

## بهبود عملکرد زیرسیستم کنترل گرمایی ماهواره با استفاده از رادیاتور هوشمند

مهدی فکور\*

دانشیار، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران، mfakoor@ut.ac.ir

محمد حسین احمدی

کارشناس ارشد، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران، mh\_ahmadi@ut.ac.ir

امیررضا کوثری

دانشیار، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران، kosari\_a@ut.ac.ir

مهران شهریاری

مربی، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران، mehman.shahryari@gmail.com

### چکیده

استفاده از تجهیزاتی کارآمد با هدف کاهش جرم و افزایش کارایی در زیرسیستم کنترل گرمایی ماهواره‌های کوچک ضروری است. رادیاتورهای هوشمند ابزاری مفید در این زمینه می‌باشند. ضریب صدور این رادیاتورها به صورت تابعی از دما یا ولتاژ تغییر می‌کند که باعث کاهش توان مصرفی گرمکن‌ها می‌شود. در مقاله حاضر ابتدا رفتار عملکردی رادیاتور هوشمند مدل‌سازی می‌شود و سپس در طراحی زیرسیستم کنترل گرمایی یک ماهواره کوچک مورد استفاده قرار می‌گیرد و نتایج آن با رادیاتورهای ساده مقایسه می‌شود. برای اعمال فرآیند کنترل گرمایی نیز از روش تناسبی-انتگرالی غیرخطی استفاده شده است. در این روش دمای هربخش به عنوان متغیر حالت و گرم‌کننده‌ها به عنوان عملگر در نظر گرفته شده‌اند. نتایج نشان می‌دهند که استفاده از کنترلگر تناسبی-انتگرالی غیر خطی نسبت به مدل کلاسیک آن نتایج بهتری می‌دهد. همچنین نتایج نشان می‌دهد که استفاده از رادیاتور هوشمند بطور چشم‌گیری باعث کاهش مصرف توان توسط گرمکن‌ها می‌شود. به نحوی که برای باتری در حدود ۷٪ و برای صفحه بالایی حدود ۲۷٪ توان مصرفی گرمکن کاهش یافته است. **واژه‌های کلیدی:** ماهواره، زیرسیستم کنترل گرما، رادیاتور هوشمند، کنترلگر تناسبی-انتگرالی غیرخطی، ضریب صدور.

## Improvement of the Satellite Thermal Control Subsystem Performance with Smart Radiator

M. Fakoor  
M. H. Ahmadi  
A. R. Kosari  
M. Shahriari

Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran  
Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran  
Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran  
Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

### Abstract

In order to reduce the weight and increase the efficiency of thermal control subsystem of the small satellites, employing efficient equipment is necessary. Smart radiator is one of the useful equipment in this field. Emission coefficient of these radiators change as a function of temperature or voltage. These variations cause heaters consumption power to be decreased in satellites. In this study, smart radiator is simulated and used in a thermal control subsystem of a small satellite. The result is compared to a conventional radiator. Non-linear proportional-integral method is employed to control the temperature. In this method, each part temperature is considered as state variable and heaters are considered as operators. Simulation results show that non-linear proportional-integral control method has better performance in decreasing the overshoot and settling time in comparison with the linear proportional-integral control method. Besides, smart radiators cause heaters consumption power to be declined. In a way that for the battery about 7% and for the top plate about 27% of the heater power consumption has been reduced.

**Keywords:** Satellite, Thermal control subsystem, Smart radiator, Non-linear proportional-integral controller.

از زمین (آلبدو) و انرژی مادون قرمز ساطع شده از زمین می‌باشد. همچنین در طول مدت پرتاب یا در مدارهای فوق‌العاده پایین، اثر حرارت مولکولی ناشی از اصطکاک در جو فوقانی نیز وجود دارد [۲]. علاوه بر موارد فوق اتلافات حرارتی داخلی نیز بر دمای اجزا تأثیر می‌گذارد. مجموع این بارهای حرارتی، باعث افزایش دمای ماهواره می‌شوند. همچنین به هنگام قرارگیری ماهواره در شرایط سرد مداری، به عنوان مثال در زمان قرارگیری ماهواره در سایه زمین، دمای ماهواره تا حد زیادی کاهش می‌یابد. در هر دو حالت، وظیفه سیستم کنترل گرمایی ماهواره، استفاده از سخت‌افزارهای کنترل گرمایی مناسب برای نگهداری دمای بخش‌های مختلف در محدوده مجاز دمایی، در طول عمر مأموریت ماهواره است. بنابراین لازم است در طراحی سیستم کنترل گرمایی یک ماهواره، سخت‌افزارهای حرارتی به گونه‌ای انتخاب

### ۱- مقدمه

یک ماهواره از زیرسیستم‌های مختلف همچون سازه و مکانیزم، منبع تغذیه الکتریکی، کنترل وضعیت، کنترل گرمایی، پشیرانش، مدیریت داده و مخابرات تشکیل شده است. وظیفه سیستم کنترل گرمایی، اساساً اطمینان از این است که دمای تمامی بخش‌های مکانیکی، الکتریکی و بدنه با محفظه اصلی در فضاپیما در یک محدوده دمایی مشخص، جهت کارکرد صحیح و خراب نشدن در تمام مراحل مأموریت قرار دارد [۱].

کنترل گرمایی ماهواره، یک فرآیند مدیریت انرژی است که در آن گرمایش محیط نقش عمده و اصلی را ایفا می‌کند. انواع اصلی گرمایش محیطی در مدار تابش مستقیم نور خورشید، نور خورشید منعکس شده

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: mfakoor@ut.ac.ir

شوند تا بالانس انرژی در دمای مجاز و مورد نظر مابین تلفات حرارتی داخلی ماهواره، بارهای تابشی محیطی و تابش از ماهواره به فضا برقرار گردد [۳].

کنترل گرمایی ماهواره معمولاً با استفاده از دو روش فعال و غیر فعال صورت می‌گیرد. اما در مجموع، طراحی حرارتی ماهواره را می‌توان بر اساس ترکیبی از دو روش فوق انجام داد. در شیوه غیر فعال با استفاده از المان‌های منفعل نظیر رنگ، عایق، رادیاتور و غیره وضعیت حرارتی ماهواره کنترل می‌شود. در حالیکه که در روش فعال معمولاً از سیستم‌های حلقه بسته با پسخورد دما استفاده می‌شود. رادیاتورهای یکی از متداول‌ترین المان‌های مورد استفاده در ماهواره است که اتلاف حرارتی اجزاء داخلی ماهواره را به شکل تابش، به محیط فضا منتقل می‌کند. مقدار حرارتی که رادیاتور به فضا منتقل می‌کند به مساحت سطح رادیاتور و خواص تابشی پوشش سطح آن بستگی دارد.

