



Decision-Making System Design for Satellite Temperature Management in the Presence of Fluid Momentum Controller Actuators Fault

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Soleymani A.¹ MSc,
Nosratollahi M.*¹ PhD,
Sadati S.H.¹ PhD

How to cite this article

Soleymani A, Nosratollahi M, Talezari M, Sadati S.H. Decision-Making System Design for Satellite Temperature Management in the Presence of Fluid Momentum Controller Actuators Fault. Modares Mechanical Engineering, 2019;19(4):947-957.

¹Space Engineering Department, Aerospace Engineering Faculty, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Space Engineering Department, Aerospace Engineering Faculty, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. Postal Code: 158751774

Phone: -

Fax: -

nosratollahi@mut.ac.ir

Article History

Received: August 28, 2018

Accepted: November 19, 2018

ePublished: April 06, 2019

ABSTRACT

The aim of this paper is designing a decision-making system (DMS) for temperature management of the satellite plates in the presence of actuators faults. The thermal stresses caused by solar radiation pressure perturbations is considered as a threat to the mission of satellites. In this paper, a new mechanism is used, which includes 4 fluidic momentum controller (FMC) actuators for sustaining the situation and performing various satellite missions in a pyramid. In this case, it is assumed that the satellite's plates are exposed to solar perturbations, and as a result, various faults have occurred for satellite actuators. To detect and isolate the defect of each actuator, recordable data from satellite and actuators are stored and feature extraction of these data is executed by linear differentiation analysis methods and analysis of the main components. To evaluate these methods, the confidence matrix is used, and the K-nearest neighborhood method is selected as the optimal method. To solve the temperature problem of the plates, the DMS is designed, so that if one of the plates reaches critical temperature, after examining the occurrence of a fault and adopting the appropriate strategy, the plate's rotation of the target plate is in the shadow. As a result, the temperature of the plate with the maximum temperature will reduce. The simulation results show that despite the perturbations and actuators' faults, the designed DMS can manage the temperature of the plates somehow that does not enter the critical point.

Keywords Decision-Making System; Fluid Momentum Controller; Fault Uncertainty; Temperature Management Subsystem; Solar Radiation Pressure

CITATION LINKS

[1] Satellite attitude stabilization using fluid rings [2] A comparative study of CMG and FMC actuators for nano satellite attitude control system-pyramidal configuration [3] Survey of theory and steering laws of single-gimbal control moment gyros [4] Generalized framework for linearly constrained control moment gyro steering [5] Geometric theory of single-gimbal control moment gyro system [6] Failure-tolerant control for small agile satellites using single-gimbal control moment gyros and magnetic torquers [7] Geometric analysis of singularity for single-gimbal control moment gyro systems [8] An improved constrained steering law for SGCMGs with DPC [9] Attitude control for part actuator failure of agile small satellite [10] An improved constrained steering law for SGCMGs with DPC [11] Fault tolerant attitude control for small satellites using single gimbal control moment gyros and magnetic torquers [12] Fault-tolerant attitude control systems using multi-objective optimization for a spacecraft equipped with control moment gyros [13] Thermal design of the fast-on-orbit recording of transient events (FORTE) satellite [14] Design of thermal control subsystem for TUSAT telecommunication satellite [15] Application study of a correction method for a spacecraft thermal model with a Monte-Carlo hybrid algorithm [16] University nanosat system thermal design, analysis, and testing [17] Transient thermal analysis of a nanosatellite in low earth orbit [18] Design of satellite's combined attitude and thermal control system equipped with FMC actuators [19] Spacecraft Design-for-Demise implementation strategy & decision-making methodology for low earth orbit missions [20] Decision making based on satellite images: Optimal fuzzy clustering approach [21] Space vehicle dynamics and control [22] Attitude dynamics and control of satellites with fluid ring actuators [23] A hybrid attitude controller consisting of electromagnetic torque rods and an active fluid ring [24] Margin determination in the design and development of a thermal control system [25] Rapid thermal analysis of rigid three-dimensional bodies with the use of modelica physical modelling language

طراحی سیستم تصمیم‌گیری برای مدیریت دمایی ماهواره در حضور عیب عملگرهای مومنتوم سیالی

احمد سلیمانی MSc

گروه مهندسی فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

مهران نصرت‌الهی * PhD

گروه مهندسی فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

سیدحسین ساداتی PhD

گروه مهندسی فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

هدف از این مقاله، طراحی یک سیستم تصمیم‌گیری برای مدیریت دمایی صفحات ماهواره در حضور عیب عملگرها است. مساله تنش‌های حرارتی ناشی از تشعشعات خورشیدی به‌عنوان تهدیدی برای ماموریت ماهواره‌ها محسوب می‌شود. در این مقاله از مکانیزم نوینی که شامل چهار عملگر مومنتوم سیالی برای پایداری وضعیت و انجام ماموریت‌های مختلف ماهواره به‌صورت هرمی در کنار هم قرار گرفته‌اند، استفاده شده است. در این حالت فرض شده که صفحات ماهواره در معرض فشار تشعشعات خورشیدی قرار گرفته و برای عملگرهای ماهواره عیب‌های مختلفی پیش آمده است. برای تشخیص و جداسازی عیب هر عملگر، داده‌های قابل ثبت از ماهواره و عملگرها گرفته شده و استخراج ویژگی از این داده‌ها به کمک روش‌های تحلیل افتراق خطی و تحلیل مولفه‌های اصلی انجام شده است. ارزیابی این روش‌ها توسط ماتریس اطمینان انجام شده و روش k همسایگی نزدیک به‌عنوان روش بهینه برگزیده شده است. برای حل مشکل دمای صفحات، سیستم تصمیم‌گیری طوری طراحی شده که اگر یکی از صفحات به دمای بحرانی برسد، بعد از بررسی وقوع عیب و اتخاذ استراتژی مناسب با چرخش ماهواره صفحه مورد نظر در سایه قرار گیرد. به این ترتیب دمای صفحه با بیشترین دما شروع به کاهش می‌نماید. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهد که سیستم تصمیم‌گیری طراحی شده می‌تواند با وجود وقوع فشار تشعشعات خورشیدی و عیب در عملگرها، دمای صفحات را به نحوی مدیریت نماید که به نقطه بحرانی وارد نشوند.

کلیدواژه‌ها: سیستم تصمیم‌گیری، عملگر مومنتوم سیالی، نامعینی در عیب، زیرسیستم مدیریت دمایی، فشار تشعشعات خورشیدی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۶/۰۶

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۸/۲۸

* نویسنده مسئول: nosratolahi@mut.ac.ir

۱- مقدمه

هر سیستم فضایی در مراحل مختلف ماموریت خود با شرایط حرارتی متغیری ارتباط دارد. از آنجایی که ماهواره در شرایط مداری در وضعیت‌های مختلف نسبت به زمین و خورشید قرار دارد، لذا دمای بعضی از قطعات آن به‌شدت تغییر کرده و گرادپان دمایی ممکن است منجر به ازکارافتادن آنها شود. اگر دمای داخلی ماهواره‌ها به میزان بحرانی (دمای بیش از حد مجاز) برسد، قطعات ماهواره کارایی خود را از دست می‌دهند. همچنین یکی از مواردی که می‌تواند به‌عنوان تهدیدی برای ماموریت ماهواره‌ها و فضاپیماها مطرح شود، مساله رخ دادن عیب در ماهواره و به‌طور ویژه عملگرهای آن است. اگر عملگرهای ماهواره معیوب باشند، سایر بخش‌های ماهواره کارایی خود را از دست می‌دهند. حتی در شرایطی نیز ممکن است ماهواره پایداری خود را از دست داده و برای آن مشکلات جدی رخ دهد. در نتیجه استفاده از بخشی برای تشخیص و شناسایی عیب در طراحی ماهواره اهمیت می‌یابد. بنابراین به‌منظور حل این دغدغه‌ها استفاده از زیرسیستم کنترل دما در حضور عیب امری ضروری در طراحی ماهواره است.

در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت می‌توان از عملگرهای تولیدکننده ممان براساس چرخش دیسک استفاده کرد که اصطلاحاً چرخ عکس‌العملی نامیده می‌شوند. به‌عنوان نمونه‌ای از چرخ‌های عکس‌العملی می‌توان عملگرهایی به‌نام عملگرهای مومنتوم سیالی (FMC) را نام برد که در آنها برای تولید ممان از چرخاندن یک سیال درون یک حلقه دایره‌ای به‌جای چرخاندن یک جسم صلب استفاده می‌کنند. یکی از مزایای این عملگرها، کاربرد انعطاف‌پذیر آنها است. در واقع مزیت عملگر فوق‌الذکر این است که می‌توان بدون افزایش قابل ملاحظه در وزن سیستم کنترلی، شعاع حلقه سیال عملگر ماهواره را به‌صورتی تغییر داد که برای ماموریت مورد نظر مناسب باشد. لوری و چپیر در سال ۱۹۹۰، از عملگر مومنتوم سیالی در سیستم کنترل وضعیت ماهواره استفاده نمودند. همچنین آنها ترکیب‌بندی‌های مختلف حلقه‌های حامل سیال را نیز مورد بررسی قرار دادند و مزایا و معایب هر ترکیب را مشخص کردند[1]. طیبی و سلیمانی نیز عملگر کنترل‌کننده مومنتوم سیالی و عملگر ژاپروی کنترل ممان را از نظر میزان عملکرد با یکدیگر مقایسه نمودند[2].

