

Satellite 3Axis Attitude Control Using the Combination of Reaction Wheels and Thrusters

E. Maani¹, H. Nejat Pishkenari² and A.R. Kosari^{3*}

1. Department of Engineering Science, University of Tehran
2. Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology
3. Department of New Sciences and Technologies, University of Tehran

*Postal Code: 1439957131, Tehran, IRAN

kosari_a@ut.ac.ir

In this paper, the combination of reaction wheels and thrusters is applied to attitude control of a satellite. First, governing equations of satellite attitude dynamics are given using quaternion and PID controller is designed based on the satellite quaternion to determine the applied control torque. By applying the reaction wheels physical constraints such as its maximum torque, its maximum momentum and maximum power on the desired torque, reaction wheels angular momentums and torques are found. The obtained results show that the unsaturated reaction wheels capabilities in attitude control. Results also show that the wheels saturation leads to error in control and increases the Euler angles and quaternion's. Satellite thrusters are utilized to reaction wheels de-saturation and attitude control simultaneously. Three different strategies are proposed in this paper for wheels de-saturation using thrusters. Two well known methods, pulse width modulator (PWM) and pulse width pulse frequency (PWPF) modulator are used to attitude control using thrusters. All methods are compared together and the optimal method is proposed for the satellite attitude control. This paper results can be useful in design and control of different class of satellites.

Keywords: Satellite, Attitude control, Reaction wheel, Saturation, Thruster

1. Assistant professor
2. Associate Professor
3. Associate Professor (Corresponding Author)

کنترل وضعیت سه محوره ماهواره با ترکیب تراستر و چرخ‌های عکس‌العملی

احسان معانی^۱، حسین نجات پیش‌کناری^۲ و امیررضا کوثری^{۳*}

۱- دانشکده علوم مهندسی، دانشگاه تهران

۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

۳- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

*تهران: کدپستی: ۱۴۳۹۹۵۷۱۳۱

kosari_a@ut.ac.ir

در این مقاله، کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از ترکیب چرخ عکس‌العملی و تراستر مورد بررسی قرار می‌گیرد. پس از استخراج معادلات حاکم بر دینامیک وضعیت ماهواره، از روش کنترلی PID برای تعیین گشتاور کنترلی مناسب استفاده می‌شود. با در نظر گرفتن مدل و قیود حاکم بر چرخ عکس‌العملی، مومنتوم زاویه‌ای و گشتاور اعمالی چرخ‌های عکس‌العملی به‌دست آمده و برای شرایط اولیه مختلف آنالیز می‌گردد. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد تا زمانی که چرخ‌ها اشباع نشده‌اند، کنترل وضعیت با استفاده از چرخ‌ها با دقت مناسب صورت می‌گیرد ولی با اشباع چرخ‌ها کنترل وضعیت به درستی صورت نرفته و زوایای اولیه به شدت افزایش می‌یابد. برای اشباع زدایی چرخ‌ها از تراستر استفاده می‌شود به طوری که هم مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها کاهش یابد و هم وضعیت ماهواره به مقدار مطلوب کنترل شود. سه استراتژی مختلف برای کاهش دور چرخ‌ها با روش‌های PWM و PWPF ارائه شده و نتایج مقایسه شده و روش مناسب برای کنترل وضعیت و از اشباع خارج ساختن چرخ‌های عکس‌العملی ارائه می‌گردد. نتایج این مقاله می‌تواند برای کنترل وضعیت ماهواره‌های مشابه نیز مفید واقع شود.

واژه‌های کلیدی: ماهواره، زمین‌آهنگ، کنترل وضعیت، چرخ عکس‌العملی، اشباع، تراستر

علائم و اختصارات

H_G^b	مومنتوم زاویه‌ای ماهواره نسبت به مرکز جرم در دستگاه بدنی
$\omega_{b/i}^b$	ممان اینرسی ماهواره در دستگاه بدنی
I^b	مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی در دستگاه بدنی
H_{RW}^b	نشان‌دهنده برآیند گشتاورهای اعمالی به ماهواره
T^b	نشان‌دهنده برآیند گشتاورهای اعمالی به ماهواره
$\omega_{b/o}^b$	سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه مدار

مقدمه

امروزه، ساخت و پرتاب ماهواره‌های با مأموریت‌های مختلف یکی از

عرصه‌های تکنولوژی در سراسر دنیا محسوب می‌شود و بودجه‌های کلانی نیز در سراسر دنیا و کشور ما برای گسترش این تکنولوژی صرف می‌گردد. یکی از زیرسیستم‌های بسیار مهم ماهواره، زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره است. این زیرسیستم نقش حفظ وضعیت و موقعیت ماهواره در طول مأموریت را دارد و یکی از زیرسیستم‌های بسیار مهم در ماهواره می‌باشد. در ماهواره‌های مخابراتی، کنترل وضعیت ماهواره به سمت زمین اهمیت بسیار بالایی دارد و ایجاد خطا در وضعیت ماهواره باعث ایجاد اختلال در برنامه‌های تلویزیونی و رادیویی می‌گردد.

مطالعات بسیار زیادی در راستای تعیین و کنترل وضعیت ماهواره در طول سال‌های اخیر انجام شده است. برای کنترل وضعیت معمولاً از چرخ عکس‌العملی یا عملگر مغناطیسی استفاده می‌شود. این مطالعات به طور گسترده هم در داخل و هم خارج

۱. استادیار

۲. دانشیار

۳. دانشیار (نویسنده مخاطب)

ماهواره توسط عملگر مغناطیسی و یا تراستر کنترل گردد [۱۷]. به علت نیروی زیادی که تراسترها می‌توانند تولید کنند، فرایند اشباع زدایی با استفاده از تراسترها با سرعت اتفاق می‌افتد در حالی که اشباع‌زدایی با عملگر مغناطیسی با مرور زمان و به آرامی صورت می‌گیرد [۱۸]. با وجود مطالعات متعددی که در این زمینه انجام شده است، تحقیقاتی که به ارائه روش کنترلی جدید برای کاهش زمان اشباع‌زدایی یا کاهش تلاش کنترلی می‌پردازند ارزشمند بوده و مورد توجه محققان مختلف قرار می‌گیرند [۱۹]. به عنوان مثال در سال ۲۰۱۸ از یک ایده نو برای اشباع زدایی چرخ‌ها استفاده شد و آن استفاده از تابش فوتون‌های خورشیدی بود [۲۰].

