

# نسل جدید سیستم کنترل وضعیت میکروماهواره با استفاده از عملگرهای کنترلر مومنتوم سیالی

تقی شجاعی  
دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا  
مرکز تحقیقات فضایی نوین  
kpshojae@ihu.ac.ir

احمد سلیمانی\*  
کارشناس ارشد مهندسی هوافضا  
دانشگاه شهید بهشتی  
ah.soleymani@mail.sbu.ac.ir

امیرحسین تقوی  
کارشناس ارشد مهندسی مکانیک  
دانشگاه صنعتی شریف  
amir.taghavi@yahoo.com

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۲/۹/۹

تاریخ دریافت: ۱۳۹۲/۸/۵

## چکیده

طی چند سال گذشته، عملگرهای جدیدی به نام کنترلرهای مومنتوم سیالی برای کنترل وضعیت میکروماهواره پیشنهاد شده است. این فناوری نسبت به دیگر عملگرهای ذخیره‌ساز مومنتوم، دارای نسبت گشتاور اعمالی به وزن بالاتر، جانمایی و اتصال راحت‌تر و ارتعاش انتقالی کمتر می‌باشند. در این مقاله، الزاماتی پیرامون نحوه عملکرد کنترلرهای مومنتوم سیالی جهت تعیین وضعیت میکروماهواره‌ها مطرح و انواع سازوکارهای مورد استفاده جهت به گردش درآوردن سیال به‌همراه روابط حاکم بر تولید گشتاور کنترل وضعیت و محدوده کاربرد هر یک برحسب شرایط متنوع مأموریت مداری تشریح شده است.

**واژگان کلیدی:** سیستم کنترل وضعیت، پمپ الکتروحرارتی، کنترلر مومنتوم سیالی، میکروماهواره

## ۱. مقدمه

کنترلی و عملگرهای آن بستگی دارد. با توجه به اینکه بیشترین مصرف انرژی در ماهواره، پس از قرارگیری آن در مدار، در عملگراست، بنابراین می‌توان گفت که عمر کاری ماهواره را نوع منبع انرژی و نوع عملگرها تعیین می‌کنند و به‌همین دلائل است که صنعت فضایی در پی عملگرهای کنترل وضعیت با قابلیت اطمینان بالا، پربازده و کم‌هزینه می‌باشد. تاکنون عملگرهای متنوعی چون تراسترها، چرخ‌های عکس‌العملی / مومنتوم، گشتاوردهنده‌های مغناطیسی و ژایروهای کنترل ممان ساخته و استفاده

کنترل وضعیت ماهواره، یک زیرسیستم اصلی است که در نهایت وظیفه بقاء ماهواره را برعهده دارد. توانایی کنترل وضعیت یک ماهواره در بسیاری از ملزومات عملیاتی نقشی حیاتی دارد. در میان زیر اجزای این سیستم، این عملگرها هستند که باید با اعمال گشتاور مورد نیاز، ماهواره را به وضعیت مطلوب هدایت کنند. بنابراین یک نقص کوچک در این زمینه می‌تواند به شکست در عملیات بیانجامد و بازگردانی سرمایه به‌کار رفته را بی‌ثمر کند. دقت در عملیات ماهواره (مثلاً وضوح عکس‌های فتوگرافیک) به دقت روش



شده‌اند. به‌جز تراسترها و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی، که یک گشتاور خارجی تولید می‌کنند، مابقی این عملگرها براساس اصول کلی بقای مومنتوم زاویه‌ای ماهواره را در مقابل گشتاورهای اغتشاشی پایدار می‌نمایند. عملگرهای کنترل وضعیت مرسوم، همانند ژایروهای کنترل ممان<sup>۲</sup>، عموماً به‌وسیله چرخاندن سریع روتور، یک مومنتوم را برای ماهواره ایجاد می‌کنند. اما به‌تازگی عملگرهایی پیشنهاد شده است که در آنها به‌جای چرخاندن یک جسم صلب، از چرخاندن یک سیال درون یک تیوپ دایروی برای تولید ممان استفاده می‌شود. این عملگرها عموماً به نام کنترلرهای مومنتوم سیالی<sup>۳</sup> شناخته می‌شوند. از جمله مزایای این عملگرها، انعطاف‌پذیری آنها در کاربردشان می‌باشد. برای مثال، چون یک کنترلر مومنتوم سیالی سبک‌تر و کم‌حجم‌تر از یک ژایروی کنترل ممان است، می‌تواند برای بسیاری از عملیات فضایی به‌کار رود. در واقع بدون افزایش چشمگیر وزن سیستم کنترلی، شعاع حلقه سیال را می‌توان به‌گونه‌ای تغییر داد که برای ماهواره و عملیات مورد نظر مناسب باشد. همچنین این کنترلر قابلیت استفاده به‌عنوان دمپر را نیز داراست و در صورت اختلال در بخش کنترلی، قابلیت استفاده به‌صورت غیرفعال را دارد [۱].