نیکان پور و همکارانش با بیان مشکلات موجود در رادیاتورهای معمولی به بیان راهکار و معرفی پوشش‌های هوشمند گوناگون و عملکرد آنها پرداختند. آنها با مقایسه بین راهکار رادیاتور هوشمند و رادیاتور ساده به این نتیجه رسیدند که توان مصرفی گرمکن در حالت رادیاتور هوشمند کاهش یافته است [۴]. لی در مقاله خود استفاده از پوشش‌های با ضریب نشر متغیر را راه حل مناسبی برای جایگزینی رادیاتورهای ساده بیان کرد [۵]. حداد و همکارانش برای بررسی عملکرد رادیاتورها و تأثیر استفاده از آنها بر روی کنترل گرمایی ماهواره، از مواد گوناگون با ضریب نشر مختلف به عنوان رادیاتور استفاده کردند [۶]. آنها بیان کردند رادیاتورهای با ضریب نشر پایین در دماهای بالا و رادیاتورهای با ضریب نشر بالا در دماهای پایین عملکرد مناسبی از خود نشان نمی‌دهند. به همین دلیل و برای بهبود خواص رادیاتورها باید به دنبال ابزاری بودند که هم در دماهای بالا و هم در دماهای پایین عملکرد بهتری داشته باشد. آنها استفاده از رادیاتور هوشمند را به عنوان رویکردی مناسب در حل این مشکل پیشنهاد دادند. در رادیاتورهای هوشمند ضریب صدور به صورت تابعی از دما یا ولتاژ بین 0.1 تا 0.9 تغییر می‌کند به گونه‌ای که در دماهای پایین ضریب صدور سطح کم بوده و با افزایش دما ضریب صدور افزایش می‌یابد. موادی که ضریب صدور آنها با تغییر دما تغییر می‌کند مواد ترموکرومیک و موادی که ضریب صدور آنها با اعمال ولتاژ تغییر می‌کند مواد الکتروکرومیک نامیده می‌شوند. از مزایای این رادیاتورها می‌توان به جرم بسیار کم، بازده حرارتی بالا، سادگی ساختار، طول عمر بالای آنها و سادگی نصب بر ماهواره اشاره کرد [۷ و ۸]. از جمله پوشش‌های مورد استفاده در ماهواره به عنوان رادیاتور هوشمند، می‌توان به اکسیدهای وانادیوم، اکسید تنگستن، پوشش‌های ساخته شده از اکسید منگنز اشاره کرد [۹-۱۱]. حداد و همکارانش در تحقیقی دیگر با مقایسه بین چند روش کوچک‌سازی زیرسیستم کنترل گرمایی ماهواره و انواع پوشش‌ها به این نتیجه اشاره رسیدند که استفاده از پوشش‌های هوشمند اکسیدهای وانادیوم بهترین عملکرد را در کنترل گرمایی ماهواره دارد (جدول ۱) و در بین آنها، وانادیوم اکسید از سایر پوشش‌ها بهتر است [۱۲]. از لحاظ قابلیت استفاده در فضا، طبق تست‌های زمینی انجام شده، لایه نازک وانادیوم اکسید توان ایستادگی و تحمل شرایط محیطی فضا برای ماهواره ژئو با عمر ۱۵ سال و شرایط نامساعد پرتاب را دارد [۶].

جدول ۱- انواع پوشش‌های هوشمند [۱۲]

پارامتر	$V_xO_n$	$WO_n$	$LaSrM_nO_n$
مکانیزم سوئیچینگ	ترموکرومیک یا الکتروکرومیک	الکتروکرومیک	ترموکرومیک
یکپارچگی مکانیکی	زیاد، تماس مستقیم با رادیاتور	متوسط	نیازمند زیرلایه سرامیکی خاص
سهولت مونتاژ کردن	ساختار ساده	پیچیده‌تر، لایه های بیشتر	ترکیبات حساس
جرم	خیلی کم	متوسط تا کم	نیازمند زیرلایه $ZrO_2$ مخصوص

از آنجا که کاهش توان مصرفی در ماهواره‌ها موجب کاهش وزن و صرفه‌جویی در هزینه می‌گردد، لذا در این مقاله به طراحی و شبیه‌سازی عملکرد رادیاتور هوشمند در یک ماهواره کوچک با ارتفاع کم پرداخته شده است. به طور کلی مباحث ارائه شده در این مقاله را می‌توان به چهار بخش تقسیم نمود. در بخش نخست به توضیح روش مدل‌سازی حرارتی ماهواره پرداخته شده است. در بخش دوم با استفاده از روش شناسایی، مدل رادیاتور هوشمند به دست آمده و در مرحله شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته است. در سومین بخش مقاله کنترل‌گر تناسبی-انترگالی غیرخطی مورد استفاده در طراحی زیرسیستم کنترل گرمایی ماهواره تشریح و با کنترل‌گر تناسبی-مشتقی خطی مقایسه گردیده است. در انتها نیز برای تأکید بر مزایای استفاده از رادیاتور هوشمند، مقایسه بین دو حالت استفاده از رادیاتور ساده و هوشمند در یک ماهواره بیان شده است.

سلطانی و همکاران در سال ۲۰۰۴ تأثیر تغلیظ تیتانیوم- تنگستن در لایه اکسید وانادیوم بر میزان تغییرات خواص ایتیکی و الکتریکی را بررسی کردند [۱۹]. بن کاهول و همکاران در سال ۲۰۱۱ رفتار لایه دی اکسید وانادیوم روی زیرلایه‌های مختلف بررسی کردند و دریافتند که خواص الکتریکی و ایتیکی دی اکسید وانادیوم روی زیرلایه آلومینیوم تابع تغییرات دما می‌باشد [۲۰]. هندادی و همکاران در سال ۲۰۱۲ با تغییر دمای لایه آلومینیومی دریافتند که ضریب نشر مادون قرمز این لایه تغییر می‌کند به نحوی که با افزایش دما ضریب نشر افزایش یافته و با کاهش دما نیز کاهش می‌یابد آنها نشان دادند که این تغییرات در بازه دمایی ۴۵ تا ۶۵ درجه بارزتر است [۲۱]. در تحقیقات هندادی و همکاران در بازه تغییرات دمایی ۵۰ تا ۶۵ ضریب نشر مادون قرمز از کمتر از ۰/۱ به حدود ۰/۳ تغییر می‌کند که تغییرات ۲۰۰ درصدی را در ضریب نشر مادون قرمز نشان می‌دهد [۲۱]. حداد و همکاران در سال ۲۰۰۶ پوشش‌های هوشمند با تکنولوژی دی اکسید وانادیوم روی زیرلایه آلومینیومی را مورد بررسی قرار دادند، آنها دریافتند که علاوه بر دما ضخامت لایه دی اکسید وانادیوم نیز می‌تواند در ضریب نشر مادون قرمز موثر باشد به نحوی که هرچه این ضخامت بیشتر باشد ضریب نشر افزایش یافته ولی در تغییرات آن با دما تغییر محسوسی ایجاد نمی‌شود [۲۲]. آتاناسیولوس و سیاکاولاس در سال ۲۰۱۸ تأثیر استفاده از یک رادیاتور هوشمند سه لایه در پیکربندی های متفاوت برای کنترل گرمایی یک نانو ماهواره را بررسی کردند [۲۳]. آنها ارتباط ضریب صدور موثر را با تغییرات دما برای حالت

نتیجه برای دستیابی به مدلی با دقت قابل قبول، لازم است که موقعیت گره‌ها به گونه‌ای انتخاب شوند که ناحیه تحت تعریف آنها رفتاری تقریباً یکنواخت حرارتی را از خود نشان دهند. بر این اساس ملاحظات مختلفی باید در انتخاب گره‌ها در نظر گرفته شود. باید توجه داشت که افزایش تعداد المانها سبب پیچیده‌تر شدن شبیه‌سازی و در نتیجه کاهش سرعت اجرای برنامه می‌شود. در نتیجه در مرحله تفکیک سازی همواره این قید باید مد نظر قرار گیرد که تعداد گره‌ها تا حد ممکن کم باشد.