در این مقاله، به کنترل وضعیت ماهواره با ترکیب چرخ عکس‌العملی و تراستر پرداخته می‌شود. برای اینکه چرخ‌ها به سرعت اشباع نشود، زمانی که خطای زاویه‌ای یا سرعت زاویه‌ای ماهواره خیلی بالاست، ابتدا با تراستر، خطا به مقدار مشخصی کاهش یافته و سپس با استفاده از چرخ عکس‌العملی، وضعیت ماهواره با دقت بیشتری اصلاح می‌گردد. در نهایت اشباع زدایی چرخ‌ها آنالیز شده و سه روش برای از اشباع در آوردن چرخ‌ها پیشنهاد می‌گردد. این سه روش مقایسه شده و بهترین روش معرفی می‌گردد. همچنین الگوریتم PWM^۴ و PWPF^۵ برای کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از تراستر به کار رفته و میزان مصرف سوخت در دو الگوریتم با هم‌دیگر مقایسه می‌گردد.

مدل‌سازی ریاضی

در این بخش معادلات دینامیکی مرتبط با حرکت وضعی ماهواره ارائه خواهد شد. در این راستا در ابتدا بردار مومنوم زاویه‌ای ماهواره در دستگاه بدنی تعریف شده در مرکز جرم ماهواره نوشته می‌شود. دستگاه بدنی، دستگاه مختصاتی است که به بدنه ماهواره متصل بوده و مرکز آن بر روی مرکز جرم ماهواره قرار دارد. همچنین راستای این محورها معمولاً در راستای محورهای اصلی ماهواره می‌باشند. برای ملاحظه جزئیات بیشتر در ارتباط با انواع دستگاه‌های مختصات مختلف به [۲۱] مراجعه فرمایید.

H_G^b مومنوم زاویه‌ای ماهواره نسبت به مرکز جرم در دستگاه بدنی، $\omega_{b/i}^b$ سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه اینرسی در دستگاه بدنی، I^b ممان اینرسی ماهواره در دستگاه بدنی و H_{RW}^b مومنوم زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی است که در دستگاه بدنی بیان شده است.

کشور صورت گرفته است. به عنوان نمونه کنترل سه محوره یک ماهواره مخابراتی مورد بررسی قرار گرفت و بستر تست آزمایشگاهی برای بررسی انعطاف‌پذیری و اشباع چرخ‌های عکس‌العملی بر روی کیفیت کنترلی ماهواره طراحی شد [۱]. از روش LQR/LTR برای کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی استفاده شد [۲]. خشنود و مریم نگاری یک روش جدید برای کنترل ارتعاشات ناشی از دینامیک کوپل ماهواره با پنل‌های خورشیدی ارائه کردند [۳]. در مرجع [۴] یک الگوریتم جدید برای کنترل ماهواره با استفاده از گشتاوردهنده‌های مغناطیسی ارائه شده و نتایج به صورت تجربی با استفاده از میز سه درجه آزادی صحنه‌گذاری شد. بسیاری از مطالعات جدید سعی دارند تا با استفاده از الگوریتم‌های قوی‌تر از تعداد المان‌های سخت‌افزاری بکاهند که هم باعث کاهش جرم و مصرف توان ماهواره شده و هم قابلیت اطمینان آن را افزایش می‌دهد [۵، ۶].

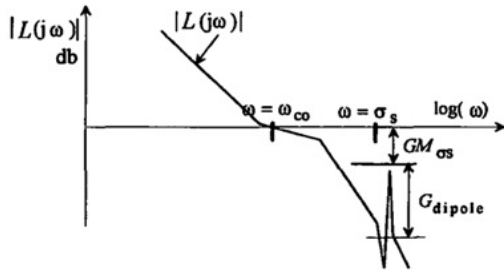
عملگرهایی مانند چرخ عکس‌العملی و عملگر مغناطیسی امکان ایجاد گشتاور را برای تغییر وضعیت ماهواره دارا می‌باشند. ولی در هنگام کنترل موقعیت به علت اینکه نمی‌توانند نیروی خالص به ماهواره اعمال کنند غیر قابل استفاده می‌باشند [۷]. در این حالت از تراسترها استفاده می‌شود که اساس کار آن‌ها خروج گاز با سرعت بالا و اعمال تکانه به ماهواره می‌باشد [۸]. تراسترها علاوه بر اینکه می‌توانند برای کنترل وضعیت و موقعیت ماهواره مورد استفاده قرار گیرند، نقش از اشباع در آوردن چرخ‌های عکس‌العملی را نیز می‌توانند ایفا کنند. بنابراین عمر ماهواره به مقدار سوخت تراستر و در نتیجه الگوریتم کنترلی مناسب بستگی دارد. مطالعات بسیار زیادی در ارتباط با کنترل وضعیت و موقعیت ماهواره با استفاده از تراستر صورت گرفته است که تأثیر خرابی تراسترها، چیدمان بهینه تراسترها، نحوه جایگزینی تراستر سالم و اعمال الگوریتم‌های کنترلی مختلف از جمله آن‌هاست [۹-۱۳]. بهلوری و جلالی در سال ۱۳۹۶ یک روش جدید برای کنترل ماهواره با استفاده از تراستر با وجود عدم قطعیت‌های مختلف ارائه نمودند [۱۴]. در مرجع [۱۵]، روش‌های کنترلی مختلف ماهواره با استفاده از تراستر ارائه شده و از نظر کیفیت و تلاش کنترلی مقایسه شدند.

یکی از حالت‌های سخت که برای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت اتفاق می‌افتد، اشباع چرخ‌ها عکس‌العملی است. از آن‌جا که چرخ دائماً در حال مبادله تکانه با ماهواره است تا تکانه آن را ثابت نگه داشته و وضعیت آن را کنترل کند، بعد از گذشت زمان، دور آن به مقدار بیشینه خود رسیده و دیگر قابلیت افزایش را ندارد. در این وضعیت به اصطلاح گفته می‌شود که چرخ اشباع شده است [۱۶]. برای اینکه دور چرخ‌ها به صفر کاهش یابد، باید وضعیت

4. Pulse Width Modulator

5. Pulse Width Pulse Frequency

فرکانس‌های بالا دیده می‌شوند. لذا منطقی است که دینامیک سازه‌های منجر به محدود شدن پهنای باند سیستم کنترل وضعیت ماهواره گردد. روش تقریبی تعیین فرکانس تقاطع در شکل زیر نشان داده شده است.