چون کنترلرهای مومنتوم سیالی می‌توانند روی ماهواره‌های کوچک‌تر پیاده‌سازی شوند، این عملگرها قادرند در رشد سریع فناوری ماهواره‌های میکرو و نانو نیز استفاده شوند. اهتمام طراحان و متولیان امر، استفاده از ماهواره‌های میکرو و نانو می‌باشد؛ زیرا هزینه فرستادن ماهواره‌های کوچک‌تر و سبک‌تر در مدار بسیار کمتر است. دسترسی به وزن و حجم کم در میکروماهواره، مانع بزرگی بر سر راه پیاده‌سازی سیستم‌های کنترل مرسوم در طراحی این ماهواره‌ها می‌باشد. از جمله راه‌حل‌های ممکن برای این منظور استفاده از کنترلرهای مومنتوم سیالی است. در کنترلرهای مومنتوم سیالی، چون اکثر جرم در بیشترین شعاع قرار دارد، ممان اینرسی کنترلر نسبت به یک چرخ عکس‌العملی با

همان اندازه و همان وزن بسیار بیشتر است. در نتیجه نسبت گشتاور اعمالی به وزن یا حجم آن افزایش پیدا می‌کند و لذا برای استفاده در میکروماهواره‌ها مناسب‌ترند [۱].

این عملگرها همچنین دارای ویژگی‌های مفید دیگری هستند. یک کنترلر مومنتوم سیالی، که در آن شعاع حلقه سیال به‌قدر کافی بزرگ باشد، بازده انرژی را به‌وسیله کم‌کردن سرعت چرخشی و جرم سیستم بهبود می‌بخشد. ژایروهای کنترل ممان به‌خاطر کارکردن در حالتی با چگالی انرژی بالا، به یک سکوی ایزوله‌کننده ارتعاشات نیاز دارند. اما کنترلرهای مومنتوم سیالی ارتعاش کمتری را به‌سازه منتقل می‌کنند. همچنین از گردش سیال داخل تیوپ‌ها می‌توان به‌عنوان کنترل حرارت<sup>۴</sup> استفاده کرد. در واقع تیوپ‌های سیال می‌توانند همانند یک رادیاتور عمل کنند و گرمای تولیدشده در سیستم را به بیرون انتقال دهند [۱].