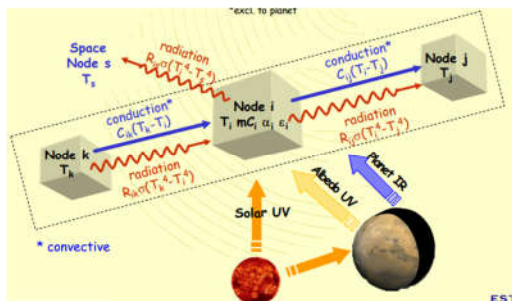
عملکرد حرارتی ماهواره به صورت کمی از طریق معادلات انتقال حرارت حاکم بر سیستم قابل بیان می‌باشد. استخراج معادلات حرارتی به طور معمول با در نظر گرفتن مجموعه‌ای از سیستم‌ها و حجم کنترل‌ها آغاز می‌شود. برای این منظور هر المان را به عنوان یک حجم کنترل در نظر گرفته و قانون اول ترمودینامیک یا قانون بقای انرژی برای هر حجم کنترل اعمال می‌گردد. قانون اول ترمودینامیک برای سیستم یا جرم کنترل به این صورت بیان می‌شود که اختلاف انرژی‌های ورودی و خروجی جرم مورد نظر باید با تغییر انرژی درونی آن جرم برابر باشد. به جای انرژی از آهنگ تغییرات انرژی و یا توان نیز می‌توان استفاده نمود که در نتیجه خواهیم داشت [۱۳]:

$$\dot{U} = \dot{Q}_{in} - \dot{Q}_{out} \quad (1)$$

که در رابطه قبل  $\dot{U}$  آهنگ تغییرات انرژی درونی سیستم بوده که برابر است با [۱۴]:

$$\dot{U} = mc\dot{T} \quad (2)$$

که در معادله (۲)،  $mc$  ظرفیت حرارتی جرم مورد بررسی است. حضور  $\dot{T}$  در رابطه فوق نشان دهنده پویایی دمای سیستم است. با به کارگیری قانون اول ترمودینامیک برای هر المان می‌توان رفتار دینامیکی حرارتی ماهواره را به صورت کمی به دست آورد. معادلات استخراج شده در این بخش در حقیقت مدل دینامیکی سیستم خواهند بود که در بررسی‌های کنترل حرارتی مورد استفاده قرار خواهند گرفت. شکل ۲ نمونه‌ای از یک المان را نشان می‌دهد که برای به دست آوردن معادلات حاکم بر رفتار دینامیکی ماهواره، روابط انتقال حرارت روی آن اعمال می‌شود. با توجه به این شکل، این المان با اجزاء مجاور خود می‌تواند تبادلات حرارتی انجام دهد. این ارتباطات حرارتی به صورت‌های تابشی و هدایتی هستند. علاوه بر این، تبادل گرمای تابشی نیز می‌تواند بین المان و محیط خارج صورت پذیرد.



شکل ۲- تبادلات حرارتی یک المان از ماهواره [۱۵]

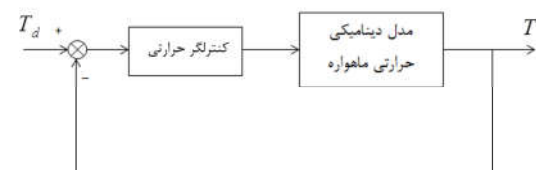
انتقال گرمایی رسانشی از جسم  $\lambda$ م به جسم  $\lambda$ ب از رابطه زیر به دست می‌آید [۱۴]:

های مختلف رادیاتور هوشمند نشان دادند. آتانسپلوس و سیاکاولاس تغییر ۰/۷ را در تغییر دمای ۴۰ درجه سلسیوس را برای رادیاتور هوشمند خود نشان دادند. فکور و همکاران موضوع جانمایی بهینه یک ماهواره را با لحاظ قیود زیرسیستم کنترل گرمایی مورد بررسی قرار دادند [۲۴].

## ۲- مدل‌سازی حرارتی ماهواره

هدف از مدل‌سازی حرارتی ماهواره ایجاد یک محیط مجازی است که در آن بررسی وضعیت حرارتی ماهواره و ارزیابی کنترلگرهای حرارتی امکان پذیر باشد. منظور از بررسی وضعیت حرارتی استخراج دما، شیب تغییرات دمایی و میزان حساسیت سیستم در قبال تحریکات حرارتی است. در حقیقت یک مدل دینامیکی کامل باید بتواند مقدار کمیت‌های مذکور را برای ماهواره در موقعیت‌های مختلف پیش‌بینی کند و تصویر روشنی از آنها را در هر لحظه ارائه نماید. از سوی دیگر این مدل باید بتواند تصمیمات زیرسیستم کنترل حرارتی را که از سوی یک کنترلر اتخاذ می‌شود، دریافت و اثرات آن را در پیش‌بینی رفتار ماهواره منظور نماید.

بنابراین اگر مجموعه کنترل حرارت ماهواره به صورت یک حلقه مانند شکل (۱) در نظر گرفته شود مدل شبیه‌ساز حرارتی به صورت یک بلوک خواهد بود که خروجی آن سری زمانی دمای بخش‌های مختلف ماهواره است. از سوی دیگر ورودی بلوک مدل حرارتی تصمیمات کنترلی هستند که توسط کنترلر اتخاذ می‌گردد. تصمیم‌گیری‌های کنترلر بر اساس مقایسه بین خروجی مدل و مقادیر متناظر استاندارد انجام می‌شود. بنابراین یک مدل در صورتی می‌تواند کنترلگر را به خوبی ارزیابی کند که سری‌های زمانی ارائه شده توسط آن معرف خوبی از رفتار دینامیکی سیستم واقعی باشد.



شکل ۱- مدل حلقه بسته مدار کنترلی

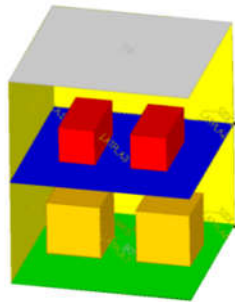
همانطور که گفته شد یک ماهواره از بخش‌های مختلفی تشکیل شده است. پس‌خواندی که کنترلگر حرارت در حالت واقعی از ماهواره دریافت می‌کند، شامل دمای واحدهای مذکور می‌باشد. بنابراین سری-های زمانی که از مدل شبیه‌سازی به دست می‌آیند، باید متشکل از دمای واحدهای مختلف ماهواره باشد. برای مدل‌سازی ماهواره در این مقاله از روش توده‌ای استفاده شده است به گونه‌ای که ماهواره به مجموعه‌ای از المان‌ها تقسیم‌بندی می‌شود. در این روش هر عضو ماهواره نظیر باتری، صفحه خورشیدی و ... به عنوان یک المان و یا به تعبیر دیگر یک گره در نظر گرفته می‌شود. هر المان دارای دما و ویژگی‌های ترموفیزیکی یکنواخت است. برهم‌کنش این المان‌ها با یکدیگر و همچنین با محیط اطراف و عملگرها رفتار دینامیکی سیستم را نتیجه می‌دهد. در روش توده‌ای هر گره نماینده ناحیه‌ای محدود از فضای اطراف خود است که رفتار حرارتی آن ناحیه را بیان می‌کند. در

$$MC) \times \dot{T} = - \left\{ \begin{array}{l} [GR_s \times T^4 - T_s^4 GR_s] \\ + (O^{n \times n} - GR) \times T^4 \\ + \{diag(sum(GL)) - GL\} \times T \end{array} \right\} + Q_{solar} \quad (9)$$

در رابطه (۹-۷)،  $diag(MC)$  یک ماتریس قطری است که اعضای آن را معکوس ظرفیت حرارتی المان‌ها تشکیل می‌دهد.  $GL$  معکوس مقاومت گرمایی رسانشی بین دو المان است.  $GR_s$  کوپلینگ تابشی بین المان و محیط فضا می باشد همچنین  $GR$  کوپلینگ تابشی بین اجزاء مختلف می باشد. برای بدست آوردن ضرایب گفته شده در بالا، از نرم افزار Thermal Desktop استفاده شده است. با کمک این نرم افزار مدل ماهواره شبیه‌سازی شده و خواص نوری و همچنین ترموفیزیکی به آن اختصاص داده می‌شود. همچنین مشخصات مدار ماهواره نیز در این بخش تعریف می‌گردد. خروجی نرم افزار Thermal Desktop، ضرایب انتقال حرارت و ضرایب شکل مورد نیاز می‌باشد که در مرحله طراحی حرارتی ماهواره در مرحله بعد مورد استفاده قرار می‌گیرد.