شکل ۲۸- روش تقریبی تعیین فرکانس تقاطع [۲۲]

فرمول تقریبی فرکانس تقاطع برابر است با [۲۲]:

$$\omega_{co} = \frac{\sigma_s}{2\gamma} \quad (7)$$

پارامترهای ظاهر شده در این معادله به صورت روابط ذیل قابل بیان هستند:

$$y = \frac{GM_{\sigma_s} + G_{dipole}}{12\alpha} \quad (8)$$

$$G_{dipole} = \frac{\sqrt{\left(\frac{J_0 - 1}{J}\right)^2 + \frac{4\xi^2 J_0}{J}}}{2\xi \sqrt{\frac{J}{J_0}}}$$

در این رابطه J_0 کمینه ممان اینرسی ماهواره بدون باز شدن صفحات خورشیدی و J ممان اینرسی پس از باز شدن ماهواره می‌باشد. همچنین GM_{σ_s} حد بهره می‌باشد که بسته به انتخاب طراح است و α عددی بی بعد بین ۰ تا ۱ می‌باشد [۲۲]. برای محاسبه مقادیر بیان شده طی رابطه (۸) بایستی متغیرهای بیان شده در فرمول‌ها محاسبه شوند. ماتریس ممان اینرسی ماهواره به صورت زیر فرض شده است:

$$I = \begin{bmatrix} 1218.6 & -7.1 & -12.3 \\ -7.1 & 1400.4 & -5.5 \\ -12.3 & -5.5 & 1307.7 \end{bmatrix} \quad (9)$$

با توجه به این که کمینه ممان اینرسی ماهواره در راستای عمود بر محور Y بوده و برابر است با:

$$J_0 = I_x = 1218.6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (10)$$

ممان اینرسی پنل خورشیدی ماهواره با توجه به ابعاد و وزن آن به صورت زیر است:

$$J_p = 312.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (11)$$

طبق رابطه اوپلر، معادله حاکم بر وضعیت ماهواره به صورت زیر است [۲۲]:

$$I^b \dot{\omega}_{b/i}^b = \frac{dH_G^b}{dt} = \dot{H}_{RW}^b + \omega_{b/i}^b \times \left(I^b \omega_{b/i}^b + H_{RW}^b \right) - T^b \quad (2)$$

که در رابطه (۲) T^b نشان‌دهنده برآیند گشتاورهای اعمالی به ماهواره است که در دستگاه بدنی بیان شده است که شامل گشتاورهای اغتشاشی و کنترلی است. با مشخص شدن گشتاورهای خارجی و مومتوم زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی، مطابق رابطه (۲)، سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه اینرسی قابل محاسبه است که با توجه به آن، سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه مدار طبق رابطه (۳) قابل محاسبه می‌باشد.

$$\omega_{b/o}^b = \omega_{b/i}^b - \omega_{o/i}^b \quad (3)$$

سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه مدار و $\omega_{o/i}^b$ سرعت زاویه‌ای دستگاه مدار نسبت به دستگاه اینرسی در دستگاه بدنی می‌باشد که با توجه به دینامیک مدار قابل می‌باشد. با به دست آمدن سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه مدار، کواترینون‌ها مطابق رابطه زیر به دست می‌آیند [۲۳]:

$$\begin{pmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} \quad (4)$$

ω_1 ، ω_2 و ω_3 مولفه‌های بردار $\omega_{b/o}^b$ می‌باشند. همچنین نرخ تغییرات زوایای اوپلر نیز برابر است با [۲۴]:

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= \omega_1 + (\omega_2 \sin \phi + \omega_3 \cos \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} &= \omega_2 \cos \phi - \omega_3 \sin \phi \\ \dot{\psi} &= (\omega_2 \sin \phi + \omega_3 \cos \phi) \sec \theta \end{aligned} \quad (5)$$

روش کنترلی پیشنهادی

در این جا برای تعیین گشتاورهای کنترلی مناسب از روش PID استفاده می‌گردد. برای این که روش ارائه شده به ازای خطای زوایای بزرگ نیز معتبر باشد، از کواترینون‌ها استفاده شده است. در این حالت خواهیم داشت [۲۲]:

$$\begin{aligned} T_{cx} &= 2k_x q_{1E} q_{4E} - k_{dx} p + 2k_{ix} \int q_{1E} q_{4E} dt \\ T_{cy} &= 2k_y q_{2E} q_{4E} - k_{dy} q + 2k_{iy} \int q_{2E} q_{4E} dt \\ T_{cz} &= 2k_z q_{3E} q_{4E} - k_{dz} r + 2k_{iz} \int q_{3E} q_{4E} dt \end{aligned} \quad (6)$$

q_E کواترینون خطا و k_i ها ضرایب مربوط به کنترلر می‌باشد.

تلاطم سیال عموماً در فرکانس‌های پایین دینامیک ماهواره احساس می‌گردد در حالی که اثرات سازه‌ای (نوسان آرایه‌ها) بیشتر در

موتور DC می‌باشد که دارای سه محدودیت فنی اساسی می‌باشد، گشتاور بیشینه اعمالی، T_{max} ، توان بیشینه، P_{max} و مومنتوم زاویه‌ای بیشینه موتور، H_{max} .

برای موتور به کار رفته در این جا پارامترهای موتور به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} T_{Max} &= 0.30 \text{ N.m}, \\ H_{Max} &= 5 \text{ N.m.s} \\ P_{Max} &= 100 \text{ W} \end{aligned} \quad (۱۹)$$

توان بیشینه باعث ایجاد محدودیت برای گشتاور اعمالی در هر سرعت زاویه‌ای می‌شود. برای بررسی این محدودیت می‌توان نوشت:

$$P \quad (۲۰)$$

با جایگذاری سرعت زاویه‌ای بر حسب مومنتوم زاویه‌ای رابطه (۲۰) به دست می‌آید:

$$P \quad (۲۱)$$

بنابراین بیشترین مقدار گشتاور بر اساس محدودیت توان بیشینه به صورت زیر به دست می‌آید:

$$T = \frac{P_{max} t_w}{H_{max}} = 0.32 \text{ N.m.s} \quad (۲۲)$$

که این مقدار، از گشتاور بیشینه بزرگتر می‌باشد، لذا محدودیت توان بیشینه، محدودیت خاصی در این جا اعمال نمی‌کند. اگر این اتفاق نمی‌افتاد، در هر گام زمانی در شبیه‌سازی، باید با توجه به سرعت زاویه‌ای ماهواره، گشتاور بیشینه اعمالی توسط آن محاسبه گردیده و در مسئله اعمال می‌شد.

