

Attitude Control System Design Based on Fluidic Momentum Controllers under Adaptive Sliding Mode

A.H. Taghavi¹, A. Soleymani^{2*} and T. Shojae³

1. Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology
2. Department of Aerospace Engineering, ShahidBeheshti University
3. Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology

*Postal Code: 1983963113, Tehran,IRAN

ah.soleymani@mail.sbu.ac.ir

Recently, new actuators known as fluidic momentum controllers (FMC) have been proposed for satellite attitude control. This actuator has many advantages such as high applied torque to weight ratio, easiness in assembly, low transmitted vibration and so on respect to the other momentum exchange devices like momentum/reaction wheels or CMGs. However, one of the main problems in implementing such actuators is complexity in mathematic modeling of them. This issue makes many researchers to use a simplified model for control system designing without to consider uncertainty in this simplified model. In this paper for eliminating of this problem, an adaptive sliding mode control (SMC) has been used in this article. This control method is not also robust respect to uncertainties but also can estimate over threshold of them without necessity to use larger and heavier actuators to be sure of satellite stability. According to the results, we can observe that proposed control system is capable to reach satellite to the desire attitude in minimum time and without overshoot.

Keywords:Satellite attitude control, Fluidic Momentum Controller (FMC), Adaptive sliding mode control, Uncertainly

1. M.Sc.
2. Researcher (Corresponding Author)
3. PhD Candidate

طراحی سیستم کنترل وضعیت مبتنی بر عملگرهای مومنتوم سیالی تحت مود لغزشی تطبیقی

امیرحسین تقوی^۱، احمد سلیمانی^{۲*} و تقی شجاعی^۳

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

۲- گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی

۳- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

* تهران، کد پستی: ۱۹۸۳۹۶۳۱۱۳

ah.soleymani@mail.sbu.ac.ir

اخیراً عملگرهای جدیدی به نام کنترلرهای مومنتوم سیالی برای کنترل وضعیت ماهواره پیشنهاد شده است. این عملگرها نسبت به دیگر عملگرهای ذخیره‌ساز مومنتوم مثل چرخ‌های عکس‌العملی و CMGها، دارای نسبت گشتاور اعمالی به وزن بالاتری، جانمایی و مونتاژ راحت‌تر، ارتعاش انتقالی کمتر و... هستند. اما یکی از مشکلات پیاده‌سازی چنین سیستم‌هایی در عمل، پیچیدگی در مدل‌سازی ریاضی این عملگرها می‌باشد. این امر باعث شده است که اکثر محققان از یک مدل ساده شده، برای طراحی سیستم کنترلی استفاده کنند، بدون آنکه عدم قطعیت‌ها در مدل ساده شده را در نظر بگیرند. در این مقاله برای رفع این مشکل از یک روش کنترلی مود لغزشی- تطبیقی استفاده شده که در برابر این نبود قطعیت‌ها در مدل مقاوم است و همچنین می‌تواند حد بالای این عدم قطعیت‌ها را تخمین بزند، بدون آنکه نیاز باشد تا از عملگرهای بزرگ‌تر برای اطمینان از پایداری سیستم استفاده کرد. با توجه به نتایج شبیه‌سازی، می‌توان مشاهده کرد که سیستم کنترلی مورد طراحی قادر است که ماهواره را در کمترین زمان ممکن و بدون فراجاهش به وضعیت مطلوب برساند.

واژه‌های کلیدی: کنترل وضعیت ماهواره، کنترلرهای مومنتوم سیالی، کنترل مود لغزشی تطبیقی، عدم قطعیت

علائم و اختصارات

q_4	مؤلفه اسکالر کواترنیون		
q_d	کواترنیون مسیر مرجع		
$\delta \bar{q}$	خطای تعقیب کواترنیون	ρ	چگالی سیال
ω	سرعت زاویه‌ای ماهواره	f	ضریب اصطکاک
ω_d	سرعت زاویه‌ای مسیر مرجع	r	شعاع رینگ
J	ماتریس اینرسی کل ماهواره	ω_s	سرعت زاویه‌ای سیال نسبت به رینگ
J_r	ماتریس اینرسی ذخیره‌ساز مومنتوم	d	قطر سطح مقطع رینگ
Ω	سرعت زاویه‌ای ذخیره‌ساز مومنتوم	μ	ویسکوزیته سیال
V	تابع لیاپانوف	τ	تنش برشی سیال
T_c	گشتاور کنترلی	v	سرعت جریان
T_d	گشتاور اغتشاشی	\bar{q}	پارامترهای کواترنیون
T_f	گشتاور اصطکاکی	q	مؤلفه برداری کواترنیون

سطوح لغزش
ماتریس دوران

S
R

مقدمه

جهان امروز، بخش عمده‌ای از خدمات و فناوری خود را مرهون ماهواره‌های تجاری، مخابراتی، نظامی و پژوهشی است. از جمله این خدمات می‌توان عکس‌های هوایی، ارتباطات و رصدای فضایی نام برد. به‌منظور ارائه این خدمات، باید ماهواره وضعیت خود را بر روی مدار تثبیت کند و به‌رغم اغتشاش‌های خارجی و نامعینی در پارامترهایش، سمت‌گیری دقیقی را داشته باشد. برای نیل به این هدف، ماهواره نیازمند یک زیرسیستم کنترل وضعیت است [۱].

روش‌های کنترلی فعال بسیاری وجود دارد که از مؤلفه‌هایی همچون تراسترها، چرخ‌های عکس‌العملی / مومنتوم و ژایروهای کنترل ممان^۴ استفاده می‌کنند. به‌طور کلی، اکثر این روش‌ها اصول کلی بقای مومنتوم زاویه‌ای را برای پایدارسازی ماهواره در مقابل گشتاورهای اغتشاشی پیاده‌سازی می‌کنند. اما اخیراً عملگرهای پیشنهاد شده است که در آن بجای 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 (FMC)^۵ شناخته می‌شوند. در FMCها به‌دلیل آنکه اکثر جرم آن در بیشترین فاصله از محور دوران قرار دارد، ممان اینرسی آن 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 کرده که این موضوع آن‌ها را برای استفاده در میکرو ماهواره‌ها مناسب‌تر می‌کند. همچنین در صورت استفاده از پمپ‌های الکترومغناطیسی یا پمپ‌های الکترو-حرارتی دیگر نیازی به موتورهای الکتریکی نبوده و این مسئله جاسازی این عملگر را نسبت به دیگر عملگرها آسان‌تر می‌کند. همچنین این عملگرها قابلیت استفاده به‌صورت غیرفعال را نیز دارند و در صورت خرابی در سیستم کنترلی باز هم توانایی پایدارسازی ماهواره را دارند. FMCها ارتعاش کمتری را به سازه انتقال می‌دهند. همچنین از گردش سیال داخل تیوپ‌ها می‌توان به‌عنوان خنک‌کاری استفاده کرد. با این حال بعضی مشکلات در پیاده‌سازی این عملگرها وجود دارد که از آن جمله می‌توان به

مدل‌سازی پیچیده جریان سیال داخل تیوپ‌های چرخان، نشت و مسائل آب‌بندی و اقدامات پیشگیرانه حرارتی اشاره کرد [۲].

