

Research Paper

Performance Analysis of FMC Actuators to Microsatellite Temperature Management Based on 3-Axis and Pyramidal Configuration

M. Nosratollahi^{1*} and A. Soleimani²

1. Department of Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

* m_nosratollahi@sbu.ac.ir

In this paper, damping mode of a satellite attitude control is designed and implemented using magnetic actuators in software /hardware-in-the-loop test bed. To this end, the equivalent of Earth's magnetic field is designed using Helmholtz coil, frictionless is made by air-bearing, and algorithms are developed on designed control board. By measuring the Earth's magnetic field, actuator commands are generated by the damping algorithm then braking torque is produced. Some applied restrictions and special requirements such as non-simultaneous operation between magnetic sensor and magnetic actuators, air-bearing friction, initial angular velocity are considered. By identifying the air-bearing frictional model, the results are compared in software/hardware-in-the-loop. The compared results show that the ability of the designed system to perform damping mode.

Keywords: FMC Actuator, Numerical simulation, Pyramidal and 3-Axis configuration, Temperature management, Fluid angular velocity, SIMPLE Method

1. Associate Professor (Corresponding Author)

2. PhD Student

مقاله علمی پژوهشی

تحلیل عملکرد عملگرهای مومنتوم سیالی در مدیریت دمایی میکروماهواره براساس چیدمان هرمی و سه محوره

مهران نصرت الهی^{۱*} و احمد سلیمانی^۲

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

* nosratolahi@mut.ac.ir

در تحقیق حاضر، عملکرد عملگرهای مومنتوم سیالی در مدیریت دمایی ماهواره براساس دو چیدمان پیشنهادی هرمی و سه محوره مورد بررسی قرار گرفته است. به این منظور دمایی دیواره‌های ماهواره با حضور عملگرها و بدون عملگرها در یک دور چرخش مداری ماهواره مورد بررسی قرار گرفته و نتایج با یکدیگر مقایسه شده‌اند. برای عملگرهای مومنتوم سیالی که به صورت یک حلقه بسته هستند از قاب مرجع چرخان استفاده شده و جریان سیال در داخل عملگرها آرام در نظر گرفته شده است. میزان تاثیر سرعت دورانی سیال در داخل عملگرها بر دمایی دیواره‌های ماهواره تحت دو سرعت دورانی مختلف بررسی و شار گرمایی وابسته به زمان بر دیواره‌ها استخراج شده است. نتایج بیانگر این است که در چیدمان هرمی، کاهش دمایی سطوح دیواره ماهواره متاثر از دو پارامتر سرعت دورانی سیال و میزان چرخش مداری ماهواره بوده، اما در شرایط بحرانی، چیدمان سه محوره سریع‌تر می‌تواند این مدیریت دمایی را انجام دهد.

واژه‌های کلیدی: عملگر مومنتوم سیالی، شبیه‌سازی عددی، چیدمان هرمی و سه محوره، مدیریت دمایی، سرعت دورانی سیال، روش SIMPLE

علائم و اختصارات

τ_f	گشتاور اصطکاکی		
F_b	نیروهای جسمی		
k	ضریب هدایت حرارتی	ρ	چگالی سیال
T	دمای سیال	f	ضریب اصطکاک
t	زمان	r	شعاع حلقه
c_p	ضریب گرمایی ویژه	β	سرعت دورانی سیال
P	فشار سیال	d	قطر سطح مقطع حلقه
		μ	ویسکوزیته سیال
		τ	تنش برشی سیال
		v	سرعت جریان
		Re	عدد رینولدز

مقدمه

در عصری که ما در آن زندگی می‌کنیم ماهواره و تکنولوژی وابسته به آن در تار و پود جوامع بشری نفوذ کرده و نقش تعیین کننده‌ای در سیر تحولات زندگی بشر دارد و اهمیت ماهواره‌ها برای مخابرات و

۱. دانشیار (نویسنده مخاطب)
۲. دانشجوی دکتری

کند. تانيسن و تسويوکی [۵] در سال ۲۰۰۴ به بررسی زیر سیستم-های کنترل دما پرداختند و از لحاظ هزینه، سیستم کنترل دما را بررسی کردند. کومار [۶] در سال ۲۰۰۹ یک مدل با استفاده از عملگرهای مومنتوم سیالی ارائه داد تا به وسیله آن بتوان نوسان‌ها و اغتشاش‌های ماهواره را کنترل کرد. او پیشنهاد داد که از سه حلقه در صفحات مختلف که عمود بر یکدیگر قرار دارند استفاده شود. چاهه [۷] در سال ۲۰۰۹ به بررسی دمایی یک جسم صلب سه بعدی با توجه به مدل فیزیکی پرداختند. کومار از مدل سه محوره^۴ برای زوایای گردش، چرخش و پیچ استفاده کرد تا حرکت ماهواره را پایدار کند. واراتالراجو [۸] برای کاهش وزن ماهواره و کاهش گرمای درون فضاپیما، سیستم مرکب از کنترل وضعیت و کنترل دما را ارائه داد. چنگ و همکاران [۹] در سال ۲۰۱۱ با استفاده از الگوریتم مونت کارلو به بررسی وضعیت حرارتی ماهواره پرداختند. خوسه و فرناندز [۱۰] در سال ۲۰۱۲ وضعیت دمایی یه ماهواره را در حال چرخش به دور زمین بررسی کردند. نوبری و میسرا [۱۱] در سال ۲۰۱۲ از یک مدل هرمی که شامل چهار عملگر سیالی بود استفاده کردند و توانستند وضعیت ماهواره را کنترل کنند. نوبری چندین آزمایش برای حالت‌هایی که یک حلقه روی یک صفحه قرار دارد و حالت سه محوره انجام داد. نتایج بدست آمده برای حالت سه بعدی نشان می‌دهد که برای دست یافتن به سرعت زاویه‌ای ۱/۵ رادیان بر ثانیه نیاز به ولتاژ بالا در حدود ۱۳ ولت می‌باشد و در واقع این مورد کاربرد حلقه‌های سیال را به عنوان یک عملگر کمکی محدود می‌کند [۱۲]. زیرا به باتری‌های بزرگ‌تر برای تامین این ولتاژ نیاز است و لذا وزن ماهواره افزایش یافته و هزینه تمام شده نیز افزایش می‌یابد. نوبری و همکارش [۱۳] نیز مدل ارائه شده توسط کومار و چیدمان هرمی^۵ را به صورت آزمایشگاهی به صورت فعال و غیرفعال مورد آزمایش قرار دادند. او در ابتدا بررسی کنترلرهای مومنتوم سیالی را بدون استفاده از پمپ انجام داد. نتایج وی نشان می‌دهد که گشتاور ایجاد شده توسط حلقه‌های سیال به اندازه کافی زیاد نیست تا بتوانند نوسانات ماهواره را از بین ببرد، البته نتایج وی نشان می‌دهد برای چیدمان هرمی که کنترلرهای مومنتوم سیالی به صورت هرمی قرار دارند با افزایش زاویه کنترلرها، توانایی کنترلرها برای از بین بردن نوسانات افزایش می‌یابد. اما با این حال نیز مقدار گشتاور ایجاد شده همچنان مقدار کمی است و نیاز به استفاده از کنترلرهای مومنتوم سیالی در یک سیستم فعال می‌باشد. در ادامه همین تحقیقات نوبری، سلیمانی و همکاران [۱۴] سیستم کنترل وضعیت و دمای ماهواره مجهز به عملگرهای مومنتوم سیالی را با استفاده از روش کنترل مولغزشی بهبود یافته و پیشنهاد شده توسط نوبری مورد بررسی قرار دادند. نتایج حاکی از بهبود زمان

منابع زمینی، هواشناسی و پژوهشی روزافزون است. یک ماموریت موفق برای ماهواره وابسته به این است که ماهواره همواره در موده‌های خاصی در یک راستا و جهت‌گیری خاص نسبت با زمین قرار داشته باشد. حالت و زاویه ماهواره نسبت به زمین توسط عواملی دچار آشفتگی می‌شود که از جمله این عوامل می‌توان تغییرات گرانش زمین، طوفان‌های خورشیدی و میدان مغناطیسی زمین را نام برد.

بنابراین بررسی حالت دینامیکی و کنترلی ماهواره از اهمیت خاصی برخوردار است. از حدود ۵ دهه گذشته بررسی پایداری حرکت ماهواره و کنترل آن مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است که آن‌ها را می‌توان به ۲ گروه تقسیم کرد: ۱- فعال و با اعمال نیروی خارجی و ۲- غیرفعال و عدم اعمال نیروی خارجی. چندین عملگر برای کنترل حرکت ماهواره وجود دارد یکی از این عملگرها وجود حلقه سیال در دیواره‌های ماهواره می‌باشد که به واسطه یک پمپ سیال در داخل آن دوران می‌کند. بنابراین گشتاور کنترلی با اعمال سرعت‌های زاویه‌ای متفاوت بر ماهواره اعمال می‌شود.

