مدیریت دمایی ماهواره هر سه عملگر (طبق چیدمان شکل ۳) را بر روی سه صفحه $+X$ ، $+Y$ و $+Z$ مدل سازی کرده و با قرار دادن شارها، دماها را مقایسه کرده و تاثیر آن بررسی می‌شود. بعنوان نمونه، نتایج حاصل از این بررسی در شکل ۱۰ نمایش داده شده است.

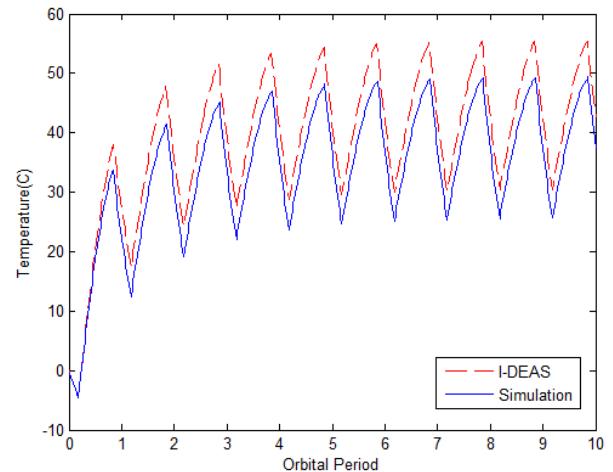


شکل ۱۰: مقایسه نتایج دمای صفحه $+X$ در شبیه‌سازی و نرم‌افزار برای حالت وجود سه عملگر بر روی سه صفحه $+X$ ، $+Y$ و $+Z$ با همدیگر و با حالت بدون عملگر

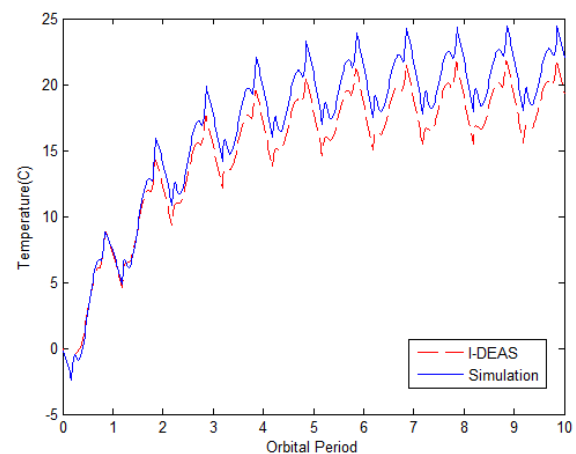
در مرحله قبل نتایج با مرجعی خارجی مقایسه و صحت سنجی شد. اما در اینجا به دلیل جدید بودن تحلیل و نبود تحلیل مشابه جهت صحت‌سنجی، نتایج حاصل از شبیه‌سازی و نرم‌افزار تجاری در جدول ۶ مقایسه گردیده است. در اینجا نیز می‌توان هم‌بستگی و اختلاف کم نتایج را مشاهده کرد. اما نکته جالب در اینجا اختلاف دمای ۵ تا ۱۰ درجه‌ای هر کدام از صفحات با حالت اول و بدون وجود عملگر است که همانطور که پیش از این گفته شد به وجود آوردن اختلاف دماهایی به این مقدار برای حفظ قطعات الکترونیکی داخل ماهواره ایده آل طراحان حرارتی بوده تا از بیش از حد گرم شدن اجزا جلوگیری کنند.

۴ نتیجه‌گیری

همانگونه که گفته شد استفاده از عملگری که دو وظیفه اصلی کنترل حرارت و کنترل وضعیت را هم‌زمان انجام دهد همواره مطلوب طراحان بوده است.