با توجه به اینکه از اولین کارها در زمینه کنترلرهای مومنتوم سیالی کارهای انجام گرفته توسط مینارد^۶ در سال ۱۹۸۸ است، ادبیات 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 [۳]. این تحقیق به‌وسیله لوری^۷ و چپیر^۸ 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 به راحتی در فضای قابل دسترس در یک ماهواره جاسازی شوند [۴]. لاگلین^۹ یک سیستم دو کاربری را پیشنهاد داد که هم وضعیت را اندازه‌گیری می‌کرد و هم گشتاور مورد نیاز را اعمال می‌کرد [۵]. این سیستم شامل یک آهن‌ربای دائم و یک لوپ سیالی پر شده با یک سیال رسانای جریان الکتریکی بود. حرکت زاویه‌ای ماهواره باعث چرخش سیال درون این لوپ می‌شد. از آنجا که این سیال رسانا بود و در معرض میدان مغناطیسی قرار داشت، ولتاژ القا 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 مسئله می‌تواند برای پایدارسازی وضعیت ماهواره استفاده شود. ایزکندیرین^{۱۰} یک رینگ عکس‌العملی سیالی را پیشنهاد داد که می‌توانست وضعیت یک فضاپیما را با واکنش نشان دادن به حرکت سیال درون رینگ، کنترل کند [۶]. ورتاراجو^{۱۱} 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 بر اساس چرخش یک سیال، هادی جریان الکتریکی بود. این جریان الکتریکی نیز به‌وسیله داکت عبوری سیال که در معرض گرادیان حرارتی بود، تولید می‌شد [۷]. او سپس براساس این طرح یک سیستم کنترل^۳ محوره ماهواره را پیشنهاد داد که بر مبنای روش کنترلی H_2 و H_∞ بود [۸]. کلی^{۱۲}، عملکرد یک کنترلر مومنتوم سیالی را در یک آزمایش با استفاده از دو لوپ سیالی که محورهای تقارن آن‌ها در یک جهت بود، تست کرد [۲]. در این آزمایش، از دو پمپ برای تولید جریان دو جهته در هر لوپ استفاده شد. کومار نیز یک کنترل وضعیت^۳ جهته را با استفاده از^۳ لوپ سیالی عمود بر هم بررسی کرد [۹]. او حرکت زاویه‌ای ماهواره مجهز به^۳ رینگ سیالی را در یک مدار بیضوی بررسی کرد. اما

11. Varatharajoo
12. Kelly

4. Control Moment Gyro (CMG)
5. Fluidic Momentum Controller
6. Maynard
7. Lurie
8. Schier
9. Laughlin
10. Eskenderian

دادند [۱۲]. اگرچه ودلی به صورت غیرمستقیم و تنها با استفاده از معادلات سینماتیکی نشان داد که حرکت ایده آل روی صفحات لغزشی معادل با خطای صفر پارامترهای کوآترینیون و سرعت‌های زاویه‌ای است، اما در مرجع [۱۳] این مسئله با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف اثبات شد. کراسیدیس^{۱۶} و همکارش از نخستین محققانی بودند که پارامترهای اصلاح شده رودریگز را در طراحی سیستم کنترلی مدل لغزشی به منظور کنترل فضاپیما به کار بردند [۱۴]. رابینت و پارکر^{۱۷} کنترل مدل لغزشی را برای مانور تعقیب وضعیت یک فضاپیما مجهز به چرخ‌های عکس‌العملی به کار بردند [۱۵]. شخصی به نام هوو^{۱۸} در مرجع [۱۶]، دینامیک چرخ‌های عکس‌العملی را نیز در نظر می‌گیرد. این عمل باعث می‌شود تا دقت سیستم کنترلی افزایش یابد.

اولین مطالعه بر روی مانور وضعیت فضاپیما بر اساس کنترل تطبیقی مستقیم به وسیله اسلوتین^{۱۹} و همکارش انجام گرفت [۱۷]. بوسالیز^{۲۰} و همکارش نیز مسئله عدم قطعیت در اینرسی ماهواره را با استفاده از کنترل تطبیقی مستقیم در نظر گرفتند [۱۸]. داندو، یک روش کنترلی تطبیقی را برای فضاپیماهایی ارائه می‌دهد که دارای عدم قطعیت در اینرسی هستند [۱۹]. درحالی‌که کنترلرهای تطبیقی سنتی به دنبال احتساب مستقیم عدم قطعیت‌های مدل دینامیکی با استفاده از قانون به‌روزرسانی پارامترها یا الگوریتم‌های تخمین پارامتر هستند، روش‌های جدید به دنبال کنترل فیدبک، مستقل از پارامترهای اینرسی فضاپیما هستند. در واقع در این روش‌ها از مقاومت بودن مانور وضعیت ماهواره برای مدل دینامیکی ناقص اطمینان حاصل می‌شود. حال این عدم قطعیت‌ها ناشی از عدم قطعیت در اینرسی باشد، در اغتشاشات خارجی باشد یا هر گونه عدم قطعیت در مدل دینامیکی موردنظر باشد. از کارهای انجام گرفته در ارتباط با این موضوع می‌توان به کار راتو^{۲۱} اشاره کرد [۲۰]. وی کل عدم قطعیت‌ها (عدم قطعیت در اینرسی و اغتشاشات خارجی) را به صورت یک عدم قطعیت در نظر گرفت. سپس یک قانون تطبیقی ارائه کرد که بهره کنترل لغزشی را تخمین می‌زد. او سپس با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف، پایداری سیستم را اثبات کرد. بینگونگ^{۲۲}، برای جلوگیری از تخمین بیش از حد بهره کنترل لغزشی با استفاده از قانون تطبیق، استفاده از صفحات لغزشی متغیر با زمان را پیشنهاد داد [۲۱].

مدل دینامیکی توسعه‌یافته در آن، شامل همه ممان‌های عکس‌العملی انتقال یافته بین ماهواره و رینگ‌های سیالی نبود. اخیراً نوبری و همکارش، مدل گومار^{۱۳} را با توسعه یک نسخه کامل‌تر بهبود بخشیدند. آن‌ها یک سیستم تشخیص عیب^{۱۴} را با استفاده از ۴ رینگ سیالی توسعه دادند که در یک پیکره‌بندی هرمی قرار گرفته بودند [۱۰].

همان‌طور که اشاره شد، یکی از مشکلات پیاده‌سازی این عملگرها، مدل‌سازی پیچیده جریان سیال داخل تیوپ است. به همین دلیل در کارهای انجام گرفته تاکنون، از مدل‌های دینامیکی ساده استفاده شده است و سیستم‌های کنترلی نیز بر اساس همین مدل‌های ساده بنا شده‌اند. بنابراین، نمی‌توان اطمینان داشت که در عمل نیز این سیستم‌های کنترلی به خوبی بتوانند سیستم را پایدار کنند. به همین منظور در این پژوهش سعی شده است تا از یک سیستم کنترلی مدل لغزشی تطبیقی استفاده شود. روش کنترلی مدل لغزشی در برابر عدم قطعیت‌ها در مدل مقاوم بوده و می‌تواند سیستم را در برابر اغتشاشات خارجی نیز پایدار کند. اما با توجه به اینکه در این روش، دانستن محدوده اغتشاشات و محدوده این عدم قطعیت‌ها مورد نیاز است و با توجه به اینکه بعضی از اغتشاشات و اغتشاشی غیر پیش‌بینی نشده وجود دارند. بنابراین یا باید دامنه این اغتشاشات را آنقدر بزرگ فرض کرد تا مطمئن شد که دامنه اغتشاشات واقعی از این حد کمتر است، یا با روشی دامنه آن را تخمین بزنیم. اما هر چه دامنه این عدم قطعیت‌ها بزرگ فرض شود، میزان هزینه کنترلی افزایش می‌یابد و نیاز به عملگرهای بزرگ‌تر و حجیم‌تر است. بنابراین، یک روش تطبیقی نیز توسعه داده می‌شود تا سیستم بتواند به‌طور خودکار حد بالای این اغتشاشات را تخمین بزند و با استفاده از آن نیز ضرایب بهره قانون کنترلی مدل لغزشی را تعیین کند.

طراحی مانور وضعیت فضاپیما با استفاده از روش کنترل مدل لغزشی، ابتدا توسط ودلی برای یک فضاپیما صلب که مجهز به سیستم کنترلی ۳ جهته بود، بررسی شد [۱۱]. این کار، یک روش جدید برای طراحی صفحه‌های لغزشی به صورت تحلیلی پیشنهاد می‌داد که بر اساس به حداقل رساندن یک اندیس عملکردی درجه دوم از سرعت‌های زاویه‌ای فضاپیما و پارامترهای کوآترینیون بود. دایویر و رامیرز^{۱۵} با الهام از مرجع [۱۱] یک سیستم کنترلی مدل لغزشی بر اساس صفحات لغزشی غیرخطی و پارامترهای بردار گیبس وضعیت ماهواره، پیشنهاد

18. Hu
19. Slotine
20. Boussalis
21. Rao
22. Bincong

13. Kumar
14. Fault Tolerant
15. Dwyer & Ramirez
16. Crassidies
17. Robinett & Parker

مدل دینامیکی سیستم FMC

مدل پیشنهادی برای بخش وضعیت ماهواره موردنظر، شامل ۳ عملگر مومنتوم سیالی است که در ۳ جهت قرار گرفته است. هر عملگر شامل یک رینگ پر شده از سیال و یک پمپ است که جریان سیال را با استفاده از ایجاد اختلاف فشار درون رینگ تنظیم می‌کند. به دلیل وجود تنش برشی روی دیواره‌های رینگ، حرکت سیال درون رینگ‌های 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 یا در غیر این صورت فشاری برابر با تنش برشی اصطکاکی ایجاد کنند تا از کاهش سرعت سیال و ایجاد گشتاور روی ماهواره جلوگیری کنند. به منظور جانمایی بهتر و افزایش راندمان می‌توان از پمپ‌های الکترومغناطیس یا پمپ‌های الکترو-حرارتی استفاده کرد. این پمپ‌ها بر اساس «قانون لرنز» کار می‌کنند. به این ترتیب که با ایجاد یک میدان مغناطیسی و ایجاد جریان الکتریکی درون سیال، یک نیروی القایی به سیال وارد می‌کنند. تفاوت پمپ‌های الکترو-حرارتی با پمپ‌های الکترومغناطیس در این است که در پمپ‌های الکترو-حرارتی از گرمای به وجود آمده در سیستم برای تولید جریان الکتریکی استفاده می‌شود. شماتیک مدل پیشنهادی و محل قرارگیری پمپ‌های الکترومغناطیس در شکل (۱) نشان داده شده است.