یک ماهواره به‌دلیل پیچیدگی و تنوع ماموریت، نیازمند مانورپذیری چرخشی سریع و داشتن یک حالت رفتاری دقیق و پایدار برای کنترل وضعیت است. برای پاسخگویی به این درخواست، عملگرهای جابجایی ممان کنترل تک‌گیمبال (SGCMG) با توجه به داشتن مزیت‌هایی چون تولید گشتاورهای بزرگ، ساختار فیزیکی ساده، طول عمر طولانی و قابلیت اطمینان بالا به‌طور گسترده به‌عنوان عملگر در سیستم کنترل وضعیت ماهواره استفاده می‌شوند[3,4].

با این حال SGCMGها ممکن است با مشکل تکینگی هندسی مواجه شوند که برای طراحی قانون فرمان موثر، عیب محسوب می‌شود. در واقع به این دلیل که SGCMGها تنها می‌توانند یک گشتاور کنترلی با یک‌درجه آزادی تولید کنند، در آزایی‌هایی شامل بیشتر از سه SGCMG استفاده می‌شوند تا در طول سه جهت مستقل گشتاور تولید کنند. اگر آزاییه SGCMG به‌عنوان یک تک‌عملگر در نظر گرفته شود، به ناچار ترکیب‌هایی از آزاییه گیمبال وجود خواهد داشت که SGCMGها گشتاورهای حاصل را تنها در یک صفحه یا در یک جهت مشخص تولید کنند. در این حالت SGCMGها در یک ساختار تکینگی هندسی هستند[5].

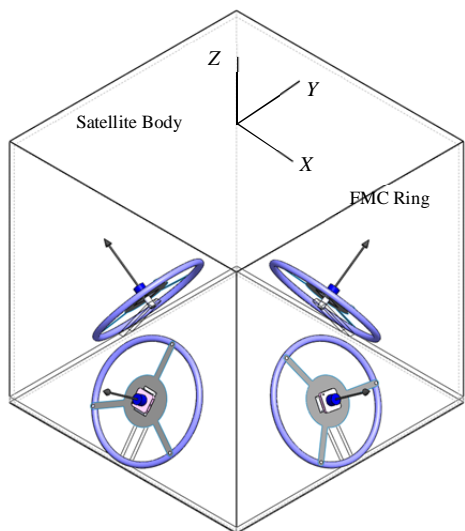
یکی دیگر از مشکلات SGCMGها این است که ممکن است در طول فعالیت به‌دلیل مکانیزم داخلی پیچیده‌ای که دارند دچار عیب‌های ناشناخته شوند. این دو مانع بزرگ ممکن است منجر به کاهش کارایی کنترلی و حتی ناپایداری سیستم کنترلی شود. بنابراین برای ماهواره‌های سریع و کوچکی که از SGCMG به‌عنوان عملگر استفاده می‌کنند، ضروری است که سیستم کنترلی به‌صورتی طراحی شود که بتواند عیب‌های پنهان عملگر را تحمل کند و همچنین مشکل تکینگی را برطرف نماید تا بتواند کارایی و پایداری مطلوب را در تمام طول ماموریت حفظ کند. بیشتر کارهایی که در این زمینه انجام شده است، روی SGCMGهای کاهش‌یافته تمرکز دارد. به این صورت که فرض بر این است با استفاده از ساختار تشخیص و شناسایی خطا یک یا بیشتر از جابجوها به‌طور کامل خراب شناخته شوند و از سیستم SGCMG اصلی خارج شوند[6-8].

در پژوهشی[6] از روش کنترلی تحمل خطای انعطاف‌پذیر به این صورت استفاده شده است که در طول کار CMGها و گشتاورهای مغناطیسی (MTQ)، گشتاور کنترلی مورد نیاز به‌طور خودکار مجدداً توزیع می‌شود تا به این ترتیب تغییرات دینامیکی عملگر که

از پژوهش‌هایی که در زمینه ماهواره از الگوریتم‌های تصمیم‌گیری استفاده شده است، می‌توان به پژوهش *واسو* و همکاران [19] اشاره نمود. آنها به طراحی الگوریتم تصمیم‌گیری برای کنترل فضایما به‌منظور ادامه ماموریت ماهواره یا عدم ادامه ماموریت با توجه به شرایط پیش‌آمده برای فضایما پرداختند. علاوه بر اقدامات اصلی ماهواره مثل تغییر سرعت و جهت، در ماموریت ماهواره نیز می‌توان از الگوریتم‌های تصمیم‌گیری بهره برد. به‌عنوان مثال در یک پژوهش [20] از الگوریتم‌های تصمیم‌گیری به‌منظور انتخاب بهینه دسته در خوشه‌بندی فازی تصویربرداری فضایی استفاده می‌شود. آنها مساله انتخاب خوشه‌بندی فازی بهینه را به‌عنوان یک مساله ریاضی دقیق مطرح نمودند و با استفاده از تکنیک‌های تصمیم‌گیری، به‌دنبال بهینه‌ترین جواب برای مساله بودند.

۲- مدل ریاضی ماهواره مجهز به عملگر FMC

مدل دینامیکی مورد نظر ماهواره به‌همراه چهار عملگر مومنتوم سیالی در شکل ۱ نشان داده شده است. در مدل مذکور، فرض شده که مرکز جرم مجموعه عملگرها بر مرکز جرم ماهواره منطبق است. دستگاه بدنی روی مرکز جرم ماهواره قرار گرفته است و به این صورت تعریف می‌شود [21] که 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. در ترکیب‌بندی‌های متداول محورهای X ، Y و Z در امتداد محورهای بدنی تعریف می‌شوند. جهت‌گیری‌های آنی ماهواره نیز به‌وسیله سه زاویه θ_1 ، θ_2 و θ_3 که به‌ترتیب چرخش حول محورهای X ، Y و Z هستند، تعریف می‌شوند.



شکل ۱ ترکیب‌بندی هرمی عملگرهای مومنتوم سیالی

معادلات وضعیت ماهواره شامل حلقه‌های حاوی سیال و گشتاور گرادیان جاذبه به‌صورت زیر در می‌آیند:

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

که در رابطه فوق، ω سرعت زاویه مطلق ماهواره، $\dot{\omega}$ شتاب زاویه‌ای مطلق ماهواره و I_s نیز ماتریس اینرسی ماهواره در دستگاه ثابت بدنی است. T_a گشتاور ورودی از عملگرهای مومنتوم سیالی وارد بر ماهواره بوده و T_g نیز گشتاور گرادیان جاذبه است که با استفاده از رابطه ذیل به دست می‌آید [22]:

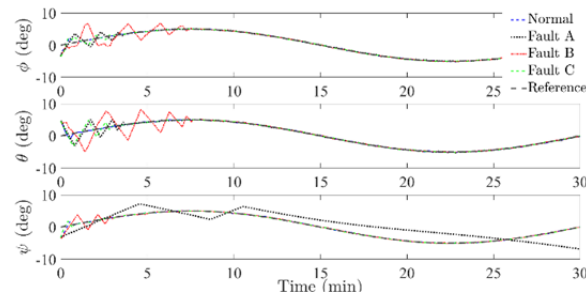
به‌عنوان خطاهای CMG معرفی شده‌اند، اصلاح کند. در پژوهشی [9] فقط در مورد یک خطای CMG از بین چهار عملگر، ساختار هرمی CMG بررسی شده و فرض شده خطای CMG در آن شناخته شده است. تنها پارامترهای بهره کنترل برای بالابردن کارایی کنترلی تنظیم می‌شوند. در پژوهش دیگری [10] یک ساختار هرمی پنج‌تایی با دو خطای CMG کنار هم در نظر گرفته شده‌اند. در همین راستا چهار جاپروی باقیمانده به عنوان یک ساختار هرمی ناقص بازسازی شده و قانون فرمان جدیدی برای آن نوشته شده است که داشتن یک خروجی گشتاور کنترلی دقیق در یک فضای کار محدود بدون تکینگی را تضمین می‌نماید. اما در پژوهش، به روش کنترلی مورد استفاده اشاره نشده است.

در پژوهشی [11] روش کنترل تحمل‌پذیر خطا برای پایداری رفتار یک فضایمای کوچک ارایه شده است که از SGCMGها و MTQها استفاده می‌کند. روش ارایه‌شده براساس رویکرد حالت بسط‌داده‌شده خطی (LESO) است که می‌تواند علاوه بر حالت سیستم، اغتشاش کلی سیستم شامل نامعینی دینامیکی، اغتشاش‌های خارجی و عیب‌های ناشناخته SGCMGها را تخمین بزند. در این روش نیازی به فرآیند تشخیص و شناسایی خطا برای تشخیص‌دادن خطاها نیست. در عوض اغتشاش کلی، به‌طور دقیق و سریع به‌وسیله LESO تخمین زده می‌شود. در این روش به مدل دقیق دینامیکی سیستم نیز نیازی نیست. در پژوهش دیگری [12] از بهینه‌سازی چندهدفه برای بهینه‌کردن زاویه انحراف و پارامترهای سیستم کنترلی استفاده شده است. هدف از این کار، طراحی سیستم کنترل وضعیت تحمل‌پذیر خطا بوده که قرار است نیازهای متناقض ماهواره را در نظر بگیرد. این نیازهای متناقض شامل کم‌کردن حرکت روی موتورها و بالابردن مانورپذیری سیستم است. زمانی که ماهواره در معرض تشعشعات خورشیدی قرار بگیرد که حتی به‌کمک عملگرهای مومنتوم سیالی نیز نتوان دمای سیستم را به میزان کافی کاهش داد، می‌توان از زیرسیستم مدیریت دما برای رفع این مشکل کمک گرفت. برای طراحی زیرسیستم مدیریت دما باید ابتدا مدل حرارتی شش صفحه ماهواره را به دست آورد تا بتوان دمای صفحات ماهواره را در هر گام از ماموریت تخمین زد. پژوهش‌های صورت‌گرفته در زمینه زیرسیستم کنترل دمای ماهواره‌ها را می‌توان به دو بخش کلی تقسیم نمود. در بخش اول، منحصراً به طراحی زیرسیستم کنترل دما پرداخته می‌شود [13، 14]، اما در بخش دوم، تحلیل حرارتی یک ماهواره یا قسمت خاص آن صورت می‌گیرد [15، 16]. در این مقاله نیز تمام تحلیل‌های دمایی با اجرای تغییرات بسیار و اضافه‌کردن قسمت‌های مختلف آن روش انجام شده است [17].