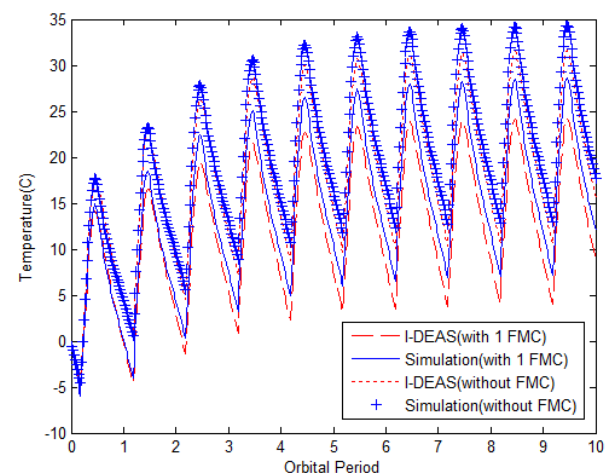


شکل ۷: مقایسه نتایج دمای صفحه $+Y$ در شبیه‌سازی و نرم‌افزار



شکل ۸: مقایسه نتایج دمای صفحه $+Z$ در شبیه‌سازی و نرم‌افزار

در ادامه عملگر را بر روی صفحه $+X$ مدل کرده و نتایج را با یکدیگر و مرجع [۲۰] مقایسه شده است. شکل ۹ نتایج حاصل از کد شبیه‌سازی و نرم‌افزار نمایش می‌دهد. مقایسه کامل نتایج در جدول ۵ آمده است.



شکل ۹: مقایسه نتایج دمای صفحه $+X$ در کد شبیه‌سازی و نرم‌افزار برای حالت وجود یک عملگر بر روی صفحه $+X$ با همدیگر و حالت بدون عملگر

حال نتایج بدست آمده با مرجع [۲۰] که در آن به صورت تحلیلی و تنها با استفاده از روابط انتقال حرارت توانایی ایجاد افت دما را در یکی از صفحات یک ماهواره نمونه شبیه آنچه اینجا تحلیل شد بررسی شده است. همانگونه

در این مقاله به بررسی استفاده از یک عملگر جدید با کارایی بهتر پرداخته شد. کارایی این عملگرها در مدیریت دمایی یک میکروماهواره نمونه مورد سنجش قرار گرفت. نتایج شبیه‌سازی، حاکی از اثر بخشی مناسب این عملگرها در حالت ۳ حلقه‌ای می‌باشد. در اینجا به دلیل جدید بودن و نبود تحلیل مشابه جهت صحت‌سنجی، نتایج حاصل از شبیه‌سازی و نرم افزار تجاری باهم مقایسه شد. با بررسی نتایج می‌توان گفت برای ایجاد کاهش دمای ۵ تا ۱۰ درجه‌ای، نیاز به استفاده از لوله‌های حرارتی با وزنی بیشتر از عملگرهای مومنتوم سیالی (FMC) می‌باشد. لذا این سازوکار در مدیریت دمایی توام با کاهش نسبی وزن میکروماهواره نیز موثر خواهد بود. بنابراین ضمن اینکه این عملگرها، وظیفه اصلی خود یعنی کنترل وضعیت را برعهده دارند، می‌توانند به عنوان یک زیرسیستم کنترل حرارت نیز نقش خوبی در مدیریت دمایی ماهواره‌ها طی ماموریت مداری خود ایفا نمایند.

جدول ۶: مقایسه افت دمای صفحات ناشی از وجود سه عملگر بر روی شش صفحه میکروماهواره

صفحات ماهواره	ΔT حاصل از نتایج شبیه‌سازی	ΔT حاصل از نتایج نرم‌افزار
+X	-۱۰/۲	-۱۱
+Y	-۹/۴	-۱۰/۲
+Z	-۱۰/۳	-۱۱/۱
-X	-۶	-۵/۳
-Y	-۶	-۵/۷
-Z	-۵/۹	-۵/۲

