

کنترل PID مقاوم یک ماهواره انعطاف پذیر با در نظر گرفتن دینامیک عملگر تراستر

هدف از این پژوهش، بررسی و ارائه کنترل PID مقاوم وضعیت یک ماهواره انعطاف پذیر با لحاظ کردن دینامیک عملگر تراستر است. ویژگی انعطاف پذیری در ماهواره، سبب تغییر در دینامیک کل ماهواره می شود. در طول مانور، گشتاور اغتشاشی تصادفی و عدم قطعیت ماتریس اینرسی بر ماهواره اعمال می شود. تراستر عملگر مورد استفاده برای انجام فرامین کنترلی است که از گسسته ساز PWPF بهینه شده توسط الگوریتم فرا ابتکاری ژنتیک بهره می برد. بهینه سازی تراستر و ضرایب کنترل PID مقاوم مقید از دیگر نوآوری های این مقاله است. با افزودن قیدهای سرعت زاویه ای و گشتاور کنترلی، کنترل مقاوم طراحی شده اولاً عملکرد مطلوبی در اجرای فرمان دارد؛ و ثانیاً در برابر عدم قطعیت های داخلی و خارجی مطرح شده، مقاوم است.

حجت طائی^۱

استادیار

سپیده آیتی^۲

دانشجوی

کارشناسی ارشد

سید فضل الله

موسوی^۳

استادیار

واژه های راهنما: ماهواره انعطاف پذیر، کنترل PID مقاوم، عدم قطعیت، تراستر، الگوریتم ژنتیک

۱- مقدمه

استفاده از ماهواره های انعطاف پذیر در ماموریت های فضایی روز به روز فزونی می یابد. صفحات خورشیدی، بوم های گرادیان جاذبه، آنتن های رادیویی و رادارها از جمله ملحقات انعطاف پذیر در ماهواره ها هستند. ماهواره ها در طول مدت عمر خود، تحت تاثیر اغتشاشات داخلی و خارجی زیادی هستند. از جمله اغتشاشات داخلی می توان به تلاطم سوخت، نوسانات الحاقات انعطاف پذیر و ناهمراستایی بردار تراست اشاره کرد. اغتشاشات محیطی از قبیل گشتاورهای آیرودینامیکی، فشار تشعشعات خورشیدی و گشتاور گرادیان جاذبه، مجموعه گشتاورهایی هستند که در اثر اعمال آنها، وضعیت برنامه ریزی شده ماهواره دچار اختلال می شود. زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، وظیفه اندازه گیری وضعیت توسط سخت افزارهای اندازه گیری و سپس محاسبه نیرو و گشتاور مورد نیاز جهت کنترل و انجام مانور وضعیت را دارد. کنترل وضعیت ماهواره انعطاف پذیر یکی از موارد چالش انگیز در مبحث کنترل است.

^۱ نویسنده مسئول، استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر taei@mut.ac.ir

^۲ دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر sepideh.ayati031@gmail.com

^۳ استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر f.mosavi2004@gmail.com

اولین مطالعات در حوزه کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر از سال ۱۹۶۶ آغاز شد. در سال ۱۹۷۱، Likins و Fleischer [۱]، نتایج کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از مختصات هیبرید را ارائه کردند. Johnston و Thornton [۲]، به بررسی اثر گرمای ناشی از تابش خورشید و تاثیر آن بر جابجایی الاستیک پانل‌ها و دینامیک ماهواره می‌پردازند. این گرما می‌تواند باعث جابجایی ماهواره نسبت به زاویه مطلوب شود. فضایمای MUSES-C در فاز ماموریتی داده‌برداری حول یک سیارک نزدیک زمین با نام 1989 ML در شرایط کم‌جاذبه و درحالی‌که تراستر اصلی آن خاموش بود، دو پدیده تلاطم سوخت و انعطاف‌پذیری پانل‌های خورشیدی را در این ماموریت ملاقات و بازگشت تجربه کرد. در سال ۲۰۰۳، Kubota و همکاران [۳]، ابتدا سیستم کنترل و ناوبری فضایمای سپس سناریو ملاقات و بازگشت را ارائه کردند. پس از آن مقاومت و عملکرد سیستم توسط شبیه‌سازی عددی به اثبات رسیده است.

