



## طراحی سیستم کنترل یکپارچه وضعیت و دمای ماهواره مجهز به عملگرهای مومنتم سیالی

مهران نصرت الهی<sup>1\*</sup>، احمد سلیمانی<sup>2</sup>، سید حسین ساداتی<sup>1</sup>

1- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران  
2- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران  
\* تهران، صندوق پستی 15875-1774، nosratolahi@mut.ac.ir

### اطلاعات مقاله

### چکیده

مقاله پژوهشی کامل  
دریافت: 22 تیر 1396  
پذیرش: 21 آذر 1396  
ارائه در سایت: 15 دی 1396  
کلید واژگان:  
سیستم یکپارچه کنترل وضعیت و دما  
الگوریتم سوئیچینگ  
عملگرهای مومنتم سیالی  
کنترل مود لغزشی  
منطق مؤثر

هدف از این مقاله، طراحی یک سیستم کنترلی با الگوریتم از پیش طراحی شده برای مصالحه بین کنترل وضعیت و دمای ماهواره می‌باشد. بعد از زیرسیستم کنترل وضعیت، یکی از مهم‌ترین زیرسیستم‌های موجود در ماهواره‌ها، کنترل دما است. استفاده از یک مکانیزم مؤثر برای از بین بردن حرارت داخلی و یا تنش‌های حرارتی ناشی از طوفان‌های خورشیدی در ماهواره‌ها امری ضروری است. در این مقاله از مکانیزم نوینی به نام عملگرهای مومنتم سیالی استفاده شده است. در این عملگرها هم‌زمان با تولید گشتاور، می‌توان از این چرخش سیال برای خنک‌کاری نیز استفاده نمود. در این پژوهش فرض شده است، دمای داخلی ماهواره در طول ماموریت به شرایط بحرانی رسیده و عملگرهای مومنتم سیالی نیز نمی‌توانند دمای فعلی ماهواره را به میزان کافی کاهش دهند. در این حالت با استفاده از طراحی یک الگوریتم، وظیفه این دو زیرسیستم با هم ترکیب می‌شود. بدین منظور، از یک مدل حرارتی برای به‌دست آوردن دمای شش صفحه ماهواره در هر گام زمانی استفاده شده و با استفاده از یک الگوریتم سوئیچینگ به طراحی سیستم یکپارچه پرداخته شده است. این الگوریتم با یک منطق مؤثر خاص، وظیفه مصالحه بین دو زیرسیستم را به عهده دارد. همچنین در این طراحی، از کنترلر مود لغزشی برای پایدارسازی سه محوره ماهواره استفاده شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی این سیستم یکپارچه کنترل وضعیت و دما، نشان می‌دهد که به کمک این الگوریتم می‌توان ضمن صرفه‌جویی در توان مصرفی و یکپارچه‌سازی این دو زیرسیستم، مدیریت دمایی مناسبی را طی یک ماموریت مداری اجرا نمود.

## Design of satellite's combined attitude and thermal control system equipped with FMC actuators

Mehran Nosratollahi\*, Ahmad Soleymani, Seyed Hossein Sadati

Department of Aerospace Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.  
\* P.O.B. 15875-1774 Tehran, Iran, nosratolahi@mut.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 13 July 2017  
Accepted 12 December 2017  
Available Online 05 January 2018

### Keywords:

Combined Attitude and Thermal Control System (CATCS)  
Switching Algorithm  
Fluidic Momentum Controller (FMC)  
Sliding Mode Control  
Decision Making Logic

### ABSTRACT

The purpose of this paper is to design a control system with a pre-designed algorithm in order to reach a compromise between satellite attitude and thermal control systems. In addition to the indispensable attitude control system, a thermal control system (TCS) is regarded as a substantial subsystem in any given satellite. The latter is commonly used to effectively reduce the internal heat and/or the thermal tensions caused by solar radiations. In this paper, a novel actuators known as fluid momentum controllers (FMCs) have been utilized to simultaneously produce control torques and develop a cooling mechanism by circulating liquid through a ring. In this research, it has been assumed that the satellite's internal temperature has reached a critical level to the extent that the FMCs are not able to reduce this temperature sufficiently. In such a case, it is possible to mitigate this problem using a combination of both attitude and thermal control subsystems (CATCS). To accomplish this, a thermal model has been employed to yield the temperature of all six sides of the satellite at each time step and a switching algorithm to design an integrated system. This algorithm uses a particular decision making logic to realize the reconciliation of the two subsystems. Also, a sliding mode controller has been used for the three axis stabilization of the satellite. Simulation results of the integrated attitude and thermal control system indicate that it is possible to conduct an appropriate temperature control while saving power and integrating the two subsystems.

### 1- مقدمه

دست می‌دهند. در نتیجه استفاده از زیرسیستم کنترل دما امری ضروری در طراحی ماهواره می‌باشد. از سوی دیگر، یکی از مهم‌ترین زیرسیستم‌های ماهواره، زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت است که عملگرهای تولیدکننده ممان براساس چرخش دیسک که اصطلاحاً چرخ عکس‌العملی<sup>1</sup> نامیده

یکی از مواردی که می‌تواند به عنوان تهدیدی برای ماموریت ماهواره‌ها و فضاپیماها مطرح شود، مسئله حرارت تابشی از طرف خورشید به آن‌ها و تنش‌های حرارتی ناشی از طوفان‌های خورشیدی می‌باشد. اگر دمای داخلی ماهواره‌ها به میزان بحرانی برسد، قطعات داخلی ماهواره کارایی خود را از

<sup>1</sup> Reaction Wheel (RW)

### Please cite this article using:

M. Nosratollahi, A. Soleymani, S. H. Sadati, Design of satellite's combined attitude and thermal control system equipped with FMC actuators, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 01, pp. 122-130, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

www.sru.ir

توانستند مدل مذکور را به خوبی کنترل نمایند [10,11]. سلیمانی و همکاران نیز عملگر کنترلر مومنت سیالی و عملگر ژایروی کنترل ممان را از نظر میزان عملکرد با یکدیگر مقایسه نمودند [12].

کنترل مود لغزشی یکی از پرکاربردترین کنترلرها برای استفاده در ماهواره‌ها می‌باشد. ودلی برای اولین بار توانست با استفاده از کنترل مود لغزشی یک ماهواره را کنترل کند. ماهواره مجهز به سیستم کنترلی سه محوره بود و توانست با استفاده از کنترل مود لغزشی مانور تغییر وضعیت دهد [13]. دیور با استفاده از کار ودلی یک سیستم کنترلی مود لغزشی براساس صفحات لغزش غیرخطی و پارامترهای بردار گیس<sup>3</sup> وضعیت ماهواره پیشنهاد داد [14]. رابینت و پارکر کنترل مود لغزشی را برای مانور تغییر وضعیت یک ماهواره‌ی مجهز به چرخ‌های عکس‌العملی به کار بردند و یک روش جدید از انتخاب ماتریس ضرایب بخش غیرپیوسته تطبیق با اغتشاشات قانون کنترلی فیدبک ارائه دادند تا الزامات عملکردی کلی را ارضاء کند [15]. کراسیدیس توانست کار ودلی را برای طراحی کنترل فیدبک تعمیم دهد و پایداری سمتی مانور وضعیت ماهواره را حتی در حضور گشتاورهای کنترلی خارجی یا گشتاورهای داخلی چرخ‌های عکس‌العملی تضمین کند [16]. بینگلونگ به جای استفاده از یک صفحه لغزشی ثابت، از صفحات لغزشی متغیر با زمان استفاده کرد. او در این کار با قراردادن ابتدای صفحات لغزشی روی شرایط اولیه سیستم، حرکت کامل روی صفحات لغزشی را تضمین کرد. این عمل باعث شد تا بتوان در صورت وجود اشباع در عملگرها، از عملکرد سیستم مطمئن شد درحالی‌که هیچ فراجهیسی در سیستم به وجود نیاید [17]. زمانی که تنش‌های حرارتی ایجاد شده در ماهواره به حدی بالا باشند که عملگرهای مومنت سیالی نیز نتوانند دمای سیستم را به میزان کافی کاهش دهند، می‌توان از زیرسیستم کنترل حرارت برای رفع این مشکل کمک گرفت. برای این منظور از یک مدل حرارتی برای به‌دست آوردن دمای شش صفحه ماهواره در هر گام زمانی استفاده شده است. در زمینه زیر سیستم کنترل دمای فضایی‌ها مقالات به دو دسته کلی تقسیم می‌شوند. دسته اول در مورد طراحی زیرسیستم کنترل دما است که یا به یک مورد خاص پرداخته [18,19] و یا به روش‌های خاص در فازهای مختلف طراحی اشاره شده است [20,21]. اما دسته دوم در مورد تحلیل حرارتی است که یا به تحلیل یک ماهواره خاص یا سخت افزار خاص پرداخته است [22,23] و یا به روش‌های مختلف تحلیل برای موردهای جزئی و یا دسته بندی‌های کلی پرداخته شده است [24,25]. در زمینه تحلیل حرارتی، روش‌های مختلفی استفاده شده است. به این صورت که یا از نرم‌افزارهای شناخته شده در این زمینه استفاده شده و یا کدی ایجاد شده و با نرم افزاری دیگر ترکیب می‌شود و یا کد نوشته شده تمامی نیاز تحلیل را برآورده می‌کند که این مورد بسیار اندک است [28-26]. در این مقاله نیز تحلیل تماماً بر پایه کد مرجع [29] با اجرای تغییرات بسیار و اضافه کردن قسمت‌های مختلف انجام شده است.