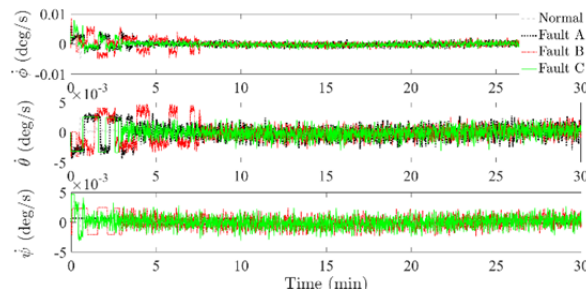
نصرت‌الهی و همکاران، در الگوریتمی با طراحی مکانیزم سوئیچینگ، سعی در کنترل یکپارچه وضعیت و دمای ماهواره مجهز به عملگرهای مومنتوم سیالی داشتند [18]. آنها مدل حرارتی صفحات ماهواره را برای تخمین دمای شش صفحه ماهواره در هر گام زمانی به دست آوردند. الگوریتم طراحی‌شده آنها با یک منطق موثر خاص، وظیفه مصالحه بین دو زیرسیستم را به عهده دارد. استفاده از تکنیک‌های تصمیم‌گیری در پژوهش‌های فضایی به‌طور افزایشی در حال گسترش است. در طول عملیات ماهواره‌ها، تصمیمات کلیدی مربوط به ماموریت را که می‌تواند شامل هر نوع تغییر مسیر، تغییر سرعت، چرخش ماهواره و غیره باشد را می‌توان به‌کمک الگوریتم تصمیم‌گیری مدیریت نمود. الگوریتم تصمیم‌گیری نیاز به پایگاه قاعده‌ای دارد که شامل تمام قوانین، محدودیت‌ها و مشکلات تصمیم‌گیری است.

ورودی مرجعی به صورت موج سینوسی با دامنه ۵ و دوره تناوب ۳۰ دقیقه به سیستم اعمال شده است. سپس نمودار وضعیت ماهواره، سرعت زاویه‌ای ماهواره در جهت‌های مختلف، سرعت چرخش مایع درون عملگرها و خروجی کنترل‌کننده به ترتیب در نمودارهای ۱-۴ به نمایش در آمده است. شرایط اولیه برای وضعیت ماهواره در شبیه‌سازی طبق رابطه ۱۰ بوده است.

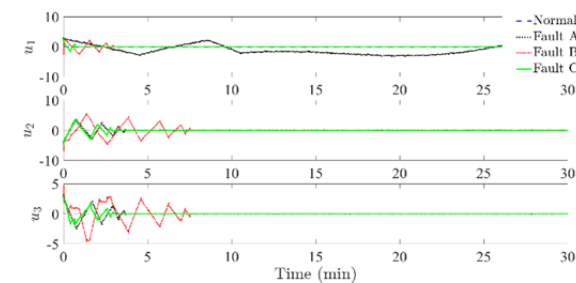
$$[\psi, \theta, \varphi] = [-3.51, 4.54, -2.89](\text{deg}) \quad (10)$$



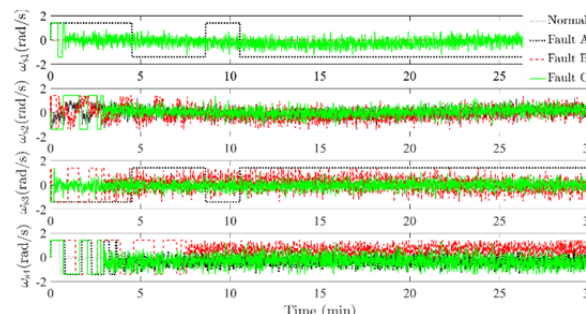
نمودار (۱) وضعیت ماهواره در شرایط کاری سالم و با عیب



نمودار (۲) سرعت زاویه‌ای ماهواره در شرایط کاری سالم و با عیب



نمودار (۳) خروجی کنترل‌کننده در شرایط کاری سالم و عیوب مختلف



نمودار (۴) سرعت مایع عملگرهای مومنتوم سیالی در شرایط کاری سالم و با عیب

۳-۱- نامعینی در عیب

در عیوبی مثل ممان اینرسی مایع که پیوسته هستند، ممکن است عیب همیشه به یک مقدار به وجود نیاید. به عبارت دیگر، عیب

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

که r_c موقعیت هر لحظه ماهواره نسبت به زمین و n سرعت متوسط مداری است. میزان تنش برشی روی دیواره‌های حلقه از رابطه ۳ به دست می‌آید [23]:

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

ρ چگالی سیال، r شعاع حلقه، ω_s سرعت سیال نسبت به رینگ و f ضریب اصطکاک است. ضریب اصطکاک از روابط ۴ و ۵ استخراج می‌شود:

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

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

که در روابط فوق Re ، عدد رینولدز است.

با ضرب کردن تنش برشی در شعاع حلقه (r) و انتگرال‌گیری از المان روی سطح ترشده، گشتاور اصطکاکی را می‌توان محاسبه نمود [23]:

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

در رابطه فوق فرض شده که $r \gg d$ است. شتاب زاویه‌ای سیال درون حلقه از رابطه ۷ به دست می‌آید [2]:

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

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

$$h_r = T_s^r I_{fmc} \dot{\beta} \quad (8)$$

در نهایت T_a به صورت زیر حاصل می‌شود [23]:

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

۳- معرفی عیب در عملگرهای FMC

در عملگرهای پیشنهادی چندین عیب از قبیل خرابی پمپ‌ها، نشت مایع از مخزن، گرمی و سردی مایع و در نتیجه تغییر خواص آن و غیره محتمل است. اما هر کدام از این عیوب نهایتاً اثر خود را در ممان اینرسی سیال نشان می‌دهند. لذا با این پیش فرض، عیوب سیستم به صورت جدول ۱ در نظر گرفته می‌شوند.

جدول (۱) عیوب فرض شده در عملگرهای مومنتوم سیالی

| پارامتر | مقدار |
|--------------------------------|--|
| | $[I_{fmc1}, I_{fmc2}, I_{fmc3}, I_{fmc4}] \text{ (kg} \cdot \text{m}^2)$ |
| ممان اینرسی سیال در حالت سالم | $[0.048, 0.048, 0.048, 0.048]$ |
| ممان اینرسی سیال در حالت عیب A | $[0.045, 0.048, 0.045, 0.048]$ |
| ممان اینرسی سیال در حالت عیب B | $[0, 0.048, 0.048, 0.048]$ |
| ممان اینرسی سیال در حالت عیب C | $[0.048, 0.02, 0.048, 0.048]$ |

معنی جدول ۱ این است که در عیب A، عملگر اول و سوم معیوب شده‌اند. در عیب B، عملگر اول از کار افتاده و در عیب C نیز عملگر دوم معیوب شده است. برای بررسی تاثیر به وجود آمدن این عیوب

$$\begin{aligned} & \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از آلبدو}} + \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از مادون قرمز}} + \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از خورشید}} \\ & + \dot{Q}_{\text{تبادل گرمایی با فضا}} \\ & + \dot{Q}_{\text{گرمای تلف شده}} + \dot{Q}_{\text{تبادل گرمایی با دیگر سطوح}} \\ & = 0 \end{aligned} \quad (15)$$

فرض شده که ماهواره با سلول‌های خورشیدی با بازده η_{sc} پوشیده شده است.

برای به‌دست‌آوردن روند تغییرات دمای اجزای ماهواره باید معادله انرژی آنها را به‌صورت گذرا حل نمود. در این مساله، از انتقال حرارت جابه‌جایی صرف نظر می‌شود، زیرا ارتفاع ماهواره‌ها بالاتر از جو غلیظ زمین قرار دارد. در نتیجه تبادل حرارتی صرفاً از طریق تشعشع و هدایت صورت می‌گیرد. دمای حالت گذرا برای یک جسم کروی در مدار دایروی اطراف زمین را می‌توان به‌صورت رابطه ۱۶ نوشت:

$$\begin{aligned} & \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از آلبدو}} + \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از مادون قرمز}} + \dot{Q}_{\text{گرمای خورشید}} \\ & + \dot{Q}_{\text{تبادل گرمایی با فضا}} \\ & + \dot{Q}_{\text{تبادل گرمایی با دیگر سطوح}} \\ & + \dot{Q}_{\text{گرمای تلف شده}} = 0 \end{aligned} \quad (16)$$

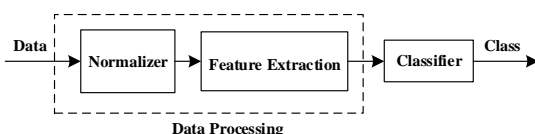
که می‌توان رابطه ۱۶ را به‌صورت زیر بازنویسی نمود:

$$\begin{aligned} (mc_p)_i \frac{dT_i}{dt} &= - \sum_{j=1}^n C_{ij}(T_i - T_j) \\ &- \sum_{j=1}^n \sigma R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) + Q_{sun} - \sigma \varepsilon_i A_i T_i^4 \end{aligned} \quad (17)$$

روش حل معادلات براساس روش پارامتر توده‌ای و روش گسسته‌سازی ترم متغیر با زمان براساس روش تفاضل محدود بوده، ولی در رابطه ۱۷، معادله انرژی به‌دلیل وجود توان چهارم در آن، یک معادله غیرخطی است. وجود خطاهای معمول در حل عددی باعث واگرایی در حل معادله می‌شود. بنابراین باید این معادله با استفاده از روش‌های خطی‌سازی به‌صورت خطی در آید [25].