در زیرسیستم کنترل وضعیت، اندازه‌گیری وضعیت توسط سخت‌افزارهای اندازه‌گیری مانند حسگرهای زمین، حسگرهای خورشید، حسگرهای ستاره، حسگرهای سرعت، انتگرال‌گیرهای سرعت مبتنی بر اصول ژيروسکوپی و مغناطیس‌سنج‌ها انجام می‌شود. سپس نیرو و گشتاور مورد استفاده برای کنترل توسط عملگرها مانند رانشگرها، چرخ‌های عکس‌العملی و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی تولید می‌شود. زیرسیستم پیشران‌ش با توجه به تامین نیرو و گشتاور اعمالی به بدنه، تغییراتی در سرعت‌های انتقالی و زاویه‌ای ایجاد می‌کند. زیرسیستم پیشران‌ش فضایی به سه دسته گاز سرد، شیمیایی (جامد و مایع) و الکتریکی تقسیم می‌شوند. تراسترها نسبت به سایر عملگرها سرعت مانور بالاتری دارند؛ اما تنها در مود خاموش-روشن کار می‌کنند که سبب ایجاد رفتار غیرخطی می‌شود. با استفاده از گسسته‌سازهایی مانند^۱PWPF، تراستر در یک مود شبه‌خطی متناسب با سطح گشتاور فرمان ورودی مورد استفاده قرار می‌گیرد. مدولاتور پهنای پالس-پهنای فرکانس مزیت‌هایی از جمله مصرف پیشران پایین و انعطاف‌پذیری بالا به دلیل تعدد پارامترهای قابل تنظیم نسبت به سایر مدولاتورها دارد. رانشگر گاز سرد ساده‌ترین راه حصول تراستر است.

در سال ۱۹۶۱ ماهواره Vostok روسی، سال ۱۹۶۳ ماهواره Mercury و سال ۱۹۶۱ ماهواره Gemini، از جمله اولین پروژه‌هایی هستند که از رانشگرها بهره گرفتند. Wie و Plescia [۴] در سال ۱۹۸۶، به تحلیل و طراحی سیستم کنترل وضعیت مبتنی بر تراستر برای فضایمای دارای آرایه‌های خورشیدی منعطف می‌پردازند. در طول مانورهای فاز حفظ موقعیت، انعطاف‌پذیری آرایه‌ها به شدت تحت تاثیر مدولاتور PWPF قرار می‌گیرد، و لذا لحاظ کردن اثرات در پروسه‌ی طراحی الگوریتم پایداری سازی وضعیت ضروری است.

Al-Saif و همکاران [۵]، به کنترل وضعیت سه محوره یک ماهواره LEO با عملگر چرخ عکس‌العملی می‌پردازند. در این مقاله با فرض وجود یک نامیزانی در چرخ‌های عکس‌العملی، تأثیرات این نامیزانی که مانند یک نیروی خارجی نوسانی به سیستم وارد می‌شود، بر ارتعاشات پانل‌ها مورد بررسی قرار گرفته است و از یک مکانیزم متصل به پانل‌ها برای کنترل ارتعاشات استفاده شده است. مدل دینامیکی چرخشی ماهواره در سه جهت همراه با صفحه‌های خورشیدی انعطاف‌پذیر که با تیر تیموشنکو مدل شده‌اند، مورد بررسی قرار گرفته است. این مقاله یکی از اندک مقالاتی است که پانل‌ها را با تیر اولر-برنولی مدل نکرده است. در این مقاله با در نظر گرفتن عدم تعادل در یکی از چرخ‌های واکنشی، نیروی زمان‌مندی به ماهواره وارد می‌شود که این موضوع باعث حرکت

¹ Pulse-Width Pulse-Frequency

ماهواره در یک جهت و ارتعاشات صفحه‌ها می‌شود. برای کنترل ارتعاشات صفحه‌ها از یک مکانیزم مانند جاذب ارتعاشات در مکان مناسبی در راستای تیر استفاده شده است.