اگر گشتاور کنترلی به دست آمده از کنترلر از مقدار بیشینه بیشتر باشد، گشتاور بیشینه توسط چرخ اعمال می‌گردد. همچنین اگر مومنتوم زاویه‌ای چرخ به مقدار بیشینه برسد، چرخ دیگر قادر به اعمال گشتاور نخواهد بود. برای اعمال این قیود بر روی مدل چرخ عکس‌عملی از قانون زیر استفاده می‌کنیم.

$$|T_{RWi}| = \begin{cases} 0 & |h_{RWi}| > H_{max} \\ T_{ci} & |h_{RWi}| \ll H_{max} \text{ and } |T_{ci}| \ll T_{max} \\ T_{max} & |h_{RWi}| \ll H_{max} \text{ and } |T_{ci}| > T_{max} \end{cases} \quad (۲۳)$$

T_{RWi} گشتاور اعمالی توسط چرخ در راستای i ، T_{ci} گشتاور کنترلی به دست آمده از کنترلر برای راستای i و h_{RWi} مومنتوم زاویه‌ای چرخ در راستای i می‌باشد.

نتایج کنترل با چرخ عکس‌عملی

در این قسمت فرض می‌کنیم می‌خواهیم جهت ماهواره را از شرایط اولیه مشخص به حالت نشانه‌رویی به سمت زمین (زوایای اوپلر

لذا ممان اینرسی معادل ماهواره با در نظر گرفتن پنل خورشیدی برابر است با:

$$J = J_0 + 2J_p = 1218.6 + 312.5 = 1531 \text{ kg.m}^2 \quad (۱۲)$$

اگر فرض کنیم که فرکانس طبیعی پنل‌ها در حدود ۴ رادیان بر ثانیه باشد، آنگاه ضریب سختی هر یک از آرایه‌ها برابرند با:

$$K = m\sigma^2 = 25 \times 4^2 = 400 \text{ N/m} \quad (۱۳)$$

با فرض $\xi = 0.003$ خواهیم داشت [۲۵]:

$$\begin{aligned} c &= 2\xi\sigma m = 0.6 \\ \sigma_s &= \sigma \sqrt{\frac{J}{J_0}} = 4 \sqrt{\frac{1531}{1218}} = 4.48 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \\ \xi_s &= \xi \sqrt{\frac{J}{J_0}} = 0.005 \sqrt{\frac{1531}{1218}} = 0.0034 \end{aligned} \quad (۱۴)$$

لذا با توجه به رابطه (۸) داریم:

$$G_{dipole} = \frac{\sqrt{\left(\frac{J_0-1}{J}\right)^2 + \frac{4\xi^2 J_0}{J}}}{2\xi \sqrt{\frac{J}{J_0}}} = 30.4 = 29.6 \text{ db} \quad (۱۵)$$

با فرض $\alpha = 0.8$ و $GM_{\sigma_s} = 6 \text{ db}$ داریم:

$$y = 3.71 \quad (۱۶)$$

بنابراین فرکانس تقاطع طبق رابطه (۷) برابر است با:

$$\omega_{co} = \frac{\sigma_s}{2^y} = \frac{4.48}{2^{3.71}} = 0.34 \text{ rad/s} \quad (۱۷)$$

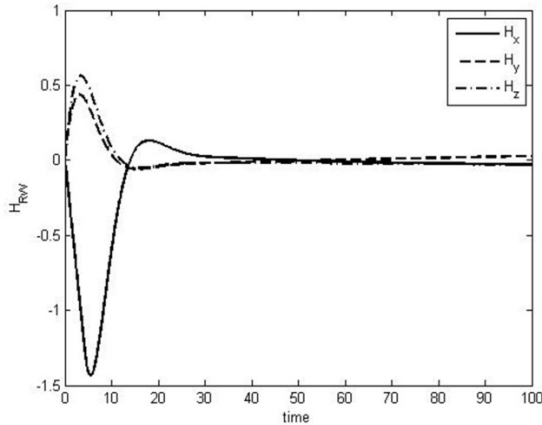
فرکانس بالا، بیشترین پهنای باند قابل دسترسی در ماهواره را به طور تقریبی نشان می‌دهد. در شرایط وجود مدهای بالاتر و اثرات تلاطم سیال، وضع از این بدتر هم می‌شود. فرض کنید که یک مد تلاطم نزدیک ω_{co} داشته باشیم. به منظور جلوگیری از تحریک این مد بهتر است از یک جبران‌ساز پیش‌فاز - پس‌فاز استفاده شود و هم‌زمان از مقدار کوچکتری از پهنای باند استفاده نمود.

برای کنترل با چرخ‌های عکس‌عملی، گشتاورهای فوق باید با تغییر مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها به ماهواره اعمال گردد. بر طبق قانون سوم نیوتون می‌توان نوشت:

$$\frac{dH_{RW}}{dt} = - \begin{pmatrix} T_{cx} \\ T_{cy} \\ T_{cz} \end{pmatrix} \quad (۱۸)$$

مشکل اصلی در کنترل با چرخ عکس‌عملی محدودیت‌های فیزیکی چرخ عکس‌عملی می‌باشد. چرخ عکس‌عملی در واقع یک

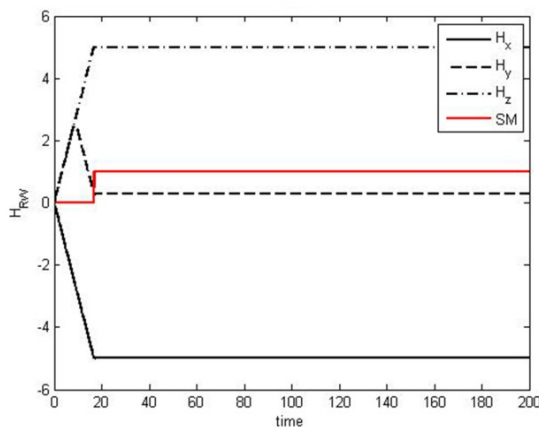
بیشتر خواهد بود و در زمان‌هایی که شیب نمودار مومنتوم زاویه‌ای برابر صفر شده است، گشتاور اعمالی چرخ صفر شده است.