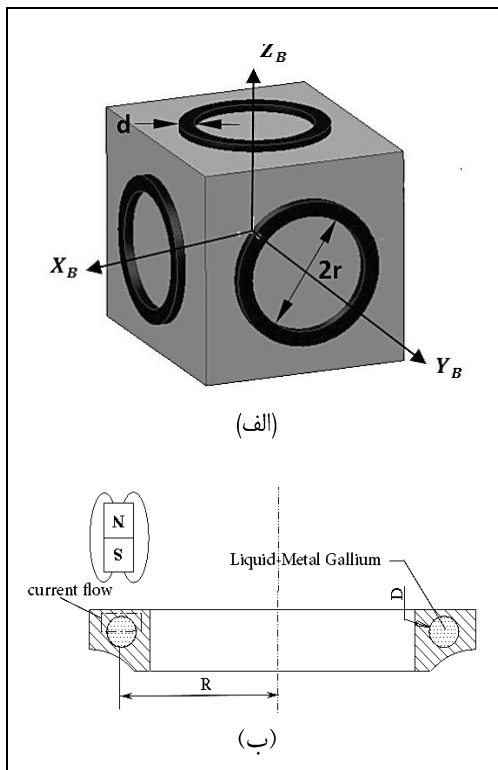
## ۲. مروری بر فعالیتهای گذشته

با توجه به اینکه فعالیتهای مینارد، در سال ۱۹۸۸ م، از نخستین فعالیتهای علمی در زمینه کنترلرهای مومنتوم سیالی می‌باشد، ادبیات موجود در این زمینه محدود است. مینارد استفاده از کنترلرهای مومنتوم سیالی را برای خنثی‌سازی گشتاورهای اغتشاشی اعمالی روی ماهواره‌ها، کشتی‌های اقیانوس‌پیما و دیگر سیستم‌های معلق پیشنهاد داد [۲]. این تحقیق توسط لوری و چیسر برای کنترل وضعیت ماهواره توسعه داده شد. آنها نشان دادند که لوپ‌های سیالی، که یک نوع عملگر سیالی هستند، می‌توانند هر نوع شکلی داشته باشند تا بتوانند به‌راحتی در فضای قابل دسترس در یک ماهواره جاسازی شوند [۳]. لاگلین یک سیستم دو کاربری را پیشنهاد داد که هم وضعیت را اندازه‌گیری می‌کرد و هم گشتاور موردنیاز را اعمال می‌نمود [۴]. این سیستم شامل یک آهن‌ربای دائم و یک لوپ سیالی پر شده با یک سیال رسانای جریان الکتریکی بود. حرکت زاویه‌ای ماهواره سبب چرخش سیال

۱. پمپ‌های مکانیکی
  ۲. پمپ‌های الکترومغناطیسی
  ۳. پمپ‌های الکتروحرارتی
- که در ادامه روابط و سازوکار عملکردی هر یک از این روش‌ها مطرح می‌شود.

## ۲-۱. پمپ‌های مکانیکی

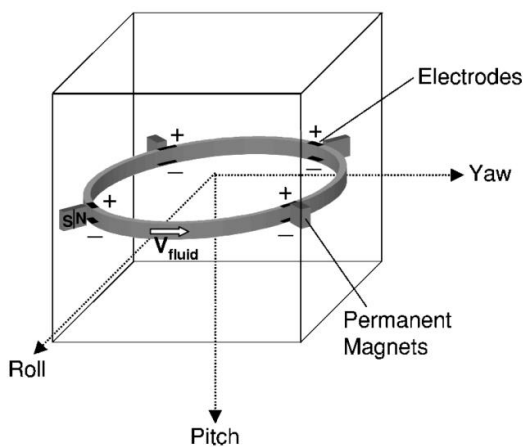
معمولاً به دلیل وجود تنش برشی روی دیواره‌های لوپ، حرکت سیال درون لوپ‌های بسته سبب اتلاف انرژی می‌شود. بنابراین پمپ‌ها وظیفه دارند تا اختلاف فشاری درون سیال به وجود بیاورند تا در صورت نیاز به اعمال گشتاور روی ماهواره به سیال شتاب دهند و یا در غیر این صورت فشاری برابر با تنش برشی اصطکاکی ایجاد کنند تا از کاهش سرعت سیال و ایجاد گشتاور روی ماهواره جلوگیری نمایند. در شکل ۱ نمایی شماتیک از یک میکروماهواره مجهز به کنترلر مومنتوم سیالی نمایش داده شده است.



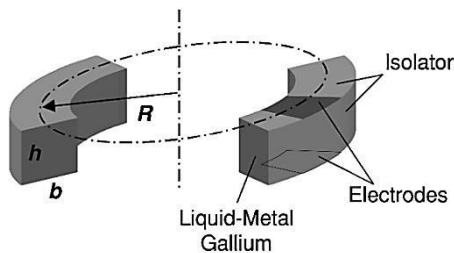
شکل ۱. نمایی پیشنهادی کنترلر مومنتوم سیالی

درون این لوپ می‌شود. چون این سیال رسانا بود و در معرض میدان مغناطیسی قرار داشت، ولتاژ القایی می‌توانست برای تعیین وضعیت ماهواره استفاده شود. از سوی دیگر، با اعمال یک ولتاژ به سیال، یک میدان الکتریکی تولید می‌شود که در واکنش به یک میدان مغناطیسی، سبب تولید گشتاور می‌شود. این امر می‌تواند برای پایدارسازی وضعیت ماهواره استفاده شود. ایزکندترین یک رینگ عکس‌العملی سیالی را پیشنهاد داد که می‌توانست وضعیت یک فضاپیما را با واکنش نشان دادن به حرکت سیال درون رینگ کنترل کند [۵]. ورتاراجو برای کاهش وزن و همچنین استفاده از گرمای اضافی درون فضاپیما، یک سیستم مرکب از کنترل وضعیت و کنترل حرارت را پیشنهاد داد. طرح کلی این سیستم براساس چرخش یک سیال هادی جریان الکتریکی بود. این جریان الکتریکی نیز به وسیله داکت عبوری سیال که در معرض گرادیان حرارتی بود، تولید می‌شد [۶]. او سپس براساس این طرح یک سیستم کنترل سه‌محوره ماهواره را پیشنهاد داد که بر مبنای روش کنترلی  $H_2$  و  $H_\infty$  بود [۷]. کلی عملکرد یک کنترلر مومنتوم سیالی را در یک آزمایش با استفاده از دو لوپ سیالی، که محورهای تقارن آنها در یک جهت بود، آزمایش کرد [۱]. در این آزمایش، از دو پمپ برای تولید جریان دوجبهته در هر لوپ استفاده شد. کومار نیز یک کنترل وضعیت سه‌جبهته را با استفاده از سه لوپ سیالی عمود بر هم بررسی کرد [۸]. او حرکت زاویه‌ای ماهواره مجهز به سه رینگ سیالی را در یک مدار بیضوی بررسی کرد. اما مدل دینامیکی توسعه‌یافته در آن، شامل همهٔ ممان‌های عکس‌العملی انتقال‌یافته بین ماهواره و رینگ‌های سیالی نبود. به‌تازگی نوبری و همکارش مدل کومار را با توسعهٔ یک نسخهٔ کامل‌تر بهبود بخشیدند. آنها یک سیستم تشخیص عیب<sup>۵</sup> را با استفاده از چهار رینگ سیالی که در یک پیکربندی هرمی قرار گرفته بودند توسعه دادند [۹]. از این‌رو تاکنون سه روش برای به جریان انداختن سیال درون تیوپ‌ها پیشنهاد شده است:

که اغلب از آن استفاده می‌شود، گالیم مایع - آهنی<sup>۷</sup> است. نقطه ذوب این سیال در حدود ۳۰۳ درجه کلوین است که البته در صورت نیاز، این مقدار توسط افزودن ایندیم (۲۴ درصد) و قلع (۱۶ درصد) کاهش می‌یابد. با این حال، از سیال‌های رسانای دیگر، که نقطه ذوب پایین تری دارند، نیز می‌توان استفاده کرد. در شکل ۲ نمایی شماتیک از یک پمپ الکترومغناطیسی نمایش داده شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود سیال رسانا درون یک داکت با سطح مقطع مستطیلی جریان می‌یابد (شکل ۳).



شکل ۲. نمایی شماتیک از یک پمپ الکترومغناطیسی [۶]



شکل ۳. مشخصات داکت مستطیلی [۶]

چنانچه این داکت با دیواره‌های ماهواره نیز در ارتباط باشد، گرمای اضافی توسط سیال منتقل می‌شود و یک فرایند خنک‌کاری اتفاق می‌افتد. به خاطر حرکت سیال، یک مومنتوم زاویه‌ای درون داکت تولید می‌شود که برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده می‌گردد. سرعت چرخش سیال تحت تأثیر چگالی شار مغناطیسی و جریان تولیدی در الکترودها می‌باشد. با این حال، افزایش سرعت جریان با

میزان تنش برشی به وجود آمده روی دیواره‌های لوپ از رابطه ۱ به دست می‌آید:

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

به طوری که در این رابطه  $\rho$  چگالی سیال،  $r$  شعاع رینگ،  $\omega_s$  سرعت سیال نسبت به رینگ و نهایتاً  $f$  ضریب اصطکاک است. برای جریان‌های آرام، که در آنها عدد رینولدز<sup>۶</sup> کمتر از ۲۳۰۰ است، ضریب اصطکاک از رابطه ۲ به دست می‌آید:

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

به طوری که در این رابطه  $R_n$  عدد رینولدز است که مقدار آن از رابطه ۳ به دست می‌آید:

$$R_n = \frac{\rho v d}{\mu} \quad (3)$$

در این رابطه  $v$  سرعت جریان،  $d$  قطر متوسط رینگ و  $\mu$  لزجت سیال است. برای جریان‌های مغشوش، ضریب اصطکاک از رابطه ۴ به دست می‌آید:

$$f = \frac{0.3164}{R_n^{0.25}} \quad (4)$$

با ضرب کردن تنش برشی در شعاع عمل ( $r$ ) و انتگرال گرفتن این المان ممان روی سطح خیس شده، گشتاور اصطکاکی از رابطه ۵ به دست می‌آید:

$$T_f = \text{sign}(\omega_s) 2\pi^2 \tau r^2 d \quad (5)$$

در این رابطه فرض شده است که  $r \gg d$  است.

پمپ مکانیکی نیز شامل یک موتور الکتریکی و یک پره است. با ایجاد اختلاف پتانسیل الکتریکی و گردش پره، یک اختلاف فشار درون سیال ایجاد می‌شود. بنابراین روابط حاکم بر پمپ‌های مکانیکی نیز همانند روابط حاکم بر موتورهای الکتریکی است.