Ge و He [۶]، کنترل مرزی ارتعاشات دو پانل خورشیدی یک ماهواره را مورد بررسی قرار می‌دهند. ماهواره با یک جرم متمرکز و دو پانل خورشیدی ماهواره با دو تیر اوپلر-برنولی در دو طرف این جرم متمرکز مدل‌سازی شده است. همچنین فرض شده که ارتعاشات پانل‌ها متقارن است و در سیستم، میرایی لزج وجود دارد. مسئله اصلی به دست آوردن قانون کنترلی بر اساس تئوری لیاپانوف است که با در نظر گرفتن تابع پتانسیل و دوتابع دیگر، به عنوان تابع لیاپانوف قانون کنترلی بدست آمده است.

Rad و همکاران [۷]، مدل‌سازی دینامیکی و کنترل مرزی معادلات پاره‌ای حاکم بر ماهواره با صفحات انعطاف-پذیر را مورد بررسی قرار می‌دهند. ماهواره در یک مدار دایره‌ای حول زمین فرض شده و تاثیرات حرکت مداری بر روی حرکت دورانی، انتقالی و ارتعاشات پانل‌ها در نظر گرفته شده و با این فرضیات، معادلات حاکم بر سیستم استخراج شده است. تاثیرات حرکت مداری بصورت اغتشاشات ناچیز در نظر گرفته می‌شود. همچنین اثرات گشتاور گرادیان جاذبه، نیروهای آیرودینامیکی، تاثیرات فشار تشعشعات خورشیدی و میدان مغناطیسی زمین بررسی شده است. کنترل زاویه ماهواره، مکان و موقعیت ماهواره و ارتعاشات دو پانل به روش کنترل مرزی معادلات دیفرانسیل پاره‌ای بررسی گردید. پایداری مجانبی و نمایی به روش پایداری لیاپانوف اثبات شده و با در نظر گرفتن اغتشاشات شبیه سازی انجام و کنترلر طراحی شده سیستم را به زاویه مطلوب می‌رساند.

Avanzini و همکاران [۸]، به بررسی کنترل وضعیت یک ماهواره LEO با استفاده از سه عملگر چرخ عکس-العملی و سه گشتاوردهنده مغناطیسی پرداخته‌اند. Murilo و همکاران [۹]، روش پیاده‌سازی کنترل پیش‌بینی مدل در زمان واقعی برای یک ماهواره صلب - انعطاف‌پذیر را ارائه می‌دهند.

با توجه به عدم قطعیت ماتریس اینرسی، وجود المان‌های انعطاف‌پذیری و اعمال گشتاورهای اغتشاشی محیطی، کنترل مقاوم روش مناسبی جهت کنترل وضعیت ماهواره می‌باشد. نظریه کنترل مقاوم از اواخر دهه‌ی ۱۹۷۰ و اوایل دهه‌ی ۱۹۸۰ با ارائه قضیه بهره‌کوچک انجام گرفت. Bang و همکاران [۱۰]، کنترل مود لغزشی برای مانور چرخشی سه‌محوره برای یک فضایی‌انعطاف‌پذیر ارائه می‌دهند. قانون کنترلی پیشنهادی شامل گشتاورهای عکس‌العملی داخلی بین مرکز بدنه صلب و انعطاف‌پذیر به عنوان یک پارامتر کنترلی است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که قانون کنترلی مود لغزشی در مهار کردن لرزش‌ها و ارتعاشات ساختار انعطاف‌پذیر موثر است. Bai و همکاران [۱۱]، کنترل فیدبک-خروجی غیرخطی H_∞ را برای فضایی‌انعطاف‌پذیر با اغتشاشات خارجی، اختلالات ماتریس اینرسی و محدودیت‌های ورودی ارائه می‌کنند.