شکل ۳۱- تغییرات مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها در سه جهت

اشباع چرخ‌ها

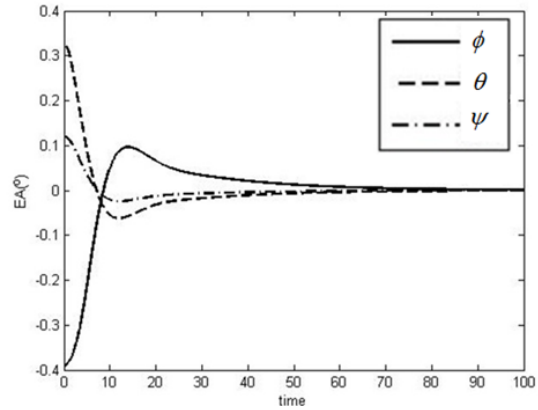
وقتی خطای اولیه زوایای اوایلر بزرگ باشد یا گشتاورهای تکین به ماهواره وارد گردد، نیاز به اعمال گشتاور بزرگتر توسط چرخ‌های عکس‌عملی باعث اشباع چرخ‌ها می‌گردد و در نتیجه این عملگرها دیگر قادر به اعمال گشتاور نیست. با افزایش شرایط اولیه زوایای اوایلر به مقادیر $\theta_0 = -2.6^\circ$ ، $\psi_0 = 2.4^\circ$ و $\phi_0 = 2.2^\circ$ ، چرخ‌ها دچار اشباع می‌شوند. تغییرات مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها (نیوتن.متر.ثانیه) در این حالت در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۳۲- تغییرات مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها در سه جهت

پارامتر SM (بی بعد) در شکل ۵ نشان‌دهنده مود اشباع می‌باشد که به صورت ۰ و ۱ می‌باشد. ۱ شدن این پارامتر در واقع نشان می‌دهد که دست کم یکی از چرخ‌ها وارد مود اشباع شده است. همان‌طور که مشخص است، با رسیدن مومنتوم زاویه‌ای

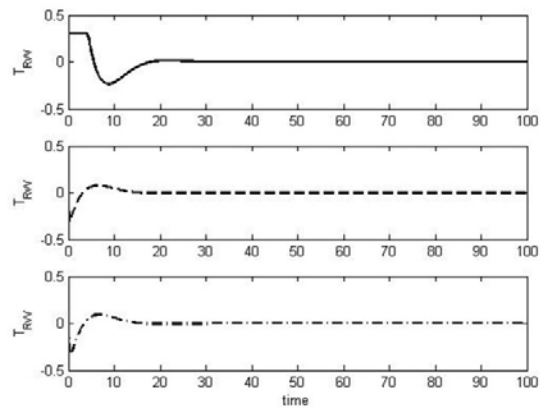
(صفر) کنترل کنیم. به عنوان نمونه برای پارامترهای $\sigma = 0.1$ ، $\omega_{co} = 0.34$ و $\xi = 0.7$ و شرایط اولیه $\phi_0 = -0.39^\circ$ ، $\theta_0 = 0.33^\circ$ و $\psi_0 = 0.12^\circ$ ، تغییرات زوایای اوایلر (درجه) بر حسب زمان (ثانیه) در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲۹- تغییرات زوایای اوایلر

همان‌طور که از شکل ۲۹ مشخص است، زوایای اوایلر به درستی به صفر کنترل شده‌اند.

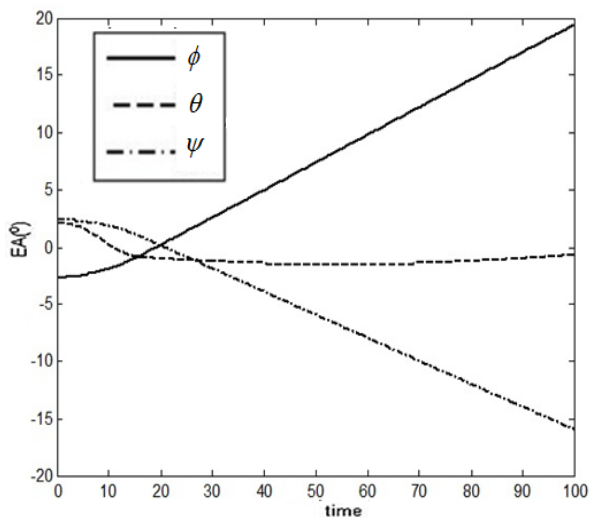
با اعمال مدل چرخ عکس‌عملی و قیود فنی آن بر گشتاورهای کنترلر، گشتاور اعمالی توسط چرخ‌ها به دست می‌آید. مشخص است که در لحظاتی که گشتاور کنترلر از گشتاور بیشینه چرخ ($T_{max} = 0.3Nm$) بیشتر باشد، گشتاور بیشینه توسط چرخ (نیوتن. متر) اعمال می‌گردد که در شکل ۳ نشان داده شده است.



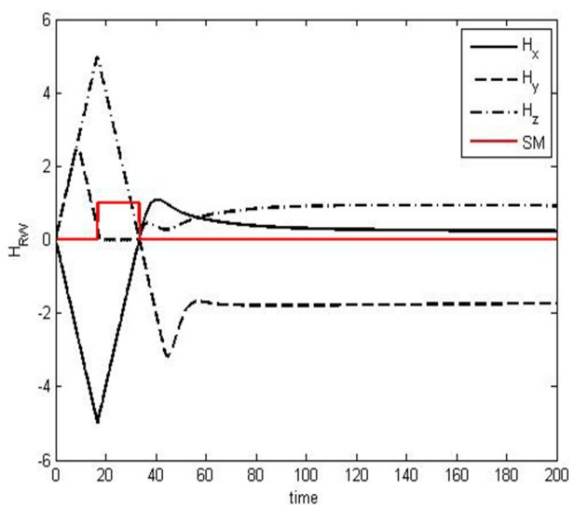
شکل ۳۰- گشتاورهای اعمال شده توسط چرخ‌ها

تغییرات مومنتوم زاویه‌ای (نیوتن. متر. ثانیه) چرخ‌ها در شکل ۴ بر حسب زمان (ثانیه) نشان داده شده است. مشخص است که سرعت زاویه‌ای چرخ‌ها بعد از کنترل ماهواره به مقادیری کوچک همگرا شده است. با مقایسه شکل ۳ و ۴ مشخص است که هر چقدر شیب نمودار مومنتوم زاویه‌ای بیشتر باشد، گشتاور اعمالی توسط چرخ

از شکل ۷ مشخص است که با اشباع شدن چرخ‌ها، موداشباع فعال شده و سرعت زاویه‌ای چرخ‌ها با نرخ ثابتی کاهش یافته است. با رسیدن مومنتوم زاویه‌ای همه چرخ‌ها به مقدار مشخص، مود اشباع خاموش شده و کنترل وضعیت ماهواره به چرخ‌ها سپرده شده است. همان‌طور که مشخص است، به سبب این‌که در لحظه خروج از اشباع، مومنتوم زاویه‌ای دارای شیب است، به ماهواره گشتاور اعمال می‌کند. به علت وجود این گشتاور در لحظه خروج از اشباع، چرخ‌ها دارای مومنتوم زاویه‌ای زیادی در پایان فرایند کنترلی می‌باشند. رسم تغییرات زوایای اویلر (درجه) در شکل ۳۵ نشان‌دهنده این است که کنترل وضعیت ماهواره در این حالت به درستی صورت گرفته است.