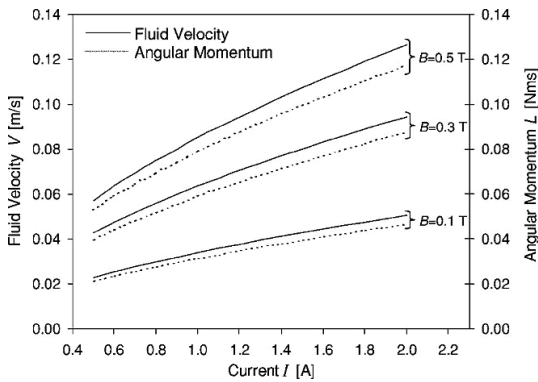
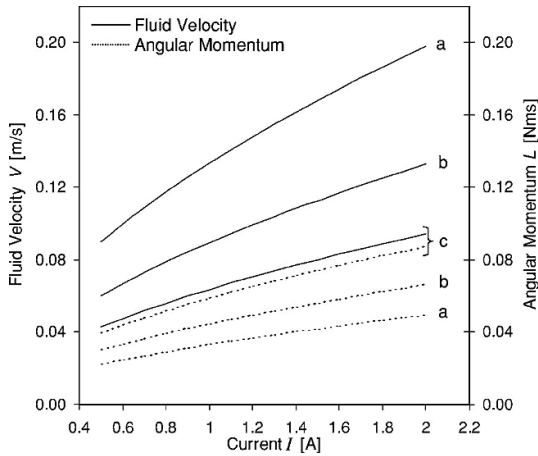
## ۲-۲. پمپ‌های الکترومغناطیسی

در این روش، از آهنربای دائمی و الکتروود برای به حرکت در آوردن سیال استفاده می‌شود. سیالی که در این حالت استفاده می‌شود، یک سیال رسانای الکتریکی است. سیالی

$$b = 5 \text{ mm} \quad J_f = 0.15 \text{ kg.m}^2$$

ج)  $r = 0.5 \text{ m} \quad h = 20 \text{ mm}$

$$b = 5 \text{ mm} \quad J_f = 0.46 \text{ kg.m}^2$$



شکل ۴. سرعت جریان و مومنتوم زاویه‌ای

بر حسب جریان الکتریکی [۶]

پارامتر مهم دیگری که باید بررسی شود، توان مصرفی سیستم است. افت ولتاژ ( $U_e$ ) در یک پمپ الکترومغناطیسی به خاطر مقاومت الکتریکی سیال ( $R_e$ ) و انتقال الکتریکی هیدرودینامیکی ( $C_{he}$ ) می‌باشد، که از رابطه ۱۱ به دست می‌آید:

$$U_e = C_{he}AV + R_e I = BhV + \left( \frac{h}{bl_e \sigma_{ec}} \right) I \quad (11)$$

به طوری که در آن طول الکتروود ( $l_e \sim 0.01 \text{ m}$ ) و  $C_{he} = \frac{B}{b}$  است. با توجه به پیکربندی در نظر گرفته شده، مجموع توان مصرفی بیشتر از ۰/۱ وات نیست که در

استفاده از افزایش جریان ساده‌تر از آن است که بخواهیم این کار را با افزایش شار مغناطیسی انجام دهیم. برای تخمین سرعت جریان، فرض شده است که بردارهای چگالی شار مغناطیسی و جریان اعمالی بر یکدیگر عمود هستند. بنابراین یک نیروی لرنز ( $F_L$ )، عمود بر سطح مقطع سیال القاء می‌شود:

$$F_L = hIB \quad (6)$$

به طوری که در این رابطه  $B$  چگالی شار مغناطیسی و  $I$  جریان الکتریکی می‌باشد. با فرض اینکه نیروی روی سطح مقطع ثابت باشد، فشار پمپ معادل از رابطه ۷ به دست می‌آید.

$$\Delta p_{pump} = \frac{F_L}{A} = \frac{IB}{b} \quad (7)$$

در نتیجه سرعت جریان از رابطه برنولی قابل دستیابی است:

$$P_{inlet} = P_{outlet} + \Delta p_{loss} - n\Delta p_{pump} \quad (8)$$

با توجه به اینکه در یک سیستم بسته، فشار ورودی با فشار خروجی برابر است، بنابراین خواهیم داشت:

$$\Delta p_{loss} = n\Delta p_{pump} \quad (9)$$

میزان فشار اتلافی نیز از رابطه ۱ به دست می‌آید. با اعمال این رابطه در رابطه ۹، سرعت جریان از رابطه ۱۰ به دست می‌آید:

$$V = \left( \frac{nIBd^{1.25}}{0.32bv^{0.25}\pi r\rho} \right)^{\frac{4}{7}} \quad (10)$$