Cheng و همکاران [۱۲]، کنترل وضعیت مختصات چهار ماهواره انعطاف‌پذیر در پرواز آرایشی به همراه ناهمراستایی عملگرها را مورد بررسی قرار دادند. در این پژوهش، ابتدا کنترل تطبیقی مودلغزشی برای جبران اثرات انعطاف‌پذیری و اغتشاشات خارجی و خطای نصب عملگرها طراحی می‌شود. سپس، با توجه به آرایش فضایی‌ها بر اساس توپولوژی هدایت‌شده، استراتژی کنترل وضعیت برای سیستم اسمی بدون تأخیر ارتباطی ایجاد می‌شود. قانون کنترلی طراحی شده می‌تواند کنترل وضعیت هر ماهواره به تنهایی را تضمین کند، همچنین وضعیت هماهنگ با سایر ماهواره‌ها در پرواز آرایشی حفظ می‌شود. Lee و همکاران [۱۳] به ارائه و بررسی

¹ Model Predictive Control (MPC)

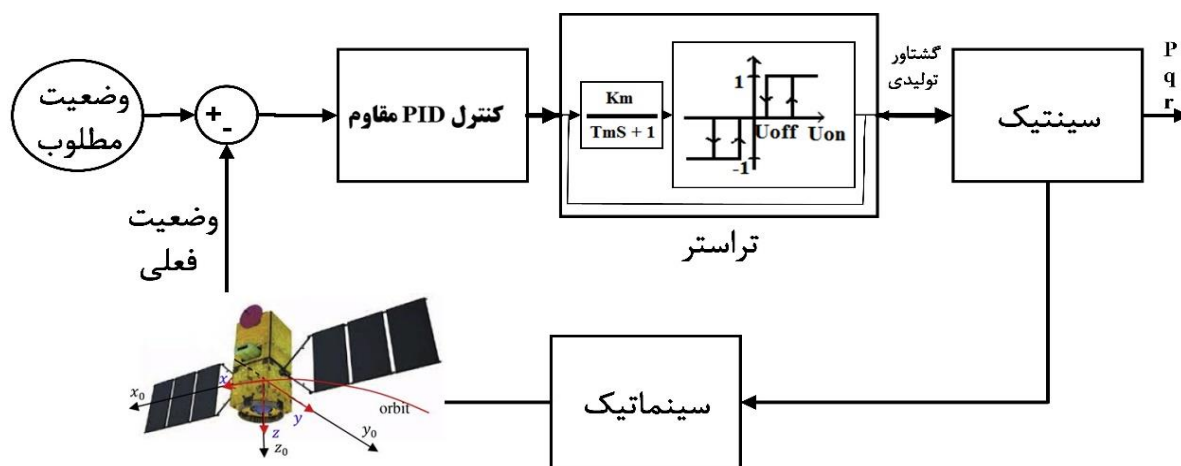
کنترل تطبیقی ردیابی ماهواره پرداخته‌اند. چرخ عکس‌العملی مورد استفاده دارای خطای نصب بوده و کنترل ارائه شده به این عدم قطعیت مقاوم است.

Malekzadeh [۱۴]، به کنترل وضعیت زاویه‌ای ماهواره الاستیک و حذف نوسانات بالک‌های آن با استفاده از ترکیب روش وارون دینامیک و سنتز μ پرداخته‌است. در این مقاله اثر دینامیکی چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر در کنترل سه‌محوره ماهواره در نظر گرفته شده است. کنترل ترکیبی طراحی شده، توانایی در تعقیب مسیر و حذف نوسانات بالک‌ها در حضور عدم قطعیت‌ها، اغتشاش‌ها و نویز حسگرها را دارد.

Malekzadeh [۱۵]، کنترل فعال مقاوم ارتعاشات یک ماهواره انعطاف‌پذیر غیر خطی با استفاده از بست های پیزوالکتریک به عنوان عملگر و حسگر براساس منطق کواترنیون را بررسی می‌کند. در این مقاله، از دو حلقه کنترلی شامل یک حلقه داخلی برای کنترل میزان انحراف بالک و یک حلقه بیرونی برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده شده‌است.