استفاده از سیال به عنوان یک عملگر برای کنترل ناپایداری در ماهواره پیشینه بسیار زیادی ندارد و کارهای اولیه بر می‌گردد به سال ۱۹۸۸ که توسط مینارد [۱] انجام شد. مینارد یک عملگر با استفاده از سیال پیشنهاد کرد تا هم اغتشاشات و نوسانات ماهواره را کنترل کند و هم به عنوان یک جذب کننده حرارت، دیواره‌های ماهواره را خنک کند. در مدل او سیستم شامل دو حلقه مثلثی و سه حلقه مستطیلی است که هر کدام از این حلقه‌ها به منبع سیال متصل است. بررسی و تحقیق روی عملگرهای سیالی توسط لوری و همکاران [۲] در سال ۱۹۹۱ ادامه یافت. این تحقیقات شامل جزئیات بیشتری مانند استفاده از پمپ و استفاده از شیر جریان به عنوان یک کنترل کننده سیال استفاده شده است. لوری و همکاران شش شکل مختلف از عملگر مومنتوم سیالی را ارائه دادند. لاگین [۳] سیستمی مغناطیسی و دو منظوره را پیشنهاد کرد که هم توانایی اندازه‌گیری زاویه ماهواره و هم توانایی ایجاد گشتاور بر ماهواره را داشت. سیستم لاگین دارای حلقه-ای که دارای سیال رسانای جریان الکتریکی و یک آهنربای دائم بود. در این سیستم هیچ‌گونه پمپی استفاده نشده و حرکت زاویه‌ای ماهواره باعث چرخش سیال در داخل حلقه می‌شد. با اعمال ولتاژ به سیال، یک میدان الکتریکی ایجاد می‌شد که در واکنش با میدان مغناطیسی، سبب تولید گشتاور می‌شد و باعث پایداری حرکت ماهواره می‌شد.

کلی و همکاران [۴] در سال ۲۰۰۴ با انجام آزمایش عملگرهای کنترلر مومنتوم سیالی^۳ در یک آزمایش با دو حلقه سیال که به صورت موازی قرار داشتند را در ناسا انجام دادند کلی برای هر یک از حلقه‌ها از یک پمپ استفاده کرد تا گشتاور لازم را برای پایداری حالت ایجاد

4. 3-Axis Configuration

5. Pyramidal Configuration

3. Fluidic Momentum Controller (FMC)

میزان ضریب اصطکاک (f) با توجه به نوع جریان که آرام باشد یا مغشوش مقدار بدست آمده متفاوت است. برای جریان آرام مقدار بدست آمده از معادله (۲) محاسبه می‌شود.

$$f = \frac{64}{Re} \quad (2)$$

و برای جریان توربولانس معادله (۳) برقرار است.

$$f = 0.3164Re^{-0.25} \quad (3)$$

در صورتی که جریان را آرام در نظر بگیریم رابطه گشتاور ایجاد شده به صورت معادله (۴) است.

$$\tau_f = 16\pi^2 r^3 \mu \beta \quad (4)$$

پیکربندی و مشخصات مداری ماهواره مورد بررسی در جدول

(۱) و (۲) آورده شده و مشخصات عملگر مونتوم سیالی در جدول (۳) نشان داده شده است.

جدول ۱- پیکربندی ماهواره

مقدار	مشخصات ابعادی
۱۸۰	جرم (kg)
۱×۱×۱	ابعاد (m ³)
[۷, ۱۰, ۵]	زوایای اوپلر (deg)
[۲۴, ۲۷, ۱۳]	ممان اینرسی‌های قطری (kgm ²)

جدول ۲- مشخصات مداری ماهواره

مقدار	پارامتر مداری
۷۲۰	ارتفاع مدار (km)
۰	خروج از مرکزیت (deg)
۶۰	شیب مداری (deg)
۱۳۵	نقطه اعتدال بهاری راستگرد (deg)
۰	آرگومان حضیض (deg)

جدول ۳- مشخصات عملگر مونتوم سیالی

مقدار	مشخصه عملگر
۱۰۹۵	چگالی سیال (اتیلن گلیکول) (kgm ⁻³)
۰/۰۶	ویسکوزیته سیال (اتیلن گلیکول) (Pa.s)
۰/۲	شعاع حلقه (m)
۰/۰۲	شعاع سطح مقطع حلقه (m)

استفاده از مواد و جنس دیواره و نوع سیال استفاده شده از اهمیت خاصی برخوردار است. برای حلقه‌ها فلزات نسبت پلاستیک ارجحیت دارند زیرا با توجه به دمای کاری بالا و فشار پایین در فضا این مواد توانایی مقاومت ندارند. حلقه‌ها به ضخامت یک میلی‌متر از جنس مس انتخاب شده است. در انتخاب سیال مناسب نیز باید معیارهایی در نظر گرفته شود مانند نقطه تبخیر و انجماد، ویسکوزیته، چگالی و غیر سمی بودن سیال که حائز اهمیت است. نقطه تبخیر و

پایداری وضعیت سیستم بود. همچنین سلیمانی و همکاران [۱۵] عملکرد عملگر کنترلر مونتوم سیالی و عملگر ژایروی کنترلر ممان را با هم مقایسه کردند. آنها در ادامه روند طراحی سیستم کنترلر یکپارچه وضعیت و دمای ماهواره مجهز به عملگرهای مونتوم سیالی را استخراج نمودند [۱۶]. هدف از انجام این پژوهش، طراحی الگوریتم سوئیچینگ برای کنترلر یکپارچه سیستم کنترل وضعیت و دمای ماهواره بود. حتی برای پیش بینی میزان نرم خطا از روش اصلاحی کنترل تطبیقی نیز استفاده نمودند [۱۷]. در ادامه تحقیق، بحث خرابی عملگرها به عنوان یک فاکتور در تعیین عملکرد سیستم شناسایی شد. لذا در ادامه روند توسعه و شناسایی ابعاد مختلف این عملگر، سلیمانی و همکاران [۱۸] طراحی یک سیستم تصمیم‌گیری برای مدیریت دمایی ماهواره در حضور عیب عملگرهای مونتوم سیالی را ارائه نمودند. البته استرابل و همکاران [۱۹] سال‌ها قبل یک سیستم چند منظوره کنترلر دمای فضاپیماها ارائه دادند. اما از لحاظ ماهیتی با مدل توسعه یافته نوبری متفاوت بود.

یکی از مواردی که می‌تواند باعث مشکل در عملکرد ماهواره شود مسئله دمای دیواره‌های ماهواره است که به علت تشعشع حرارتی از طرف خورشید و شوک‌های حرارتی احتمالی به علت طوفان‌های خورشیدی به وجود می‌آید، در نتیجه بررسی عملکرد حرارتی ماهواره را مهم می‌نماید. در این مقاله سعی شده است تا به تحلیل عملکردی عملگرهای FMC براساس دو چیدمان مرسوم هرمی و سه محوره پرداخته شده که توسط کومار و نوبری ارائه شده و از لحاظ کنترلی توسط آن‌ها مورد بررسی قرار گرفته بود. برای حل عددی از نرم افزار انسیس فلونت استفاده شده است. ابتدا یکی از دیواره‌های ماهواره همراه با عملگر مونتوم سیالی به صورت مجزا مدل‌سازی شده و دمای دیواره در دو حالت با عملگر مونتوم سیالی و بدون عملگر با یکدیگر مقایسه شده است. سپس ماهواره به صورت کامل در هر دو حالت هرمی و سه محوره با عملگرهای مونتوم سیالی مورد بررسی قرار گرفته و نتایج با حالت عدم وجود عملگرها مقایسه شده است.

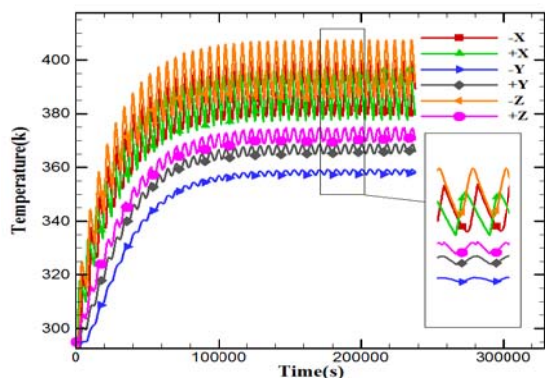
تعریف مسئله و شرایط حل

همان‌طور که در بخش قبل اشاره شده هدف از عملگرهای کنترلر مونتوم سیالی کنترل وضعیت ماهواره و سپس تعدیل و کنترل دمای دیواره‌های ماهواره است. مقدار تنش برشی ایجاد شده ناشی از حرکت سیال در داخل حلقه از معادله (۱) محاسبه می‌شود [۶].

$$\sigma = \frac{1}{8} f r^2 \beta^2 \quad (1)$$

که در این رابطه f ضریب اصطکاک، r شعاع حلقه روی صفحه و β سرعت دورانی سیال داخل حلقه است.