۵- طراحی الگوریتم تصمیم‌گیری با توجه به تشخیص عیب

یک الگوریتم تشخیص عیب شامل یک الگوریتم پردازش داده به‌همراه یک روش دسته‌بندی است. الگوریتم تصمیم‌گیری شامل یک الگوریتم منطقی به‌همراه یک سوئیچ است. این الگوریتم‌ها با استفاده از استراتژی که از قبل توسط طراحان برای آن نوشته شده است، تصمیم می‌گیرند که با توجه به حالت و شرایط سیستم، سیستم را مدیریت کنند. استراتژی برای این الگوریتم‌ها به‌صورتی نوشته می‌شود که همواره تصمیم بهینه گرفته شود و در حالتی که حتی در سیستم عیب رخ می‌دهد، سیستم بتواند به‌خوبی با وجود این حالت به ماموریت خود ادامه دهد. الگوریتم پردازش داده که شامل استخراج ویژگی و استانداردسازی داده‌ها می‌شود، در شکل ۲ و روند عملکرد سیستم تصمیم‌گیری در شکل ۳ به نمایش در آمده است. در ادامه به پیشنهاد یک الگوریتم تشخیص عیب و الگوریتم تصمیم‌گیری برای ماهواره پرداخته می‌شود. در مرحله اول، باید تعریف کاملی از مساله داشت. این امر باعث می‌شود که روند طراحی الگوریتم به‌آسانی انجام گیرد.



شکل ۲) نمایی از روش تشخیص و شناسایی عیب

سبب شود ممان اینرسی در عملگر اول ۱۰٪ کاهش یا افزایش یابد. در این موارد دو رویکرد می‌توان اتخاذ کرد، یکی این که این دو عیب به‌صورت دو عیب مجزا در نظر گرفته شوند یا این دو عیب یکسان با یک مقدار نامعینی در نظر گرفته شوند. لذا تا جای ممکن سعی می‌شود عیب‌های به‌وجودآمده در بازه‌های نزدیک به هم به‌صورت یک عیب در نظر گرفته شوند. اما عیوبی که با هم فاصله زیادی دارند، هر چند از یک نمونه باشند، عیوب مختلفی در نظر گرفته می‌شوند.

۴- مدل‌سازی حرارتی ماهواره

برای طراحی زیرسیستم مدیریت دما، باید ابتدا مدل حرارتی شش صفحه ماهواره را به دست آورد تا بتوان دمای صفحات ماهواره را در هر گام از ماموریت تخمین زد. مدل به‌دست‌آمده در عین سادگی باید به‌خوبی بیانگر رفتار دمایی صفحات باشد. مدل‌های مختلفی برای ماهواره و اجزای آن ارائه شده، اما ساده‌ترین و در عین حال کاربردی‌ترین مدل، مدل‌سازی ماهواره به‌صورت یک کره و یک صفحه تخت متصل به آن است. شایان ذکر است در یک آنالیز حرارتی فرض می‌شود که جریان حرارتی خروجی برابر با جریان حرارتی ورودی به‌علاوه گرمای ذخیره‌شده است. بنابراین می‌توان رابطه تعادل جریان حرارتی برای یک المان از یک ماهواره در اطراف زمین را به‌شکل رابطه زیر دسته‌بندی نمود [13]:

$$\begin{aligned} & \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از آلبدو}} + \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از مادون قرمز}} + \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از خورشید}} \\ & + \dot{Q}_{\text{تبادل گرمایی با فضا}} \\ & + \dot{Q}_{\text{تبادل گرمایی با دیگر سطوح}} \\ & + \dot{Q}_{\text{گرمای ذخیره شده}} + \dot{Q}_{\text{گرمای تلف شده}} = 0 \end{aligned} \quad (11)$$

برای حل مساله حاضر در این گزارش، دو مدل صفحه تخت دوار و مدل کروی به‌صورت زیر تحلیل می‌شوند:

حداکثر و حداقل دمای حالت ماندگار برای یک صفحه نازک که پشت آن عایق شده و جهت بردار نرمال آن در راستای مرکز زمین است، به این صورت فرض می‌شود که سطح صفحه عایق‌دار در مقابل خورشید و سطح بدون عایق آن در مقابل تشعشع مادون قرمز زمین و آلبدوی زمین است [24]:

$$(12)$$

$$= 0 \quad \text{تبادل گرمایی با فضا} + \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از آلبدو}} + \dot{Q}_{\text{گرمای ناشی از مادون قرمز}}$$

$$\begin{aligned} & \varepsilon_{ir} \dot{q}_{Earth} A_p \cos \lambda_e \sin^2 \eta_e \\ & + \alpha_s \left(\frac{Q_{a \rightarrow p}(h, \lambda, \theta_s)}{A_p} \right) \left(\frac{A_p}{0.34} \right) \times \left(\frac{S_e}{1395} \right) A_p \\ & - \varepsilon_{ir} \sigma T_{Plate}^4 A_p \approx 0 \end{aligned} \quad (13)$$

با توجه به رابطه ۱۳، حداکثر دمای حالت پایا وقتی حاصل می‌شود که زاویه بین بردار نرمال صفحه و راستای مرکز زمین برابر صفر باشد ($\lambda = 0$)، از طرفی حداقل دما زمانی رخ می‌دهد که $A_p = 0$ باشد. در این صورت می‌توان رابطه ۱۳ را به‌صورت زیر بازنویسی نمود [16]:

$$T_{Plate.min} = \left[\frac{\dot{q}_{Earth} \sin^2 \eta_e}{\sigma} \right]^{0.25} \quad (14)$$

در نهایت، برای یک ماهواره کروی که در مدار اطراف زمین در معرض دید خورشید، آلبدوی زمین و تشعشعات فضایی و اتلاف گرمای داخل قرار می‌گیرد و دمای حداکثر آن (T_{max}) بوده، فرم معادله دمای حالت پایا ماهواره به‌صورت رابطه ۱۵ قابل بیان است:

سنسورها ثبت می‌شود.

برای داده‌های اخذ شده از سیستم، روش‌های استانداردسازی و استخراج ویژگی به کار گرفته می‌شود و سپس خروجی آن به روش دسته‌بندی اعمال می‌شود. نتیجه روش دسته‌بندی، وضعیت کاری سیستم یعنی سالم یا معیوب خواهد بود. همچنین روش دسته‌بندی قادر خواهد بود تا مکان وقوع عیب را نیز مشخص نماید. به عبارت دیگر مشخص می‌نماید که عیب در کدام عملگر و یا عملگرها رخ داده است. در شرایط بحرانی (وقوع فشار تشعشعات خورشیدی و عیب در عملگر) باید زیرسیستم تصمیم‌گیری، نقش خود را ایفا نماید. هنگامی که میزان دمای در یک صفحه ماهواره از محدوده مجاز تعریف شده در پایگاه قواعد تصمیم‌گیری بالاتر رود، زیرسیستم تصمیم‌گیری با بررسی وقوع عیب در عملگرها و نوع آن می‌تواند با تغییر جهت آن صفحه ماهواره که در شرایط بحرانی قرار دارد، باعث خنک شدن صفحه ماهواره شود. با انجام این کار صفحه‌ای که دارای دمای بحرانی است، به مرور زمان خنک می‌شود و بدین ترتیب دمای صفحات از حدی بیشتر نخواهد شد. این حالت ماهواره تا رسیدن صفحه دیگر ماهواره به دمای بحرانی ادامه می‌یابد.

۶- شبیه‌سازی مساله

در این بخش به شبیه‌سازی یکپارچه سیستم تشخیص عیب و کنترل دما با استفاده از الگوریتم تصمیم‌گیری پرداخته می‌شود. مشخصات پارامترهای مداری، پیکربندی ماهواره و عملگر مومنتوم سیالی به ترتیب در جدول‌های ۲-۴ نمایش داده شده است.