در نهایت با استفاده از یک الگوریتم سوئیچینگ و نرم‌افزار واسط به طراحی کنترل یکپارچه وضعیت و دما پرداخته شده است. الگوریتم سوئیچینگ با منطق از قبل طراحی شده خود، وظیفه مصالحه بین کنترل وضعیت و کنترل دما را به عهده دارد. از یک نرم‌افزار واسط نیز جهت اجرای شبیه‌سازی‌ها با گام‌های زمانی متفاوت استفاده شده است. در [30] به بررسی روش تصمیم‌گیری بحرانی چند فازی<sup>4</sup> برای کنترل جریان محصولات خروجی یک کارخانه که به وسیله چرخ نقاله جابجا می‌شوند پرداخته است.

می‌شوند از اجزای پرکاربرد آن به شمار می‌رود. اخیراً عملگرهایی به نام عملگرهای مومنت سیالی<sup>1</sup> پیشنهاد شده‌اند که در آن‌ها جای چرخاندن یک جسم صلب، از چرخاندن یک سیال درون یک حلقه دایروی برای تولید ممان استفاده می‌کنند. یکی از مزایای این عملگرها، انعطاف‌پذیری آن‌ها در کاربردشان می‌باشد. برای مثال، از آنجایی که یک عملگر مومنت سیالی سبک‌تر و کم‌حجم‌تر از یک ژایروی کنترل ممان<sup>2</sup> 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 به گونه‌ای تغییر داد که برای ماهواره و عملیات مورد نظر مناسب باشد. همچنین این کنترلر قابلیت استفاده به عنوان دمپر را نیز دارا می‌باشد و در صورت اختلال در بخش کنترلی، قابلیت استفاده به صورت غیرفعال را دارا است. از گردش سیال داخل حلقه می‌توان برای خنک‌کاری نیز استفاده کرد. مینارد اولین فردی بود که در سال 1988 کار بر روی کنترلرهای مومنت سیالی را آغاز کرد. وی استفاده از این مکانیزم را برای خنثی کردن گشتاورهای اغتشاشی اعمالی بر ماهواره‌ها، کشتی‌های اقیانوس‌پیما و دیگر سیستم‌های معلق پیشنهاد داد [1]. بعدها لوری و چپیر از این تحقیقات استفاده کرده و عملگر مومنت سیالی را برای کنترل وضعیت ماهواره توسعه دادند. همچنین آن‌ها ترکیب بندی‌های مختلفی برای حلقه‌های حامل سیال نیز ارائه دادند و نشان دادند هر کدام از این مدل‌ها می‌توانند در ماهواره‌ها در حالات مختلف و در چیدمان متفاوت به‌کار روند [2]. لاگلین نیز سیستمی را پیشنهاد داد که علاوه بر اندازه‌گیری وضعیت، می‌توانست گشتاور را نیز اعمال کند [3]. این سیستم دارای یک آهنربای دائم و تیوبی پر شده از سیالی که رسانای جریان الکتریکی بود. سیستم پیشنهادی وی فاقد هرگونه پمپی بود و حرکت زاویه‌ای ماهواره باعث به چرخش درآمدن سیال درون حلقه‌ها می‌شد. به دلیل این که سیال درون حلقه‌ها رسانا بود و در معرض میدان مغناطیسی قرار می‌گرفت، ولتاژ القا می‌توانست برای تعیین وضعیت ماهواره مورد استفاده قرار گیرد. از سوی دیگر، با اعمال یک ولتاژ به سیال، یک میدان الکتریکی به‌وجود می‌آمد که در واکنش به یک میدان مغناطیسی، سبب تولید گشتاور می‌شد. از گشتاور تولید شده برای پایداری وضعیت ماهواره استفاده می‌شد. کلی عملکرد یک کنترلر مومنت سیالی را در یک آزمایش با استفاده از دو لوپ سیالی که محورهای تقارن آن‌ها در یک جهت بود، تست کرد [4]. او در این آزمایش، از دو پمپ برای تولید جریان در هر حلقه استفاده کرد. گومار نیز با استفاده از سه حلقه سیالی عمود بر هم که هر کدام برای زوایای پیچ، چرخش و گردش استفاده می‌شد، توانست یک ماهواره را پایدار کند [5]. مداری که وی ماهواره خود را در آن قرار داد مداری بیضوی بود اما مدل دینامیکی توسعه یافته آن، شامل همه ممان‌های عکس‌العملی انتقال‌یافته بین ماهواره و رینگ‌های سیالی نبود. شان و همکاران در [6] با استفاده از عملگرهای مومنت سیالی توانستند علاوه بر کاهش وزن ماهواره، عملکرد کنترلی آن را بهبود بخشند. واراتالراجو برای کاهش وزن و همچنین استفاده از گرمای اضافی درون فضاپیما، یک سیستم مرکب از کنترل وضعیت و کنترل دما را پیشنهاد داد. طرح کلی این سیستم براساس چرخش یک سیال هادی جریان الکتریکی بود. این جریان الکتریکی نیز به وسیله داکت عبوری که در معرض گرادیان حرارتی بود و با روش الکتروحرارتی، تولید می‌شد [7,8]. در سال 2013 نیز نوبری و میشره از یک مدل هر می که شامل چهار حلقه حاوی سیال بود، استفاده کردند [9]. آن‌ها با استفاده از یک کنترلر بهینه

<sup>3</sup> Gibbs Vector<sup>4</sup> Fuzzy Multi-Criteria Decision Making (MCDM)<sup>1</sup> Fluidic Momentum Controller (FMC)<sup>2</sup> Control Moment Gyros (CMG)

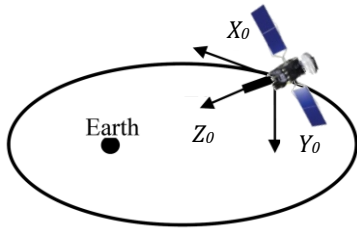


Fig. 2 LVLH reference frame of a satellite [10]

شکل 2 دستگاه مختصات مداری ماهواره

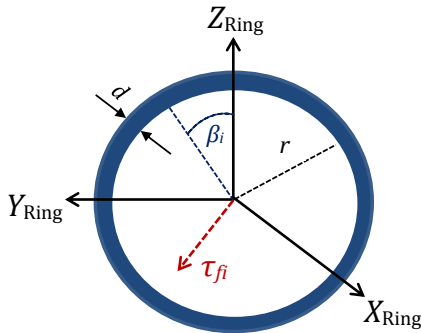


Fig. 3 Free body diagram of a FMC [12]