میزان تنش برشی به وجود آمده روی دیواره‌های رینگ بر اثر حرکت سیال، از رابطه زیر به دست می‌آید [۹]:

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

که در آن چگالی سیال، r شعاع رینگ، ω_s سرعت سیال نسبت به رینگ و f ضریب اصطکاک است. برای جریان‌های آرام، ضریب اصطکاک از رابطه زیر به دست می‌آید: ($R_n < 2300$)

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

که در آن R_n عدد رینولدز است و از رابطه زیر به دست می‌آید:

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

که در آن v سرعت جریان، d قطر متوسط رینگ و μ ویسکوزیته سیال است. برای جریان‌های اغتشاشی، ضریب اصطکاک از رابطه زیر به دست می‌آید: ($R_n > 2300$)

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

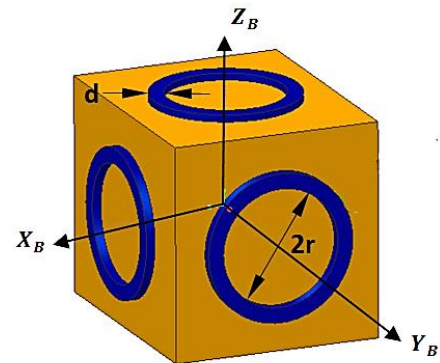
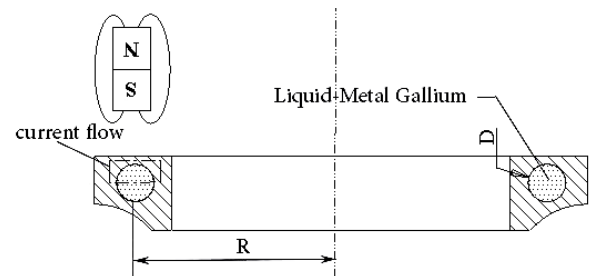
با ضرب کردن تنش برشی در شعاع عمل (r) و انتگرال گرفتن این المان ممان روی سطح خیس شده، گشتاور اصطکاکی از رابطه زیر به دست می‌آید:

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

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

برای تعیین وضعیت یک ماهواره نیاز به ۳ دستگاه مختصات است. اولین دستگاه، دستگاه اینرسی است که در مرکز زمین قرار گرفته است. نحوه تعریف این دستگاه در بالا توضیح داده شد. دستگاه دوم، دستگاه مرجع مداری^{۳۳} است. مرکز این دستگاه روی مرکز جرم ماهواره قرار گرفته است. به منظور Z_R این دستگاه به سمت مرکز جرم زمین است. محور X_R این دستگاه در صفحه مداری قرار دارد که عمود به محور Z_R بوده و جهت آن به سمت بردار سرعت ماهواره است. محور Y_R این دستگاه عمود به صفحه مداری بوده و جهت آن به گونه‌ای تعیین می‌شود که تشکیل یک سیستم متعامد یکه راستگرد را دهد. واژه ω_{RI} نشان‌دهنده سرعت زاویه‌ای این دستگاه نسبت به دستگاه اینرسی است که درون دستگاه اینرسی نوشته شده است.

سومین دستگاه، دستگاه بدنه است که به بدنه ماهواره متصل شده است. برای سهولت، عموماً محورهای این دستگاه با محورهای اصلی ماهواره یکی است و به طور اسمی با دستگاه مرجع مداری منطبق است. نمایش بصری این ۳ دستگاه در شکل (۲) نمایش داده شده است.



شکل ۱- شماتیک مدل FMC پیشنهادی

$$J_r(\dot{\Omega} + \dot{\omega}) + \omega^\times J_r \Omega = T_c - T_f \quad (12)$$

که در آن J ماتریس اینرسی ماهواره همراه با عملگرهای مونتگم سیالی، J_r ماتریس اینرسی عملگرهای مونتگم سیالی، Ω سرعت زاویه‌ای متوسط سیال درون عملگرهای مونتگم سیالی نسبت به بدنه ماهواره، T_d گشتاورهای اغتشاشی و گشتاورهای ناشی از عدم قطعیت در مدل، T_{gg} گشتاور گرادیان جاذبه، T_c گشتاور کنترلی و T_f گشتاور اصطکاکی است.

گشتاور گرادیان جاذبه T_{GG} ، بصورت زیر بدست می‌آید:

$$T_{GG} = \frac{3\mu}{r^3} \hat{R} \times (J\hat{R}) \quad (13)$$

که در آن شعاع مدار ماهواره، \hat{R} بردار یکه در جهت شعاعی و J تانسور ممان اینرسی ماهواره می‌باشد. $\mu = GM$ است که G ثابت جهانی گرانش است و M جرم زمین است.

طراحی کنترلر مود لغزشی

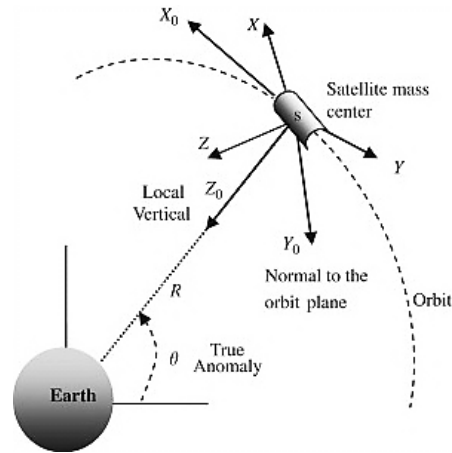
روش کنترلی مود لغزشی یک روش کنترلی غیرخطی است که می‌تواند به‌رغم دینامیک‌های مدل نشده و عدم قطعیت‌ها در مدل، سیستم را در برابر اغتشاشات محدود مقاوم کند. پاسخ سریع و عملکرد گذرای مطلوب، مقاومت در برابر یک گروه بزرگ از اغتشاشات یا عدم قطعیت‌ها و توانایی پایدارسازی سیستم‌های غیرخطی پیچیده از مزایای این روش کنترلی محسوب می‌شود. طراحی با استفاده از روش کنترل مود لغزشی از دو مرحله:

۱- تعریف بردار سطوح لغزشی

۲- تعیین سیگنال کنترل برای رسیدن به سطوح لغزش تشکیل شده است.

در بخش اول، با استفاده از روش‌های کنترلی مختلف همانند: پایدارسازی، جاگذاری قطب‌ها یا بهینه‌سازی دینامیکی، بردار سطوح لغزشی به‌گونه‌ای طراحی می‌شوند تا اهداف مورد نظر تأمین شوند. در مرحله دوم باید یک قانون کنترلی طراحی کرد تا سیستم را مجبور به حرکت به سمت این سطوح لغزشی کند.