در شکل (۱) دمای سطوح مختلف ماهواره در زمان‌های مختلف نشان داده شده است. لازم به ذکر است که در دماهای سطوح مختلف بین دیواره‌های مجاور هیچ‌گونه انتقال حرارتی هدایتی در نظر گرفته نشده است. در شبیه‌سازی در این مقاله انتقال حرارت بین دیواره‌های مجاور ماهواره وجود دارد. شبیه‌سازی برای یک دور چرخش ماهواره انجام شده و از زمانی آغاز شده است که ماهواره به سیکل دمایی تکراری خود رسیده است. در تعیین شرایط مرزی بر تمام سطوح خارجی دیواره‌های ماهواره شار حرارتی وابسته به زمان با توجه به هر دیواره که از دمای صفحات به دست آمده اعمال می‌شود. سطوح داخلی دیواره‌های ماهواره نیز به علت خلأ بودن داخل ماهواره عایق در نظر گرفته شده است. تمامی سطوح حلقه‌های سیال که با دیواره ماهواره در تماس نیستند نیز عایق هستند. بین سیال و حلقه مسی نیز کوپل گرمایی در نظر گرفته شده تا انتقال حرارت بین سیال و جامد انجام شود. با توجه به این که در حلقه‌های سیال هیچ‌گونه ورودی و خروجی سیال وجود ندارد و در واقع یک حلقه بسته است. برای شبیه‌سازی این قسمت ماهواره از قاب مرجع چرخان^۶ استفاده شده است [۲۲]. در شکل (۲) و (۳) شماتیک دو ماهواره با ساختار سه محوره و هرمی شکل که در این مقاله مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرد نمایش داده شده است.



شکل ۱- دمای سطوح مختلف ماهواره برحسب زمان

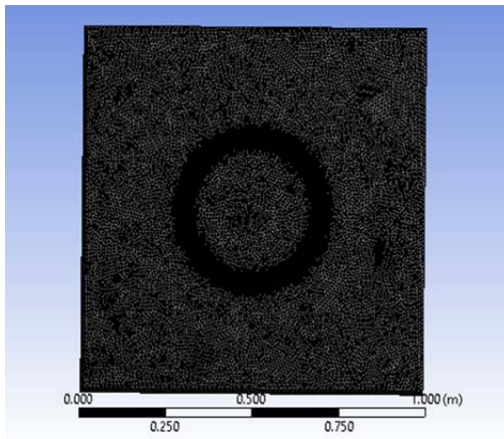
در حالت سه محوره عملگرهای مونتوم سیالی به اندازه ۶ میلی‌متر در داخل دیواره فرو رفته‌اند در صورتی که در حالت هرمی تنها بخشی از عملگرها مطابق شکل (۳) با دیواره‌ها در تماس هستند. برای شبکه‌بندی در حالت تک صفحه با توجه به هندسه شکل و پیچیدگی آن شبکه بندی به صورت چهار وجهی انجام شده است و در اطراف حلقه سعی شده تا شبکه‌بندی متراکم‌تر باشد. شبکه‌بندی طراحی شده در شکل (۴) نشان داده شده است.

انجماد، با توجه به محدوده دمای کاری ماهواره، انتخاب نوعی از سیال که در این محدوده دمایی بالا بتوانند به خوبی کار کند و در طول کل عملیات کاری باثبات کار کند از اهمیت خاصی برخوردار است. این معیار باعث حذف تعداد زیادی از سیال‌ها می‌شود در بین سیال‌ها آب به دلیل نقطه جوش پایین مورد استفاده قرار نمی‌گیرد. اتیلن گلیکول و پروپیلن گلیکول دو سیال استفاده شده به عنوان ضدیخ در خودروها می‌باشند، اتیلن گلیکول چون چگالی بالاتری دارد مناسب‌تر است. گشتاور ایجاد شده توسط سیال باعث می‌شود نوسانات ایجاد شده در ماهواره دفع شود. لذا انتخاب یک سیال با ویسکوزیته بالاتر می‌تواند گشتاور بیشتری ایجاد کند اما باید این نکته را در نظر گرفت که با انتخاب سیال با ویسکوزیته خیلی بالا نیز پمپ به راحتی نمی‌تواند چرخش را در درون حلقه ایجاد کند و نیاز به قدرت بیشتری می‌باشد.

چگالی نیز معیار مهمی در انتخاب نوع سیال است. انتخاب سیال با چگالی بالاتر باعث ایجاد گشتاور بیشتری می‌شود. سمی نبودن سیال نیز مهم است که نباید از آن غافل شد. خوردگی نیز معیار دیگری است که باید به آن توجه شود، سیال نباید خاصیت خوردگی بالایی داشته باشد زیرا باعث ایجاد مشکل در عملکرد پمپ می‌شود. با توجه به معیارهایی که معرفی شد سیال مورد استفاده اتیلن گلیکول در نظر گرفته شده است که چگالی آن 1095 kg/m^3 و دمای جوش آن در فشار یک اتمسفر $187/4^\circ \text{C}$ است [۲۰].

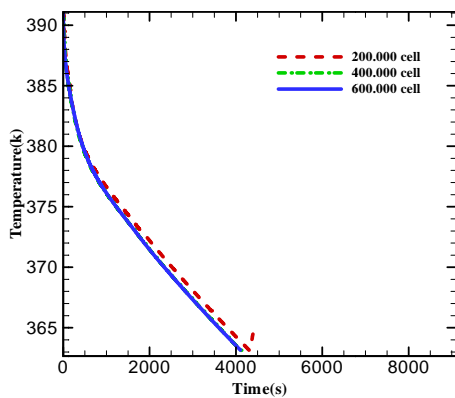
جنس صفحات ماهواره از نوع آلومینیوم ۶۰۶۱ که مناسب مباحث فضایی می‌باشد است در نظر گرفته شده که ضریب جذب آن $0/38$ و ضریب صدور آن $0/08$ و چگالی آن 2700 Kg/m^3 و ضریب هدایت حرارتی آن 201 W/m.k و ضریب گرمای ویژه آن 900 J/Kg می‌باشد [۲۱].

ماهواره با توجه به محیط اطراف خود که یک فضای خلأ با فاصله مولکولی زیاد می‌باشد، تنها از طریق تشعشع می‌تواند حرارت را دریافت کند که شامل تشعشع از سطح خورشید، بازتاب تشعشع خورشید از زمین، تشعشع مادون قرمز زمین و تشعشع ناگهانی ناشی از عبور اجرام فضایی است. از جمله سیستم‌های خنک‌کننده که می‌توان برای ماهواره‌ها استفاده نمود، مکانیزم چرخاندن یک سیال درون یک لوله دایروی می‌باشد که به آن عملگر مونتوم سیالی (FMC) گفته می‌شود که وظیفه کنترل نوسانات ماهواره را نیز بر عهده دارد. از جمله مزایای این طرح انعطاف‌پذیری آن در تغییر اندازه لوله و سرعت چرخش سیال درون لوله‌ها و همچنین وزن کم سیستم مورد نظر می‌باشد. دمای سطوح ماهواره بدون عملگرهای مونتومی سیال در زمان‌های مختلف با استفاده از نرم‌افزار متلب محاسبه شده است.

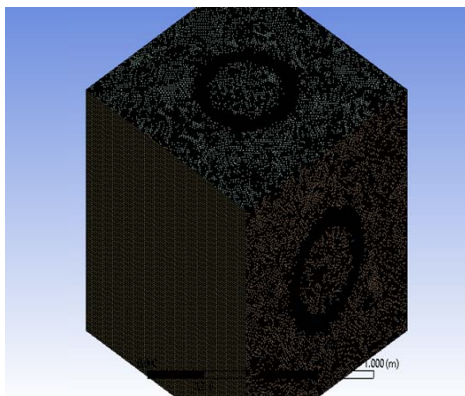


شکل ۴- شبکه‌بندی در ماهواره در حالت تک صفحه

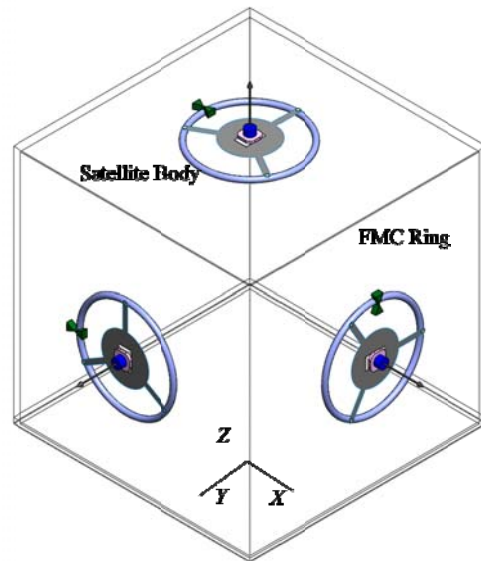
در حالت ماهواره کامل شبکه‌بندی در سه صفحه‌ای که دارای حلقه سیال است به صورت چهار وجهی صورت گرفته و در سه صفحه دیگر که فاقد حلقه سیال است شبکه‌بندی به صورت شش وجهی انجام شده است. در حالت ماهواره به صورت هرمی و سه محوره، سه شبکه بندی مختلف $1/5$ ، 2 و $2/8$ میلیون صورت پذیرفته و با توجه به عدم تغییر نتایج در دو شبکه بندی آخر، تعداد ۲ میلیون شبکه مینا قرار گرفته است. نمایشی از شبکه‌بندی در این حالت در شکل (۶) نمایش داده شده است.