شکل 3 دیاگرام آزاد عملگر مومنتم سیالی

در دستگاه بدنی ذکر شده است. ترم  $T_a$  گشتاور ورودی از عملگرهای مومنتم سیالی وارد بر ماهواره می‌باشد. ترم  $T_g$  نیز گشتاور گرادیان جاذبه است که با استفاده از رابطه (1) به دست می‌آید [11].

$$T_g = \left( \frac{3n^2}{\|r_c\|^2} \right) r_c \times I_s r_c \quad (2)$$

که  $r_c$  موقعیت هر لحظه ماهواره نسبت به زمین و  $n$  سرعت متوسط مداری است. میزان تنش برشی به وجود آمده روی دیواره‌های حلقه از رابطه (3) به دست می‌آید [10]:

$$\tau_f = \frac{1}{8} f \rho v^2 = \frac{1}{8} f \rho r^2 \omega_s^2 \quad (3)$$

که در آن چگالی سیال،  $r$  شعاع حلقه،  $\omega_s$  سرعت سیال نسبت به رینگ و  $f$  ضریب اصطکاک می‌باشد. برای جریان‌های آرام، ضریب اصطکاک از رابطه (4) استخراج می‌شود:

$$f = \frac{64}{Re} \quad (Re < 2300) \quad (4)$$

که در آن  $Re$ ، عدد رینولدز است. برای جریان‌های مغشوش، ضریب اصطکاک از رابطه (5) به دست می‌آید:

$$f = \frac{0.3164}{Re^{0.25}} \quad (Re > 2300) \quad (5)$$

با ضرب کردن تنش برشی در شعاع حلقه ( $r$ ) و انتگرال گیری از المان بر روی سطح تر شده، گشتاور اصطکاکی را می‌توان با رابطه (6) محاسبه نمود [10].

$$T_f = \text{sign}(\omega_s) 2\pi^2 \tau r^2 d = 16\pi^2 r^3 \mu \beta \quad (6)$$

در رابطه فوق فرض شده است که  $r \gg d$  است. شتاب زاویه‌ای سیال درون حلقه از رابطه (7) بدست می‌آید [12].

$$\ddot{\beta} = (I_{fmc} T_s^r)^{-1} [T_c - T_s^r T_f - \omega \times h_r] \quad (7)$$

در رابطه فوق  $I_{fmc}$  ممان اینرسی عملگر مومنتم سیالی،  $T_c$  ورودی کنترلی،  $T_s^r$  ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات بدنی حلقه سیال به دستگاه مختصات بدنی ماهواره و  $h_r$  مومنتم زاویه‌ای کل عملگر مومنتم سیالی بوده که به صورت رابطه (8) به دست می‌آید.

در [31] تکنیک یکپارچه طراحی تجربی<sup>1</sup> و تاپسیس<sup>2</sup> ارائه شده است و مزیت‌های این تکنیک در مقایسه با تکنیک تاپسیس نرمال مقایسه گردیده است. در [32] به نوع تکنیک تصمیم‌گیری با نام‌های تاپسیس مرسوم، تاپسیس تنظیم شده و تاپسیس اصلاح شده با اندازه فاصله فازی جدید ارائه شده‌اند. مسئله تصمیم‌گیری مربوط به خرید سهام‌های ارزان قیمت در بازار بورس تهران می‌باشد. در [33] مسئله انتخاب محل<sup>3</sup> که وجود نامعینی در اطلاعات بررسی شده است. در این مطالعه از تکنیک منطق تصمیم‌گیری چندجانبه<sup>4</sup> برای تصمیم‌گیری استفاده گردیده است و به منظور در تشخیص نامعینی‌ها از معینی‌ها از روش جدیدی به نام بهینه سازی ابر نقطه‌ای<sup>5</sup> بهره گرفته شده است.

## 2- مدل ریاضی ماهواره مجهز به عملگر FMC

مدل دینامیکی مورد نظر ماهواره به همراه چهار عملگر مومنتم سیالی در شکل 1 نشان داده شده است. در مدل مذکور فرض شده است که مرکز جرم مجموعه عملگرها بر مرکز جرم ماهواره منطبق می‌باشد. دستگاه بدنی بر روی مرکز جرم ماهواره قرار گرفته‌اند و به این صورت تعریف می‌شود [34]:  $X_0$  در امتداد محور بدنی افقی،  $Y_0$  عمود بر صفحه مداری که ماهواره در حال چرخش در آن است و  $Z_0$  به سمت مرکز زمین قرار دارد. محورهای ذکر شده در شکل 2 مشاهده می‌شوند. در ترکیب‌بندی‌های متداول محورهای  $X$ ،  $Y$  و  $Z$  در امتداد محورهای بدنی تعریف می‌شوند. جهت‌گیری‌های آنی ماهواره که در دستگاه بدنی توصیف می‌شوند، به وسیله سه زاویه  $\theta_1$ ،  $\theta_2$  و  $\theta_3$  که به ترتیب چرخش حول محورهای  $X$ ،  $Y$  و  $Z$  هستند، تعریف می‌شوند. در شکل 3 نیز دیاگرام آزاد عملگر مومنتم سیالی قابل مشاهده است.

معادلات وضعیت ماهواره شامل حلقه‌های حاوی سیال و گشتاور گرادیان جاذبه به صورت رابطه (1) در می‌آید:

$$I_s \dot{\omega} + \omega \times I_s \omega = T_g + T_a \quad (1)$$

که در رابطه فوق،  $\omega$  سرعت زاویه مطلق ماهواره و  $\dot{\omega}$  شتاب زاویه‌ای مطلق ماهواره در دستگاه ثابت بدنی بیان می‌شوند.  $I_s$  نیز ماتریس اینرسی ماهواره

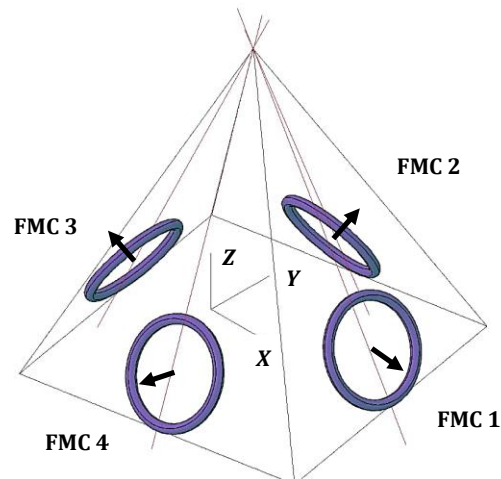


Fig. 1 The FMCs with pyramidal configuration [12]

شکل 1 ترکیب‌بندی قرارگیری عملگرها در ماهواره

<sup>1</sup> Design of experiment

<sup>2</sup> TOPSIS

<sup>3</sup> Location selection

<sup>4</sup> Multi Attribute Decision Making (MADM)

<sup>5</sup> Cloud Base Design Optimization

به فرم رابطه (19) دسته‌بندی شود [18].