### ۳- ماهواره نمونه مدل سازی شده

ماهواره نمونه (شکل ۳) به شکل مکعب مستطیل در ابعاد  $50 \times 50 \times 60$  سانتی‌متر است که سازه آن از جنس آلومینیوم  $7075$  با روکش آلایز آنودایز می‌باشد. چهار صفحه خورشیدی که هر کدام جرمی حدود  $2/5$  کیلو گرم دارند در اطراف ماهواره و در چهار وجه آن قرار دارند. صفحه پایینی بوسیله عایق‌های حرارتی چند لایه کاپتون جهت کاهش ارتباط حرارتی ماهواره با فضا و ایزوله کردن این بخش هم از لحاظ دما و هم از لحاظ تابش نور خورشید از فضا پوشانده شده است. صفحه بالایی نیز به عنوان رادیاتور عمل می‌کند. این صفحه در یک بررسی به صورت رادیاتور ساده با پوشش رنگ سفید و در بررسی دیگر به صورت رادیاتور هوشمند طراحی گردید. صفحه بالایی، صفحه میانی و صفحه منبای پایینی دارای جرم به ترتیب ۳، ۲ و ۵ کیلوگرم می‌باشند. جعبه‌های الکترونیکی و مخابراتی در نظر گرفته شده بر روی صفحه پایینی به جرم تقریبی ۳ کیلوگرم، شکل مکعب و از جنس آلومینیوم است. پوشش داخل جعبه‌های الکترونیکی سیاه رنگ بوده و بقیه پوشش‌ها آلوداین طلائی می باشد. همچنین بر روی صفحه میانی، دو جعبه باتری با پوشش رنگ سیاه در نظر گرفته شده است. دو بسته باتری هر کدام به وزن  $2/5$  کیلوگرم می باشند.



شکل ۳. ماهواره مدل سازی شده در نرم افزار Thermal Desktop

$$\dot{Q}_c = GL_{ij} (T_i - T_j) \quad (3)$$

که در رابطه فوق اندیس  $c$  در  $Q$  نشان دهنده انتقال گرمایی رسانشی است و  $GL_{ij}$  معکوس مقاومت گرمایی رسانشی بین جسم  $i$  و  $j$  است.

$$GL_{ij} = (k_c \times A_c)_{ij} \quad (4)$$

طبیعی است که این ضریب بین برخی المان‌ها صفر خواهد بود که این مسئله به دلیل عدم وجود واسط حرارتی رسانا بین آنها می‌باشد. انتقال حرارت به روش تابشی بین المان  $i$  و  $j$  نیز از رابطه زیر قابل محاسبه است [۱۴]:

$$\dot{Q}_r = GR_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \quad (5)$$

که در رابطه فوق  $GR_{ij}$  عکس مقاومت حرارتی تابشی است که به جنس و نحوه قرارگیری سطوح نسبت به هم بستگی دارد. همچنین  $T_i$  و  $T_j$  دمای سطوح المان‌ها است که باید برحسب کلونین در معادلات ظاهر شوند.

$$GR_{ij} = \sigma \times \epsilon_i \times A_i \times B_{ij} \quad (6)$$

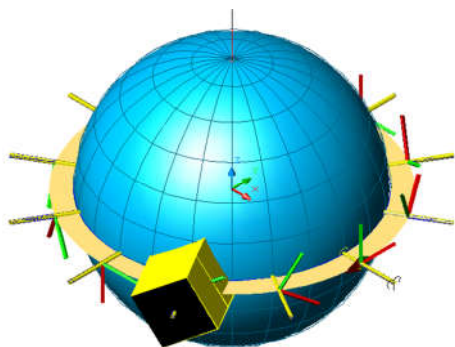
$\sigma$ ، ثابت استفان-بولتزمن می‌باشد که مقدار آن برابر با  $W/m^2K^4$   $5/67 \times 10^{-8}$  است.  $\epsilon_i$  ضریب صدور سطح  $i$  و  $A_i$  مساحت این سطح می باشد. همچنین  $B_{ij}$  ضریب گپه‌ارت می باشد که بیانگر کسری از انرژی تابشی ساطع شده از سطح  $i$  و جذب شده توسط سطح  $j$  می باشد. انتقال حرارتی که المان با فضا انجام می‌دهد نیز از نوع تابشی است که از رابطه زیر به دست می‌آید [۱۴]:

$$\dot{Q}_{is} = GR_{is} (T_i^4 - T_s^4) \quad (7)$$

در رابطه فوق اندیس  $s$  مربوط به فضا (space) می‌باشد. عامل حرارتی دیگری که در رفتار ماهواره تأثیرگذار است، انرژی خورشیدی می‌باشد. به همین دلیل در اینجا این عامل تنها به صورت جمله  $Q_{solar}$  در معادلات ظاهر می‌شود. با استفاده از روابط بالا می‌توان قانون اول ترمودینامیک را روی المان مورد نظر اعمال نمود و حاصل را به شکل زیر به دست آورد:

$$m_c \dot{T}_i = - [GR_{is} (T_i^4 - T_s^4) + GR_{ij} (T_i^4 - T_j^4) + GL_{ij} (T_i - T_j)] + Q_c \quad (8)$$

که این رابطه همان معادله دینامیکی حرارتی المان‌های ماهواره است. اگر معادلات دینامیکی همه المان‌ها در کنار یکدیگر قرار بگیرند، مجموعه‌ای از معادلات دیفرانسیل مرتبه‌ی یک به دست خواهد آمد که مدل دینامیکی حرارتی ماهواره هستند. حل کردن مجموعه معادلات مرتبه اول به دست آمده بسیار دشوار و زمان بر می‌باشد. حل این معادلات در فضای ماتریسی صورت پذیرفته است. توجه به این نکته ضروری است که استفاده از قالب‌های ماتریسی معمولاً حجم روابط را کاهش می‌دهند. با توجه به معادلات و ضرایب انتقال حرارت به دست آمده در بخش‌های قبیل معادله ماتریسی به دست آمده به فرم زیر خواهد بود.



شکل ۵- موقعیت قرارگیری ماهواره در مدار در نرم افزار Thermal Desktop

مقادیر ثابت خورشیدی، تابش مادون قرمز و همچنین ضریب آلبدو مورد استفاده در شبیه‌سازی نیز در جدول ۳ آورده شده است.