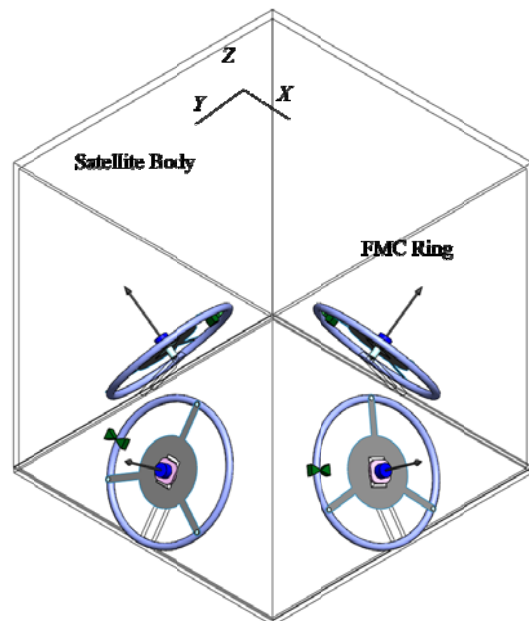
شکل ۵- استقلال از شبکه‌بندی در حالت تک صفحه



شکل ۶- شبکه‌بندی ماهواره در حالت سه محوره



شکل ۲- عملگرهای FMC با چیدمان سه محوره



شکل ۳- عملگرهای FMC با چیدمان هرمی

در حالت تک صفحه مسئله برای سه شبکه‌بندی متفاوت حل شده تا از حل دقیق مسئله اطمینان حاصل شود. مسئله برای ۳ شبکه بندی ۲۰۰، ۴۰۰ و ۶۰۰ هزار سلول استفاده شده است. همانطور که در شکل (۵) نشان داده شده مسئله در حالت تک صفحه سه بار حل شده و برای حالت ۴۰۰ و ۶۰۰ هزار تعداد سلول نتایج تقریباً یکسانی به دست آمده در حالی که در حالت ۲۰۰ هزار سلول نتایج کمی با دو حالت دیگر متفاوت است. لذا برای حل‌های حالت تک صفحه تعداد ۴۰۰ هزار شبکه بندی به عنوان مینا انتخاب شده است.

معادلات حاکم بر حل مسئله

معادلات دیفرانسیل حاکم بر جریان سیال معادلات ناویر-استوکس است. این معادلات در واقع یکی از پیچیده‌ترین معادلات موجود در فیزیک هستند که هنوز هم تلاش‌های زیادی برای حل این معادلات با استفاده از روش‌های تحلیلی و عددی در حال انجام می‌باشد. لذا برای سیال تراکم ناپذیر و سطح جامد معادلات حاکم مورد استفاده به صورت زیر می‌باشد. معادله بقای جرم به فرم ذیل است [۲۳]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot \rho \vec{V} = 0 \quad (5)$$

معادله مومنتوم:

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\vec{\nabla} p + \vec{\nabla} \cdot \vec{\tau} + \rho \vec{F}_b \quad (6)$$

که در آن $\frac{D}{Dt}$ اپراتور مشتق مادی با تعریف $\frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + \vec{V} \cdot \vec{\nabla}$ می‌باشد. برای معادله انرژی داریم:

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla T = k \nabla^2 T + \phi \quad (7)$$

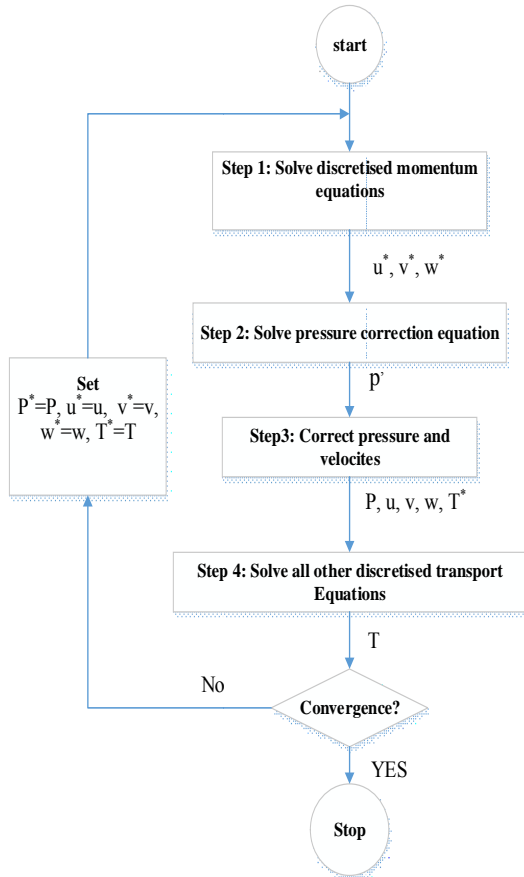
در این مطالعه از روش کوپل سرعت و فشار، سیمپل^۷ استفاده شده است که دارای دقت مرتبه دوم مکان و مرتبه اول زمان می‌باشد. نحوه محاسبه گرادیان‌ها، روش حداقل مربعات می‌باشد. حل با شرایط اولیه سرعت‌ها، فشار و دما سیال و سطوح ماهواره آغاز می‌شود و معادلات مومنتوم گسسته شده حل می‌شود. سپس معادله تصحیح فشار حل می‌شود و با فشار بدست آمده، سرعت و فشار تصحیح شده بدست آورده می‌شوند. سپس معادله انرژی حل می‌شود و این فرآیند تا زمان همگرا شدن در هر گام زمانی ادامه می‌یابد و بعد از همگرا شدن حل به گام زمانی بعدی انتقال می‌یابد. مقادیر باقی مانده برای مولفه‌های سرعت در معادله مومنتوم و معادله پیوستگی 10^{-6} و برای معادله انرژی 10^{-8} در نظر گرفته شده است. رژیم جریان در حل آرام در نظر گرفته شده است. در شکل (۷) الگوریتم حل سیمپل برای مسئله مورد نظر نمایش داده شده است.

شبیه‌سازی عددی و مقایسه نتایج

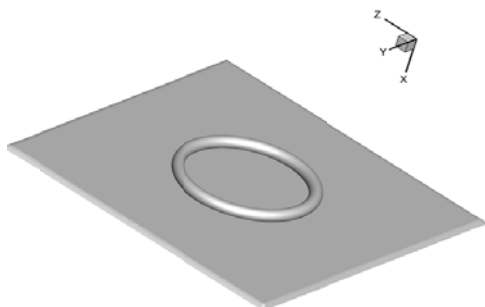
مدل‌سازی ماهواره در حالت یک دیواره

در حالت مدل‌سازی یک دیواره، دیواره + X برای شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است. در این حالت به صفحه خارجی ماهواره شار لازم در زمان‌های مختلف اعمال شده است. سایر صفحه‌ها مانند صفحات داخل حالت تک صفحه و صفحات کناری عایق شده‌اند و هیچ‌گونه انتقال حرارتی با بیرون ندارند. شکل طراحی شده برای مدل‌سازی در شکل (۸) نشان داده شده است.

در واقع حل برای سه حالت صورت گرفته است. حالت اول بدون عملگرهای سیال، حالت دوم و سوم با عملگرهای سیالی و سرعت‌های مختلف دورانی سیال در داخل عملگرها که در ادامه نتایج ارائه خواهند شد.

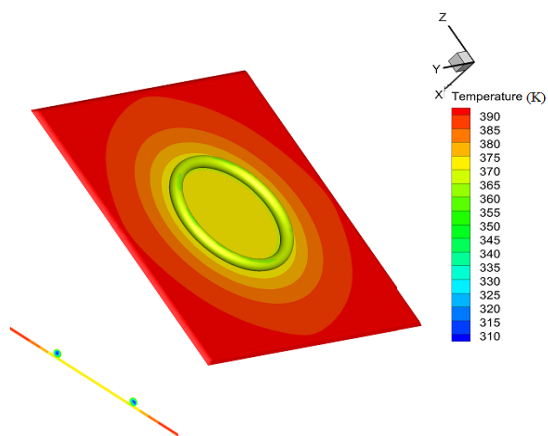


شکل ۷- الگوریتم سیمپل در یک گام زمانی

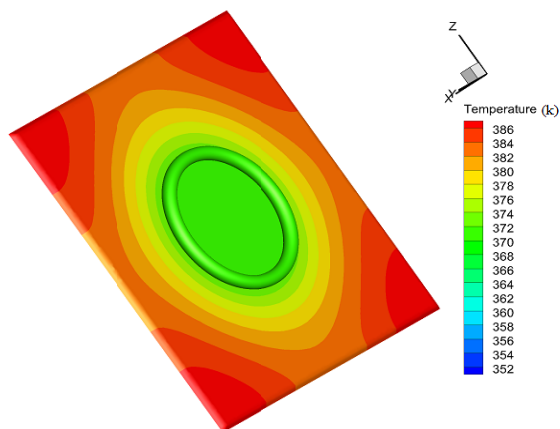


شکل ۸- مدل‌سازی ماهواره در حالت تک صفحه +X

برای شبیه‌سازی، ماهواره در یک دور چرخش مداری ماهواره و در حالتی که وضعیت دمایی ماهواره به سیکل ثابتی رسیده بررسی شده است. شکل (۹) دما در لحظه $t=0$ را نشان می‌دهد که همان طور که از شکل مشخص است دمای دیواره ۳۹۲ درجه کلوین و دمای مس و سیال ۳۰۰ درجه کلوین در نظر گرفته شده‌اند.