مراجع

- [8] Sintés Arroyo, Pol. Mission and thermal analysis of upc cubesat. Master's thesis, Universitat Politècnica de Catalunya, 2009.
- [9] Geem, Zong Woo. Artificial satellite heat pipe design using harmony search. in *Harmony Search Algorithm*, pp. 423-433. Springer, 2016.
- [10] Daryabeigi, Kamran. Thermal analysis and design optimization of multilayer insulation for reentry aerodynamic heating. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 39(4):509-514, 2002.
- [11] Bolduc, Corey and Adourian, Chahé. Rapid thermal analysis of rigid three-dimensional bodies with the use of modelica physical modelling language. in *Proceedings of the 7th International Modelica Conference; Como; Italy; 20-22 September 2009*, no. 043, pp. 513-518. Linköping University Electronic Press, 2009.
- [12] Gaite, José and Fernández-Rico, Germán. Linear approach to the orbiting spacecraft thermal problem. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 26(3):511-522, 2012.
- [13] Chandrasekaran, V and Subramanian, ER. Transient thermal analysis of a nanosatellite in low earth orbit. in *Proceedings of The Eighth International Conference on Engineering Computational Technology*, pp. 4-7, 2012.
- [14] Garzon, Maria M. Development and analysis of the thermal design for the osiris-3u cubesat. 2012.
- [15] Jacques, Lionel. *Thermal Design of the Oufti-1 nanosatellite*. Ph.D. thesis, University of Liège, Liège, Belgium, 2009.
- [16] VanOutryve, Cassandra Belle. *A thermal analysis and design tool for small spacecraft*. San Jose State University, 2008.
- [۱۷] ملک‌زاده، کرامت و پورشه‌سواری، هادی. اصول طراحی و شبیه‌سازی سیستم کنترل دمای ماهواره. انتشارات ایران جام، تهران، ویرایش اول، ۱۳۹۱.
- [۱۸] شهریار، مهران، انوری، آذر، و فرحانی، فواد. شبیه‌سازی عددی فرآیند آزمون سیکل حرارتی یک ماهواره. در هفتمین همایش انجمن هوافضای ایران. انجمن هوافضای ایران، ۱۳۸۶.
- [۱۹] ایزدی، سعید، رضائی نجفی، حامد، و کریمیان، سیدمحمدحسین. حل بهینه دستگاه معادلات ناشی از تحلیل حرارتی ماهواره های کوچک. در هجدهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک. دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه شریف، ۱۳۸۹.
- [۲۰] رضائی نجفی، حامد و کریمیان، سید محمد حسین. نرم افزار کاربردی تحلیل حرارتی ماهواره های کوچک در مدارهای با ارتفاع کم. در هشتمین همایش انجمن هوافضای ایران. انجمن هوافضای ایران، ۱۳۸۸.
- [21] Varatharajoo, Renuganth, Kahle, Ralph, and Fasoulas, Stefanos. Approach for combining spacecraft attitude and thermal control systems. *Journal of spacecraft and rockets*, 40(5):657-664, 2003.
- [۲۲] تقوی، امیرحسین، سلیمانی، احمد، و شجاعی، تقی. نسل جدید سیستم کنترل وضعیت میکروماهواره با استفاده از عملگرهای کنترلر مومنتوم سیالی. مجله علمی ترویجی مهندسی مکانیک، ۹۲، ۱۳۹۲.
- [1] Meseguer, José, Pérez-Grande, Isabel, and Sanz-Andrés, Angel. *Spacecraft thermal control*. Elsevier, 2012.
- [2] Barraclough, Simon and Tuttle, Sean. Thermal performance of the "mers" recoverable micro satellite in orbit. 46th International Conference on Environmental Systems, 2016.
- [3] Escobar, Emanuel, Diaz, Marcos, and Zagal, Juan Cristóbal. Evolutionary design of a satellite thermal control system: Real experiments for a cubesat mission. *Applied Thermal Engineering*, 105:490-500, 2016.
- [4] Struble, CL, Bascaran, E, Bannerot, RB, and Mistree, F. Compromise: A multiobjective hierarchical approach to the design of spacecraft thermal control systems. in *ASME Computers in Engineering Conference, Anaheim, CA*, pp. 423-428, 1989.
- [5] Cheng, WenLong, Liu, Na, Li, Zhi, Zhong, Qi, Wang, AiMing, Zhang, ZhiMin, and He, ZongBo. Application study of a correction method for a spacecraft thermal model with a monte-carlo hybrid algorithm. *Chinese science bulletin*, 56(13):1407, 2011.
- [6] Richmond, John Anger. *Adaptive thermal modeling architecture for small satellite applications*. Ph.D. thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2010.
- [7] Gerhart, Charlotte. University nanosat system thermal design, analysis, and testing. in *Modeling, Simulation, and Verification of Space-based Systems III*, vol. 6221, p. 62210A. International Society for Optics and Photonics, 2006.