شکل ۳۳- تغییرات زوایای اویلر در حالت اشباع چرخ‌ها



شکل ۳۴- تغییرات مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها در مود اشباع

چرخ به مقدار بیشینه، مومنتوم چرخ در این مقدار ثابت مانده است. بنابراین سرعت زاویه‌ای چرخ دیگر قابل افزایش نبوده و گشتاور چرخ که متناسب با تغییرات دور چرخ است برابر با صفر خواهد بود. تغییرات زوایای اویلر (درجه) در این حالت در شکل ۶ نشان داده شده است. مشخص است که کنترل زوایای اویلر در این حالت موفق نبوده است.

برای این‌که کنترل وضعیت ماهواره به درستی صورت گیرد، هنگام اشباع شدن چرخ‌ها، باید با استفاده از تراسترها از اشباع خارج گردد. در این حالت تراسترها کنترل وضعیت را انجام می‌دهند که هم باید گشتاور ناشی از کاهش دور چرخ‌ها را خنثی کرده و هم وضعیت ماهواره را به مقدار مورد نظر کنترل کنند. در بخش بعدی، از اشباع درآوردن چرخ‌ها به صورت مفصل بررسی می‌گردد.

از اشباع خارج کردن چرخ‌های عکس‌العملی

برای از اشباع در آوردن چرخ عکس‌العملی، یک پارامتر با عنوان مود اشباع تعریف می‌گردد که وقتی این مود فعال می‌گردد، کنترل ماهواره به تراستر سوییچ می‌گردد. مود اشباع زمانی فعال می‌گردد که یکی از چرخ‌های عکس‌العملی به اشباع می‌رسد و تا زمانی ادامه می‌یابد که مومنتوم زاویه‌ای همه چرخ‌ها در یک محدوده مشخص قرار گیرد. با فعال شدن مود اشباع، مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی با بیشترین نرخ ممکن (بیشترین گشتاور) شروع به کاهش می‌کنند. در این حالت تراسترها دو وظیفه خنثی کردن گشتاور ناشی از کاهش دور چرخ‌های عکس‌العملی و کنترل زوایای اویلر ماهواره را به عهده می‌گیرند. تعیین مود اشباع از لحاظ شبیه‌سازی آن چنان که به نظر می‌رسد، ساده نیست. چرا که مومنتوم زاویه‌ای در یک لحظه مشخص تعیین کننده مود اشباع نیست، بلکه سابقه زمانی مومنتوم زاویه‌ای‌ها تعیین کننده است. ممکن است چرخ‌ها دارای مومنتوم زاویه‌ای کمی باشند ولی به این علت که در حال خارج شدن از اشباع باشند، مود اشباع فعال باشد.

برای کنترل وضعیت با استفاده از تراسترها از روش PWM و PMPF استفاده می‌شود. در اینجا فرض شده است که ماهواره دارای ۱۲ تراستر باشد. در واقع برای هر راستا دو تراستر در نظر گرفته شده است که با روشن شدن همزمان با همدیگر یک گشتاور خالص ایجاد می‌کنند.

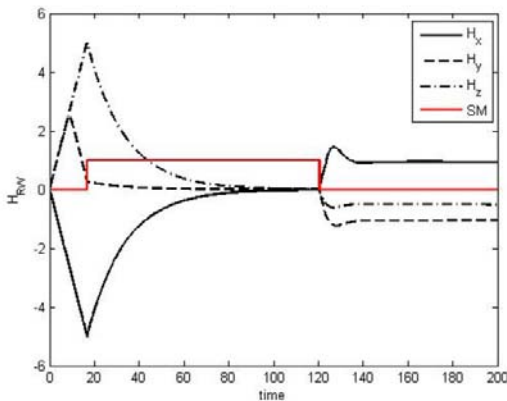
برای تایید الگوریتم به کار رفته برای از اشباع در آوردن چرخ‌های عکس‌العملی، برای شرایط اولیه سوم، کنترل سیستم را مورد بررسی قرار می‌دهیم. در این‌جا همان‌طور که توضیح داده شد، مود اشباع زمانی به اتمام می‌رسد که مومنتوم زاویه‌ای تمام چرخ‌ها داخل یک محدوده مجاز از پیش تعیین شده قرار گیرند که در این‌جا این مقدار برابر $h_{US} = 0.20Nms$ در نظر گرفته شده است. شکل ۳۴ تغییرات مومنتوم زاویه‌ای (نیوتن.متر.ثانیه) و فعال شدن مود اشباع را نشان می‌دهد.

برای کاهش زمان مود اشباع در استراتژی دوم، استراتژی سوم را معرفی می‌کنیم که به نوعی ترکیبی از دو استراتژی قبلی است. در این روش، مومنتوم زاویه‌ای را با بیشترین نرخ کاهش می‌دهیم ولی در لحظات آخر که مومنتوم زاویه‌ای کاهش یافته است، شیب کاهش را متناسب با مومنتوم زاویه‌ای در نظر می‌گیریم.

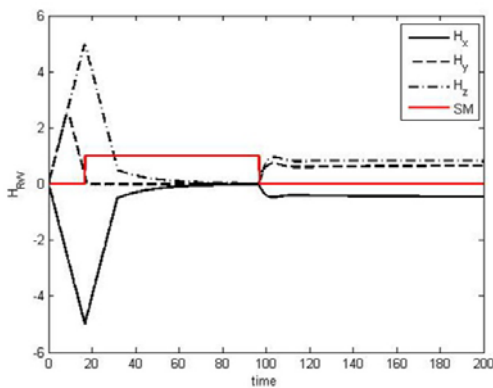
$$\begin{cases} \frac{dh}{dt} = -T_{max} \text{sign}(h) & h > 0.5 \\ \frac{dh}{dt} = -T_{max} \frac{h}{h_{max}} & h \leq 0.5 \end{cases} \quad (25)$$

شکل ۳۸ تغییرات مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها (نیوتن. متر. ثانیه) را بر حسب زمان (ثانیه) در استراتژی سوم را نشان می‌دهد. شکل ۳۸ نشان می‌دهد که استراتژی سوم از استراتژی اول و دوم مناسب‌تر است چرا که هم مومنتوم مانده بسیار کاهش یافته و هم زمان اشباع همانند استراتژی دوم زیاد نمی‌باشد.