شکل ۱۱- دمایی دیواره و سیال ماهواره در لحظه $t=125$



شکل ۱۲- دمایی دیواره و سیال ماهواره در لحظه $t=400$

در شکل (۱۲) دمایی دیواره و سیال در زمان ۴۰۰ ثانیه نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است با گذشت بیشتر زمان، اختلاف دمایی بین سیال و دیواره کمتر می‌شود. با توجه به این‌که دیواره‌های اطراف عایق شده‌اند خطوط هم‌دمای بر دیواره‌های اطراف عمود است.

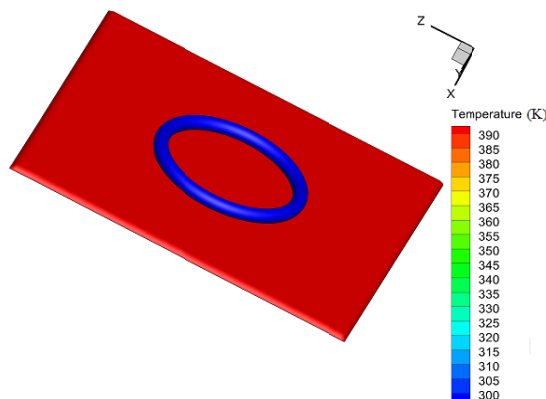
با گذشت زمان دمایی سیال به دمایی دیواره نزدیک و نزدیک‌تر می‌شود. با توجه به این‌که خود دیواره نیز شار منفی دریافت می‌کند و دمایی آن در حال کاهش است در بازه‌ای از زمان به بعد دمایی سیال مقدار کمی از دیواره نیز بیشتر می‌شود. که در شکل (۱۳) در زمان ۳۷۲۰ ثانیه بعد از شروع حل نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل (۱۳) نمای برش خورده دیواره نشان داده شده مشخص است که دمایی سیال حدود ۲ درجه سانتی‌گراد از دمایی دیواره نیز بیشتر است.

مقایسه دمایی ماهواره در حالت تک دیواره در سه حالت بدون حلقه‌های سیال و با حلقه‌های سیال با دو سرعت دورانی مختلف در شکل (۱۴) نشان داده شده است. در ابتدا به دلیل اینکه دمایی سیال از

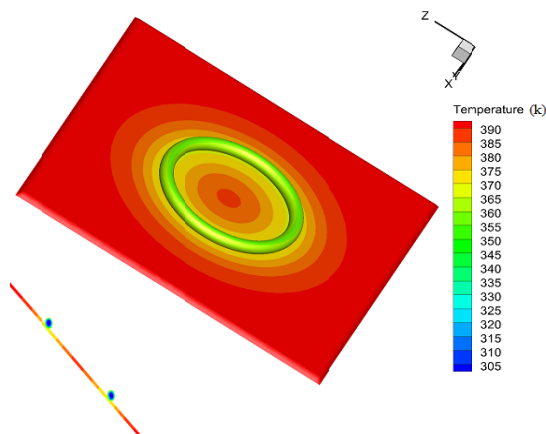
با شروع حل و گذشت زمان سیال در داخل حلقه‌های سیال شروع به دوران می‌کند. برای در نظر گرفتن تاثیر سرعت دوران سیال در داخل حلقه‌ها بر سرعت کاهش دمایی دیواره، مسئله با دو سرعت ۰/۴ و ۱/۵ رادیان بر ثانیه در داخل حلقه‌ها شبیه‌سازی شده است.

در شکل (۱۰) دمایی دیواره و سیال در زمان ۷۵ ثانیه و سرعت دورانی ۰/۴ رادیان بر ثانیه، بعد از شروع حل نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است با گذشت زمان دمایی سیال افزایش می‌یابد و دمایی دیواره از نزدیک حلقه‌های سیال شروع به کم شدن می‌کند. نمای برش خورده دیواره ماهواره از وسط نیز در شکل (۱۰) نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص دمایی دیواره از اطراف حلقه‌های سیال به سمت مرکز و به سمت کناره‌های دیواره شروع به کاهش یافتن کرده است.

در شکل (۱۱) دمایی دیواره و سیال در زمان ۱۲۵ ثانیه بعد از شروع حل نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است با گذشت زمان دمایی سیال بیشتر افزایش می‌یابد و سطح بیشتری از دیواره دمایی آن کاهش پیدا می‌کند. نمای برش خورده دمایی دیواره نیز نشان می‌دهد که با توجه به اختلاف دمایی بین دیواره و سیال، دمایی سیال حدود ۱۰ درجه سانتی‌گراد افزایش یافته است.



شکل ۹- دمای دیواره و سیال در لحظه $t=0$



شکل ۱۰- دمایی دیواره و سیال ماهواره در لحظه $t=75$

صفحه را حدود ۱۲/۸ درجه سانتی‌گراد خنک‌تر کند. همانطور که از نمودار نیز مشخص است سیال هنگامی که با سرعت بیشتری در داخل حلقه می‌چرخد می‌توانسته در ابتدا از صفحه گرما بیشتری نسبت به حالتی که با سرعت کمتری می‌چرخد جذب کند. اما بعد از مدتی کوتاه در هر دو حالت دمای صفحه با سیال تقریباً برابر می‌شود و دو نمودار روی هم قرار می‌گیرند.

مدل‌سازی ماهواره در حالت سه محوره

ماهواره مورد بررسی دارای شیب مداری ۶۰ درجه و دیواره Z مثبت رو به زمین قرار دارد. در حالت مدل‌سازی ماهواره کامل از سه حلقه سیال به صورت سه محوره استفاده شده که یک حلقه در جهت X مثبت، یک حلقه Y مثبت و یک حلقه در جهت Z منفی قرار دارد. در این حالت به هر ۶ صفحه خارجی ماهواره شار متناسب با آن صفحه اعمال می‌شود و صفحات داخلی ماهواره همگی عایق شده‌اند. در شکل (۱۵) دمای ماهواره در شروع حل نشان داده شده که دمای سیال و دمای لوله مسی در ابتدا ۳۰۰ درجه کلوین در نظر گرفته شده است.

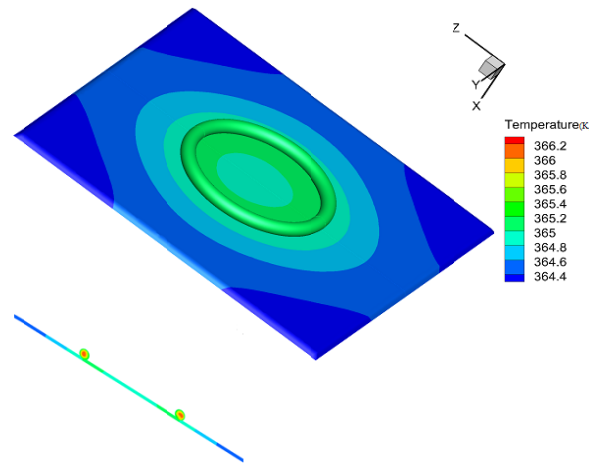
با شروع حل سیال در داخل حلقه‌ها با سرعت ثابت شروع به چرخش نموده و دمای دیواره‌ها را از اطراف خود کاهش می‌دهد. شکل (۱۶) نمایی از دمای ماهواره در ابتدای حل را نشان می‌دهد.

در شکل (۱۷) نمای برش خورده شکل (۱۶) از مرکز ماهواره در صفحه Z-Y نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است در دو صفحه‌ای که حلقه‌های سیال وجود دارند از اطراف حلقه دمای دیواره کاهش یافته و در کناره‌های دیواره با توجه به تماس با سایر دیواره‌ها انتقال حرارت بین صفحه‌ها نیز صورت می‌گیرد که در آن حالت این انتقال حرارت بین صفحات به خوبی مشخص شده است.