در مانور تعقیب وضعیت، ماهواره یا فضاپیما باید یک مسیر مرجع مطلوب را که به‌وسیله کوانترینون مرجع \bar{q}_d و سرعت زاویه‌ای مرجع ω_d تعریف می‌شوند، تعقیب کنند. در حقیقت، حرکت مرجع به‌وسیله جهت‌گیری دستگاه مختصات مورد نظر $\{T\}$ نسبت به دستگاه مختصات مرجع $\{R\}$ یا دستگاه مختصات اینرسی $\{I\}$ که به‌وسیله \bar{q}_d بیان می‌شوند و همچنین مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات



شکل ۲- دستگاه مختصات مداری

معادلات سینماتیکی یک ماهواره صلب براساس پارامترهای

کوانترینون را می‌توان به‌صورت زیر نوشت [۲۲]:

$$\dot{\bar{q}} = \frac{1}{2} \Omega(\omega_{BR}) \bar{q} = \frac{1}{2} E(\bar{q}) \omega_{BR} \quad (6)$$

$$\omega_{BI} = \omega_{BR} + \omega_{RIB} \quad (7)$$

که در آن $\bar{q} = [q^T q_4]^T$ پارامترهای کوانترینون است. ω_{BI} سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنه نسبت به دستگاه اینرسی، ω_{BR} سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنه نسبت به دستگاه مرجع و ω_{RIB} سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع نسبت به دستگاه اینرسی است که در دستگاه بدنه نوشته شده است. سرعت دستگاه مرجع نسبت به دستگاه مختصات اینرسی بستگی به مدار ماهواره دارد. می‌توان نشان داد که این سرعت برای مدارهای دایروی به‌صورت $\omega_{RI} = \begin{bmatrix} 0 & -\sqrt{\frac{\mu}{R^3}} & 0 \end{bmatrix}^T$ است. ماتریس‌های $E(\bar{q})$ و $\Omega(\omega)$ به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$E(\bar{q}) = \begin{bmatrix} q^\times + q_4 I \\ -q^T \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\Omega(\omega) = \begin{bmatrix} -\omega^\times & \omega \\ -\omega^T & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

که در آن q^\times یک ماتریس شبه متقارن معادل با بردار q است که به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$q^\times = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

معادله دینامیکی ساده شده یک ماهواره صلب که مجهز به عملگرهای مونتگم سیالی است را می‌توان با استفاده از روابط اولر به‌صورت زیر نوشت [۹]:

$$J\dot{\omega} = -\omega^\times J\omega - \omega^\times J_r \Omega - J_r \dot{\Omega} + T_d + T_{gg} \quad (11)$$

که در آن $\omega_e = \omega - \omega_d$ خطای تعقیب سرعت زاویه‌ای ماهواره است و ρ نیز یک ضریب بهره اسکالر است. t_s نیز زمان رسیدن به صفحات لغزشی است.

با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف می‌توان نشان داد که مسیر لغزش در فضای حالت پایدار مجانبی است. برای اینکار تابع لیاپانوف به صورت زیر پیشنهاد می‌شود:

$$V(\delta q) = \frac{1}{2} \delta q^T \delta q \quad (22)$$

با جایگذاری روابط (۱۷)، (۱۸) و (۱۹) درون مشتق رابطه (۲۲) داریم:

$$\dot{V}(\delta q) = -\frac{1}{2} K |\delta q_4| \delta q^T \delta q \quad (23)$$

به شرطی که $K > 0$ باشد، رابطه بالا یک رابطه منفی معین خواهد بود. این مسئله نشان می‌دهد که اگر $t \rightarrow \infty$ ، آنگاه $\delta q \rightarrow 0$ میل خواهد کرد و با توجه به تعریف صفحات لغزش در رابطه (۲۰)، $\omega_e \rightarrow 0$ میل خواهد کرد.

برای اثبات اینکه حرکت وضعیت ماهواره به سمت صفحات لغزشی همگرا می‌شود ($s = 0$) و روی آن باقی می‌ماند ($\dot{s} = 0$)، تابع لیاپانوف زیر پیشنهاد می‌شود:

$$V(s) = \frac{1}{2} s^T J s \quad (24)$$

این تابع، یک تابع مناسب لیاپانوف است. زیرا در نقطه تعادل ($s = 0$) مقدار آن برابر صفر است و در نقاط دیگر مثبت معین است. زیرا ماتریس اینرسی J یک ماتریس مثبت معین است. مشتق تابع لیاپانوف به صورت زیر است:

$$\dot{V}(s) = s^T J \dot{s} \quad (25)$$

با جایگذاری معادله دینامیکی ماهواره در مشتق رابطه (۲۰)، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} J \dot{s} &= -\omega^\times J \omega - \omega^\times J_r \Omega - J_r \dot{\Omega} + T_d + T_{gg} \\ &\quad - J \dot{\omega}_d + K \text{sign}(\delta q_4) J \delta \dot{q} \\ &= -\omega^\times J \omega - T_c + T_f + T_d \\ &\quad + T_{gg} - J \dot{\omega}_d \\ &\quad + K \text{sign}(\delta q_4) J \delta \dot{q} \end{aligned} \quad (26)$$

با جایگذاری رابطه (۲۶) درون مشتق تابع لیاپانوف خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{V}(s) &= s^T (-\omega^\times J \omega - T_c \\ &\quad + T_f + T_d + T_{gg} - J \dot{\omega}_d \\ &\quad + K \text{sign}(\delta q_4) J \delta \dot{q}) \end{aligned} \quad (27)$$

بدنه $\{B\}$ نسبت به دستگاه مختصات اینرسی $\{I\}$ که به وسیله ω_d بیان می‌شوند، تعریف می‌شوند. ω_d در بیشتر کاربردها به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\omega_d = R_R^B(\delta \bar{q}) \tilde{\omega}_d \quad (14)$$

که در آن R_R^B ماتریس دوران از دستگاه مختصات مرجع به دستگاه بدنه است. $\tilde{\omega}_d$ سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع و $\delta \bar{q}$ خطای تعقیب کواترنیون است که از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\delta \bar{q} = \bar{q} \otimes \bar{q}_d^{-1} \quad (15)$$

که در آن \otimes عملگر ضرب کواترنیون و \bar{q}_d^{-1} مزدوج کواترنیون است که توصیف کننده جهت گیری دستگاه مختصات اینرسی نسبت به دستگاه مختصات مورد نظر $\{T\}$ است. مزدوج کواترنیون به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\bar{q}_d^{-1} = [-q_d^T q_d 4]^T \quad (16)$$

با توجه به تعاریف بالا، می‌توان نشان داد که مشتق تعقیب خطای کواترنیون و مشتق ω_d از روابط زیر به دست می‌آید [۲۲]:

$$\begin{aligned} \delta \dot{q} &= -\frac{1}{2} K |\delta q_4| \delta q + \frac{1}{2} \delta q^\times [2\omega_d \\ &\quad - K \text{sign}(\delta q_4) \delta q] \end{aligned} \quad (17)$$

$$\delta \dot{q}_4 = \frac{1}{2} K \text{sign}(\delta q_4) (1 - \delta q_4^2) \quad (18)$$

$$\dot{\omega}_d = R(\delta \bar{q}) \tilde{\omega}_d - \omega_e^\times R(\delta \bar{q}) \tilde{\omega}_d \quad (19)$$

همان طور که گفته شد در بخش اول طراحی کنترل لغزشی، باید صفحات لغزشی را به گونه‌ای تعیین کرد که اهداف ما در مانور تعقیب وضعیت برآورده شود. به همین منظور صفحات لغزشی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$s = \omega_e + K \text{sign}(\delta q_4) \delta q = 0 \quad (20)$$

باید به این نکته توجه داشت که در تعیین وضعیت ماهواره با استفاده از پارامترهای کواترنیون، $\delta \bar{q}$ و $-\delta \bar{q}$ از لحاظ فیزیکی هر دو نماینده یک خطای دوران هستند، در حالی که با توجه به شرایط اولیه یکی از آنها کمترین مسیر زاویه‌ای را برای رسیدن به صفحات لغزشی می‌پیماید و دیگری بیشترین مسیر زاویه‌ای را می‌پیماید. تابع sign در معادله (۲۰) به این منظور که ماهواره کمترین مسیر زاویه‌ای را بیپیماید، قرار گرفته است. در مرجع [۲۲]، نشان داده شده است که این سطوح لغزش تابع هدف زیر را به حداقل می‌رساند:

$$\begin{aligned} J(\omega, \bar{q}) &= \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{1}{2} \int_{t_s}^t \{ \rho \delta \bar{q}^T(\tau) \delta \bar{q}(\tau) \\ &\quad + \omega_e^T(\tau) \omega_e(\tau) \} d\tau \end{aligned} \quad (21)$$

می‌یابد. بنابراین، تعیین این تابع اشباع در حقیقت یک سبک سنگینی بین عملکرد سیستم و جلوگیری از پدیده *chattering* است. بنابراین، قانون کنترلی اصلاح شده به صورت زیر است:

$$T_c = -\omega^\times J\omega + T_f + T_{gg} - J\dot{\omega}_d + K\text{sign}(\delta q_4)J\delta\dot{q} + K_1s + T_{dmax}\text{sat}(s) \quad (30)$$

که در این رابطه، تابع *sat* به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\text{sat}(s_i) = \begin{cases} 1 & s_i > \varepsilon_i \\ \frac{s_i}{\varepsilon_i} & |s_i| \leq \varepsilon_i \\ -1 & s_i < -\varepsilon_i \end{cases} \quad (31)$$

که ε_i یک مقدار اسکالر مثبت است که ضخامت لایه مرزی اشباع نامیده می‌شود.