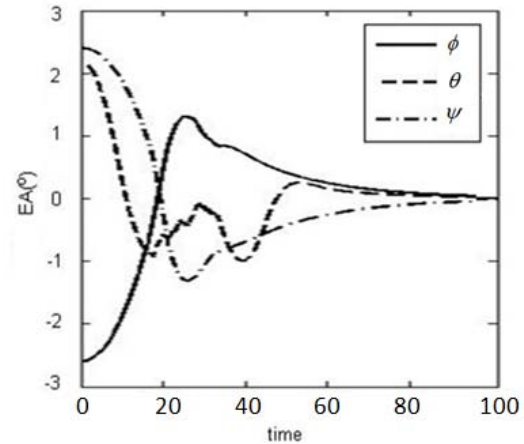
برای انتخاب روش و استراتژی مناسب برای کنترل وضعیت و از اشباع خارج کردن چرخ‌های عکس‌العملی، در این جا نتایج سه استراتژی و همچنین نتایج مربوط به PWM و PWWF با همدیگر مقایسه می‌گردند. لازم به ذکر است که از آوردن نمودارهای مربوط به PWWF در این جا اجتناب شده است.



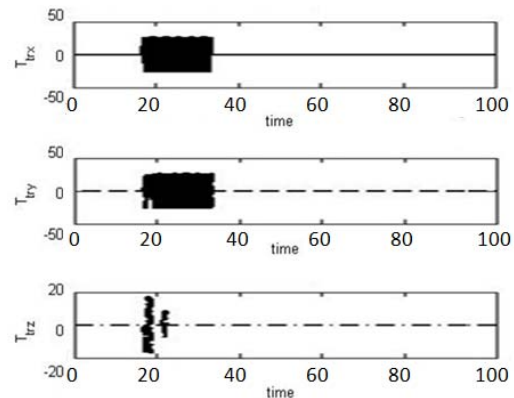
شکل ۳۷- تغییرات مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها برای استراتژی دوم



شکل ۳۸- تغییرات مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها برای استراتژی سوم



شکل ۳۵- تغییرات زوایای اوپلر



شکل ۳۶- تغییرات نیروی اعمال شده توسط تراسترها در سه جهت

تغییرات نیروی تراسترها (نیوتن) در شکل ۳۶ نشان داده شده است. در این شبیه‌سازی از روش PWM برای تعیین نیروی تراسترها استفاده شده است.

همان‌طور که قبلاً نیز اشاره شد، کاهش دور چرخ‌ها با شیب ثابت، باعث ایجاد مومنتوم زاویه‌ای مانده در چرخ‌ها می‌گردد که باعث اشباع سریع‌تر چرخ‌ها تحت اغتشاشات خارجی می‌گردد. برای کاهش مومنتوم مانده، استراتژی دوم برای کاهش دور چرخ‌ها به‌صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\frac{dh}{dt} = -\frac{T_{max}}{h_{max}} h \quad (24)$$

طبق رابطه فوق، نرخ کاهش مومنتوم، متناسب با مومنتوم زاویه‌ای می‌باشد. در نتیجه با کاهش مومنتوم، شیب تغییرات آن نیز کاهش یافته و در لحظه خروج از اشباع، گشتاور مانده زیادی در چرخ‌ها وجود نخواهد داشت. شکل ۳۷ تغییرات مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها (نیوتن.متر.ثانیه) در این حالت را نشان می‌دهد. مشخص است که مومنتوم زاویه‌ای مانده در چرخ‌ها به شدت کاهش یافته ولی زمان مود اشباع افزایش یافته است.

برای خروج از اشباع چرخ‌ها ارائه شده و از دو روش PWM و PWWF برای تعیین زمان روش و خاموش‌شدن تراسترها استفاده شد و نشان داده شد که استراتژی سوم به علت زمان کم‌تر برای روشن بودن تراسترها و مومنتوم مانده مناسب، روش مناسبی برای از اشباع خارج کردن چرخ‌های عکس‌العملی است. همچنین نشان داده شد که تأثیر دو الگوریتم کنترلی PWM و PWWF روی نتایج کنترلی قابل چشم‌پوشی است. نتایج این مقاله می‌تواند برای کنترل وضعیت ماهواره‌های مشابه نیز مفید واقع شود.

مراجع

- [1] Agrawal, B. And Gran, R., "Attitude Control Of Flexible Communications Satellites," *Navigation And Control Conference*, 1991, P. 2651.
- [2] Kosari, A. R., Peyrovani, M., Fakoor, M., And Nejat, H., "Design Of LQG/LTR Controller For Attitude Control Of Geostationary Satellite Using Reaction Wheels," 2014.
- [3] Khoshnood, A. And Maryamnegari, H.M., "Dynamics Modeling And Active Vibration Control Of A Satellite With Flexible Solar Panels," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, 2015.
- [4] Arefkhani, H., M. Mahdiabadi, And Dehghan, M. M., "Satellite Spin Stabilization By Magnetic Torquers And Validation With Air-Bearing Simulator," *Journal Of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 9, Pp. 34-55, 2016.
- [5] Lee, D.Y. Park, H., Romano, M. And Cutler, J. "Development And Experimental Validation Of A Multi-Algorithmic Hybrid Attitude Determination And Control System For A Small Satellite," *Aerospace Science And Technology*, Vol. 78, 2018, Pp. 494-509.
- [6] Wu, Y.-H., Han, F., Zheng, M.-H., Wang, F., Hua, B., Chen, Z.-M., And Cheng, Y.-H., "Attitude Tracking Control For A Space Moving Target With High Dynamic Performance Using Hybrid Actuator," *Aerospace Science And Technology*, Vol. 78, 2018, Pp. 102-117.
- [7] Ismail, Z. And Varatharajoo, R., "A Study Of Reaction Wheel Configurations For A 3-Axis Satellite Attitude Control," *Advances In Space Research*, Vol. 45, 2010, Pp. 750-759.
- [8] Mousavi, F., Roshanian, J. And Emami, M., "Hardware-In-The-Loop Simulation For Attitude Control Of A Suborbital Module Using Cold Gas Thrusters," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, 2015.
- [9] Mirshams, M., Ghobadi, M., Haghi, H., And Sharifi, G., "Using Air-Bearing Based Platform And Cold Gas Thruster Actuator For Satellite