جدول ۳- مشخصات تابش‌های محیطی

مقدار	نوع تابش
$1354 (W / m^2)$	ثابت خورشیدی
$1354 (W / m^2)$	تابش‌های مادون قرمز
۰.۳۵	ضریب آلبدو

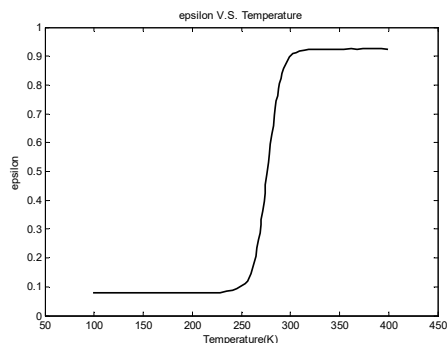
پس از ساخت مدل ماهواره در نرم افزار Thermal Desktop و بدست آوردن ضرایب و شارهای حرارتی، برای تحلیل ریاضی ماهواره و به دست آوردن توزیع دمایی ماهواره از نرم افزار MATLAB استفاده می‌شود. برای نوشتن روابط در این نرم افزار از محیط Simulink استفاده شده است.

در محیط سیمولینک برنامه‌نویسی به شیوه‌ای خاص و به صورت بلوک دیاگرامی انجام می‌شود. استفاده از این روش سبب می‌شود که زمان اجرای برنامه تا حد بسیار زیادی کاهش یابد. در این نرم‌افزار برای حل معادلات دیفرانسیل زمانی روش‌های مختلفی وجود دارد که بر حسب نوع مسئله به کار گرفته می‌شوند. روشی که در اینجا استفاده شده روش او-دی-ای ۴۵ است که از الگوریتم رانگ-کوتا مرتبه ۴ استفاده می‌کند. این روش از شیوه‌های بسیار مرسوم در محاسبات عددی است که دقت خوبی در حل معادلات دیفرانسیل دارد.

#### ۴- مدل‌سازی رادياتور هوشمند

در بخش شبیه‌سازی انتقال حرارت ماهواره، به یک مدل ریاضیاتی صحیح از سیستم نیاز است. در بخش‌های قبل، مدل کلی سیستم را بدست آوردیم اما برای وارد کردن پوشش هوشمند در روابط مدلی در اختیار نیست. بنابراین برای برطرف نمودن این چالش، باید دنبال راهکاری جهت تخمین و به دست آوردن مدل دینامیکی پوشش هوشمند بود. مدل‌سازی به معنی یافتن یک رابطه (بخصوص به صورت یک رابطه ریاضی)، بین ورودی (علت تغییر) با خروجی (نتیجه تغییر) سیستم است [۱۶]. مدل‌سازی یک سیستم، به روش‌های گوناگونی انجام می‌پذیرد که هرکدام بر اساس اصولی انجام می‌گیرد. از این جمله می‌توان به مدل‌سازی سیستم بر اساس قوانین فیزیکی حاکم بر سیستم و یا استفاده از نتایج تست‌های عملی بر روی یک سیستم واقعی اشاره

رفتار رادياتور هوشمند طراحی شده به این گونه می‌باشد که در دماهای پایین، از خود خاصیت عایق گونه نشان می‌دهد و ضریب صدور آن بسیار کم و در حدود ۰/۱ است. اما با افزایش تدریجی دما در حدود دمای اتاق به حالت گذار رسیده و با تغییر خاصیت از حالت عایق گونه به حالت فلز گونه که به آن گذار عایق-فلز گفته می‌شود، ضریب صدور آن افزایش یافته و به حدود ۰/۹ می‌رسد. رفتار رادياتور هوشمند طراحی شده برای این مقاله در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴- رفتار عملکردی پوشش هوشمند

طبق نمودار فوق این ماده در دماهای بسیار پایین تا دمای ۲۷۰ کلون دارای ضریب صدور بسیار کمی در حدود ۰/۱ است و از خود خاصیت عایق گونه‌ای را نشان می‌دهد اما با افزایش دما از ۲۷۰ تا ۲۸۹ کلون با یک شیب بسیار زیاد شاهد افزایش چشم‌گیری در مقدار ضریب صدور ماده هستیم که با این افزایش، ماده حالت فلز گونه‌ای را نشان می‌دهد. در جدول ۲ مشخصات نوری پوشش‌های استفاده شده در ماهواره مورد نظر آورده شده است.

جدول ۲- مشخصات نوری پوشش‌های استفاده شده در ماهواره

نوع ماده	ضریب جذب	ضریب صدور
آلومینیوم آنودایز	۰/۲	۰/۶
رنگ سفید	۰/۲	۰/۸۵
عایق‌های چند لایه	۰/۹۵	۰/۰۵
رنگ سیاه	۰/۹۵	۰/۹
پنل خورشیدی	۰/۷	۰/۷

همانطور که بیان شد، ماهواره مورد نظر در یک مدار دایروی با ارتفاع کم شبیه‌سازی شده است. ارتفاع ماهواره از سطح زمین ۱۰۰۰ کیلومتر و زاویه بتا برای جذب بیشترین مقدار انرژی خورشیدی صفر در نظر گرفته شده است. در این ارتفاع مدت زمان مورد نیاز برای انجام یک دور کامل به دور زمین ۶۳۰۷/۱۲ ثانیه می‌باشد (شکل ۵).

کرد. روش مدل‌سازی سیستم که بر مبنای استفاده از نتایج آزمایش عملی بر روی سیستم صورت می‌گیرد را شناسایی سیستم گویند. در این مقاله برای مدل‌سازی رادیاتور هوشمند از روش بسط سری فوریه استفاده شده است. سری‌های فوریه ابزاری برای ارائه توابع متناوب بر حسب توابع کسینوسی و سینوسی می‌باشند. این سری‌ها، سری‌های مثلثاتی هستند که ضرایب آنها از روی فرمول‌های اویلر محاسبه می‌شوند. بسط فوریه تابع  $f(x)$  به صورت زیر نشان داده می‌شود [۱۷]:

$$f(x) = a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} (a_n \cos nx + b_n \sin nx) \quad (8)$$

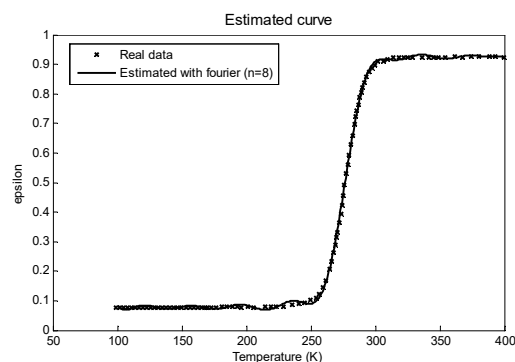
که ضرایب سری فوریه طبق روابط زیر به دست می‌آید [۱۷].

$$a_0 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\pi}^{\pi} f(x) dx$$

$$a_n = \frac{1}{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} f(x) \cos nx dx, n = 1, 2, \dots \quad (9)$$

$$b_n = \frac{1}{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} f(x) \sin nx dx, n = 1, 2, \dots$$

نتایج نشان می‌دهد که سری فوریه با درجه ۸ ( $n=8$ )، با مدل واقعی تطابق خیلی خوبی دارد و دو نمودار واقعی و تخمینی کاملاً بر هم منطبق می‌باشند (شکل ۶).



شکل ۶- تخمین مدل با استفاده از بسط سری فوریه درجه ۸

### ۵- کنترلگر تناسبی-انتگرالی غیرخطی

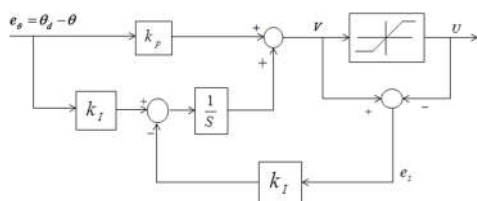
مدلی که در اینجا برای کنترل گرمایی ماهواره استفاده شده، تناسبی-انتگرالی غیرخطی می‌باشد. کنترلگر تناسبی-انتگرالی کلاسیک خطای حالت ماندگار را بهبود می‌بخشد و در ردیابی ورودی شیب نسبت به کنترلگر تناسبی بهتر عمل می‌کند. اما این کنترلگر به دلیل اغتشاشات انتگرال دارای فرآهش زیادی است. به علت پدیده اشباع، کنترلگر تناسبی-انتگرالی کلاسیک بخصوص برای ورودی‌های بزرگ با اغتشاشات انتگرالی در طول تنظیم گام‌ها مواجه می‌شود.