طراحی کنترلر مود لغزشی-تطبیقی

همان‌طور که در بخش قبل نشان دادیم، چنانچه بهره کنترلی مود لغزشی بیشتر از حد بالای گشتاورهای اغتشاشی و گشتاورهای مدل نشده که ناشی از به کار بردن دینامیک ساده برای عملگرهاست، باشد ($\|T_{d_i}\| \leq T_{dmax}$) ماهواره به وضعیت مورد نظر می‌رسد. اما در عمل حد بالای این گشتاورها به درستی قابل تعیین نیست. بنابراین، برای اطمینان از پایداری سیستم باید T_{dmax} را به اندازه کافی بزرگ در نظر گرفت. اما این عمل باعث افزایش هزینه‌های کنترلی، به کار بردن عملگرهای بزرگ‌تر و افزایش احتمال پدیده *chattering* می‌شود. روش عملی دیگر این است که به کمک یک سیستم تطبیقی حد بالای این گشتاورها را تخمین زد. برای نیل به این هدف، فرض می‌شود که حد بالای T_d برابر با مقدار ثابت γ است که هیچ دانشی درباره آن نداریم.

در ابتدا قانون کنترلی را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$T_c = -\omega^\times J\omega + T_f + T_{gg} - J\dot{\omega}_d + K\text{sign}(\delta q_4)J\delta\dot{q} + K_1s + \hat{\gamma}\text{sign}(s) \quad (32)$$

که در این رابطه $\gamma = \hat{\gamma} + \bar{\gamma}$ است و $\hat{\gamma}$ بهترین تخمین از حد بالای اغتشاشات است و $\bar{\gamma}$ عدم قطعیت در آن است. اکنون باید یک قانون تطبیق برای به روزرسانی $\hat{\gamma}$ طراحی شود، به گونه‌ای که از پایداری سیستم مطمئن شد. بنابراین تابع لیاپانوف را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

برای اینکه سیستم به طرف سطوح لغزشی حرکت کند، باید قانون کنترلی به گونه‌ای انتخاب شود که مشتق تابع لیاپانوف یک تابع منفی معین شود. برای نیل به این هدف، قانون کنترلی به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$T_c = -\omega^\times J\omega + T_f + T_{gg} - J\dot{\omega}_d + K\text{sign}(\delta q_4)J\delta\dot{q} + K_1s + T_{dmax}\text{sign}(s) \quad (28)$$

در این رابطه، تابع $\text{sign}(s)$ یک تابع برداری است و فرض شده که گشتاورهای اغتشاش خارجی و گشتاورهای ناشی از عدم قطعیت‌ها محدود هستند به گونه‌ای که $\|T_{d_i}\| \leq T_{dmax}$. این فرض به این معنی است که حد بالای این گشتاورها، قبل از پرتاب ماهواره برای مهندسان قابل تعیین است. K_1 نیز یک ماتریس مثبت معین است که سرعت رسیدن به سطوح لغزشی را در نقاط دور از آن افزایش می‌دهد.

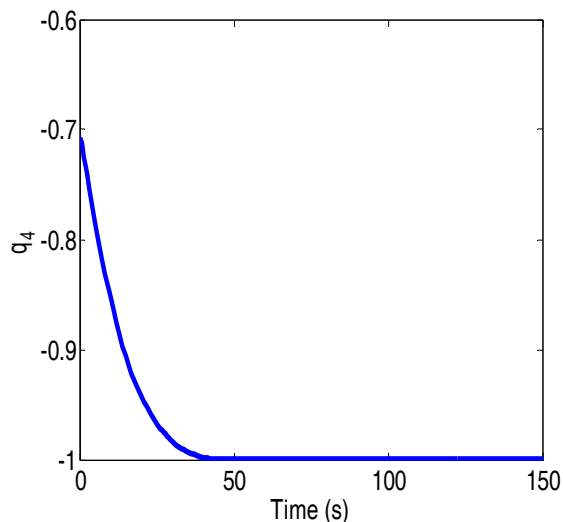
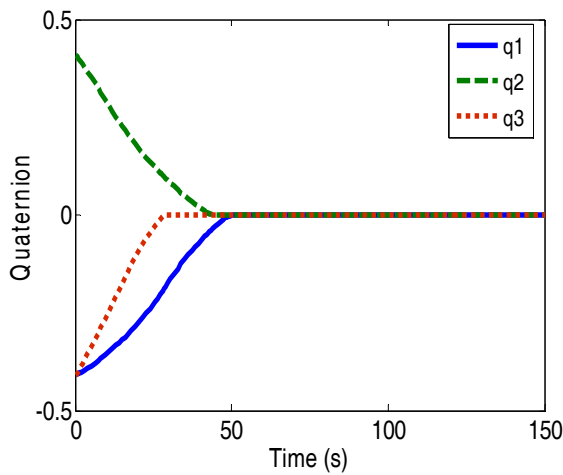
با جایگذاری رابطه (۲۸)، درون رابطه (۲۷) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V}(s) &= -\frac{1}{2}s^T K_1s + \frac{1}{2}s^T (T_d - T_{dmax}\text{sign}(s)) \\ &\leq -\frac{1}{2}s^T K_1s + \frac{1}{2}s^T \|T_d\| \\ &\quad - \frac{1}{2}|s|T_{dmax} \\ &\leq -\frac{1}{2}s^T K_1s + \frac{1}{2}\|s\|\|T_d\| \\ &\quad - \frac{1}{2}\|s\|T_{dmax} \leq -\frac{1}{2}s^T K_1s \end{aligned} \quad (29)$$

که در آن $|s| = s^T \text{sign}(s)$ است و $\|s\|$ نرم دو بردار s است. در به دست آوردن رابطه (۲۸) از این نکته که $|s| \geq \|s\|$ بوده، استفاده شده است. بنابراین طبق رابطه (۲۹)، $\dot{V}(s)$ یک تابع منفی معین بوده و در نتیجه با اعمال قانون کنترلی، سیستم به رگم وجود گشتاورهای اغتشاش خارجی به سمت صفحات لغزشی حرکت می‌کند.

وجود تابع *sign* در قانون کنترلی باعث پدیده *chattering* با فرکانس بالا در گشتاورهای کنترلی می‌شود. در واقع پدیده *chattering* باعث می‌شود تا عملگر کنترلی با فرکانس بالا قطع و وصل شود. این مسئله باعث می‌شود که دینامیک‌های فرکانس بالا که در مدل دینامیکی حذف شده‌اند (برای مثال مدهای ساختاری مدل نشده، تأخیرات زمانی حذف شده و...) تحریک شوند که در نهایت باعث سایش قطعات مکانیکی می‌شود. این مسئله با استفاده از نرم‌تر کردن تابع *sign* به وسیله یک تابع اشباع قابل حل است. هر چه این تابع نرم‌تر باشد احتمال پدیده *chattering* کاهش می‌یابد، ولی در عوض خطای حالت ماندگار سیستم نیز افزایش و عملکرد آن کاهش

0.2 m و قطر سطح مقطع آن $d = 0.02 m$ است. مانور مورد نظر نیز به صورت $\bar{q}_a = [0,0,0, \pm 1]$ و $\tilde{\omega}_a = [0,0,0]$ تعریف شده است. گشتاورهای اغتشاشی و گشتاورهای ناشی از عدم قطعیت‌ها به صورت $T_d = 0.001[3 \cos(0.1t), 1.5 \sin(0.1t) + 3 \cos(0.1t) + 3 \sin(0.1t)]$ $K = 3, K_1 = 1$ و $P = 0.01$ در نظر گرفته شده است. بهره‌های کنترلی نیز به صورت $K = 3, K_1 = 1$ و $P = 0.01$ در نظر گرفته شده است. مقدار اولیه بهره تخمینی کنترلی نیز $\gamma_0 = 0$ در نظر گرفته شده است. همچنین برای در نظر گرفتن اشباع عملگر، یک تابع اشباع با دامنه $1N.m$ در خروجی عملگر قرار گرفته است. نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های (۳)، (۴) و (۵) نشان داده شده‌اند:



شکل ۳- پاسخ پارامترهای کواترنیون برای کنترل مود لغزشی - تطبیقی

$$V(s, \hat{\gamma}) = \frac{1}{2} s^T J s + \frac{1}{2} P \bar{\gamma}^2 \quad (33)$$

پارامتر p ضریب تطبیق پذیری است. با مشتق‌گیری از تابع لیاپانوف نسبت به زمان داریم:

$$\dot{V}(s, \hat{\gamma}) = s^T J \dot{s} + P \bar{\gamma} \dot{\hat{\gamma}} \quad (34)$$

$\dot{\hat{\gamma}}$ باید به گونه‌ای انتخاب شود که مشتق تابع لیاپانوف تبدیل به یک تابع منفی معین شود. بنابراین $\bar{\gamma}$ به صورت زیر به روزرسانی می‌شود:

$$\dot{\hat{\gamma}} = -\frac{\|s\|}{p} \quad (35)$$

با جایگذاری رابطه (۳۵) و قانون کنترلی درون رابطه (۳۴) داریم:

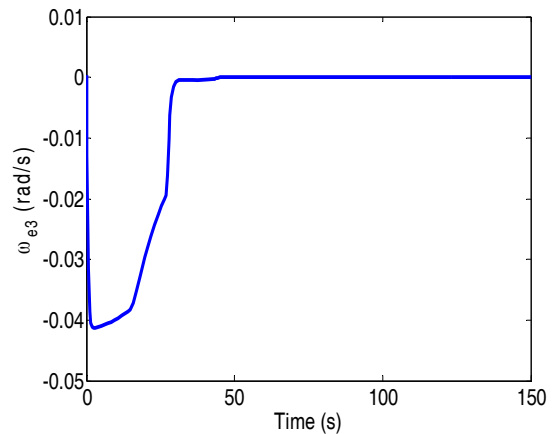
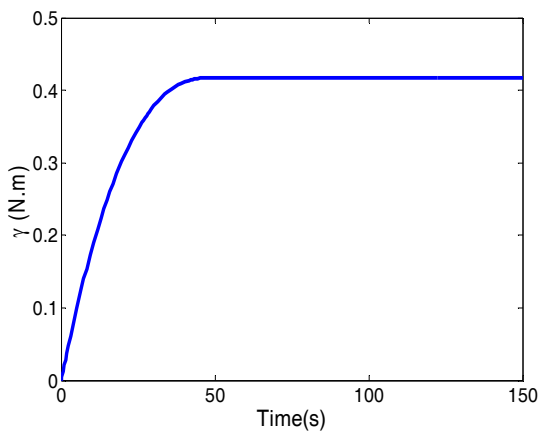
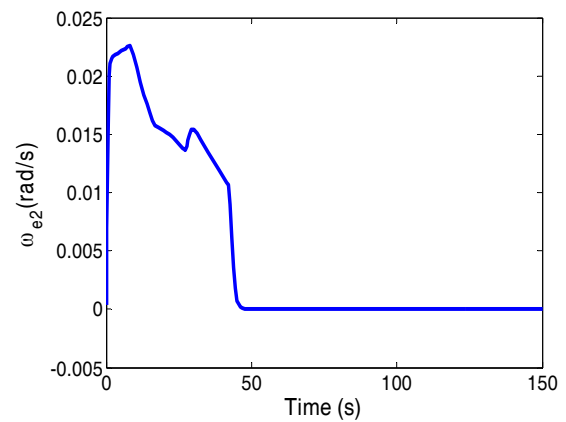
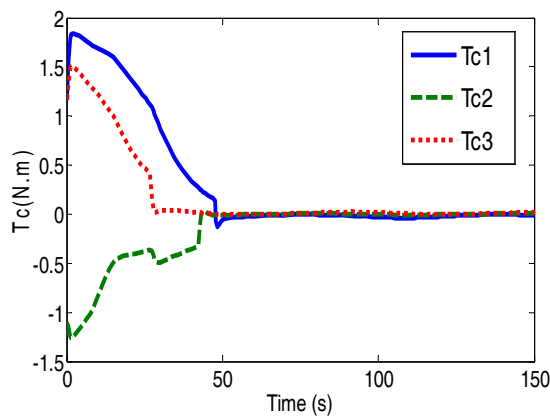
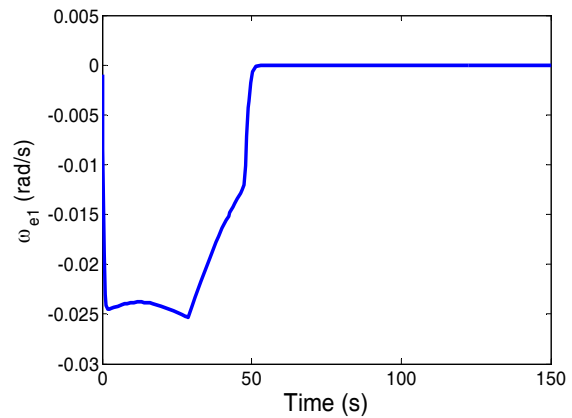
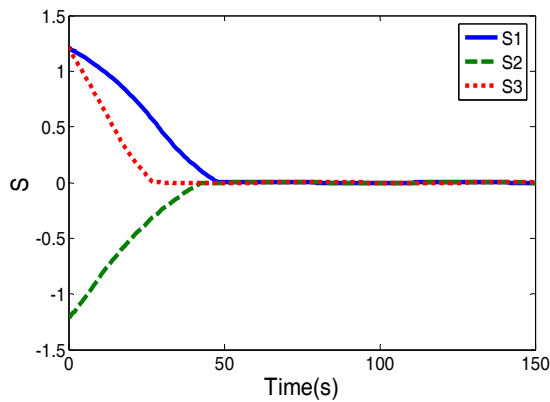
$$\begin{aligned} \dot{V}(s, \hat{\gamma}) &= -s^T K_1 s + s^T T_d - \hat{\gamma} \|s\| - \bar{\gamma} \|s\| \leq \quad (36) \\ &= -s^T K_1 s + \|s\| \|T_d\| - \hat{\gamma} \|s\| - \bar{\gamma} \|s\| \leq -s^T K_1 s + \\ &\quad \|s\| \|T_d\| - \gamma \|s\| \leq -s^T K_1 s \end{aligned}$$

در اثبات بالا از این نکته که $\dot{\hat{\gamma}} = -\hat{\gamma}$ بوده، استفاده شده است. بنابراین، با به روزرسانی $\bar{\gamma}$ به صورت رابطه (۳۷) می‌توانیم مطمئن باشیم که سیستم همواره پایدار است.

با توجه به قانون تطبیق ارائه شده در رابطه (۳۵) مشهود است که γ بر اساس انحراف از صفحات لغزشی تنظیم می‌شود. بنابراین، در اوایل تخمین که شرایط اولیه سیستم دور از صفحات لغزشی است، مقدار انتگرال $\|s\|$ به سرعت افزایش می‌یابد. چنانچه ضریب p خیلی کوچک باشد، آنگاه مقدار γ از $\|T_d\|$ بسیار بیشتر می‌شود که به آن بیش تخمینی^{۳۴} گفته می‌شود. اما چنانچه p بزرگ باشد، آنگاه سیستم قبل از آنکه γ به $\|T_d\|$ برسد فاز دسترسی را (زمانی که سیستم از شرایط اولیه شروع کرده تا به سطوح لغزشی برسد) پیموده است و با مشکل بیش تخمینی مواجه نمی‌شویم. ولی این نکته را نیز باید مورد توجه قرار داد که اگر p خیلی بزرگ باشد، زمان رسیدن سیستم به حالت ماندگار افزایش می‌یابد.