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{\text{Heat from the Sun}} + \dot{Q}_{\text{Infrared Heat from Earth}} + \dot{Q}_{\text{Albedo from Earth}} \\ + \dot{Q}_{\text{Heat exchange with space}} + \dot{Q}_{\text{Heat exchange with other surface}} \\ + \dot{Q}_{\text{Heat dissipation}} + \dot{Q}_{\text{Heat stored}} = 0 \end{aligned} \quad (19)$$

#### 1-4- تحلیل حرارتی حالت پایا

دو مدل صفحه تخت دوار و مدل کروی برای حل مسئله حاضر در این مقاله، به صورت زیر تحلیل می‌شوند:

حداکثر و حداقل دمای حالت پایا را برای یک صفحه نازک که پشت آن عایق شده است و نرمال آن در راستای مرکز زمین است (سطح عایق دار صفحه در مقابل خورشید و سطح بدون عایق آن در مقابل تشعشع مادون قرمز زمین و آلبدو زمین است) [20].

$$\dot{Q}_{\text{Infrared Heat from Earth}} + \dot{Q}_{\text{Albedo from Earth}} + \dot{Q}_{\text{Heat exchange with space}} = 0 \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_{ir} \dot{q}_{\text{Earth}} A_p \cos \lambda_e \sin^2 \eta_e + \alpha_s \left( \frac{\dot{Q}_{a \rightarrow p}(h, \lambda, \theta_s)}{A_p} \right) \left( \frac{A_b}{0.34} \right) \\ \times \left( \frac{S_e}{1395} \right) A_p - \varepsilon_{ir} \sigma T_{\text{Plate}}^4 A_p \approx 0 \end{aligned} \quad (21)$$

از آنجا که زاویه بین نرمال سطح و راستای مرکز زمین برابر صفر است ( $\lambda = 0$ )، حداکثر دمای حالت پایا به دست می‌آید. حداقل دما زمانی رخ می‌دهد که میزان آلبدو زمین و جو نداشته باشد؛ عبارت دیگر ( $A_b = 0$ )، پس در این صورت می‌توان رابطه (22) را نوشت:

$$T_{\text{Plate.min}} = \left[ \frac{\dot{q}_{\text{Earth}} \sin^2 \eta_e}{\sigma} \right]^{0.25} \quad (22)$$

معادله دمای حالت پایا برای یک ماهواره کروی که با سلول‌های خورشیدی با بازده  $\eta_{sc}$  پوشیده شده است، در مدار اطراف زمین که برای دمای حداکثر ( $T_{\text{max}}$ ) ماهواره باید در معرض دید خورشید، آلبدو زمین و تشعشعات فضایی و اتلافات گرمای داخل قرار گیرد به صورت رابطه (23) قابل ارائه می‌باشد:

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{\text{Heat from the Sun}} + \dot{Q}_{\text{Infrared Heat from Earth}} + \dot{Q}_{\text{Albedo from Earth}} \\ + \dot{Q}_{\text{Heat exchange with space}} + \dot{Q}_{\text{Heat dissipation}} = 0 \end{aligned} \quad (23)$$

حداقل دمای حالت پایا زمانی رخ می‌دهد که آلبدو زمین و تشعشع حرارتی خورشیدی وجود نداشته باشد [23].

#### 2-4- تحلیل حرارتی حالت گذرا

برای درک بهتر این بخش یک مثال از تحلیل حرارتی گذرا برای یک جسم فضایی کروی را توضیح می‌دهیم. دمای حالت گذرا را برای یک جسم کروی در مدار دایروی اطراف زمین در رابطه (24) آورده شده است.

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{\text{Heat from the Sun}} + \dot{Q}_{\text{Infrared Heat from Earth}} + \dot{Q}_{\text{Albedo from Earth}} \\ + \dot{Q}_{\text{Heat exchange with space}} + \dot{Q}_{\text{Heat exchange with other surface}} \\ + \dot{Q}_{\text{Heat dissipation}} + \dot{Q}_{\text{Heat stored}} = 0 \end{aligned} \quad (24)$$

که می‌توان آن را نیز به صورت رابطه (25) نوشت:

$$\begin{aligned} (mc_p)_i \frac{dT_i}{dt} = - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \sigma R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \\ + Q_{\text{sun}} - \sigma \varepsilon_i A_i T_i^4 \end{aligned} \quad (25)$$

که روش حل معادلات بر اساس روش پارامتر توده‌ای و روش گسسته سازی ترم متغیر با زمان براساس روش تفاضل محدود می‌باشد ولی همانگونه که

$$h_r = T_s^r I_{\text{finc}} \beta \quad (8)$$

در نهایت  $T_a$  به صورت رابطه (9) حاصل می‌شود [10]:

$$T_a = \dot{h}_r + \omega \times h_r \quad (9)$$

### 3- کنترلر مود لغزشی سیستم سوئیچینگ

برای طراحی کنترلر مود لغزشی از پارامترهای کوآترینیون استفاده شده است. در نتیجه خطای مورد نظر به صورت رابطه (10) تعریف می‌شود [13].

$$q_e = q_d \otimes q \quad (10)$$

که  $q_e$  پارامتر خطای کوآترینیون،  $q_d$  کوآترینیون مربوط به زوایای مرجع  $q$  و پارامتر کوآترینیون در هر لحظه می‌باشد. به دلیل این که پارامتر  $q_d$  ثابت است، لذا می‌توان رابطه (11) را نوشت:

$$\dot{q}_e = q_d \otimes \dot{q}, \quad \ddot{q}_e = q_d \otimes \ddot{q} \quad (11)$$

با استفاده از رابطه (12):

$$D = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & -q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix} \quad (12)$$

می‌توان روابط (13) را نوشت:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \frac{1}{2} D \omega \\ \ddot{q} &= \frac{1}{2} \dot{D} \omega + \frac{1}{2} D \dot{\omega} = \frac{1}{2} C \dot{q} + \frac{1}{2} D \dot{\omega} = \frac{1}{4} C D \omega + \frac{1}{2} D \dot{\omega} \end{aligned} \quad (13)$$

که ماتریس  $C$  برابر است با [16]:

$$C = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ \omega_1 & \omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

حال اگر صفحه لغزش به صورت رابطه (15) انتخاب شود، آنگاه می‌توان رابطه (15) را نوشت:

$$\begin{aligned} s &= \dot{q}_e + k q_e \\ \dot{s} &= \ddot{q}_e + k \dot{q}_e = q_d \otimes \ddot{q} + k q_d \otimes \dot{q} \end{aligned} \quad (15)$$

اگر تابع لیپانوف به صورت رابطه (16) انتخاب شود:

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{2} s^2 \\ \dot{V} &= s \dot{s} = s (q_d \otimes \ddot{q} + k q_d \otimes \dot{q}) \\ &= s \left( q_d \frac{1}{4} C D \omega + \frac{1}{2} D \dot{\omega} + k q_d \frac{1}{2} D \dot{\omega} \right) \end{aligned} \quad (16)$$

با جایگذاری رابطه (13) در رابطه (16) رابطه (17) بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s \left( q_d \frac{1}{4} C D \omega + \frac{1}{2} D I^{-1} (-\omega \times I_s \omega + T_g + T_a) + \right. \\ &\quad \left. k q_d \frac{1}{2} D \dot{\omega} \right) \end{aligned} \quad (17)$$

برای منفی معین شدن  $\dot{V}$  باید  $T_a$  به صورت رابطه (18) انتخاب شود:

$$\begin{aligned} T_a &= -T_g + \omega \times I_s \omega - 2D^{-1} I \left( q_d \frac{1}{4} C D \omega - \right. \\ &\quad \left. k q_d \frac{1}{2} D \dot{\omega} + \mu \text{sat}(s) \right) \end{aligned} \quad (18)$$

با استفاده از روابط (7) تا (9) می‌توان  $T_c$  را از رابطه  $T_a$  بدست آورد.

### 4- مدل سازی حرارتی ماهواره

در منابع گوناگون مدل‌های مختلفی برای ماهواره و اجزاء آن فرض شده است اما پر کاربردترین مدل سازی برای ماهواره به صورت یک کره و یک صفحه تخت متصل به آن است. در یک آنالیز حرارتی فرض شود که جریان حرارتی ورودی به علاوه جریان حرارتی خروجی برابر با گرمای ذخیره شده است. تعادل جریان حرارتی برای یک المان از یک فضاپیما در اطراف زمین می‌تواند