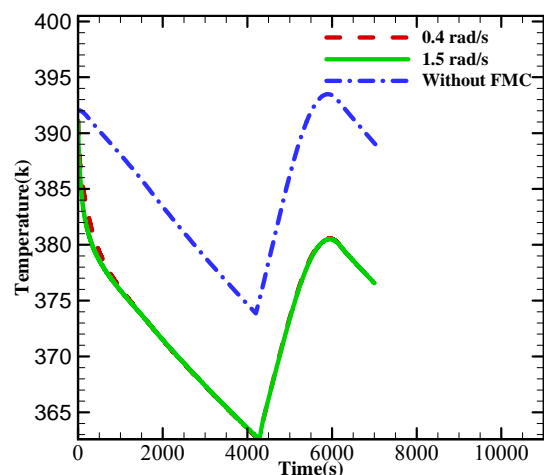
نمای برش خورده دمای دیواره و سیال ماهواره در زمان ۴۰۰ ثانیه نیز در شکل (۱۸) نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است در صفحه Z منفی چون دمای دیواره از سایر دیواره‌ها بیشتر بوده، دمای سیال نیز در این صفحه بیشتر از سایر صفحه‌هاست. مقایسه دمای صفحه X مثبت که دارای حلقه سیال و صفحه X منفی که فاقد حلقه سیال است در سه حالت مختلف با حلقه‌های سیال با سرعت دورانی ۰/۴ و ۱/۵ رادیان بر ثانیه و بدون حلقه‌های سیال در شکل (۱۹) و (۲۰) نشان داده شده است.

در شکل (۱۹) دمای دیواره X مثبت در سه حالت مختلف نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است در ابتدا در حالتی که سرعت چرخش سیال داخل حلقه‌های سیال بیشتر است مقدار کمی بیشتر گرما از دیواره گرفته شده اما با گذشت زمان کوتاهی چون دمای سیال با دمای دیواره تقریباً برابر می‌شود دو نمودار روی هم قرار می‌گیرند.

دمای صفحه کمتر است سیال نقش خود را به عنوان جاذب حرارت، خیلی خوب اجرا و دمای صفحه را کم می‌کند. اما با گذشت زمان با توجه به اینکه سیال درون حلقه می‌چرخد و در واقع در یک سیکل تکراری قرار دارد، دمای آن بالا رفته و با دمای صفحه تقریباً برابر می‌شود و در ادامه چون شار اعمالی به دیواره ماهواره در این بازه زمانی منفی است و دمای خود صفحه نیز با توجه به شار کم می‌شود دمای سیال حتی حدود یک درجه بیشتر از صفحه شده و در واقع در این حالت حتی به صفحه گرما می‌دهد. بعد از گذشت مدتی، دمای سیال و صفحه تقریباً یکسان می‌شود و سیال دیگر به عنوان یک خنک‌کننده فعال نیست و فقط به عنوان کنترلر وضعیت ماهواره و جلوگیری از اغتشاشات ماهواره کاربرد دارد.

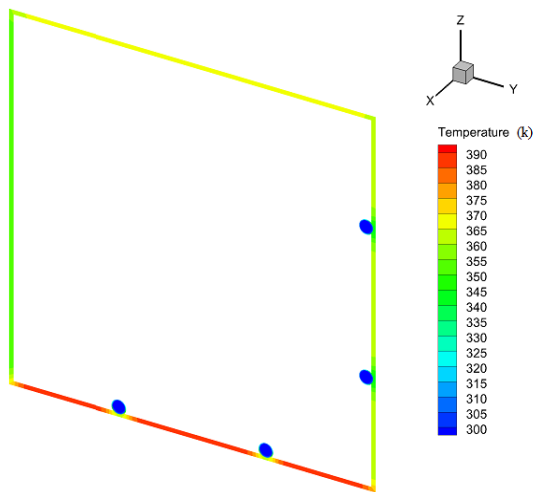


شکل ۱۳- دمای دیواره و سیال ماهواره در لحظه $t=3720$

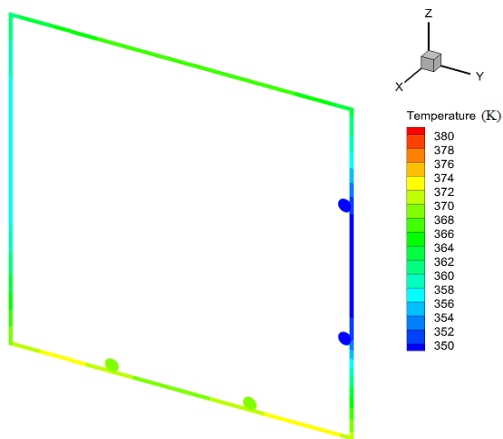


شکل ۱۴- دمای دیواره ماهواره در سه حالت مختلف

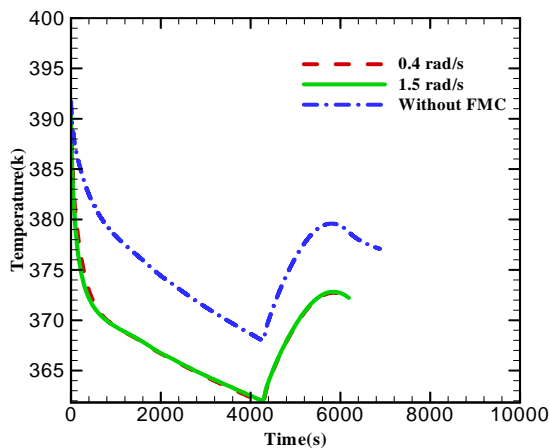
همان‌طور که در شکل (۱۴) مشخص است دمای صفحات در حالت با عملکرد مومنتوم سیالی در بیشترین حالت توانسته دمای



شکل ۱۷- دمای دیواره و سیال ماهواره در لحظه $(x=0.5, y, z) t=8$



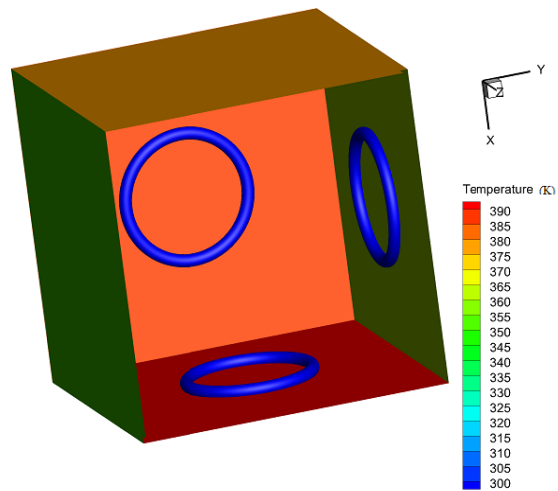
شکل ۱۸- دمای دیواره و سیال ماهواره در لحظه $(x=0.5, y, z) t=400$



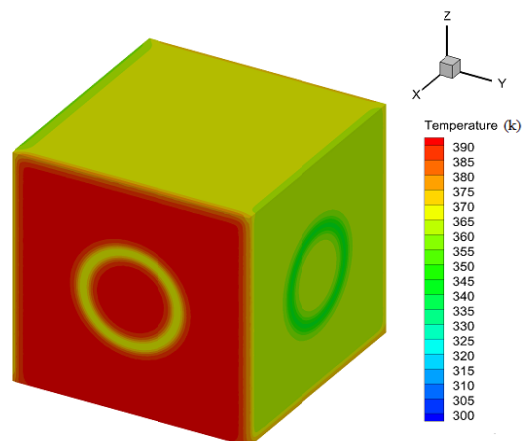
شکل ۱۹- دمای دیواره مثبت X ماهواره در سه حالت مختلف

در حالت ماهواره کامل دمای دیواره X مثبت حدود ۱۰ درجه سانتی‌گراد در بیشترین حالت دمای آن کم شده اما با گذشت زمان با توجه به تماس با سایر صفحه‌ها و وجود صفحه‌ها بدون حلقه سیال اختلاف دمای دیواره در حالت با حلقه سیال و بدون حلقه سیال از ۱۰ درجه سانتی‌گراد کمتر شده و به حدود ۶/۴ درجه سانتی‌گراد می‌رسد.

در شکل (۲۰) دمای دیواره X منفی که فاقد حلقه سیال بوده در سه حالت مختلف نشان داده شده است. با توجه به اینکه خود صفحه X منفی فاقد حلقه سیال است؛ اما با گذشت زمان از سایر صفحات دارای حلقه سیال تاثیر پذیرفته و دمای آن کاهش می‌یابد.