دو پارامتر بسیار مهم در خارج کردن چرخ‌ها از اشباع میزان مصرف سوخت تراسترها و همچنین مومنتوم مانده چرخ‌های عکس‌العملی است. هرچقدر مومنتوم زیادی در چرخ‌ها باقی بماند اشباع مجدد آن‌ها سریع‌تر صورت گرفته و نیاز به مصرف سوخت دوباره تراسترها خواهد بود. بنابراین در جدول ۱ مجموع زمان روشن بودن همه تراسترها برای سه استراتژی مختلف کاهش دور و همچنین دو روش کنترلی PWM و PWWF با یکدیگر مقایسه شده‌اند. همانطور که از این جدول مشخص است، در همه حالت‌ها، مدت زمان روشن بودن تراسترها در روش PWWF کم‌تر از روش PWM است. علاوه بر این، استراتژی اول نیز در حالت کلی همین برتری را نسبت به استراتژی‌های دوم و سوم دارد. عیب اصلی استراتژی اول طبق جدول ۲ این است که به علت شیب ثابت کاهش دور، مومنتوم مانده در این روش در انتهای مانور بیشتر از دو روش دیگر می‌باشد.

جدول ۱- زمان روشن بودن تراسترها (ثانیه) برای حالت‌های مختلف

استراتژی کاهش دور			روش کنترلی تراسترها
سوم	دوم	اول	
۳/۲۴	۳/۷۵	۲/۸۹	PWM
۲/۴۴	۲/۲۷۶	۲/۷۳	PWWF

جدول ۲- بیشینه مومنتوم زاویه‌ای (نیوتن.متر.ثانیه) مانده در چرخ‌ها در انتهای مانور

استراتژی کاهش دور			روش کنترلی تراسترها
سوم	دوم	اول	
۰/۸۵	۰/۷۹	۱/۸۸	PWM
۰/۸۲	۰/۶۸	۱/۵۱	PWWF

با مقایسه نتایج به‌دست آمده در جدول ۱ و ۲، مشخص است که استفاده از استراتژی سوم و روش کنترلی PWWF به علت زمان کم‌تر برای روشن بودن تراسترها و مومنتوم مانده مناسب، روش مناسبی برای از اشباع خارج کردن چرخ‌های عکس‌العملی است. البته در حالت کلی نوع الگوریتم کنترلی (PWWF یا PWM) تأثیر بسیار زیادی بر روی نتایج کنترلی ندارد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، کنترل وضعیت یک ماهواره با استفاده از چرخ عکس‌العملی و همچنین با ترکیب چرخ عکس‌العملی و تراستر مورد بررسی و آنالیز قرار گرفت. برای این منظور معادلات دینامیکی ماهواره در ۳ بعد استخراج شده و از روش کنترلی PID برای تعیین گشتاور کنترلی مناسب به ماهواره استفاده شد. سه استراتژی مختلف

- Control of Clementine During Lunar Mapping," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, 1996, pp. 505-511.
- [18] Giulietti, F., Quarta, A.A. and Tortora, P., "Optimal Control Laws for Momentum-Wheel Desaturation Using Magnetorquers," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 29, 2006, pp. 1464-1468.
- [19] Tréguët, J.-F., Arzelier, D., Peaucelle, D., and Zaccarian, L., "Static Input Allocation for Reaction Wheels Desaturation Using Magnetorquers," *IFAC Proceedings Volumes*, Vol. 46, 2013, pp. 559-564.
- [20] Ito, T., Ikari, S., Funase, R., Sakai, S., Kawakatsu, Y., Tomiki, A., and Inamori, T., "Active use of Solar Radiation Pressure for Angular Momentum Control of the PROCYON Micro-Spacecraft," *Acta Astronautica*, 2018.
- [21] Chobotov, V.A., *Orbital Mechanics*, Second Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [22] Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control: a Practical Engineering Approach*, Vol. 7: Cambridge University Press, 2000.
- [23] Bach, R. and Paielli, R., "Direct Inversion of Rigid-Body Rotational Dynamics," *American Control Conference, 1990*, 1990, pp. 1786-1791.
- [24] Hughes, P.C., *Spacecraft Attitude Dynamics*: Courier Corporation, 2012.
- [25] Kelly, S.G., *Advanced Vibration Analysis*: CRC Press, 2006.
- Attitude Dynamics Simulation," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, 2015.
- [10] Patton, R. J., Uppal, F. J., Simani, S. And Polle, B., "Robust FDI Applied To Thruster Faults Of A Satellite System," *Control Engineering Practice*, Vol. 18, 2010, Pp. 1093-1109.
- [11] K. H. Lee And S. W. Choi, "Interaction Effect Analysis Of Thruster Plume On LEO Satellite Surface Using Parallel DSMC Method," *Computers & Fluids*, Vol. 80, 2013, Pp. 333-341.
- [12] J. Jin, B. Park, Y. Park, And M.-J. Tahk, "Attitude Control Of A Satellite With Redundant Thrusters," *Aerospace Science And Technology*, Vol. 10, 2006, Pp. 644-651.
- [13] Kumar, K.D. And Zou, A.-M., "A Novel Single Thruster Control Strategy For Spacecraft Attitude Stabilization," *Acta Astronautica*, Vol. 86, 2013, Pp. 55-67.
- [14] Bohlouri, V. and Jalali Naini, S.H., "Robust Optimization of Satellite Attitude Control With Thruster Actuators Based On Combined Objective Function," *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 10, Issue 4, 2018, pp. 55-66.
- [15] Sarli, B.V., Da Silva, A.L. and Paglione, P., "Sliding Mode Attitude Control Using Thrusters And Pulse Modulation For The ASTER Mission," *Computational And Applied Mathematics*, Vol. 34, 2015, pp. 535-556.
- [16] Chang, D., "Magnetic And Momentum Bias Attitude Control Design for The HETE Small Satellite," 1992.
- [17] Creamer, G., Delahunt, P., Gates, S. and Levenson, M., "Attitude Determination and