صادقیان بافقی و همکاران [۱۶]، به کنترل زاویه فراز یک ماهواره بر انعطاف‌پذیر به کمک کنترل‌کننده مدل پیش بین مبتنی بر شبکه عصبی می‌پردازند. ابتدا معادلات حرکت ماهواره بر با در نظر گرفتن اثرات انعطاف پذیری در صفحه فراز استخراج شده است. سپس با افزودن ترم‌های الاستیک سازه، اثرات آیرولاستیسیته در نظر گرفته می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که کنترل طراحی شده، می‌تواند پرنده را در محدوده‌ای که شبکه آموزش دیده است کنترل نماید. هرچند که کارایی کنترل‌کننده بسیار وابسته به انجام درست و دقیق فرآیند شناسایی سیستم در آن است، اما از طرف دیگر قابلیت و قدرت آن در کنترل ماهواره بر با در نظر گرفتن دینامیک غیرخطی و انعطاف‌پذیر آن جز مزایای آن محسوب می‌شود.

اثرات انعطاف‌پذیری ناشی از آرایه‌های خورشیدی و بوم‌های گرادیان جاذبه از جمله عدم قطعیت‌های داخلی وارد بر دینامیک ماهواره است. در این مقاله، دینامیک ماهواره با در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری با استفاده از معادلات سینتیک و سینماتیک و منطق کواترنیون استخراج و شبیه‌سازی شده است. با مطالعه مراجع مختلف در زمینه کنترل مقاوم، تنها کنترل PID مقاوم یافت شد که از نظر بار محاسباتی، کم هزینه و پیاده‌سازی آن برای مدل ماهواره انعطاف‌پذیر و سایر مدل‌ها ساده است. عملگر مورد استفاده در این ماهواره برای انجام فرامین کنترلی، عملگر رانشگر می‌باشد که استفاده همزمان رانشگر و دینامیک انعطاف‌پذیر از جمله چالش‌هایی است در سایر مراجع مطالعه شده کمتر به آن پرداخته شده است. سطح تراست و پارامترهای مدولاتور PMPF عملگر رانشگر، با استفاده از الگوریتم فراابتکاری ژنتیک بهینه شده است. بهینه‌سازی بعدی پارامترهای کنترلی PID مقاوم جهت افزایش دقت در پاسخ با الگوریتم ژنتیک خواهد بود. سایر عدم قطعیت های در نظر گرفته شده، عدم قطعیت ماتریس اینرسی و گشتاور خارجی تصادفی وارد به سه محور دینامیک ماهواره است. هدف از این مقاله، طراحی و پیاده‌سازی شیوه کنترلی مقاوم نوین برای ماهواره انعطاف‌پذیر با در نظر گرفتن دینامیک عملگر رانشگر است که در عین پاسخ ارائه پاسخ صحیح، دقیق و بهینه، ساده و عملیاتی باشد. کنترل طراحی شده، ضمن ارائه پاسخ دقیق و بهینه با در نظر گرفتن اثر رانشگر بر دینامیک انعطاف‌پذیر، در برابر عدم قطعیت‌های بیان شده از مقاومت قابل قبولی برخوردار است. شکل (۱) روند کلی انجام پژوهش را نمایش می‌دهد.