فراجهش زیاد و زمان نشست طولانی به دلیل اغتشاشات انتگرالی است. هنگامی که کنترلگر در محدوده گسترده‌ای از شرایط عمل می‌کند، ممکن است که متغیر کنترلی به حد محرک برسد. وقتی که این اتفاق رخ بدهد، چون عملگر یا محرک مستقل از خروجی فرآیند باقی می‌ماند، حلقه بازگشت شکسته می‌شود. اگر از کنترلگر با عملگر انتگرالی استفاده شود خطا ادامه پیدا خواهد کرد. این بدان

معنی است که جمله انتگرالی ممکن است خیلی بزرگ شود. سپس لازم است که برای یک پیوند طولانی قبل از اینکه به حالت عادی بازگردد خطا تغییر علامت بدهد. در نتیجه هر کنترلگر با عملگر انتگرالی همگامی که عملگر اشباع می‌شود، ممکن است مقدار گذاری بزرگی دهد [۱۸]. ردیابی ضد اغتشاشات عمل انتگرال برای اولین بار توسط آستروم و هاگلاند جهت از بین بردن خطای ناشی از انتگرال اغتشاشات مورد استفاده قرار گرفت [۱۸] که مطابق زیر فرمول‌بندی شده است:

$$I(t) = [I(t - \Delta t) - K_I e_\theta(t) \Delta t + K_I e_s(t) \Delta t] \quad (10)$$

و در شکل ۷ ملاحظه می‌گردد که در این مقاله بخصوص برای ورودی‌های بزرگ از این نوع کنترلگر استفاده شده است.



شکل ۷- نمودار کنترلی استفاده شده در مرجع [۱۸]

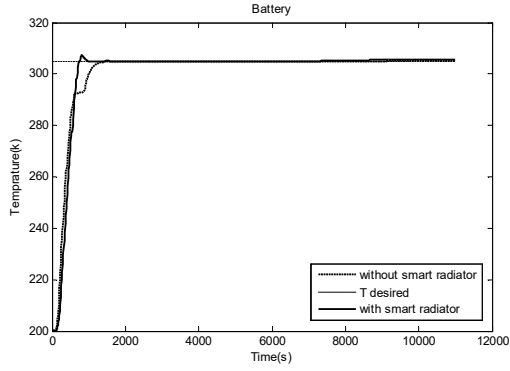
مسیر پس‌خورد اضافی سمت چپ برای اندازه‌گیری خروجی محرک واقعی و تشکیل یک خطای سیگنال  $e_s$  ارائه شده است که اختلاف بین خروجی کنترلگر و خروجی عملگر است. سیگنال خطا به ورودی انتگرال‌گیر باز می‌گردد. هنگامی که اشباعی وجود نداشته باشد سیگنال خطا صفر است. به این ترتیب هنگامی که محرک اشباع نمی‌کند، هیچ اثری بر روی عملیات ندارد. اما هنگامی که عملگر اشباع می‌کند، سیگنال پس‌خورد تلاش می‌کند که خطا را صفر کند.

### ۶- تحلیل نتایج

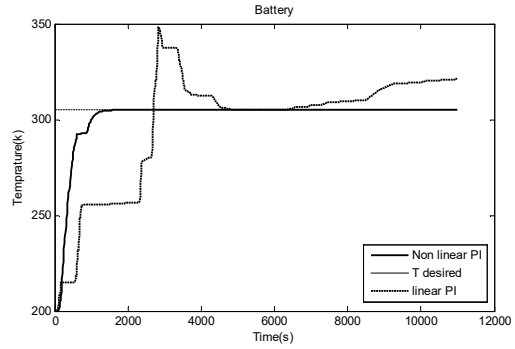
پس از مدل‌سازی دینامیکی حرارتی ماهواره برای دو حالت رادیاتور ساده و رادیاتور هوشمند و همچنین طراحی دو کنترلگر تناسبی-انتگرالی کلاسیک و غیرخطی، ابتدا به مقایسه استفاده از این دو نوع کنترلگر برای حالت ماهواره با رادیاتور ساده پرداخته شده است. شکل‌های (۱۰-۸) نتایج حاصل از مقایسه این دو نوع کنترلگر را نشان می‌دهد.

با دقت در شکل‌های ۸ و ۹ ملاحظه می‌گردد که استفاده از کنترلگر کلاسیک باعث ایجاد فراجهش بسیار زیادی (۵۰ درجه کلونین) می‌شود. دمای باتری (شکل ۸) پس از مدت زمان طولانی‌تری نسبت به کنترلگر غیرخطی به دمای مطلوب نزدیک شده اما با افزایش زمان دمای آن دوباره افزایش یافته و از مقدار مطلوب دور شده است. همچنین با توجه به شکل ۱۰ مشاهده می‌گردد که کنترلگر خطی قادر به کنترل دمای صفحه بالایی نبوده و مقدار آن با گذشت زمان پیوسته افزایش می‌یابد. به همین دلیل برای این مقاله از کنترلگر تناسبی-انتگرالی غیر خطی استفاده شده است.

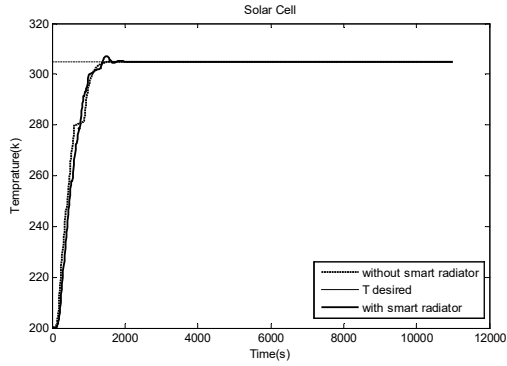
حال پس از انتخاب نوع کنترلگر، عملکرد ماهواره در دو حالت استفاده از رادیاتورهای هوشمند و رادیاتور ساده بررسی می‌شود.