نتایج شبیه‌سازی

در این بخش برای نشان دادن صحت عملکرد قانون کنترلی پیشنهاد داده شده (مود لغزشی - تطبیقی)، یک شبیه‌سازی وضعیت انجام شده است. در این شبیه‌سازی، یک ماهواره با ممان اینرسی $J = \text{diag}(24, 27, 13.67) \text{ kg.m}^2$ که در یک مدار دایروی به شعاع ۷۰۰۰ کیلومتر به دور زمین می‌چرخد، شبیه‌سازی شده است. ممان اینرسی کنترلرهای مومنتوم سیالی $J_r = \text{diag}(0.048, 0.048, 0.048) \text{ kg.m}^2$ و سیال به کار رفته metal-liquid gallium است. شعاع این عملگرها برابر با $r =$



شکل ۵- صفحات لغزشی، گشتاور کنترلی و تخمین عدم قطعیت‌ها

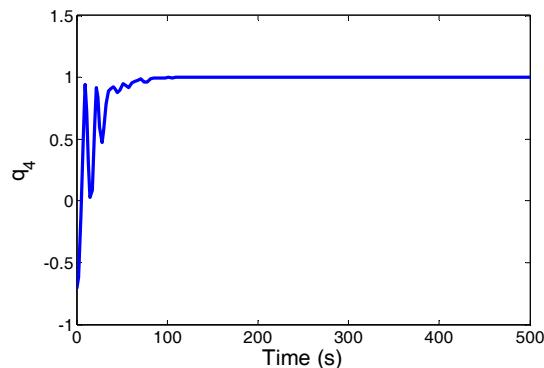
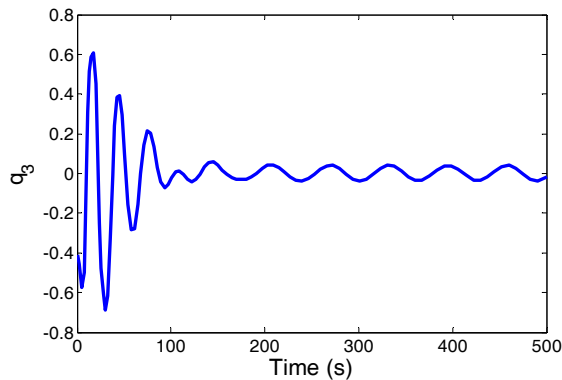
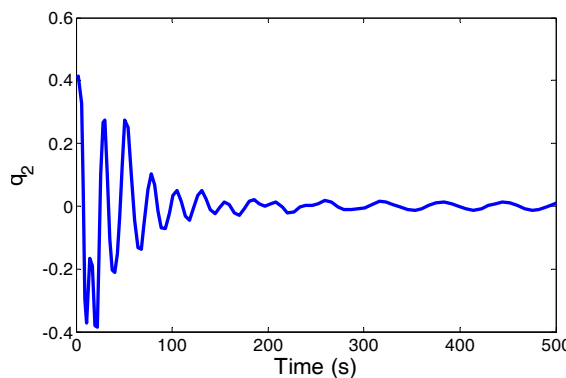
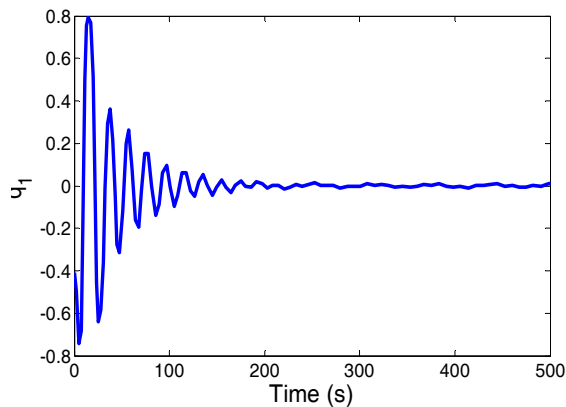
شکل ۴- خطای سرعت زاویه‌ای تعقیب کنترل مود لغزشی- تطبیقی

شکل ۵- صفحات لغزشی، گشتاور کنترلی و تخمین عدم قطعیت‌ها

شکل ۴- خطای سرعت زاویه‌ای تعقیب کنترل مود لغزشی- تطبیقی

با توجه به وضعیت اولیه در نظر گرفته شده که معادل با محور دوران $a = [-0.5774, 0.5774, 0.5774]^T$ و زاویه دوران 270° درجه است، کمترین مسافت زاویه‌ای زمانی پیموده می‌شود تا زاویه دوران به 360° درجه برسد، که معادل با $\bar{q}_d =$

این مسئله به خوبی در نتایج نشان داده است. همچنین، همان‌طور که از نتایج مشهود است، کنترلر طراحی شده توانسته است ماهواره را در حضور گشتاورهای اغتشاشی و عدم قطعیت در دینامیک عملگر کنترلی، در کمترین زمان ممکن و



شکل ۶- پاسخ پارامترهای کوآرنیون برای کنترلر PID غیرخطی

بدون فراجش، به وضعیت مطلوب رساند. با توجه به شکل (۵)، حد بالای گشتاورهای تخمینی اغتشاشی و گشتاورهای تخمینی ناشی از عدم قطعیت در مدل، برابر ۰/۴ به دست آمده است که از حداکثر گشتاور اعمالی توسط کنترلر کمتر است. البته هر قدر ضریب تخمین تطبیق افزایش یابد این مقدار کوچک تر می شود ولی زمان رسیدن به وضعیت مطلوب نیز افزایش می یابد. بنابراین، در حین طراحی کنترل تطبیق باید یک مصالحه بین زمان رسیدن و اندازه عملگر صورت پذیرد.

در این بخش به منظور مقایسه عملکرد سیستم کنترلی طراحی شده با دیگر روش ها، روش کنترلی PID غیرخطی آورده شده است. این روش در اصل یک روش کنترلی خطی سازی فیدبک است اما به دلیل وجود مؤلفه های تناسبی، انتگرالی و مشتقی در قانون کنترلی، به نام روش PID غیرخطی شناخته می شود.

در این روش قانون کنترلی به صورت زیر در نظر گرفته می شود:

$$T_c = -\omega^* J \omega + D \omega + K q + T_f + K_I \int q dt \quad (36)$$

که در آن D و K و K_I به ترتیب ماتریس ضرایب مشتق گیر و تناسبی و انتگرالی هستند که باید تعیین شوند. دیگر پارامترها برای حذف شتاب کریولیس و اصطکاک درون عملگر است. چنانچه ماتریس D و K و $K^{-1}D$ مثبت معین باشند، با تئوری پایداری لیاپانوف می توان نشان داد که سیستم با اعمال قانون کنترلی بالا در غیاب گشتاورهای اغتشاشی و با صرف نظر کردن از عامل انتگرال گیر، پایدار است. پایداری کلی سیستم را با استفاده از قانون کنترلی بالا نمی توان اثبات کرد ولی برای اغتشاشات خاص می توان به روش سعی و خطا، مقادیری را برای K_I پیدا کرد که سیستم پایدار شود.

ضرایب کنترلی تناسبی و مشتق گیر در این شبیه سازی برابر $D = \text{diag}(1,1,1)$ و $K = \text{diag}(5,3,1)$ ضرایب ترم انتگرالی نیز با استفاده از روش سعی و خطا به صورت $K_I = \text{diag}(0.001,0.001,0.001)$ در نظر گرفته شده است که نتایج آن در شکل های (۶) و (۷) نشان داده شده است.

همانگونه که از نمودارها قابل مشاهده است، پاسخ کنترلر PID دارای فراجش بسیار و زمان نشست آن نیز نسبت به کنترلر مود لغزشی- تطبیقی بیشتر است. همچنین این کنترلر در برابر گشتاورهای خارجی و عدم قطعیت ها در مدل مذکور مقاوم نیست و چنانچه این گشتاورها تغییر کنند، سیستم کنترل وضعیت پایداری خود را از دست می دهد.