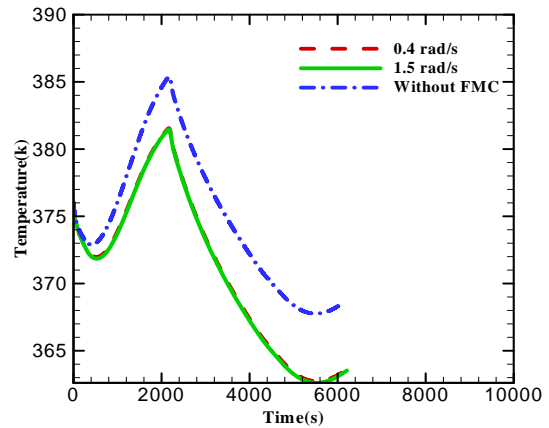


شکل ۲۰- دمای دیواره و سیال ماهواره در لحظه $t=0$



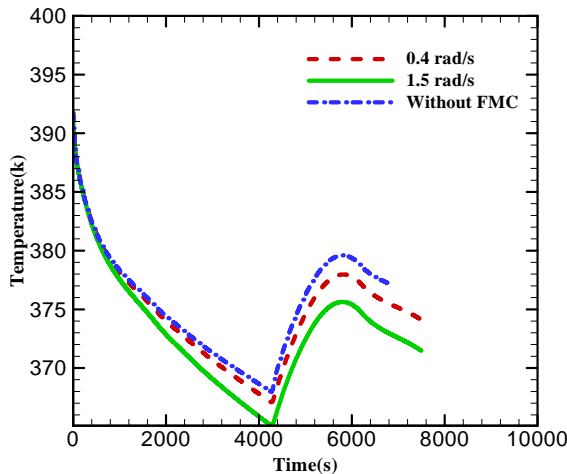
شکل ۲۱- دمای دیواره و سیال ماهواره در لحظه $t=8$

در این حالت حلقه‌های سیال با ۵ دیواره ماهواره در تماس هستند و با دیواره Z مثبت تماسی ندارند. دیواره Z منفی با هر چهار حلقه در تماس بوده و سایر چهار صفحه جانبی با یک حلقه در تماس هستند. با استفاده از این سیستم نیز دمای صفحه‌ها کاهش پیدا می‌کند. اما در این سیستم به دلیل اینکه سطح تماس حلقه‌های سیال با صفحه‌ها کم است انتقال حرارت بین سیال و صفحه‌های ماهواره به کندی انجام شده و با گذشت زمان زیادی دمای صفحات کم می‌شود. در این حالت بر خلاف حالت سه محوره سطح تماس بین حلقه‌های سیال و دیواره ماهواره کم است و لذا کاهش دما دیواره‌های ماهواره زمان بسیار بیشتری طول خواهد کشید تا دما سیال داخل حلقه‌ها با دیواره تقریباً یکسان شود. بنابراین در این حالت سرعت چرخش سیال در داخل حلقه‌ها تاثیر خود را نشان خواهد داد.



شکل ۲۰- دمای دیواره X منفی ماهواره در سه حالت مختلف

همان‌طور که در شکل (۲۰) مشخص است با گذشت زمان اختلاف دما بین حالتی که حلقه‌های سیال در ماهواره وجود دارد با حالتی که وجود ندارد در دیواره X منفی بیشتر می‌شود و حداکثر به ۵/۴ درجه سانتی‌گراد می‌رسد. با مقایسه دو شکل (۱۹) و (۲۰) مشخص است که در دیواره‌هایی که از FMC استفاده شده در ابتدا در این دیواره دما سریع کاهش یافته و اختلاف دما بین حالت ماهواره با عملگر و بدون عملگر در این دیواره زیاد شود. اما با گذشت زمان و انتقال حرارت بین دیواره‌ها و وجود دیواره‌هایی بدون عملگر باعث می‌شود تا این اختلاف دما با گذشت زمان در دیواره‌های با عملگر مومنتم سیالی کمتر شده و به حالت پایداری برسد. در جدول (۴) نتایج برای همه دیواره‌های ماهواره به طور کامل ارائه شده است.



شکل ۲۱- دمای دیواره X مثبت ماهواره در سه حالت مختلف

جدول ۴- میزان کاهش دمای دیواره‌های ماهواره با چیدمان سه محوره در یک دور چرخش مداری ماهواره

دیواره‌های ماهواره	+X	-X	+Y	-Y	+Z	-Z
دمای اولیه حلقه سیال	۳۰۰k	-	۳۰۰k	-	-	۳۰۰k
دمای اولیه دیواره	۳۹۱k	۳۷۵k	۳۶۱k	۳۵۲k	۳۶۶k	۳۸۸k
تقلیل دما در یک دور چرخش ماهواره	۶/۴	۵/۶	۵/۹	۵/۳	۵/۴	۶

در شکل (۲۱) اختلاف دمای دیواره X مثبت در سه حالت بدون حلقه‌های سیال و با حلقه‌های سیال با چیدمان هرمی شکل با دو سرعت دورانی مختلف سیال نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است با گذشت زمان اختلاف دما بین حالت با حلقه سیال و بدون آن ایجاد شده و میزان کاهش دما به آرامی صورت می‌پذیرد، زیرا سطح تماس حلقه سیال با دیواره کم است. نکته قابل توجه این است که با افزایش سرعت دورانی سیال میزان کاهش دمای بیشتری صورت می‌گیرد، زیرا بعد از یک دور گردش هنوز دمای سیال با دمای دیواره برابر نشده است. همان‌طور که در شکل (۲۱) نشان داده شده در حالتی که سیال با سرعت ۰/۴ رادیان بر ثانیه دوران می‌کند بعد از یک دور گردش ماهواره دمای دیواره X مثبت حدود ۱/۵ درجه سانتی‌گراد کاهش یافته و در حالتی که سیال با سرعت ۱/۵ رادیان بر ثانیه دوران می‌کند، بعد از یک دور چرخش ماهواره این دیواره حدود ۴/۱ درجه سانتی‌گراد کاهش پیدا کرده است.

مدل‌سازی ماهواره در حالت هرمی

در این قسمت نیز ماهواره در ابعاد و جنس مانند ماهواره قسمت قبل است با این تفاوت که حلقه‌های سیال روی صفحه قرار نمی‌گیرند. ۴ حلقه به صورت هرمی در داخل ماهواره قرار گرفته و دمای صفحات ماهواره را کم می‌کنند. قطر حلقه‌های سیال مانند قبل ۴۰ سانتی‌متر و قطر داخلی آن ۲ سانتی‌متر در نظر گرفته شده است. زاویه حلقه‌های سیال با افق ۵۴/۷۳ درجه می‌باشد که در شکل (۳) نمای طراحی شده از این ماهواره نشان داده شده است.

کاهش می‌یابد در حالی که دیواره Z مثبت که با حلقه سیالی در تماس نیست با گذشت زمان زیادی و در اثر انتقال حرارت هدایتی دمای آن کاهش می‌یابد. در جدول (۵) نتایج برای همه دیواره‌های ماهواره در حالت هرمی به طور کامل ارائه شده است.

جدول ۵- میزان کاهش دمای دیواره های ماهواره با چیدمان هرمی در یک دور چرخش مداری ماهواره

دیواره‌های ماهواره	+X	-X	+Y	-Y	+Z	-Z
دمای اولیه دیواره	۳۹۱k	۳۷۵k	۳۶۱k	۳۵۲k	۳۶۶k	۳۸۸k
تقلیل دما با سرعت ۰/۴ رادیان بر ثانیه	۱/۶	۱/۵	۱/۵	۱/۵	۰/۸	۲/۲
تقلیل دما با سرعت ۱/۵ رادیان بر ثانیه	۴/۱	۴	۴	۴	۲/۲	۶

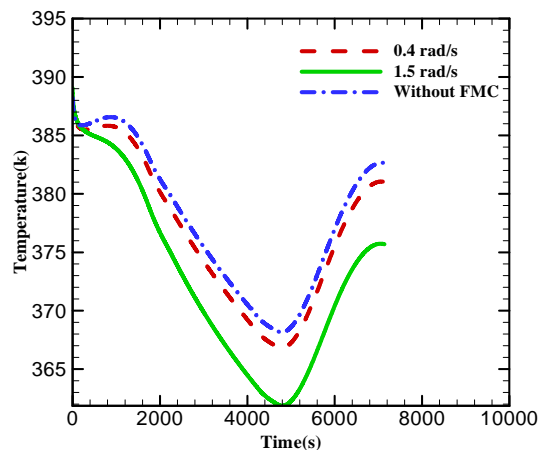
در حالی که حلقه‌های سیالی به صورت هرمی در داخل ماهواره قرار گرفته‌اند با توجه به اینکه از چهار حلقه سیالی استفاده شده لذا نهایتاً بعد از گذشت زمان زیادی باید میزان کاهش دما بیشتر از حالت سه محوره باشد. اما در حالت سه محوره به توجه به اینکه سطح تماس حلقه سیالی با دیواره زیاد است بعد از حدود ۴۰۰ ثانیه دمای سیالی تقریباً با دیواره یکسان می‌شود. اما در حالتی که حلقه‌ها به صورت هرمی قرار دارند برای اینکه دمای سیالی با صفحه برابر شود زمان بسیار بیشتری لازم است.