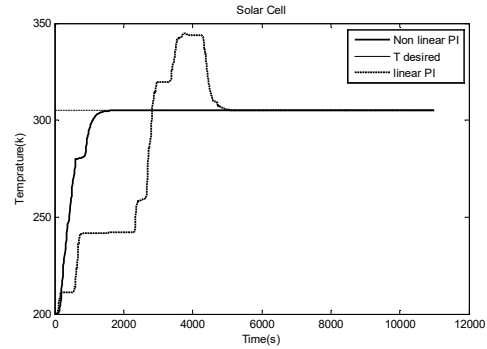
شکل ۱۱- نمودار دمای مربوط به باتری



شکل ۸- نمودار دمای مربوط به باتری

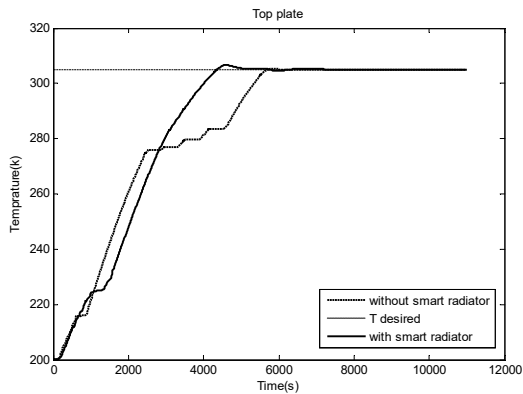


شکل ۱۲- نمودار دمای مربوط به پنل خورشیدی

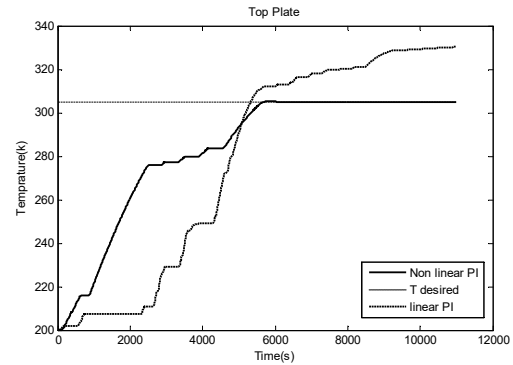


شکل ۹- نمودار دمای مربوط به پنل خورشیدی

همانطوری که از تغییرات دمایی در نمودار شکل ۱۱ مشخص است در حالی که از رادیاتور هوشمند استفاده شده دمای باتری سریع تر به دمای مطلوب خود رسیده است، در حالی که تغییرات دمای پنل های خورشیدی که در نمودار شکل ۱۲ نشان داده شده در دو حالت با و بدون رادیاتور هوشمند تفاوت چندانی ندارند، زیرا که پنل های خورشیدی تأثیر بیشتری از محیط فضا می گیرند تا سایر المان های ماهواره (رادیاتور هوشمند).



شکل ۱۳- نمودار دمای مربوط به صفحه بالا



شکل ۱۰- نمودار دمای مربوط به صفحه سازه بالا

شکل های ۱۱-۱۳ دمای سه المان باتری، پنل خورشیدی و صفحه بالایی را برای دو حالت فوق الذکر نشان می دهد.

در نمودار شکل ۱۱ تغییرات دمای صفحه بالایی که روی آن رادیاتور هوشمند نصب می باشد نشان داده شده است، از آنجایی که رادیاتور هوشمند مستقیماً روی آن نصب شده است تأثیر آن روی آن

## ۷- نتیجه گیری

در این مقاله با استفاده از مدل سازی رادیاتور هوشمند به بررسی عملکرد استفاده از آن در ماهواره کوچک با ارتفاع مداری کم پرداخته شد. در گام اول به مقایسه دو نوع کنترلگر پرداخته شد که با توجه به نمودارهای ارائه شده می توان نتیجه گرفت که استفاده از کنترلگر تناسبی-انتگرالی غیرخطی نسبت به مدل کلاسیک آن نتایج بهتری می دهد و برای کنترل دمای ماهواره مناسب تر است. نتایج مقایسه زمان رسیدن به دمای مطلوب (Tr)، زمان نشست (Ts) و فرآهش (O.S) بین دو نوع کنترلگر خطی و غیر خطی برای المان های ماهواره در جداول (۴-۶) آورده شده است.

جدول ۴- نتایج دو نوع کنترلگر خطی و غیر خطی برای باتری

O.S(K)	Td(sec)	Tr(sec)	کنترلگر
۵۰	-	۲۷۰۰	خطی
۰	۱۳۰۰	۱۳۰۰	غیر خطی

جدول ۵- نتایج دو نوع کنترلگر خطی و غیر خطی برای پنل خورشیدی

O.S(K)	Td(sec)	Tr(sec)	کنترلگر
۴۵	۵۱۰۰	۲۸۰۰	خطی
۰	۱۶۰۰	۱۶۰۰	غیر خطی

جدول ۶- نتایج دو نوع کنترلگر خطی و غیر خطی برای صفحه بالایی

O.S(K)	Td(sec)	Tr(sec)	کنترلگر
۳۰<	-	۵۳۰۰	خطی
۱	۵۵۰۰	۵۵۰۰	غیر خطی

در گام دوم کنترلگر تناسبی-انتگرالی غیر خطی برای دو حالت رادیاتور ساده و هوشمند مورد استفاده قرار گرفت. نتایج شبیه سازی ها نشان می دهد که استفاده از رادیاتور هوشمند زمان رسیدن به دمای تعادل را برای بخش های مختلف کاهش می دهد اما باعث افزایش فرآهش به مقدار ناچیزی می شود (جدول ۷-۹).

جدول ۷- نتایج رادیاتور ساده و هوشمند برای باتری

O.S(K)	Td(sec)	Tr(sec)	رادیاتور
۰	۱۵۰۰	۱۵۰۰	ساده
۲	۸۶۰	۶۶۰	هوشمند

جدول ۸- نتایج رادیاتور ساده و هوشمند برای پنل خورشیدی

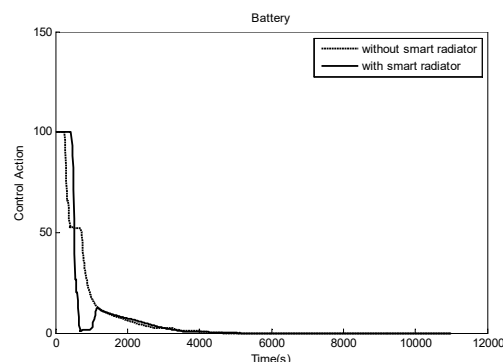
O.S(K)	Td(sec)	Tr(sec)	رادیاتور
۰	۱۴۵۰	۱۴۵۰	ساده
۲	۱۳۵۰	۱۱۰۰	هوشمند

جدول ۹- نتایج رادیاتور ساده و هوشمند برای صفحه بالایی

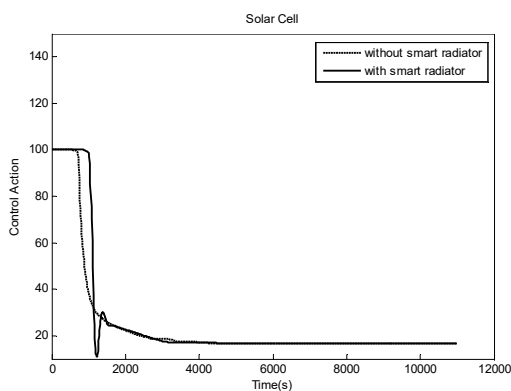
O.S(K)	Td (sec)	Tr (sec)	رادیاتور
۰	۵۷۰۰	۵۷۰۰	ساده
۳	۵۰۵۰	۴۳۰۰	هوشمند

بسیار زیاد بوده به نحوی که وجود رادیاتور هوشمند باعث شده دمای صفحه با شیب یکنواخت و با نوسان کمتر به مقدار مطلوب خود میل کند. همچنین نمودار عملگر کنترلی مربوط به این سه المان در شکل- ۱۶-۱۴ قابل ملاحظه می باشد. همانگونه که از این نمودارها مشخص است در حالت وجود رادیاتور هوشمند کنترلگر در حالت فعال تری عمل کرده و نسبت به تغییرات واکنش بیشتری در مقاطع مختلف نشان داده است.

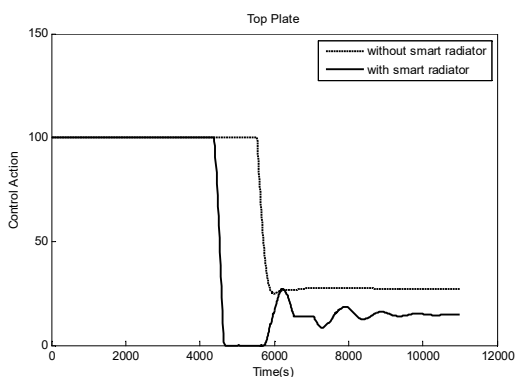
معمولاً با کاهش زمان خیزش و نشست در یک سیستم، مقدار فرآهش در پاسخ آن سیستم افزایش می یابد که این موضوع در شکل- های ۱۱-۱۳ مربوط به دمای المان ها مشهود می باشد.