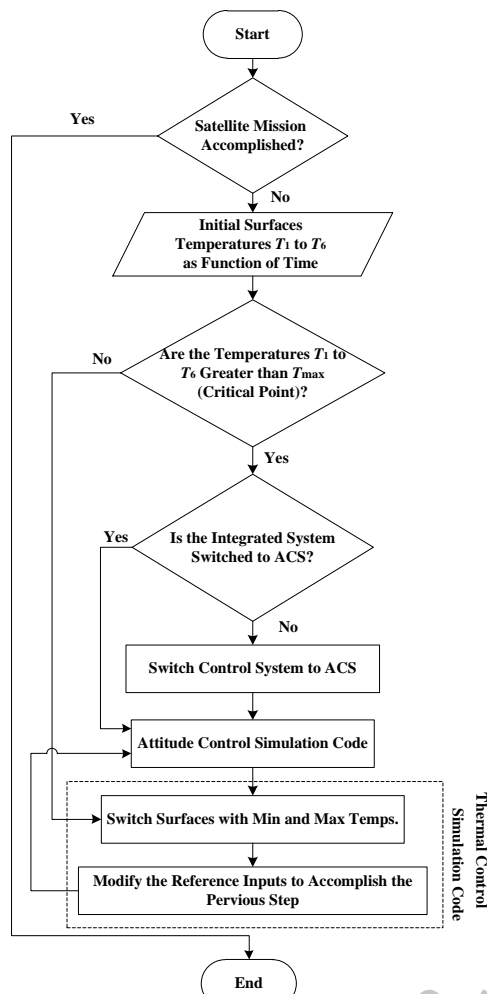


Fig. 5 switching algorithm flowchart

شکل 5 فلوجارت الگوریتم سوئیچینگ

واسط<sup>1</sup> برای اجرای همزمان دو شبیه‌سازی مذکور نیاز است. در واقع این نرم افزار واسط، به نوعی یک شبیه‌ساز همکار در ضمن این پژوهش محسوب می‌گردد. نحوه کارکرد نرم‌افزار واسط به این صورت است که ابتدا سیستم کنترل وضعیت ماهواره شروع به اجرا کرده و تا زمانی که الگوریتم تصمیم‌گیری دستور سوئیچینگ را ندهد به اجرای خود ادامه خواهد داد. زمانی که الگوریتم تصمیم‌گیری بنا به دلایلی که ذکر شد، تصمیم به سوئیچینگ به کنترل دما را بگیرد، نرم‌افزار واسط وظیفه دارد ابتدا، شبیه‌سازی سیستم کنترل وضعیت ماهواره را متوقف نموده، سپس تمامی خروجی‌های شبیه‌سازی سیستم کنترل وضعیت را ذخیره نماید. در مرحله بعدی باید شبیه‌سازی مربوط به سیستم کنترل دما اجرا شود و خروجی‌های شبیه‌سازی سیستم کنترل وضعیت به عنوان ورودی برای سیستم کنترل دما تعریف شوند. پس از آن شبیه‌سازی مربوط به کنترل دما اجرا شده و تا زمانی که الگوریتم تصمیم‌گیری دستور به متوقف کردن اجرای شبیه‌سازی ندهد، به اجرای خود ادامه می‌دهد. همانند حالت قبل زمانی که الگوریتم تصمیم‌گیری با استفاده از منطق‌هایی که از قبل برای آن تعریف شده‌اند، تصمیم به توقف جریان شبیه‌سازی کنترل دما را بگیرد، تمامی خروجی‌های کنترل دما به عنوان ورودی برای سیستم کنترل وضعیت تعریف شده و شبیه‌سازی مربوط به آن ادامه می‌یابد. در شکل 6 فلوجارت نرم‌افزار واسط مشاهده می‌شود.

<sup>1</sup> Co-simulation

مشاهده می‌شود معادله انرژی به دلیل وجود توان چهارم در آن یک معادله غیرخطی 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 [27].

### 5- طراحی الگوریتم سوئیچینگ

یک الگوریتم سوئیچینگ شامل یک الگوریتم تصمیم‌گیری به همراه یک سوئیچ می‌باشد. این الگوریتم‌ها با استفاده از منطقی که از قبل توسط طراحان برای آن نوشته شده است، تصمیم می‌گیرند که از بین چند گزینه به کدام یک سوئیچ کنند. در شکل 4 نمایی از یک سوئیچ کنترلی تعبیه شده نشان داده شده است.

در ادامه به طراحی یک الگوریتم سوئیچینگ برای کنترل همزمان وضعیت و دمای ماهواره پرداخته می‌شود. در مرحله اول باید تعریف کاملی از مسئله داشت. این امر باعث می‌شود که روند طراحی الگوریتم به آسانی انجام گیرد.

**شرح ماموریت:** یک ماهواره با جرم مشخص، با چهار عملگر مومنتم سیالی که وظیفه ایجاد گشتاور برای کنترل وضعیت ماهواره را دارند، در مداری دایروی شکل در حال حرکت می‌باشد. ماهواره مورد نظر نیمی از زمان یک گردش کامل به دور زمین را در آفتاب و نیمی دیگر را در سایه است. زمانی که ماهواره در آفتاب قرار دارد، دمای صفحات بیرونی ماهواره به دلیل تابش نور خورشید بحرانی شده، گرما ایجاد شده در صفحات به وسیله انتقال حرارت هدایتی به قطعات درون ماهواره نفوذ کرده و دمای آنها را بالا خواهند برد و ماموریت ماهواره را به خطر می‌اندازد.

**راهکار پیشنهادی:** راه‌حل‌های مختلفی برای حل چنین مسئله‌ای وجود دارند. یکی از این راه‌حل‌ها استفاده از زیرسیستمی خاص برای کنترل دما می‌باشد. این زیرسیستم وظیفه حل مشکل حرارتی ایجاد شده ماهواره و یا به عبارت کلی مدیریت دمایی بخش‌های مختلف ماهواره را در مواقع بحرانی بر عهده دارد. اگر یکی از صفحات به دمای بیشینه مجاز خود برسد، زیرسیستم کنترل دما شروع به کار کرده و با استفاده از عملگرهای مومنتم سیالی، باعث چرخش ماهواره به شکلی می‌شود که صفحه مورد نظر در سایه قرار گیرد. به این ترتیب دمای صفحه شروع به کاهش می‌کند. این وضعیت ماهواره باید تا زمانی که دمای یکی از صفحات دیگر به دمای بیشینه مجاز خود برسد، ادامه یابد. به عبارتی وقتی که دمای یکی از صفحات دیگر به دمای بیشینه مجاز خود رسید، زیرسیستم کنترل دما متوقف شده و زیرسیستم کنترل وضعیت شروع به کار می‌کند و زوایای اویلر ماهواره را به مقادیر زوایای ورودی مرجع می‌رساند. در شکل 5 فلوجارت الگوریتم سوئیچینگ آورده شده به علت این که دو شبیه‌سازی دینامیک و کنترل وضعیت با شبیه‌سازی دما در دو محیط جداگانه نرم افزار و هر کدام دارای گام زمانی متفاوتی هستند، به یک نرم‌افزار

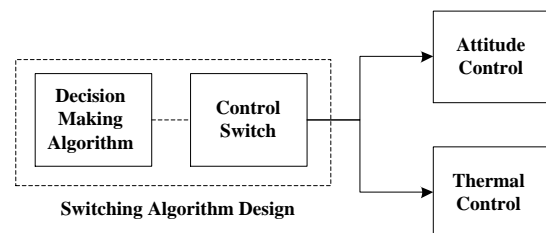


Fig. 4 Switch control scheme between two tasks

شکل 4 نمایی از یک سوئیچ کنترلی تعبیه شده

جدول 1 مشخصات مداری ماهواره

Table 1 Satellite orbital specifications

پارامتر مداری	مقدار
ارتفاع مدار (km)	720
خروج از مرکزیت (deg)	0
شیب مداری (deg)	98.27
نقطه اعتدال بهاری راستگرد (deg)	82.128
آرگومان حضیض (deg)	106

جدول 2 پیکربندی ماهواره

Table 2 Satellite Configuration

مشخصات ابعادی	مقدار
جرم (kg)	100
ابعاد ( $m^3$ )	$1 \times 1 \times 1$
زوایای اویلر (deg)	[7, 10, 5]
ممان اینرسی‌های قطری ( $kgm^2$ )	[24, 27, 13]

جدول 3 مشخصات عملگر مومنتم سیالی

Table 3 FMC specifications

مشخصه عملگر	مقدار
ممان اینرسی سیال ( $kgm^2$ )	[0.048, 0.048, 0.048]
چگالی سیال ( $kgm^{-3}$ )	1095
ویسکوزیته سیال (Pa·s)	0.06
شعاع حلقه (m)	0.2
قطر سطح مقطع حلقه (m)	0.02

دور چرخش به دور زمین، قادر است دمای هر شش صفحه ماهواره را به عنوان خروجی به سیستم کنترل دما بدهد. در شکل 8 منحنی تغییرات دمای شش صفحه در یک گام زمانی و در شکل 9 برای 28 گام زمانی با استفاده از کنترل وضعیت و دما آورده شده‌اند. همان‌گونه که مشاهده می‌شود ابتدا دمای صفحه  $+Y$  به دمای بحرانی رسیده است. در گام سوم (39 مین پریود مداری) سیستم کنترلی به سیستم کنترل دما سوئیچ کرده است. در این حالت جای صفحه  $+Y$  با صفحه  $-Y$  که در سایه قرار داشته و دمای آن مینیمم بوده، عوض شده است. این مسئله تا گام پنجم ادامه داشته است. در گام پنجم دمای صفحه  $+X$  به دمای بحرانی رسیده است. در این حالت سیستم کنترلی به سیستم کنترل وضعیت سوئیچ نموده است. این روند برای گام‌های زمانی بعدی نیز تکرار شده است.