جدول ۲) مشخصات مداری ماهواره

| مقدار | پارامتر مداری |
|--------|----------------------------------|
| ۷۲۰ | ارتفاع مدار (km) |
| ۰ | خروج از مرکزیت (deg) |
| ۹۸/۲۷ | شیب مداری (deg) |
| ۸۲/۱۲۸ | نقطه اعتدال بهاری راست‌گرد (deg) |
| ۱۰۶ | آرگومان حضیض (deg) |

جدول ۳) پیکربندی ماهواره

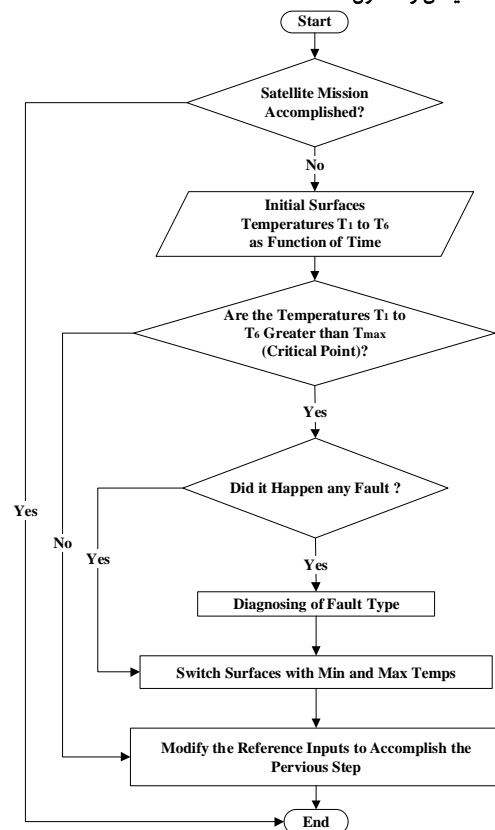
| مقدار | مشخصات ابعادی |
|--------------|---|
| ۱۰۰ | جرم (kg) |
| ۱×۱×۱ | ابعاد (m ³) |
| [۷, ۱۰, ۵] | زوایای اوایل (deg) |
| [۲۴, ۲۷, ۱۳] | ممان اینرسی‌های قطری (kg · m ²) |

جدول ۴) مشخصات عملگر مومنتوم سیالی

| مقدار | مشخصه عملگر |
|------------------------------|---|
| [۰/۰۴۸, ۰/۰۴۸, ۰/۰۴۸, ۰/۰۴۸] | ممان اینرسی‌سیال (kg · m ²) |
| ۱۰۹۵ | چگالی سیال (kgm ⁻³) |
| ۰/۰۶ | ویسکوزیته سیال (Pa · s) |
| ۰/۲ | شعاع حلقه (m) |
| ۰/۰۲ | قطر سطح مقطع حلقه (m) |

۶-۱- روش شبیه‌سازی سیستم

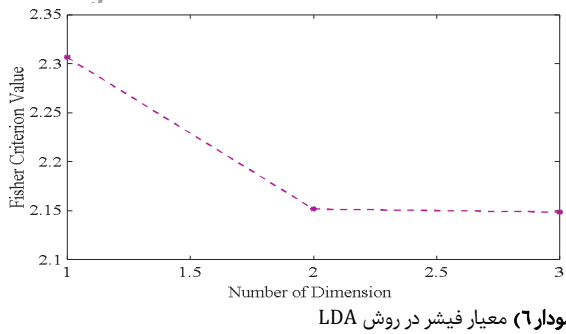
برای این که نمونه‌برداری بر شبیه‌سازی سیستم اثر کمتری داشته باشد، زمان نمونه‌برداری ثابت و معادل با ۰.۰۱ ثانیه در نظر گرفته شد. این زمان نمونه‌برداری کوچک برای زمان اجرای ۱۸۰۰ ثانیه‌ای شبیه‌سازی شده است. این حجم از داده، کار را برای پردازش‌های بعدی دشوار می‌کند. لذا برای پردازش‌های بعدی از هر ۳۰۰ نمونه یک نمونه برداشته می‌شود. ضمناً عملگرها دارای حد اشباع بوده و این حد برابر با $w_s = 1.4rad/s$ است.



شکل ۳) فلوچارت الگوریتم تصمیم‌گیری

تعریف مساله: ماموریت نمونه در نظر گرفته شده برای ماهواره مجهز به عملگرهای مومنتوم سیالی، یک ماموریت سنجشی تصویربرداری در یک مدار خورشید آهنگ است. نوع مدار نیز دایروی در نظر گرفته می‌شود. در این ماموریت قصد بر آن است تا تصویربرداری از زمین صورت پذیرد. لذا دوربین (محموله) طی روند ماموریت باید همیشه در یک موقعیت و رو به زمین قرار گیرد. عملگر مومنتوم سیالی در طول پریود مداری، وظایف اصلی خود (کنترل وضعیت و دمای ماهواره) را انجام می‌دهد. ماهواره مورد نظر همواره توسط سیستم کنترلی در وضعیت پایداری قرار می‌گیرد. به این معنی که اگر عاملی باعث انحراف وضعیت ماهواره از وضعیت مطلوب شود، کنترل‌کننده آن را جبران می‌کند و ماهواره دوباره به حالت پایدار خود باز می‌گردد. وضعیت پایدار ماهواره باعث می‌شود تا عملگرها در اکثر مواقع بدون تحرک و استفاده باشند. لذا اگر به هر دلیلی عیبی برای هر کدام از عملگرها رخ دهد، این مورد قابل تشخیص نخواهد بود. این عیب تا زمان به وجود آمدن یک ماموریت دلخواه برای ماهواره خودنمایی نخواهد کرد. طی این ماموریت، دمای داخلی ماهواره ممکن است به دلایل مختلفی (از جمله فشار تشعشعات خورشیدی، قرارگیری طولانی مدت یک صفحه در مقابل خورشید یا تشدید گرمای توسط زیرسیستم‌ها) ناگهان افزایش یابد و علاوه بر این در عملگرها نیز عیب رخ دهد.

راهکار پیشنهادی: برای این که قبل از شروع هر ماموریت از سلامت عملکرد عملگرها آگاهی داشته باشیم، باید در دوره‌های منظم آنها را به کار انداخت و عملکرد آنها را بررسی کرد. این کار باید به گونه‌ای باشد که تاثیر چندان بر عملکرد ماهواره نداشته باشد. لذا برای این منظور در فواصل زمانی منظم، عملگرهای ماهواره را در دوره تناوب ۳۰ دقیقه، بررسی و برای این بازه زمانی، داده‌های اخذ شده از



۶-۶- دسته‌بندی داده‌ها

داده‌های آموزش را به دو دسته تقسیم می‌کنیم. داده‌های اصلی، ۷۵٪ این داده‌ها را شامل می‌شود که برای آموزش شبکه به کار می‌روند. داده‌های فرعی نیز ۲۵٪ آن را به خود اختصاص می‌دهد که برای به‌دست‌آوردن سنجه و در نتیجه پارامترهای دسته‌بندی بهینه داده‌ها، از آنها استفاده می‌شود. سپس مقدار تابع سنجه برای مقادیر بهینه‌یافته شده برای داده‌های آزمایش به‌منظور محک روش دسته‌بندی به دست می‌آید. شایان ذکر است که تعداد نورون‌های بهینه در روش MLP نیز از همین روش با سعی و خطابه به دست آمده و این مقادیر در جدول ۶ آورده شده است. با استفاده از بهترین مقادیر یافته‌شده، مقدار تابع سنجه برای داده‌های آزمایش به دست آمده است که در جدول ۷ مشاهده می‌شود.

جدول ۶: بهترین مقادیر یافته‌شده در روش‌های مختلف

| پارامتر | LDA | PCA |
|---------------------------------|------|------|
| تعداد همسایه‌های بهینه در KNN | ۱ | ۱ |
| طول پنجره بهینه در پارزن | ۰/۶۶ | ۳/۹ |
| وسعت بهینه در RBF | ۰/۴۲ | ۴/۴۶ |
| تعداد نورون‌های میانی در RBF | ۱۴۰ | ۱۷۰ |
| تعداد نورون‌های لایه اول در MLP | ۳ | ۶ |
| تعداد نورون‌های لایه دوم در MLP | ۳ | ۳ |

جدول ۷: مقادیر تابع سنجه به‌ازای روش‌های مختلف

| روش دسته‌بندی | روش استخراج ویژگی | مقدار تابع سنجه |
|---------------|-------------------|-----------------|
| LS | PCA | ۱/۰۰۰۰ |
| | LDA | ۰/۹۷۸۵ |
| KNN | PCA | ۰/۹۷۶۴ |
| | LDA | ۰/۹۹۸۸ |
| Parzen | PCA | ۰/۴۹۱۳ |
| | LDA | ۰/۹۸۶۱ |
| MLP | PCA | ۰/۹۷۹۱ |
| | LDA | ۰/۹۹۰۶ |
| RBF | PCA | ۰/۹۰۴۳ |
| | LDA | ۰/۹۹۳۴ |

۶-۷- تشخیص عیب در حضور نامعینی در عیب

به‌دلیل ذات پیوسته ممان اینرسی یا باید بی‌نهایت عیب مطرح شود یا این که عیوب را در درون یک بازه یکسان در نظر گرفت. لذا با تغییر در ممان اینرسی‌ها مطابق با جدول ۸ برای عیوب اول و سوم، نامعینی‌های فرضی ایجاد شده است. تاثیر این نامعینی‌ها به‌کمک مقدار سنجه مورد بررسی قرار گرفته است. این مقادیر در جدول ۹ مشاهده می‌شود.

با توجه به جدول ۹، بهترین روش KNN در کنار روش LDA است. دلیل کم‌بودن آن هم بالا بودن فاصله عیب دوم دارای نامعینی با عیب دوم اصلی است. این مورد در ماتریس اطمینان موجود در

۶-۲- سیگنال‌های نمونه‌برداری شده

سیگنال‌های ثبت‌شده از سیستم در جدول ۵ آورده شده است. طبق مباحث ذکرشده در بخش قبل از هر سیگنال ۶۰۱ نمونه زمانی ثبت شده است.