شکل ۱۴- نمودار عملگر کنترلی مربوط به باتری



شکل ۱۵- نمودار عملگر کنترلی مربوط به پنل خورشیدی



شکل ۱۶- نمودار عملگر کنترلی مربوط به صفحه بالایی



- [11] Hendaoui A., Émond N., Dorval S., Chaker M. and Haddad E., VO2-based smart coatings with improved emittance-switching properties for an energy-efficient near room-temperature thermal control of spacecrafts. *Solar energy materials and solar cells*, Vol. 117, pp. 494-498, 2013.
- [12] Kruzelecky R.V., Haddad E., Jamroz W., Soltani M., Chaker M., Nikanpour D. and Jiang, X.X., Passive dynamically-variable thin-film smart radiator device. *SAE transactions*, pp.182-192, 2003.
- [13] Van Wylen Gordon. J, Sonntag R. E. and Borgnakke C., *Fundamental of Thermodynamics*. Jon Wiley & Sons, United State of America, 2003.
- [14] Bergman T.L., Incropera F.P., DeWitt D.P. and Lavine A.S., *Fundamentals of heat and mass transfer*. John Wiley & Sons, 2011.
- [15] Noordwijk K., *Satellite Thermal Control Engineering*. European Space Agency, Netherland, 2004.
- [۱۶] احمدی س. س. و کراری م.، شناسایی سیستم های غیر خطی. دانشگاه صنعتی امیر کبیر، تهران، ۱۳۹۲.
- [۱۷] شیدفر ع. و شاهرضائی ع.، ریاضیات مهندسی پیشرفته. مرکز انتشارات دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ۱۳۹۱.
- [18] Ali Akbar Khayyat, A., *Force tracking of hydraulic manipulators within an impedance control framework*, PhD. Thesis, University of Manitoba, 2001.
- [19] Soltani M., Chaker M., Haddad E., Kruzelecky R.V. and Margot J., Effects of Ti-W codoping on the optical and electrical switching of vanadium dioxide thin films grown by a reactive pulsed laser deposition. *Applied physics letters*, Vol. 85, No. 11, pp.1958-1960, 2004.
- [20] Benkahoul M., Chaker M., Margot J., Haddad E., Kruzelecky R., Wong B., Jamroz W. and Poinas, P., Thermochromic VO2 film deposited on Al with tunable thermal emissivity for space applications. *Solar Energy Materials and Solar Cells*, Vol. 95, No. 12, pp.3504-3508, 2011.
- [21] Hendaoui A., Émond N., Dorval S., Chaker M. and Haddad E., Enhancement of the positive emittance-switching performance of thermochromic VO2 films deposited on Al substrate for an efficient passive thermal control of spacecrafts. *Current Applied Physics*, Vol. 13, No. 5, pp. 875-879, 2013.
- [22] Haddad E., Kruzelecky R.V., Wong B., Jamroz W., Soltani M. and Chaker M., Multi-function Tuneable Emittance Smart Coatings for Thermal Control in Harsh Space Environment, *SAE Technical Paper*, No. 2006-01-2263, 2006.
- [23] Athanasopoulos N. and Siakavellas N., Variable emissivity through multilayer patterned surfaces for passive thermal control: preliminary thermal design of a Nano-satellite. In *48th International Conference on Environmental Systems*, Albuquerque, New Mexico, 2018.
- [24] Veisi Khanghahi I., Fakoor M. and Shahryari M., Optimal Layout Design of a Satellite Considering Thermal Control Subsystem Constraints. *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 8, pp.1959-1969, 2019.

همچنین استفاده از این نوع رادیاتور به طور کلی باعث کاهش توان مصرفی لازم برای رسیدن دمای اجزا به مقدار مطلوب می‌گردد، که این امر باعث صرفه جویی در مقدار انرژی مورد نیاز در این نوع ماهواره‌ها می‌شود. به این ترتیب که برای باتری در حدود ۷٪ و برای صفحه بالایی حدود ۲۷٪ توان مصرفی گرمکن کاهش یافته است.

## فهرست علائم و اختصارات

Tr :	زمان رسیدن به دمای مطلوب
Ts :	زمان نشست
O.S :	فراجهش
$\dot{U}$ :	آهنگ تغییرات انرژی درونی سیستم
$\dot{Q}_{in}$ :	آهنگ تغییرات انرژی ورودی سیستم
$\dot{Q}_{out}$ :	آهنگ تغییرات انرژی خروجی از سیستم
m :	جرم
c :	گرمای ویژه
$\dot{T}$ :	آهنگ تغییرات دما
$GR_{ij}$ :	عکس مقاومت تابشی
$Q_s$ :	شار حرارتی خورشیدی
$GL_{ij}$ :	عکس مقاومت رسانشی
$\epsilon_i$ :	ضریب صدور سطح i
$A_i$ :	مساحت سطح i
$B_{ij}$ :	ضریب گبهارت

## ۸- مراجع

- [1] Gilmore D. G., *Spacecraft thermal control handbook*. Ed. Martin Donabedian. Aerospace Press, 2003.
- [2] Wilfried L., Wittmann K. and Hallmann W., eds. *Handbook of space technology*. John Wiley & Sons, New York, 2009.
- [۳] بلندی ح.، دانشجو ک. و شرکت معصوم م.ع.، مقدماتی بر اصول طراحی ماهواره. شرکت صنایع الکترونیک ایران، تهران، ۱۳۷۸.
- [4] Yu-Dong F., Zhi-Min W., Ya-Li M., and Fu-Jia, Z., Thin film design for advanced thermochromic smart radiator devices. *Chinese Physics*, Vol. 16 No.1, p. 1704, 2007.
- [5] Karam R., *Satellite thermal control for systems engineers*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [6] Haddad E., Kruzelecky R. V., Wong B., Jamroz W., Soltani M., Benkahoul M. and Poinas P., Multilayer tuneable emittance coatings with low solar absorptance for improved smart thermal control in space applications. *SAE Technical Paper*, No. 2009-01-2575, 2009.
- [7] Granqvist C.G., Electrochromic tungsten oxide films: review of progress 1993–1998. *Solar Energy Materials and Solar Cells*, Vol. 60, No. 3, pp.201-262, 2000.
- [8] Tachikawa S., Shimazaki K., Ohnishi A., Hirotsawa H., Shimakawa Y., Ochi A., Okamoto A. and Nakamura Y., Smart radiation device based on a perovskite manganese oxide. *European space agency-publications-esa sp*, Vol. 540, pp.41-48, 2003.
- [9] Lafor A., Kebaili H., Goumri-Said S., Deparis O., Cloots R., De Coninck J., Voué M., Mirabella F., Maseri F. and Lucas, S., Optical properties of thermochromic VO2 thin films on stainless steel: Experimental and theoretical studies. *Thin Solid Films*, Vol. 519, No. 10, pp.3283-3287, 2011.
- [10] Kuo C.G., Chou C.Y., Tung Y.C. and Chen J.H., Experimental study of the electrochromic properties of WO3 thin films derived by electrochemical method. *Journal of Marine Science and Technology*, Vol. 20, No. 4, pp.365-368, 2012.