شکل 10 منحنی تغییرات زاویه یاو ماهواره را با استفاده از سیستم کنترل وضعیت و دما نشان می‌دهد. به دلیل سوئیچینگ بین دو صفحه  $+Y$  با صفحه  $-Y$ ، یاو ماهواره بین زوایای 0 و 180 درجه تغییر کرده است.

در شکل‌های 11 و 12 نیز به ترتیب منحنی تغییرات زاویه پیچ و رول ماهواره را نشان می‌دهند. سیستم کنترلی تلاش نموده تا این دو زاویه را صفر نگاه دارد. به دلیل این که زاویه یاو ماهواره تغییرات شدیدی دارد و از چهار عملگر مومنتم سیالی برای کنترل ماهواره استفاده می‌شود و کانال‌ها نیز با یکدیگر کوپل شدیدی دارند، زوایای پیچ و رول نیز دچار تغییر خواهند شد. در نتیجه وظیفه سیستم کنترلی علاوه بر تغییر زاویه یاو، صفر نگاه داشتن دو زاویه پیچ و رول نیز خواهد بود. همان‌طور که مشاهده می‌شود سیستم کنترلی توانسته است این مهم را با عملکردی بسیار مطلوب به انجام برساند.

### 7- نتیجه‌گیری

هدف از انجام این پژوهش، طراحی الگوریتم سوئیچینگ برای کنترل یکپارچه

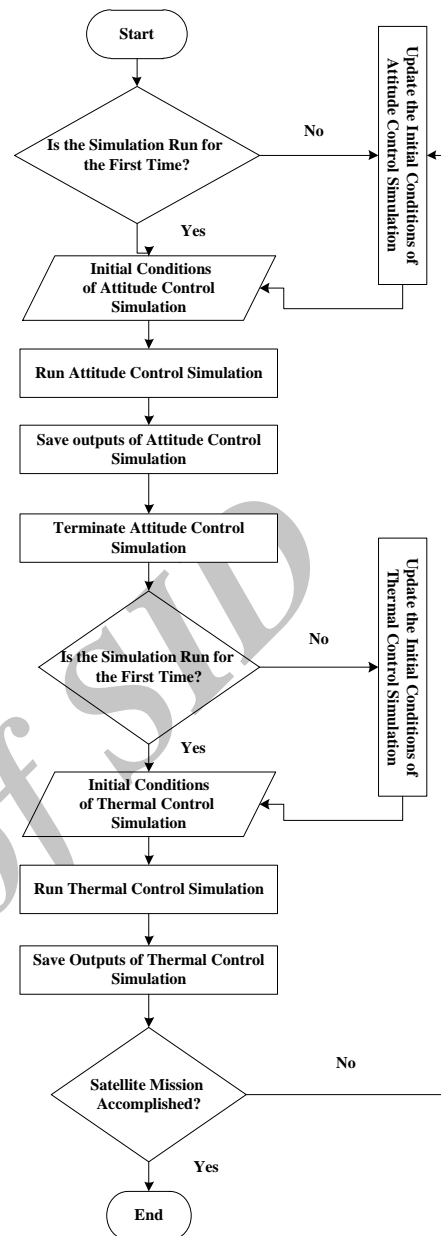


Fig. 6 Co-simulation software flowchart

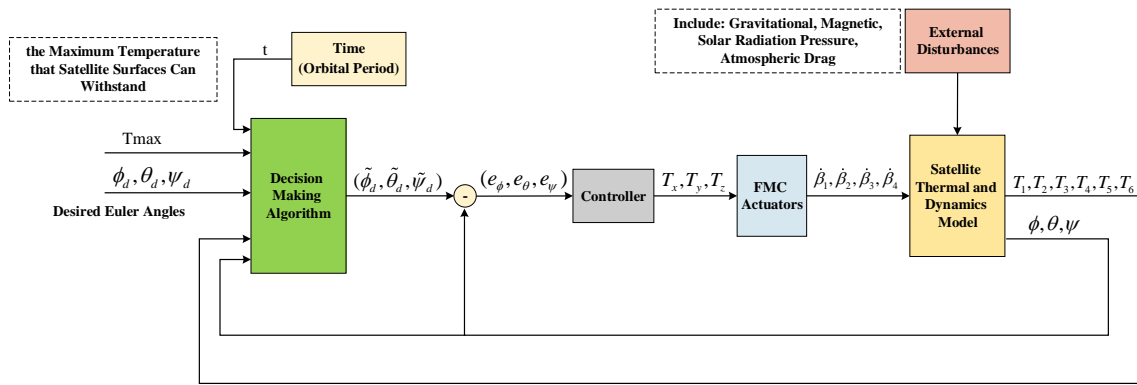
شکل 6 فلوجارت نرم افزار واسط

### 6- شبیه‌سازی مسئله

در این بخش به شبیه‌سازی یکپارچه سیستم کنترل وضعیت و کنترل دما با استفاده از الگوریتم سوئیچینگ پرداخته می‌شود. مشخصات پارامترهای مداری، پیکربندی ماهواره و عملگر مومنتم سیالی به ترتیب در جدول‌های 1 تا 3 نمایش داده شده است.

نمایی از سیستم یکپارچه کنترل وضعیت و دما در شکل 7 آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، منطق تصمیم‌گیری ورودی کنترلی مناسب را برای سیستم کنترلی مشخص می‌کند و کنترلر وظیفه دنبال کردن آن را بر عهده خواهد داشت.

به دلیل کند بودن فرآیندهای انتقال دما، برای رسیدن به دمای پایدار نیاز به زمان زیادی می‌باشد. در این پژوهش، با روش سعی و خطا، پس از شبیه‌سازی‌های فراوان این زمان برابر 13 پریود مداری یا حدود 8000 ثانیه در نظر گرفته شد. به عبارتی شبیه‌سازی حرارتی صورت گرفته پس از طی 13



Rule:  
 If  $T_i < T_{Max}$  then  $\tilde{\phi}_d = \phi_d, \tilde{\theta}_d = \theta_d, \tilde{\psi}_d = \psi_d \quad ; i = 1, 2, \dots, 6$   
 If  $T_i \geq T_{Max}$  then  $\tilde{\phi}_d = \phi_d + \gamma_1, \tilde{\theta}_d = \theta_d + \gamma_2, \tilde{\psi}_d = \psi_d + \gamma_3 \quad ; i = 1, 2, \dots, 6, \quad j = 1, 2, 3 \quad -90^\circ \leq \gamma_j \leq +90^\circ$   
 If.....