جدول ۵: سیگنال‌های ثبت‌شده در ماهواره

| سیگنال | تعداد بردار |
|---------------------------|-------------|
| سیگنال کنترلی | ۳ |
| سرعت زاویه‌ای ماهواره | ۳ |
| وضعیت ماهواره | ۳ |
| سرعت چرخش مایع در عملگرها | ۴ |
| ورودی‌های مرجع | ۳ |

۶-۳- تشکیل بردار ویژگی

در سیگنال‌های ثبت‌شده از ماهواره که یک سیستم دینامیکی است، علاوه بر حضور هر کدام از عیوب ممکن، حضور نویز و شرایط اولیه‌های مختلف سیستم نیز می‌تواند در شکل سیگنال ثبت‌شده در هر سنسور تفاوت ایجاد کند. در سیستم‌های دینامیکی در بسیاری از موارد، نمونه‌های اخذشده از سیستم به‌تنهایی گویای رفتار عیب‌گونه یا طبیعی سیستم نیستند. در این دسته از سیستم‌ها رفتار هر سیگنال طی زمان بیانگر حالت کاری سیستم است. لذا در تشکیل بردار ویژگی باید از نمونه‌های مختلف زمانی یک سیگنال در یک زمان مشخص، در کنار هم استفاده نمود.

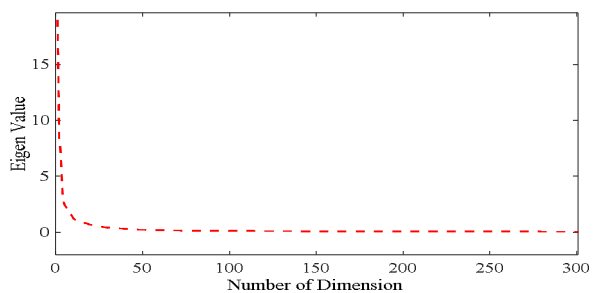
نکته مهم دیگر وجود هر عیب در سیستم، ممکن است تنها روی برخی از سیگنال‌های ثبت‌شده سیستم اثرگذار باشد و روی سیگنال‌های دیگر اثری نگذارد. لذا لازم است از تمامی سیگنال‌های موثر ممکن نمونه‌برداری شود و در تشکیل بردار ویژگی از آنها استفاده نمود. بردار ویژگی در نظر گرفته‌شده برای تشخیص عیب یک بردار با $13 \times 6 \times 0 = 7813$ نمونه خواهد بود.

۶-۴- تولید داده

در تشخیص عیب، داده‌ها باید از شرایط اولیه سیستم و نویز واردشده به آن کمترین تاثیر را بپذیرند. لذا سیستم ۱۰۰۰ بار برای بازه‌های ۳۰ دقیقه‌ای شبیه‌سازی شده است و در هر مرتبه اجرا، نویزهای مختلف و همچنین شرایط اولیه تصادفی‌های مختلفی برای سیستم در نظر گرفته شده‌اند. از ۱۰۰۰ دسته داده به‌وجودآمده، ۷۰۰ دسته از آنها برای بخش آموزش و ۳۰۰ دسته از آنها برای بخش آزمایش به کار رفته‌اند.

۶-۵- پردازش داده‌ها

در اینجا از روش PCA به ۷۸۱۳ بردار می‌رسیم. با دانستن این که مقادیر ویژه متناظر با ویژگی‌های مهم نیز مقادیر بالاتری به خود اختصاص می‌دهند، طبق نمودار ۵، بُعد بهینه ۵۰ انتخاب می‌شود. همچنین در مورد LDA حداکثر می‌توان ۳ بُعد را انتخاب کرد که براساس معیار فیشر طبق نمودار ۶، بُعد بهینه ۳ انتخاب می‌شود.



نمودار ۵: مقادیر ویژه در روش PCA

مدیریت دما بر صفحات ماهواره مشخص شود.

رابطه ۱۸ مشاهده می‌شود. لذا این دو عیب باید به صورت مجزا در نظر گرفته شوند. در عیب سوم که میزان نامعینی کمتر بوده است، می‌توان این دو عیب را یکسان در نظر گرفت.

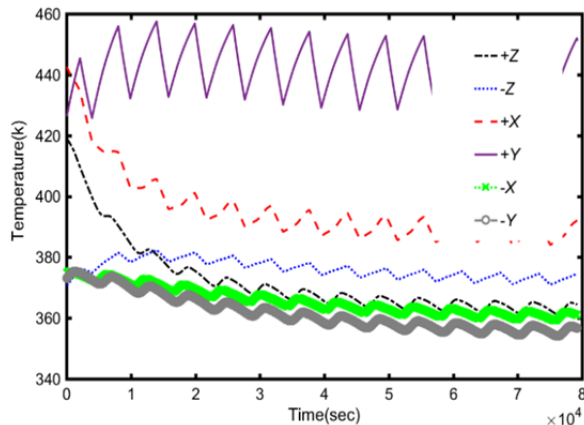
(۱۸)

Confidence

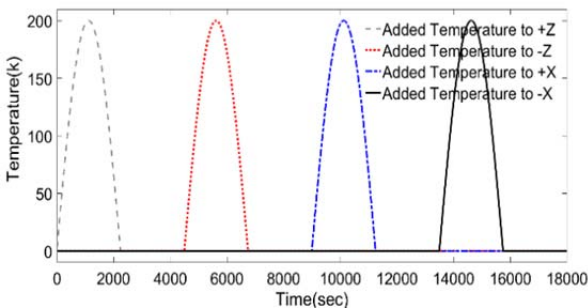
$$= \begin{bmatrix} 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0433 & 0.1533 & 0.0000 & 0.8033 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0033 & 0.0000 & 0.9967 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

جدول ۸) عیوب دارای نامعینی فرض شده در عملگرهای مومنتوم سیالی

| پارامتر | مقدار |
|--------------------------------|---|
| ممان اینرسی سیال در حالت سالم | $[I_{fmc1}, I_{fmc2}, I_{fmc3}, I_{fmc4}] (kg \cdot m^2)$ |
| ممان اینرسی سیال در حالت عیب A | $[0.048, 0.048, 0.048, 0.048]$ |
| ممان اینرسی سیال در حالت عیب B | $[0.048, 0.048, 0.048, 0.048]$ |
| ممان اینرسی سیال در حالت عیب C | $[0.048, 0.048, 0.048, 0.048]$ |



نمودار ۷) منحنی تغییرات دمای شش صفحه پس از ۲۸ گام زمانی



نمودار ۸) دمای اضافه شده به صفحات ماهواره به منظور شبیه سازی فشار تشعشعات خورشیدی

جدول ۹) مقادیر تابع سنجه به ازای روش های منتخب

| روش دسته بندی | روش استخراج ویژگی | مقدار تابع سنجه |
|---------------|-------------------|-----------------|
| LS | PCA | ۰/۶۷۲۹ |
| KNN | LDA | ۰/۷۱۲۲ |
| Parzen | LDA | ۰/۶۹۳۶ |
| MLP | LDA | ۰/۶۹۲۳ |
| RBF | LDA | ۰/۶۲۵۹ |

۶-۸- رفتار حرارتی صفحات ماهواره

به دلیل کُندبودن فرآیندهای انتقال دما، برای رسیدن به دمای پایدار در شبیه سازی نیاز به زمان زیادی است. در این پژوهش، با روش سعی و خطا، پس از شبیه سازی های فراوان این زمان برابر ۱۳ پریود مداری یا حدود ۸۰۰۰ ثانیه در نظر گرفته شده است. به عبارتی، شبیه سازی حرارتی صورت گرفته پس از طی ۱۳ دور چرخش به دور زمین قادر است دمای هر شش صفحه ماهواره را به عنوان خروجی به سیستم کنترل دما بدهد. در نمودار ۷، منحنی تغییرات دمای شش صفحه برای ۲۸ گام زمانی بدون تنش حرارتی ناشی از تشعشعات خورشیدی به نمایش درآمده است. همان طور که از نمودار مشخص است، دمای صفحات در صورتی که تنش حرارتی ناشی از تشعشعات خورشیدی رخ ندهد، حداکثر به ۴۶۰ درجه کلوین خواهد رسید. در این مساله، دمای بحرانی ۵۲۰ کلوین فرض می‌شود. مقدار آستانه به این خاطر است که اگر به هر علتی، دمای صفحات مقدار کمی از حداکثر بیشتر شد، سیستم تصمیم گیری به اشتباه تنش حرارتی ناشی از تشعشعات خورشیدی را تشخیص ندهد. در نتیجه، اگر دمای صفحات به مقداری بیشتر از این ۵۲۰ درجه کلوین برسد، بنابراین تنش حرارتی ناشی از تشعشعات خورشیدی رخ داده است. در این حالت، زیرسیستم تصمیم گیری باید وارد عمل شود و پس از بررسی وقوع عیب و نوع آن سعی کند ماهواره را طوری بچرخاند که برای ادامه ماموریت مشکلی ایجاد نشود.