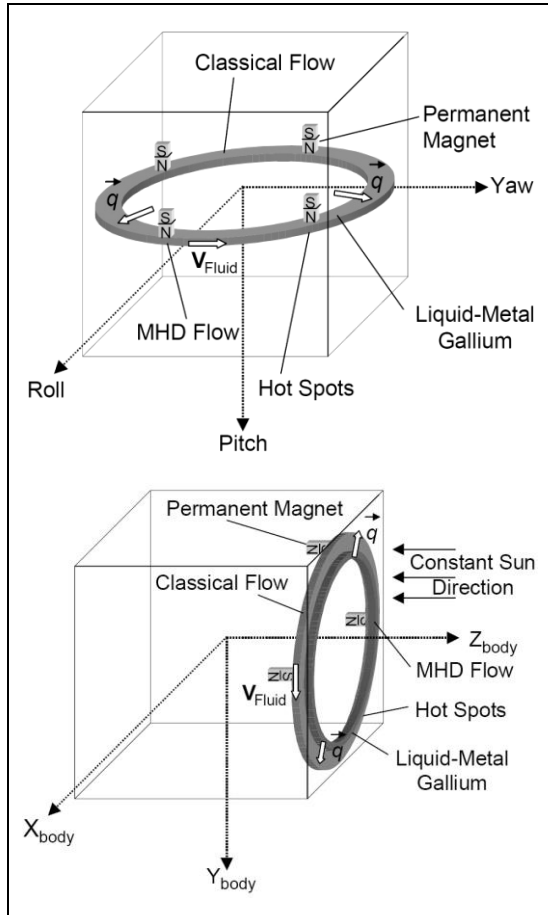
به طوری که در این رابطه  $v$  لزجت سینماتیک سیال است. شکل ۴ سرعت جریان و مومنتوم زاویه‌ای را بر حسب جریان الکتریکی اعمالی نشان می‌دهند. در شکل ۴ الف، چگالی شار مغناطیسی ثابت و برابر با  $B = 0.3 \text{ T}$  و تعداد پمپ‌ها برابر ۴ در نظر گرفته شده است و فقط طول و ارتفاع و شعاع داکت به عنوان متغیر در نظر گرفته شده است.

الف)  $r = 0.15 \text{ m} \quad h = 30 \text{ mm}$

$$b = 10 \text{ mm} \quad J_f = 0.04 \text{ kg.m}^2$$

ب)  $r = 0.3 \text{ m} \quad h = 30 \text{ mm}$

نمایش داده شده است. حرارت رسیده از خورشید، برای مثال برای ماهواره‌های مشاهده‌گر خورشید، به دیواره‌های مجاور ائتلاف می‌شود. در هر دو حالت می‌توان با تنظیم چگالی شار مغناطیسی، یک جریان از سیال را به وجود آورد.



شکل ۶. روش‌های متنوع پیاده‌سازی پمپ‌های الکتروحرارتی [۶]

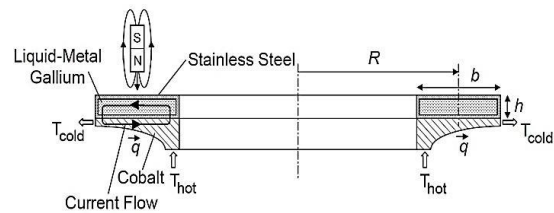
برای پمپ‌های الکتروحرارتی، معادلات عملکردی همانند معادلات پمپ‌های الکترومغناطیسی هستند. در این حالت، تنها باید میزان جریان الکتریکی به وجود آمده را تخمین زد. جریان الکتریکی به وجود آمده در این حالت، بستگی به توان الکتروحرارتی سیستم  $\Delta S$ ، گرادیان دمایی  $\Delta T$  و رسانایی الکتریکی سیستم  $\sigma_{ce}$  دارد. با به‌کاربردن قانون اهم، جریان محلی ایجادشده در این حالت به صورت رابطه ۱۲ خواهد بود:

$$I_{local} = \sigma_{ce} \left( \frac{A_e}{b} \right) \Delta S \Delta T \quad (12)$$

مقایسه با یک چرخ عکس‌العملی که توان مصرفی آن ۴-۱۵ وات است، بسیار کمتر می‌باشد. اما مومنوم زاویه‌ای قابل دسترس در این حالت (۰/۱ نیوتن متر ثانیه) کمتر از مومنوم زاویه‌ای یک چرخ عکس‌العملی می‌باشد.