Fig. 7 Combined attitude and thermal control system block diagram

شکل 7 دیاگرام بلوکی سیستم کنترل یکپارچه وضعیت و دما

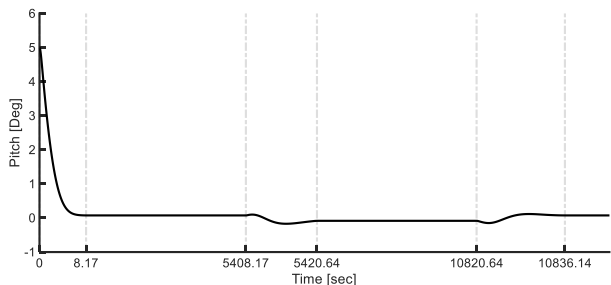


Fig. 11 Pitch angle variation curve using integrated control system

شکل 11 منحنی تغییرات زاویه پیچ ماهواره با استفاده از سیستم کنترل یکپارچه

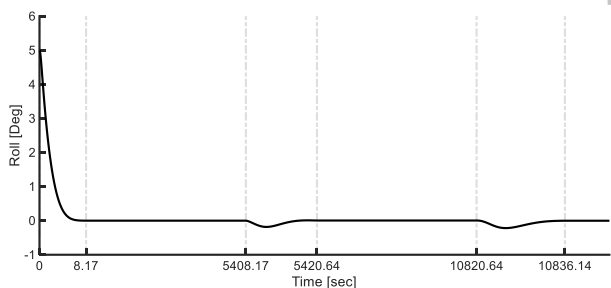


Fig. 12 Roll angle variation curve using integrated control system

شکل 12 منحنی تغییرات زاویه رول ماهواره با استفاده از سیستم کنترل یکپارچه

وضعیت و دمای یک ماهواره بود. به همین منظور ابتدا یک کنترلر مود لغزشی برای پایدار نگاه داشتن ماهواره طراحی شد. پس از آن سیستم یکپارچه کنترل وضعیت و دما به سیستم اضافه شد. این سیستم دارای یک سوئیچ و یک نرم افزار واسط بود. سوئیچ با منطق از قبل طراحی شده خود وظیفه مصالحه بین کنترل وضعیت و کنترل دما را به عهده داشت. نرم افزار واسط نیز اجرای دو شبیه سازی با گام های زمانی متفاوت را میسر می ساخت. نتایج نشان دادند که منطق سوئیچینگ به خوبی قادر است زمانی که حتی کنترلرهای مومنت سیالی نیز قادر به خنک کاری ماهواره نیستند، وارد عمل شده و ماهواره را از قرار گرفتن در شرایط بحرانی نجات دهد. کنترلر نیز نشان داد با وجود کوپلینگ شدید بین کانال های ماهواره، قادر بود یکی از زوایای ماهواره را 180 درجه چرخانده و دو زاویه دیگر را به خوبی بر روی صفر نگاه دارد. ترکیب استفاده از کنترلر وضعیت و سیستم تصمیم گیری برای انتخاب بین کنترل وضعیت و دما با توجه به این مسئله که شبیه سازی های وضعیت و

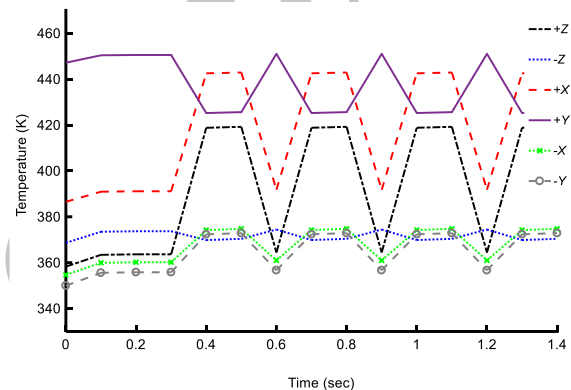


Fig. 8 Temperature variation curve for six surfaces after 1 step

شکل 8 منحنی تغییرات دمای شش صفحه ماهواره در 1 گام زمانی

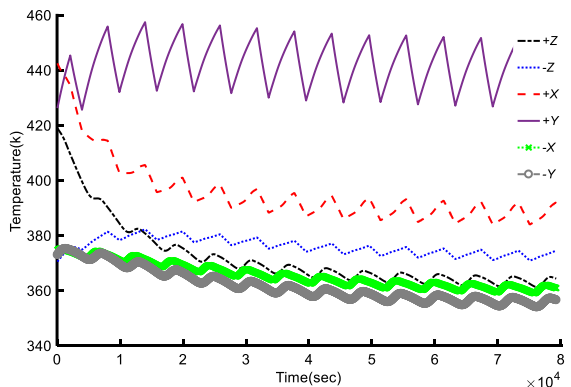


Fig. 9 Temperature variation curve for six surfaces after 28 steps

شکل 9 منحنی تغییرات دمای شش صفحه پس از 28 گام زمانی

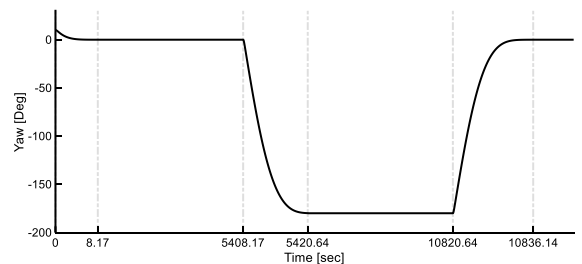


Fig. 10 Yaw angle variation curve using integrated control system

شکل 10 منحنی تغییرات زاویه یاء ماهواره با استفاده از سیستم کنترل یکپارچه

مدل حرارتی هر یک گام زمانی متفاوتی برای حل داشتند، توانست علاوه بر پایدار نگاه داشتن ماهواره، وظیفه حفظ آن را در دماهای بحرانی نیز به انجام برساند.

## 8- فهرست علائم

زیر نویس ها	
$a$	ورودی (گشتاور)
Albedo	آلبدو
Dissipation	اتلاف
$e$	خطا
Earth	زمین
$f$	اصطکاک
FMC	عملگر مومنتم سیالی
$g$	گرادیان جاذبه (گشتاور)
Heat	گرما
Infrared	اشعه مادون قرمز
max	ماکزیمم
plate	صفحه
Ring	حلقه
$s$	ماهواره
sc	سلول خورشیدی
Sun	خورشید
$C$	ماتریس صفحه لغزش
$d$	قطر سطح مقطع حلقه سیال (m)
$f$	ضریب اصطکاک
$h_r$	مومنتم زاویه‌ای کل ( $\text{kgm}^2\text{s}^{-1}$ )
$I_s$	ماتریس اینرسی ماهواره ( $\text{kgm}^2$ )
$I_{fmc}$	ماتریس اینرسی عملگر ( $\text{kgm}^2$ )
$n$	سرعت متوسط مداری ( $\text{kms}^{-1}$ )
$q_i$	پارامتر کواترنین ( $i=0,1,\dots,4$ )
$Q$	شار حرارتی ( $\text{Wm}^{-2}$ )
$r$	شعاع حلقه سیال (m)
$r_c$	موقعیت لحظه‌ای ماهواره نسبت به زمین (km)
Re	عدد رینولدز
$s$	صفحه لغزش
$s_e$	سطح تماس ماهواره با خورشید ( $\text{m}^2$ )
$T_a$	گشتاور عملگر ( $\text{N}\cdot\text{m}$ )
$T_g$	گشتاور گرادیان جاذبه ( $\text{N}\cdot\text{m}$ )
$T_c$	گشتاور ورودی کنترلی ( $\text{N}\cdot\text{m}$ )
$T_{\text{Plate}}$	حداقل دما حالت پایا (K)
$T_s^r$	ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات بدنی حلقه سیال به دستگاه مختصات بدنی ماهواره
$T_i$	دمای لحظه‌ای هر صفحه از ماهواره ( $i=0,1,\dots,6$ )
$T_{\text{max}}$	دمای بیشینه مجاز (K)
$T_{ij}$	دمای نسبی صفحات ماهواره نسب به یکدیگر (K)
$V$	تابع لیاپانوف
$X_0$	امتداد محور بدنی افقی
$Y_0$	امتداد محور بدنی عمودی
$Z_0$	امتداد به سمت زمین