۶-۹- فشار تشعشعات خورشیدی

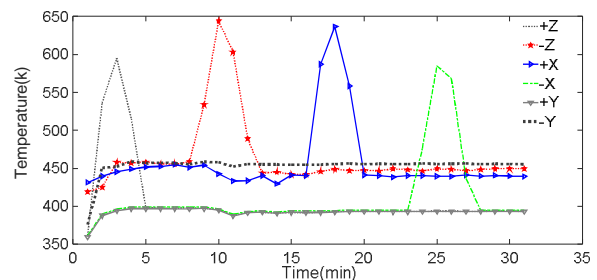
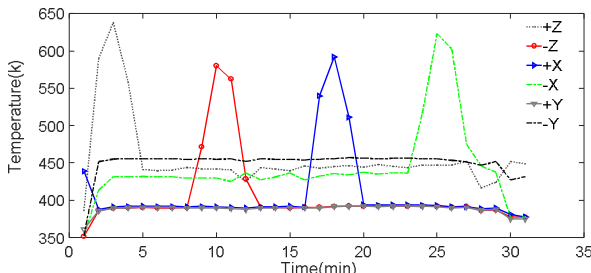
تنش حرارتی ناشی از تشعشعات خورشیدی به صورت موج سینوسی با دامنه ۲۰۰ درجه کلوین فرض می‌شود که در نمودار ۸ به نمایش درآمده است. فشار تشعشعات خورشیدی شبیه سازی شده به ترتیب به صفحات ماهواره (به جز صفحات در راستای محور Y_{local} که دوربین در آن راستا نصب شده است) وارد می‌شود و دمای صفحات را بالاتر از حد مجاز خواهد برد تا تاثیر سیستم

۶-۱۰- عملکرد سیستم تصمیم گیری در حالت نرمال

در این حالت فرض می‌شود که تمامی عملگرهای سیستم دارای عملکرد صحیح بوده و سیستم دارای هیچ عیبی نیست. سیستم با تمام توان، فرمان های سیستم تصمیم گیری را انجام می‌دهد. ابتدا دمای صفحات با در نظر گرفتن تنش حرارتی ناشی از تشعشعات خورشیدی و بدون سیستم تصمیم گیری در نمودار ۹ به نمایش درآمده است. همان طور که مشخص است، دمای تمامی صفحات به جز صفحات در راستای محور دوربین (Y_{local})، از دمای بحرانی بیشتر شده است. سیستم تصمیم گیری دمایی در این حالت وارد عمل می‌شود و با چرخاندن ماهواره، سعی بر کنترل دمای صفحات دارد. نتیجه عملکرد سیستم همراه با سیستم تصمیم گیری در نمودار ۱۰ به تصویر کشیده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود دمای صفحات دیگر بحرانی نشده و همچنین دمای صفحاتی که دارای دمای حداقل بوده نیز بیشتر شده است. این تغییرات دمایی در صفحات نشان دهنده چرخش ماهواره حول محور نصب دوربین است.

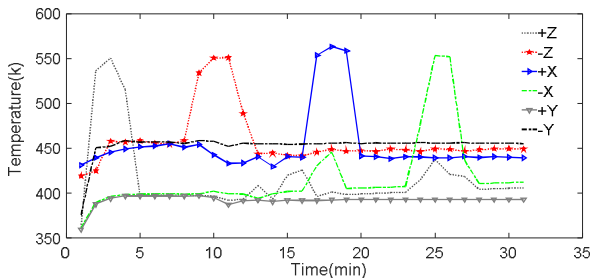
نمودار ۱۱، منحنی تغییرات زاویه پیچ (زاویه حول Y_{local}) ماهواره را با استفاده از سیستم تصمیم گیری دما نشان می‌دهد. همان طور که مشخص است، به ازای هر حالت بحرانی شبیه سازی شده که به هر صفحه اعمال می‌شود، ماهواره شروع به چرخش می‌کند تا بدین وسیله بتواند دمای صفحه با دمای بیشتر از دمای بحرانی را کاهش دهد. این حالت تا زمانی که صفحه دیگر دچار بحران دمایی نشده است، ثابت می‌ماند و هنگامی که دمای صفحه دیگر بیشتر از دمای بحرانی شد، ماهواره مجدداً شروع به چرخش خواهد نمود.

ماهواره با سرعت کمتری نسبت به وقوع بحران دمایی واکنش نشان می‌دهد و در نتیجه صفحات، دمای بیشتری را تحمل می‌کنند.

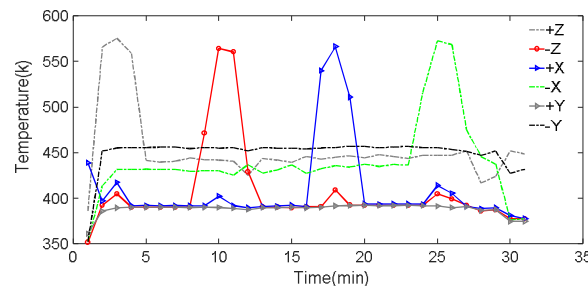


نمودار ۹) دمای صفحات ماهواره همراه با شبیه‌سازی فشار تشعشعات خورشیدی بدون سیستم تصمیم‌گیری دمایی در حالت نرمال

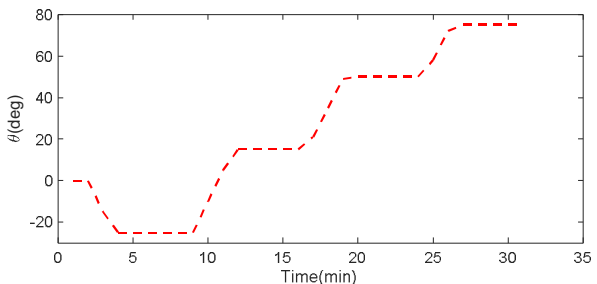
نمودار ۱۲) دمای صفحات ماهواره همراه با شبیه‌سازی طوفان خورشیدی بدون سیستم تصمیم‌گیری دمایی در حالت عیب A



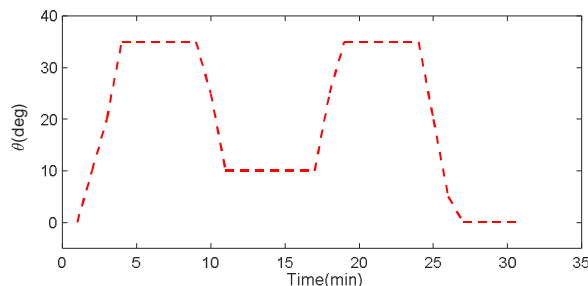
نمودار ۱۰) دمای صفحات ماهواره همراه با شبیه‌سازی فشار تشعشعات خورشیدی همراه با سیستم تصمیم‌گیری دمایی در حالت نرمال



نمودار ۱۳) دمای صفحات ماهواره همراه با شبیه‌سازی طوفان خورشیدی همراه با سیستم تصمیم‌گیری دمایی در حالت عیب A



نمودار ۱۱) مقدار زاویه چرخش حول محور Ylocal در حالت نرمال



نمودار ۱۴) مقدار زاویه چرخش حول محور Ylocal در حالت عیب A

۱۱-۶- شبیه‌سازی حالت‌های عیب در عملگر

همان طور که قبلاً بیان شد، در این حالت فرض می‌شود عملگرها مطابق با جدول ۸ معیوب شده‌اند. در این حالت، اگر دمای یکی از صفحات از دمای بحرانی بیشتر شود، سیستم تصمیم‌گیری با توجه به این که در سیستم عیب رخ داده است، نمی‌تواند از تمام توان سیستم برای چرخاندن سیستم استفاده کند. به‌عنوان مثال شاید به‌دلیل وجود عیب در عملگرها نتواند در جهتی بچرخد و ماهواره مجبور شود برای مقابله با مشکل دمایی بحرانی صفحات در جهتی دیگر بچرخد. ابتدا دمای صفحات با در نظر گرفتن فشار تشعشعات خورشیدی و وقوع عیب، به‌عنوان نمونه برای حالت عیب A در نمودار ۱۲ به نمایش درآمده است. همان طور که مشخص است، دمای تمامی صفحات به‌جز صفحات در راستای Y_{local} ، از دمای بحرانی بیشتر شده است. سیستم تصمیم‌گیری دمایی در این حالت وارد عمل می‌شود و نتیجه عملکرد آن برای حالت عیب A در نمودار ۱۳ نشان داده شده است. همچنین منحنی تغییرات زاویه پیچ (زاویه حول Y_{local}) ماهواره با استفاده از سیستم تصمیم‌گیری دما هنگام وقوع عیب A در نمودار ۱۴ مشخص شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، به‌ازای هر حالت بحرانی شبیه‌سازی شده که به هر صفحه اعمال می‌شود، ماهواره شروع به چرخش می‌کند تا بدین وسیله بتواند دمای صفحه با دمای بیشتر از دمای بحرانی را کاهش دهد. همان طور که مشخص است، به‌دلیل وقوع عیب در عملگرها،

۷- نتیجه‌گیری

هدف از انجام این پژوهش، طراحی یک سیستم تصمیم‌گیری برای مدیریت دمایی صفحات ماهواره در حضور عیب عملگرها است. به همین منظور، ابتدا یک کنترل‌کننده PD برای پایدار نگه‌داشتن ماهواره طراحی شد. پس از آن در فاز اول، روش‌های مختلف استخراج ویژگی و دسته‌بندی مورد بررسی و مقایسه قرار گرفت. در بخش استخراج ویژگی از روش‌های تحلیل افتراق خطی و تحلیل مولفه‌های اصلی استفاده شد. سپس از ویژگی‌های استخراج‌شده در روش‌های LS، پارزن، KNN، شبکه عصبی MLP و شبکه عصبی RBF برای دسته‌بندی و تشخیص عیب استفاده شد. در نهایت به‌کمک ماتریس اطمینان و تعریف یک روش ارزیابی، اقدام به انتخاب روش بهینه صورت گرفت. نتایج نشان داد که روش KNN در کنار روش LDA به‌خوبی می‌تواند در اکثر موارد عیوب به‌وجودآمده در عملگرها را تشخیص دهد. در فاز دوم پژوهش، مدل حرارتی صفحات ماهواره برای تخمین دمایی صفحات ماهواره در هر گام ماموریت ماهواره به دست آمده است. علاوه بر این، یک

| | |
|-------------------|---|
| ϕ | زاویه اویلر حول محور X (deg) |
| ψ | زاویه اویلر حول محور Z (deg) |
| ω | سرعت زاویه‌ای ماهواره (rads^{-1}) |
| $\dot{\omega}$ | شتاب زاویه‌ای ماهواره (rads^{-2}) |
| ω_s | سرعت سیال نسبت به حلقه (rads^{-1}) |
| زیرنویس‌ها | |
| Albedo | آلبدو |
| e | خطا |
| f | اصطکاک |
| FMC | عملگر مومنتوم سیالی |
| s | ماهواره |
| Ring | حلقه |
| plate | صفحه |
| g | گرادیان جاذبه (گشتاور) |