### ۲-۳. پمپ‌های الکتروحرارتی

به دلیل وجود مشکل محدودیت جریان در پمپ‌های الکترومغناطیسی، در این قسمت به پمپ‌های الکتروحرارتی که از پدیده Seebeck برای رسیدن به سرعت‌های جریانی بالاتر استفاده می‌کنند، می‌پردازیم. در شکل ۵ نمایی شماتیک از این نوع پمپ‌ها نمایش داده شده است. یک مثال سیستمی از این طراحی شامل یک بخش تولید انرژی الکتروحرارتی ساخته‌شده از جنس کبالت، بخش محفظه ساخته‌شده از جنس فولاد ضد زنگ و سیال گالیم می‌باشد. تفاوت و گرادیان دمایی در کبالت سبب تولید جریان الکتریکی در آن می‌شود. زمانی که یک میدان مغناطیسی به این جریان الکتریکی اعمال شود، نیروی لرنز سبب القاء حرکت در سیال می‌شود.



شکل ۵. نمایی شماتیک از پمپ‌های الکتروحرارتی [۷]

روش‌های متنوعی برای پیاده‌سازی چنین سیستمی روی میکروماهواره‌ها وجود دارد. شکل ۶ الف سیستمی را نشان می‌دهد که از آن برای ائتلاف حرارت اضافی از نقاط داغ روی دیواره‌های ماهواره استفاده می‌شود. به عبارت دیگر، یک منبع حرارتی موجود روی دیواره‌های جانبی ماهواره، که به سمت خورشید قرار دارند، می‌تواند به وسیله استفاده از یک گرماگیر<sup>۸</sup> به هسته سیستم منتقل شود تا دمایی دیواره‌های قرارگرفته در معرض نور کاهش یابند. روش دیگر برای پیاده‌سازی چنین سیستمی در شکل ۶ ب

آمپر و مومنتوم زاویه‌ای در حدود ۰/۹۵ نیوتن متر ثانیه تولید خواهد کرد.

### ۳. نتیجه‌گیری

در این مقاله، توضیحاتی درباره سازوکار عملگرهای مومنتوم سیالی و مزایا و معایب آن مطرح شد. همان‌طور که گفته شد، این عملگرها به دلیل نسبت گشتاور اعمالی به وزن بالا، همچنین به دلیل جانمایی راحت‌تر، برای استفاده در میکروماهواره‌ها مناسب‌اند. همچنین درباره سازوکارهای متنوع گردش سیال داخل تیوپ و روابط فیزیکی حاکم بر آن نیز مطالبی ذکر شد. نتایج نشان داده شده برای یک مثال عملکردی حاکی از آن است که در یک مأموریت فضایی چنانچه ماهواره در معرض تابش حرارتی باشد می‌توان از پمپ‌های الکتروحرارتی بهره برد؛ زیرا در این حالت بازده سیستم نسبت به دیگر روش‌های گردش سیال بیشتر است.

به طوری که در این رابطه  $A_e$ ، از ضرب محیط متوسط داکت  $I_f$  در  $h$  به دست می‌آید. بخش مغناطیس هیدرودینامیکی<sup>۹</sup> در حدود ۵ درصد محیط سیستم را شامل می‌شود، بنابراین هر بخش  $MHD$  در حدود ۰/۰۵ متر می‌باشد (این اندازه برای داکت مثال بخش قبلی مناسب است). گالیوم و فولاد ضدزنگ هیچ توان الکتروحرارتی ندارند و توان الکتروحرارتی کبالت نیز ۳۵- میکروولت بر کلون می‌باشد. شکل ۷ سرعت سیال و مومنتوم زاویه‌ای آن را برحسب چگالی شار مغناطیسی نشان می‌دهد. در این شکل پارامترهای به کار رفته به صورت زیر می‌باشد:

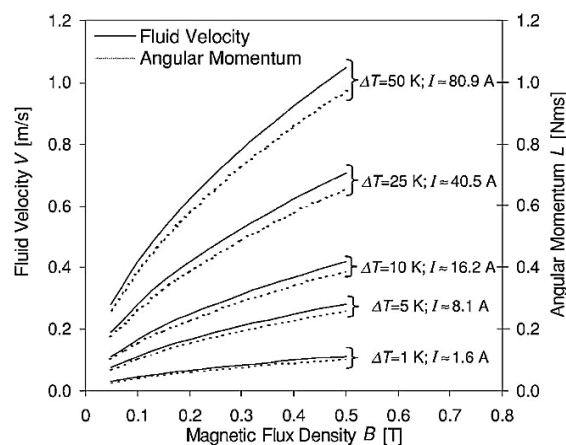
$$n = 4$$

$$r = 0.5 \text{ m}$$

$$h = 5 \text{ mm}$$

$$b = 20 \text{ mm} \quad J_f = 0.46 \text{ kg.m}^2$$

همان‌طور که در این شکل نشان داده شده است، یک گرادیان دمایی در حدود ۵۰ کلون، جریانی در حدود ۸۰