## 9- مراجع

- [1] R. S. Maynard, *Fluid Momentum Control*, U.S. Patent, 4,776,541, 1998.
- [2] B. J. Lurie, J. A. Schier, Liquid-ring attitude-control system for spacecraft, *NASA Tech Briefs*, Vol. 14, No. 9, 1990.
- [3] D. R. Laughlin, H. R. Sebesta, D. E. Ckelkamp-Baker, A dual function magnetohydrodynamic (MHD) device for angular motion measurement and control, *Advances in the Astronautical Science*, Vol. 111, pp. 335-348, 2002.
- [4] A. C. Kelly, C. Mc Chesney, P. Z. Smith, S. Waltena, A performance test of a fluidic momentum controller in three axes, *NASA Report*, 2004.
- [5] K. D. Kumar, Satellite attitude stabilization using fluid rings, *Acta Mechanica*, Vol. 208, pp. 117-131, 2009.
- [6] Sh. Xiao-wei, Ch. Xue-qin, G. Yan-hai, Zh. Shi-jie, Small satellite attitude control based on mechanically-pumped fluid loops, *6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications*, Beijing, China, June 21-23, 2011.
- [7] R. Varatharajoo, R. Kahle, S. Fasoulas, Approach for combining spacecraft attitude and thermal control systems, *Journal of Spacecraft and Rocket*, Vol. 40, No. 5, pp. 657-664, 2003.
- [8] S. B. Alkhodari, R. Varatharajoo,  $H_2$  and  $H_\infty$  control options for the combined attitude and thermal control system (CATCS), *Journal of Advances in Space Research*, Vol. 43, pp. 1897-1903, 2009.
- [9] N. A. Nobari, A. K. Misra, Satellite attitude stabilization using four fluid rings in a pyramidal configuration, *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, Toronto, Canada, August 2-5, 2010.
- [10] N. A. Nobari, A. K. Misra, *Attitude Dynamics and Control of Satellite with Fluid Ring Actuators*, PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, McGill University, Canada, 2013.
- [11] N. A. Nobari, A. K. Misra, Attitude dynamics and control of satellites with fluid ring actuators, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 35, No. 6, pp. 1855-1864, Nov-Dec 2012.
- [12] J. Tayebi, A. Soleymani, A comparative study of CMG and FMC actuators for nano satellite attitude control system - pyramidal configuration, *7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (IEEE)*, Istanbul, Turkey, June 16-19, 2015.
- [13] S. R. Vadali, Variable-structure control of spacecraft large-angle maneuvers, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 9, No. 2, pp. 235-239, 1986.
- [14] T. A. W. Dwyer, H. Sira-RBmirez, Variable-structure control of spacecraft attitude maneuvers, *The Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 11, No. 3, pp. 262-270, 1988.
- [15] R. D. Roennett, G. G. Parker, Least squares sliding mode control tracking of spacecraft large angle maneuvers, *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 45, No. 4, pp. 433-450, 1997.
- [16] J. L. Crassidis, S. R. Vadali, F. L. Markley, Optimal variable-structure control tracking of spacecraft maneuvers, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 23, No. 3, pp. 564-566, 2000.
- [17] C. Binglong, L. Xiangdong, C. Zhen, Exponential time-varying sliding mode control for large angle attitude eigenaxis maneuver of rigid spacecraft, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 23, pp. 447-453, 2010.
- [18] R. L. Akau, V. L. Behr, R. Whitaker, Thermal design of the fast-on-orbit recording of transient events (FORTE) satellite, *8th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah State University, USA, 1994.
- [19] N. Sozbir, M. Bulut, M.F. Oktem, A. Kahrman, A. Chaix, Design of thermal control subsystem for TUSAT telecommunication satellite, World academy

$\beta$	سرعت زاویه‌ای سیال ( $\text{rads}^{-1}$ )
$\eta_{sc}$	ضریب بازده دمایی یک ماهواره کروی
$\theta_1$	زاویه چرخش حول محور $X$ (deg)
$\theta_2$	زاویه چرخش حول محور $Y$ (deg)
$\theta_3$	زاویه چرخش حول محور $Z$ (deg)
$\lambda$	زاویه بین نرمال سطح و راستای مرکز زمین (deg)
$\mu$	ویسکوزیته سیال ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$ )
$\rho$	چگالی سیال ( $\text{kgm}^{-3}$ )
$\tau_f$	تنش اصطکاک
$\phi$	زاویه اویلر حول محور $X$ (deg)
$\psi$	زاویه اویلر حول محور $Z$ (deg)
$\omega$	سرعت زاویه‌ای ماهواره ( $\text{rads}^{-1}$ )
$\dot{\omega}$	شتاب زاویه‌ای ماهواره ( $\text{rads}^{-2}$ )
$\omega_s$	سرعت سیال نسبت به حلقه ( $\text{rads}^{-1}$ )

## علائم یونانی



- Summer Presentations for Canadian Space Agency, Department of Space Technologies, Quebec, Canada, 2009.
- [27] A. Corey Bolduc Chahé, *Rapid Thermal Analysis of Rigid Three-Dimensional Bodies with the Use of Modelica Physical Modelling Language*, PhD Thesis, McConnell University, USA, 2009.
- [28] G. Jose, G. Fernandez-Rico, Linear approach to the orbiting spacecraft thermal problem, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 26, No. 3, pp. 511-522, 2012.
- [29] V. Chandrasekaran, E. R. Subramanian, Transient thermal analysis of a nano-satellite in low earth orbit, *Proceedings of The Eighth International Conference on Engineering Computational Technology*, Civil-Comp Press, Stirlingshire, UK, September 4-7, 2012.
- [30] R. Katarzyna, K. Dariusz, Fuzzy TOPSIS method with ordered fuzzy numbers for flow control in a manufacturing system, *Journal Applied Soft Computing*, Vol. 52, Issue C, pp. 1020-1041, 2016.
- [31] M. Sabaghi, M. Christian, Application of DOE-TOPSIS technique in decision-making problems, *IFAC-Papers Online*, Vol. 48, No. 3, pp. 773-777, 2015.
- [32] A. Hatami-Marbini, F. Kangi, An extension of fuzzy TOPSIS for a group decision making with an application to Tehran stock exchange, *Applied Soft Computing*, Vol. 52, pp. 1084-1097, 2016.
- [33] G. T. Tumer, A novel multi attribute decision making approach for location decision under high uncertainty, *Applied Soft Computing*, Vol. 40, pp. 674-682, 2016.
- [34] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control*, pp. 180-196, Reston, Virginia, AIAA Education Series (AIAA Publisher), 1998.
- of science, engineering and technology, *International Journal of Electrical, Computer, Energetic, Electronic and Communication Engineering*, Vol. 2, No. 7, pp. 1370-1373, 2008.
- [20] G. Tsuyuki, D. Thunnissen, Margin determination in the design and development of a thermal control system, *SAE Technical Paper*, 2004-01-2416, 2004.
- [21] C. Struble, E. Bascaran, R.B. Bannerot, F. Mistree, Compromise: A multiobjective hierarchical approach to the design of spacecraft thermal control systems, *ASME Computers in Engineering Conference*, Anaheim, CA, USA, July 30-August 3, 1989.
- [22] W. Cheng, N. LiuZhi, L. ZhongAiMing, W. ZhiMin, Z. ZongBo He, Application study of a correction method for a spacecraft thermal model with a monte-carlo hybrid algorithm, *Chinese Science Bulletin*, Vol. 56, No. 13, pp. 1407-1412, 2011.
- [23] G. Charlotte, University nanosat system thermal design, analysis, and testing, *SPIE Defense & Security Symposium*, Orlando, Florida, USA, April 18-20, 2006.
- [24] D. Roos, A. Diner, Thermal design analysis of a satellite with articulating solar panels, *1st Worldwide MSC Aerospace Users' Conference*, Long Beach, CA, USA, June 7-10, 1999.
- [25] K. Daryabeigi, Thermal analysis and design optimization of multilayer insulation for reentry aerodynamic heating, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 4, pp. 509-514, 2002.
- [26] A. Corey Bolduc Chahe, Rapid thermal analysis of rigid three-dimensional bodies with the use of modelica physical modelling language, *MSDL 2009*

Archive of SID