منابع

- 1- Lurie BJ, Schier JA. Satellite attitude stabilization using fluid rings. *Acta Mechanica*. 2009;208(1-2):117-131.
- 2- Tayebi J, Soleymani A. 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 (RAST), 16-19 June, 2015, Istanbul, Turkey. Piscataway: IEEE; 2015.
- 3- Kurokawa H. Survey of theory and steering laws of single-gimbal control moment gyros. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2007;30(5):1331-1340.
- 4- Jones LL, Zeledon RA, Peck MA. Generalized framework for linearly constrained control moment gyro steering. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2012;35(4):1094-1103.
- 5- Margulies G, Aubrun JN. Geometric theory of single-gimbal control moment gyro system. *Journal of the Astronautical Sciences*. 1978;26(2):159-191.
- 6- Meng T, Matunaga S. Failure-tolerant control for small agile satellites using single-gimbal control moment gyros and magnetic torquers. *Acta Mechanica Sinica*. 2012;28(2):551-558.
- 7- Tang L, Xu Sh. Geometric analysis of singularity for single-gimbal control moment gyro systems. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2005;18(4):295-303.
- 8- Jin L, Xu Sh. An improved constrained steering law for SGCMGs with DPC. *Acta Mechanica Sinica*. 2009;25(5):713-720.
- 9- Zhang JR, Rachid A, Zhang Y. Attitude control for part actuator failure of agile small satellite. *Acta Mechanica Sinica*. 2008;24(4):463-468.
- 10- Jin L, Xu Sh. An improved constrained steering law for SGCMGs with DPC. *Acta Mechanica Sinica*. 2009;25(5):713-720.
- 11- Jin L, Xu Sh. Fault tolerant attitude control for small satellites using single gimbal control moment gyros and magnetic torquers. *Journal of Aerospace Engineering*. 2014;28(3):401-407.
- 12- Noumi A, Takahashi M, Kanzawa T, Haruki M. Fault-tolerant attitude control systems using multi-objective optimization for a spacecraft equipped with control moment gyros. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 5-9 January, 2015, Kissimmee, Florida. Reston: AIAA; 2015.
- 13- Akau RL, Behr VL, Whitaker R. Thermal design of the fast-on-orbit recording of transient events (FORTE) satellite. 8th Annual AIAA/USU, Conference on Small Satellites, 29 August-1 September, 1994, Utah, USA;

الگوریتم تصمیم‌گیری به‌منظور مدیریت دما طراحی شده است. سپس عیب به عملگرهای سیستم وارد شد تا عملکرد ماهواره هنگام ماموریت دچار مشکل شود. سیستم تصمیم‌گیری دمایی با بررسی دمای صفحات ماهواره در هر گام و بررسی وقوع عیب در ماهواره با اتخاذ استراتژی مناسب سعی بر کنترل دمای صفحات ماهواره می‌نماید تا دمای ماهواره از حدی بیشتر نشود و ماهواره بتواند ماموریت خود را ادامه دهد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان داد که سیستم تصمیم‌گیری طراحی شده به‌خوبی می‌تواند با وجود تنش‌های حرارتی ناشی از وقوع فشار تشعشعات خورشیدی برای صفحات و عیب در عملگرها و حتی وقتی عملگرهای مومنتوم سیالی نیز قادر به خنک کاری ماهواره نیستند، دمای صفحات را به‌نحوی مدیریت نماید که دمای صفحات از دمای بحرانی بیشتر نشود. در واقع به‌کمک زیرسیستم تصمیم‌گیری طراحی شده، ماهواره می‌تواند در صورت وقوع فشار تشعشعات خورشیدی و عیب در عملگرها باز هم به کار خود ادامه دهد و این شرایط بحرانی ماهواره را از ادامه ماموریت متوقف نسازد.

تشکر و قدردانی: موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله تاکنون در نشریه دیگری (به‌طور کامل یا بخشی از آن) به چاپ نرسیده است. همچنین برای بررسی یا چاپ به نشریه دیگری ارسال نشده است. ضمناً محتویات علمی مقاله حاصل فعالیت علمی نویسندگان بوده و صحت و اعتبار نتایج بر عهده نویسندگان است.

تعارض منافع: هیچ‌گونه تعارض منافع بین عوامل مشارکت‌کننده در تولید این مقاله وجود ندارد.

سهم نویسندگان: موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

منابع مالی: موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

۸- پی‌نوشت

| | |
|---------------------|--|
| d | قطر سطح مقطع حلقه سیال (m) |
| h_p | مومنتوم زاویه‌ای کل ($\text{kgm}^2\text{s}^{-1}$) |
| I_s | ماتریس اینرسی ماهواره ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$) |
| I_{fmc_i} | ماتریس اینرسی عملگر ($i=0,1,\dots,4$; $\text{kg} \cdot \text{m}^2$) |
| n | سرعت متوسط مداری (kms^{-1}) |
| q_i | پارامتر کوانترین ($i=0,1,\dots,4$) |
| r | شعاع حلقه سیال (m) |
| r_c | موقعیت لحظه‌ای ماهواره نسبت به زمین (km) |
| C_k | داده‌های کلاس کام ($k=1,2,\dots,4$) |
| T_a | گشتاور عملگر ($\text{N} \cdot \text{m}$) |
| T_g | گشتاور گرادیان جاذبه ($\text{N} \cdot \text{m}$) |
| T_c | گشتاور ورودی کنترلی ($\text{N} \cdot \text{m}$) |
| K | تعداد همسایه‌های نزدیک |
| T_s^r | ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات بدنی حلقه سیال به دستگاه مختصات بدنی ماهواره |
| X_0 | امتداد محور بدنی افقی |
| Y_0 | امتداد محور بدنی عمودی |
| Z_0 | امتداد به سمت زمین |
| علامه یونانی | |
| β | سرعت زاویه‌ای سیال (rads^{-1}) |
| θ_1 | زاویه چرخش حول محور X (deg) |
| θ_2 | زاویه چرخش حول محور Y (deg) |
| θ_3 | زاویه چرخش حول محور Z (deg) |
| λ | زاویه بین نرمال سطح و راستای مرکز زمین (deg) |
| μ | ویسکوزیته سیال ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$) |
| ρ | چگالی سیال (kgm^{-3}) |
| τ_f | تنش اصطکاکی |

- methodology for low earth orbit missions. *Advances in Space Research*. 2013;51(9):1627-1637.
- 20- Kreinovich V, Nguyen HT, Starks SA, Yam Y. Decision making based on satellite images: Optimal fuzzy clustering approach. *Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control*, 18 December, 1998, Florida, USA. Piscataway: IEEE; 1998.
- 21- Wie B. *Space vehicle dynamics and control*. 2nd Edition. Reston: AIAA; 1998. pp. 305-320.
- 22- Nobari NA, Misra AK. Attitude dynamics and control of satellites with fluid ring actuators. *Journal of Guidance Control and Dynamics*. 2012;35(6):1855-1864.
- 23- Nobari NA, Misra AK. A hybrid attitude controller consisting of electromagnetic torque rods and an active fluid ring. *Acta Astronautica*. 2014;94(1):470-479.
- 24- Thunnissen DP, Tsuyuki GT. Margin determination in the design and development of a thermal control system. *34th International Conference on Environmental Systems (ICES)*, 19-22 July, 2004, Colorado Springs, Colorado, United States; 2004.
- 25- Bolduc C, Adourian C. Rapid thermal analysis of rigid three-dimensional bodies with the use of modelica physical modelling language. *Proceedings of the 7th International Modelica Conference*, 20-22 September, 2009, Como, Italy. Linköping: Linköping University Electronic Press; 2009.
- 14- Sozbir N, Bulut M, Oktem MF, Kahrman A, Chaix A. Design of thermal control subsystem for TUSAT telecommunication satellite. *International Journal of Electrical, Computer, Energetic, Electronic and Communication Engineering*. 2008;2(7):1384-1387.
- 15- Cheng W, Liu N, Li Z, Zhong Q, Wang A, Zhang Z, et al. Application study of a correction method for a spacecraft thermal model with a Monte-Carlo hybrid algorithm. *Chinese Science Bulletin*. 2011;56(13):1407-1412.
- 16- Gerhart Ch. University nanosat system thermal design, analysis, and testing. *SPIE Defense & Security Symposium*, 18-20 April, 2006, Orlando (Kissimmee), Florida, United States. Bellingham: SPIE; 2006.
- 17- Chandrasekaran V, Subramanian ER. Transient thermal analysis of a nanosatellite in low earth orbit. *Proceedings of 8th International Conference on Engineering Computational Technology*, 4-7 September, 2012, Stirlingshire, UK. Stirlingshire: Civil-Comp Press; 2012.
- 18- Nosratollahi M, Soleymani A, Sadati H. Design of satellite's combined attitude and thermal control system equipped with FMC actuators. *Modares Mechanical Engineering*. 2018;18(1):122-130. [Persian]
- 19- Waswa PMB, Elliot M, Hoffman JA. Spacecraft Design-for-Demise implementation strategy & decision-making 1994.