شکل ۷. سرعت جریان و مومنتوم زاویه‌ای برحسب چگالی شار مغناطیسی [۶]

### ۴. مأخذ

- [1] 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.
- [2] Maynard, R.S., "Fluid Momentum Control", U.S. Patent 4, 1998, pp. 776,541.
- [3] Lurie, B.J., Schier, J.A., "Liquid-ring Attitude-control System for Spacecraft", NASA Tech Briefs, 1990.

- [4] Laughlin, D.R., Sebesta, H.R., Ckelkamp-Baker, D.E., "A Dual Function Magneto hydrodynamic (MHD) Device for Angular Motion Measurement and Control", *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol.111, 2002, pp.335-348.
- [5] Iskenderian, T.C., "Liquid angular-momentum compensator", NASA Tech. Briefs, 1989.
- [6] Varatharajoo, R., Kahle, R., Fasoulas, S., "Approach for combining spacecraft attitude and thermal control systems", *J. Spacecraft Rockets*, vol.40 No.5, 2003.
- [7] Alkhodari, S.B., Varatharajoo, R., " $H_2$  and  $H_\infty$  control options for the combined attitude and thermal control system (CATCS)", *Advances in Space Research*, vol. 43, 2009, pp. 1897–1903.
- [8] Kumar K.D., "Satellite Attitude Stabilization Using Fluid Rings", online publication of Acta Mechanica, 2009.
- [9] Nobari, N.A., Misra, A.K., "Satellite Attitude Stabilization Using Four Fluid Rings", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Canada, 2010.

## پی نوشت

1. RW

2. Control Moment Gyro (CMG)

3. Fluidic Momentum Controller (FMC)

4. Thermal Control Subsystem

5. Fault Tolerant

6. Reynolds number

7. Liquid-Metal Gallium

۸. گرماگیر (Heat sink) وسیله‌ای است که معمولاً برای تبادل حرارتی یک قطعه با محیط به کار می‌رود. اگرچه در طراحی بسیاری از مدارهای قدرت از تقویت‌کننده‌های کلاس B و AB استفاده می‌شود که از بازده حرارتی نسبتاً خوبی برخوردارند، اما با این‌همه توان تلف‌شده در ترانزیستورهای خروجی می‌تواند سبب گرم‌شدن بیش از حد و رسیدن دما به حد غیرمجاز شود. حتی در مدارهایی که ظاهراً به‌عنوان مدار قدرت تلقی نمی‌شوند، تراکم بسیار زیاد ترانزیستورها سبب انباشت بیش از حد گرما در تراشه می‌شود. در چنین مواردی لازم است برای سهولت تبادل حرارتی قطعه مورد نظر با محیط تمهیداتی بیاندیشیم. در قطعات الکترونیکی مجزا از قبیل ترانزیستورهای قدرت این امر از طریق نصب قطعه روی یک گرماگیر فلزی - که معمولاً از جنس آلومینیوم است و سطح زیادی جهت تبادل حرارتی با محیط اطراف دارد - صورت می‌گیرد. در مدارهای مجتمع - مثلاً در تراشه ریزپردازنده‌های جدید - مشاهده می‌شود که از یک فن کوچک بر روی گرماگیر استفاده می‌شود تا به خنک‌نمودن هرچه بیشتر تراشه کمک کند. معمولاً بین سطح مورد نظر و گرماگیر از ترکیب

مخصوص، که ضریب انتقال حرارت بالایی دارد، استفاده می‌شود [ویراستار].

9. magneto hydrodynamics

به اطلاع مخاطبان علاقمند و خوانندگان محترم مجله علمی ترویجی مهندسی مکانیک می‌رساند تمامی فرم‌های مورد نیاز جهت تعامل و همکاری با این مجله در وبگاه انجمن مهندسان مکانیک ایران بارگذاری شده است و در دسترس همگان قرار دارد. شایسته است نویسندگان محترم پیش از هر اقدام جهت ارسال مقاله به دبیرخانه انجمن، این فرم‌ها را دانلود و مطالعه کنند تا از این رهگذر روند ارسال، داوری، پذیرش و چاپ مقاله‌ها و گزارش‌ها دقیق‌تر و در کمترین زمان ممکن انجام شود.

هیئت تحریریه مجله مهندسی مکانیک