نتیجه گیری

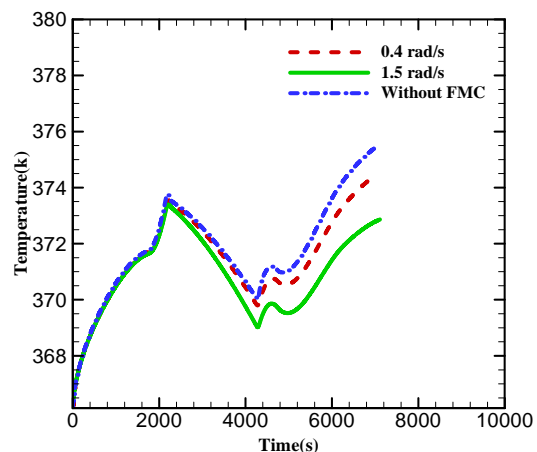
در این پژوهش میزان عملکرد دمایی برای ماهواره‌ای که در مدار زمین در حال گردش است با به‌کارگیری عملگر مومنتوم سیالی به عنوان یک سیستم کمکی برای رفع شرایط بحرانی حرارتی بررسی شده است. در این مکانیزم، سیالی توسط پمپ روی هر صفحه ماهواره در داخل یک حلقه در حال چرخش است و با دوران سیالی روی صفحه‌ها دمای سیستم کاهش می‌یابد. در همین راستا دو نوع سیستم مدیریت دمایی مورد تحلیل و ارزیابی قرار گرفت. نوع اول حالتی است که سه حلقه سیالی به صورت سه محوره قرار دارند و با پمپ‌های جداگانه کار می‌کنند و نوع دوم حالتی است که چهار حلقه سیالی به صورت هرمی در داخل ماهواره قرار گرفته‌اند. نتایج در حالت کلی کارایی بسیار بیشتر نوع اول یعنی حالت سه محوره را نشان می‌دهد. در حالت سه محوره بعد از گذشت زمانی حدود ۴۰۰ ثانیه دمای صفحه و سیالی تقریباً با یکدیگر برابر می‌شوند و اختلاف دمای سیالی و صفحه‌ها بسیار کم است. اما در حالت هرمی با توجه به اینکه سطح انتقال حرارت کم است بعد از گذشت حدود ۶ هزار ثانیه هنوز سیالی توانایی خنک‌کردن دارد و دمای آن با سطح یکی نشده است. در حالت کلی بررسی این دو چیدمان نشان می‌دهد که بعد از مدتی

در شکل (۲۲) اختلاف دمای دیواره Z منفی در سه حالت بدون حلقه‌های سیالی و با حلقه‌های سیالی با چیدمان هرمی شکل با دو سرعت دورانی مختلف سیالی نشان داده شده است. که در این حالت نیز با سرعت ۰/۴ رادیان بر ثانیه سیالی بعد از یک دور گردش حدود ۲/۲ درجه سانتی‌گراد و با سرعت ۱/۵ رادیان بر ثانیه حدود ۶ درجه سانتی‌گراد دمای دیواره کاهش یافته است.

در شکل (۲۳) اختلاف دمای دیواره Z مثبت که با هیچ یک از حلقه‌های سیالی در تماس نیست در سه حالت بدون حلقه‌های سیالی و با حلقه‌های سیالی با تنظیم هرمی شکل با دو سرعت دورانی مختلف سیالی نشان داده شده است. که در این حالت نیز با سرعت ۰/۴ رادیان بر ثانیه سیالی بعد از یک دور گردش حدود ۰/۸ درجه سانتی‌گراد و با سرعت ۱/۵ رادیان بر ثانیه حدود ۲/۲ درجه سانتی‌گراد دمای دیواره کاهش یافته است.



شکل ۲۲- دمای دیواره Z مثبت ماهواره در سه حالت مختلف



شکل ۲۳- دمای دیواره Z مثبت ماهواره در سه حالت مختلف

با مقایسه دو شکل (۲۲) و (۲۳) مشخص است که در دیواره Z منفی چون به هر چهار حلقه سیالی در تماس است دمای آن زودتر

- دمای سیال با دمای صفحه حدوداً برابر شده و لذا سیال دیگر وظیفه خود به عنوان یک عامل جاذب حرارت ایفا نمی‌کند. که با توجه به کمکی بودن این مکانیزم در کنار سیستم اصلی کنترل حرارت، مشکل خاصی بروز نخواهد کرد. در حالت سه محوره بیشترین کاهش دما مربوط به دیواره X مثبت به $6/4$ درجه سانتی‌گراد و در حالت هرمی بیشترین کاهش دما مربوط به دیواره Z منفی است که با هر چهار عملگر مومنتوم سیالی در تماس بوده و 6 درجه سانتی‌گراد دمای آن کاهش یافته است. با توجه به اینکه خود ماهواره بعد از گذشت زمان به تعادل حرارتی می‌رسد، اما همواره مقدار اختلاف دمای حدود 5 درجه سانتی‌گراد بین صفحه‌ها وجود دارد و ماهواره هیچ‌گاه به تعادل حرارتی کامل که همه صفحه‌ها دارای دمای یکسان باشند نمی‌رسد. اما در شرایط بحرانی، چیدمان سه محوره سریعتر می‌تواند این مدیریت دمایی را انجام دهد.
- ### مراجع
- [1] Maynard, R.S., *Fluid Momentum Control*, U.S. Patent, 4,776,541, 1998.
- [2] Lurie, B.J. and J.A. Schier, "Liquid-ring Attitude-control System For Spacecraft," *NASA Tech Briefs*, Vol. 14, No. 9, 1990.
- [3] Laughlin, D.R., Sebesta, H.R., Ckelkamp-Baker, D.E., "A Dual Function Magnetohydrodynamic (MHD) Device for Angular Motion Measurement and Control," *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 111, 2002, pp. 335-348.
- [4] Kelly, A.C., Mc Chesney, C., Smith, P.Z., Waltena, S., "A Performance Test of a Fluidic Momentum Controller in Three Axes," *NASA Report*, 2004.
- [5] Tsuyuki, G. and Thunnissen, D., "Margin Determination in the Design and Development of a Thermal Control System," *SAE Technical Paper*, 2004-01-2416, 2004.
- [6] Kumar, K.D., "Satellite Attitude Stabilization Using Fluid Rings," *Acta Mechanica*, Vol. 208, No. 2, 2009, pp. 117-131.
- [7] Corey Bolduc Chahe, A., "Rapid Thermal Analysis of Rigid Three-Dimensional Bodies With the Use of Modelica Physical Modelling Language," *MSDL 2009 Summer Presentations for Canadian Space Agency, Department of Space Technologies*, Quebec, Canada, 2009.
- [8] Varatharajoo, R., Kahle, R. and Fasoulas, S., "Approach for Combining Spacecraft Attitude and Thermal Control Systems," *Journal of Spacecraft and Rocket*, Vol. 40, No. 5, 2003, pp. 57-664.
- [9] Cheng, W., LiuZhi, N., ZhongAiMing, L., ZhiMin, W., ZongBo He, Z., "Application Study of A Correction Method for A Spacecraft Thermal Model With A Monte-Carlo Hybrid Algorithm," *Chinese Science Bulletin*, Vol. 56, No. 13, 2011, pp. 1407-1412.
- [10] Jose, G. and Fernandez-Rico, G., "Linear Approach to the Orbiting Spacecraft Thermal Problem," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 26, No. 3, 2012, pp. 511-522.
- [11] Nobari, N.A. and Misra, A.K., "Satellite Attitude Stabilization Using Four Fluid Rings in a Pyramidal Configuration," *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, Toronto, Canada, 2010.
- [12] Nobari, N.A. and Misra, A.K., "Attitude Dynamics and Control of Satellites With Fluid Ring Actuators," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 35, No. 6, Nov-Dec 2012, pp. 1855-1864.
- [13] Nobari, N.A. and Misra, A.K., *Attitude Dynamics and Control of Satellite with Fluid Ring Actuators*, PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, McGill University, Canada, 2013.
- [14] Taghavi, A.H., Soleymani, A., Shojaei, T., "Attitude Control System Design Based on Fluidic Momentum Controllers under Adaptive Sliding Mode," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 7, No. 2, 2014, pp. 63-74 (in persian).
- [15] Tayebi, J. and Soleymani, A., "A comparative Study of CMG and FMC Actuators for Nano Satellite Attitude Control System-Pyramidal Configuration," *IEEE 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 16-19 June 2015, Istanbul, Turkey.
- [16] Nosrattollahi, M., Soleymani, A., Sadati, S.H., "Design of Satellite's Combined Attitude and Thermal Control System Equipped with FMC Actuators," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 1, 2018, pp. 122-130 (in persian).
- [17] Nosrattollahi, M., Soleymani, A., Sadati, S.H., "Modified L_1 Adaptive Control Design for Satellite FMC Systems with Actuators Time Delay," *International Journal of Engineering, Transactions B: Applications*, Vol.31, No. 11, 2018, pp. 1982-1990.
- [18] Nosrattollahi, M., Soleymani, A., Sadati, S.H., "Decision-Making System Design for Satellite Temperature Management in the Presence of Fluid Momentum Controller Actuators Fault," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 4, 2019, pp. 947-957 (in persian).
- [19] Struble, C., Bascaran, E., Bannerot, R.B., Mistree, F., "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.
- [20] White, F., M., *Fluid Mechanics*, 4th Ed, McGraw-Hill, 2001.
- [21] Teal Sheet Series: International Alloy Designations and Chemical Composition Limits for Wrought Aluminum and Wrought Aluminum Alloys, *The Aluminum Association, Inc*, Revised: January 2015.
- [22] Batchelor, G. K., *An Introduction to Fluid Dynamics*, Cambridge Univ. Press, Cambridge, England, 1967.
- [23] Rao, A.V., *Dynamics of Particles and Rigid Bodies: A Systematic Approach*, Cambridge University Press, Cambridge, England, 2006.