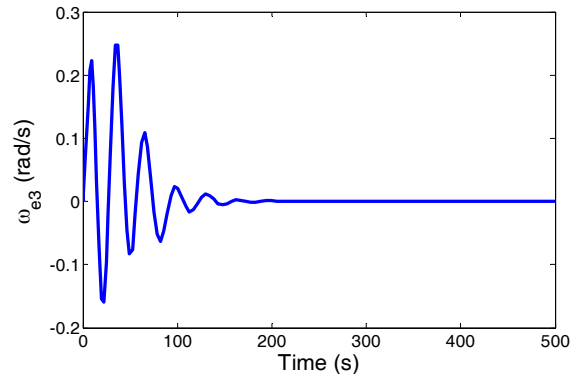
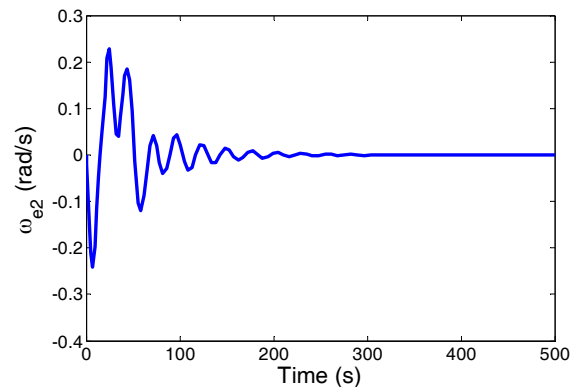
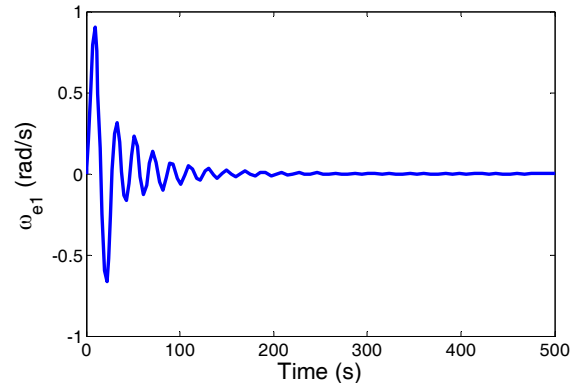
مدل لغزشی که در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت در مدل مقاوم است، استفاده شد. با توجه به اینکه حد بالای این عدم قطعیت‌ها به دلیل وابستگی آن به سرعت زاویه‌ای سیال، به طور کامل برای مهندسان قابل پیش‌بینی نیست یک سیستم کنترلی تطبیقی نیز استفاده شد که می‌تواند حد بالای این عدم قطعیت‌ها را به گونه‌ای تخمین بزند که سیستم کنترل وضعیت همواره پایدار بماند. با استفاده از این روش کنترل تطبیقی می‌توان همواره از پایدار بودن سیستم اطمینان داشت بدون آنکه نیاز باشد تا یک عملگر حجیم‌تر و بزرگ‌تر را انتخاب کرد. سیستم کنترلی مورد طراحی قادر است که ماهواره را در کمترین زمان ممکن و بدون فراجاهش به وضعیت مطلوب برساند. همچنین برای مقایسه کیفی بین روش‌های کنترلی غیرخطی متعارف و روش کنترلی پیشنهاد داده شده در این مقاله، جدول مقایسه‌ای زیر (جدول ۱) آورده شده است.

جدول ۱- مقایسه کیفی روش‌های کنترل پیشنهادی برای عملگر FMC

روش کنترلی	دقت	عملکرد	توانایی پایدار سازی بدون حضور اغتشاشات	توانایی پایدار سازی با دانستن حد بالای اغتشاشات	توانایی پایدار سازی بدون دانستن حد بالای اغتشاشات
SMC	بالا	خوب	دارد	دارد	ندارد
Adaptive SMC	بالا	خوب	دارد	دارد	دارد
Nonlinear PID	متوسط	ضعیف	دارد	ندارد	ندارد

مراجع

- [1] Bolandi, J., Sadati, N. and Momeni, H., "Presentation of New Algorithm for Extended Kalman Filter Attitude Estimator for the Purpose of Satellite Robust Control with Large Angle Manuevurs," *11th conference of Electrical Engineering*, 2003, (In Persian).
- [2] Kelly, A., McChesney, C., Smith, P., Waltena, S., and Zaruba, Ch., *A Performance Test of a Fluidic Momentum Controller in Three Axes*, NASA Report, 2004.
- [3] Maynard, R. S., *Fluid Momentum Controller*, U.S. Patent 4, 1998, pp. 776.
- [4] Lurie, B.J. and Schier, J.A., "Liquid-Ring Attitude Control System for Spacecraft," *NASA Tech Briefs*, 1990.
- [5] Laughlin, D.R., Sebesta, H.R. and 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.



شکل ۷- خطای سرعت زاویه‌ای تعقیب برای کنترلر PID غیرخطی

نتیجه‌گیری

در این مقاله، یک روش کنترلی برای ماهواره‌هایی که از عملگر مومنتوم سیالی استفاده می‌کنند، پیشنهاد داده شده است. به دلیل پیچیدگی مدل ریاضی این عملگرها، در اکثر پژوهش‌ها از یک مدل ساده استفاده شده است و بدون توجه به این موضوع که این مدل در حالت واقعی دارای عدم قطعیت است، شروع به طراحی یک سیستم کنترلی کرده‌اند. در این مقاله، برای رفع این مشکل از روش کنترل

- Maneuvers," *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 45, No. 4, 1997, pp. 433-450.
- [16]Hu, Q., Xie, L. and Wang, Y., "Sliding Mode Attitude and Vibration Control of Flexible Spacecraft with Actuator Dynamics," *IEEE International Conference on Control and Automation*, Guangzhou, China, 2007.
- [17]Slotine, J.-J.E. and Di Benedetto, M.D., "Hamiltonian Adaptive Control of Spacecraft," *IEEE Transaction on Automatic Control*, Vol. 35, No. 7, 1990, pp. 848-852.
- [18]Boussalis, D., Bayard, D.S. and Wang, S.J., "Adaptive Spacecraft Attitude Control with Application to Space Station," *Proceedings of IEEE Conference on Control Applications*, Dayton, Ohio, USA, 1992, pp. 440-447.
- [19]Dando, A., "Spacecraft Attitude Maneuvers Using Composite Adaptive Control with Invariant Sliding Manifold," *48th IEEE Conference on Decision and Control and 28th Chinese Control Conference Shanghai*, P.R. China, 2009.
- [20]Rao, B.P. and Kumar, G.S., "Sliding Mode Controller Design for Spacecraft Attitude Stabilization," *International Journal of Advanced Engineering Sciences and Technologies*, Vol. 11, No. 1, 2011, pp. 183-189.
- [21]Cong, B., Liu, X. and Chen, Z., "Adaptive Sliding Mode Control for Spacecraft Attitude Maneuvers with Reduced or Eliminated Reaching Phase," *UKACC International Conference on Control*, Cardiff, UK, 2012.
- [22]Crassidis, J.L., Vadali, S.R. and Markley, F.L., "Optimal Variable-Structure Control Tracking of Spacecraft Maneuvers," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 23, No. 3, 2000, pp. 564-566.
- [6] Iskenderian, T.C., "Liquid Angular Momentum Compensator," *NASA Tech. Briefs*, 1989.
- [7] Varatharajoo, R., Kahle, R. and Fasoulas, S., "Approach for Combining Spacecraft Attitude and Thermal Control Systems," *Journal Spacecraft Rockets*, Vol. 40, No. 5, 2003.
- [8] Alkhodari, S.B. and Varatharajoo, R., " H_2 and H_∞ Control Options for the Combined Attitude and Thermal Control System (CATCS)," *Advances in Space Research*, Vol. 43, Issue 12, 2009, pp. 1897-1903.
- [9] Kumar K.D., "Satellite Attitude Stabilization Using Fluid Rings," *online Publication of Acta Mechanica*, 2009.
- [10]Nobari, N.A. and Misra, A.K., "Satellite Attitude Stabilization Using Four Fluid Rings," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Canada, 2010.
- [11]Vadali, S.R., "Variable-Structure Control of Spacecraft Large-Angle Maneuvers," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 9, No. 2, 1986, pp. 235-239.
- [12]Dwyer, T.A.W. and Sira-Ramirez, H., "Variable-Structure Control of Spacecraft Attitude Maneuvers," *The Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 11, No. 3, 1988, pp. 262-270.
- [13]Chen, Y-P. and Lo, S.C., "Sliding Mode Controller Design for Spacecraft Attitude Tracking Maneuvers," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 29, No. 4, 1993, pp. 1328-1333.
- [14]Crassidies, J.L. and Markley, F.L., "Sliding-mode Control Using Modified Rodrigues Parameters," *The Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 19, No. 6, 1996, pp. 1381-1383.
- [15]Robinett, R.D. and Parker, G.G., "Least Squares Sliding Mode Control Tracking of Spacecraft Large Angle