شکل ۱- نمایی از روند کلی پژوهش

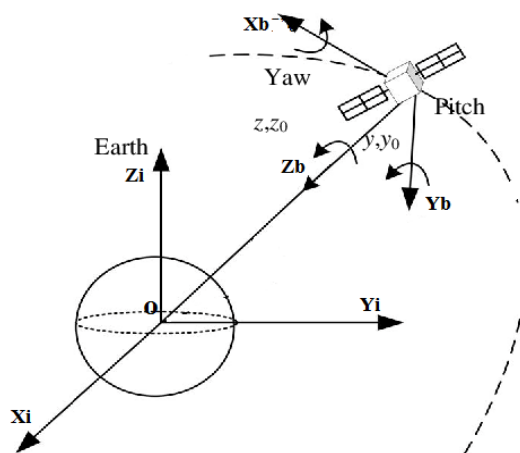
۲- مدل‌سازی سینتیک و سینماتیک

یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر به همراه دو صفحه خورشیدی که در یک مدار دایروی می‌چرخد را در نظر بگیرید. برای شروع باید دستگاه‌های مختصات مناسب را تعیین کرد. نخستین دستگاه مورد استفاده، دستگاه مختصات اینرسی است که مبدا آن مرکز جرم زمین و محورهای آن $(X_I - Y_I - Z_I)$ هستند. دستگاه مختصات بعدی، دستگاه مرجع مداری است که با $(X_R - Y_R - Z_R)$ تعریف می‌شود و مبدا این دستگاه با حرکت مرکز جرم ماهواره در مدار حرکت می‌کند. آخرین دستگاه مختصات، دستگاه مختصات بدنی است که مرکز جرم آن منطبق بر مرکز جرم ماهواره و محورهای آن $(X_B - Y_B - Z_B)$ می‌باشد. شکل (۲) نمایشی از دستگاه‌های مختصات است.

معادلات سینتیک ماهواره انعطاف‌پذیر با فرض جابجایی کوچک الاستیک به شکل زیر نوشته می‌شوند [۱۷]:

$$J\dot{\omega} + c_0\ddot{\eta} = -\dot{\omega} \times (J\dot{\omega} + c_0\ddot{\eta}) + \ddot{u} + \ddot{T}_d \quad (1)$$

$$\ddot{\eta} + 2\xi\Lambda\dot{\eta} + \Lambda^2\eta = -c_0^T\dot{\omega} \quad (2)$$



شکل ۲- نمایش دستگاه‌های مختصات

در این معادلات $\mathbf{J} = \text{diag}(J_1, J_2, J_3)$ ماتریس اینرسی ماهواره است و ممان اینرسی‌های ضربی برای کاهش پیچیدگی معادلات صفر در نظر گرفته شده‌اند؛ $\vec{\omega} = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ بردار سرعت‌های زاویه‌ای بدنی نسبت به چارچوب اینرسی است؛ سرعت زاویه‌ای مداری با ω_0 نمایش داده می‌شود؛ بردار گشتاور کنترلی \vec{u} و \vec{T}_d گشتاور اغتشاشی خارجی وارد بر ماهواره است؛ هم‌چنین \mathbf{c}_0 ماتریس کوپلینگ بین اجزا انعطاف‌پذیر و بدنه صلب تعریف می‌شود؛ $\vec{\eta}$ بردار جابجایی مودال، ξ ماتریس میرایی مودال و $\mathbf{\Lambda}$ ماتریس فرکانس مودال هستند. \vec{T}_d گشتاور اغتشاشی تصادفی محیطی است که مقدار آن به طور دقیق معلوم نیست ولی $\|\vec{T}_d\| \leq \bar{d}$. ماتریس کوپلینگ بین اجزا انعطاف‌پذیر و بدنه صلب \mathbf{c}_0 ، نشان‌دهنده چگونگی تاثیر صفحات انعطاف‌پذیر بر بدنه است. نشانه‌گذاری r^\times به معنای ضرب خارجی و برای بردار $\vec{r} = [r_1, r_2, r_3]^T$ و بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$r^\times = \begin{bmatrix} 0 & -r_3 & r_2 \\ r_3 & 0 & -r_1 \\ -r_2 & r_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

معادلات سینماتیک وضعیت ماهواره به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} \vec{q}_v &= \vec{e}_i \sin \frac{\alpha}{2}; i = 1, 2, 3 \\ q_0 &= \cos \frac{\alpha}{2} \end{aligned} \quad (4)$$

\vec{q}_v قسمت برداری کواترنیون و q_0 قسمت اسکالر آن است. اگر مولفه‌های \vec{q} محاسبه شود، با دانستن شرایط اولیه و انتگرال‌گیری از آن، مقادیر کواترنیون در هر لحظه محاسبه شده و تفسیر نسبتاً کاملی از وضعیت ماهواره بدست می‌آید.

$$\dot{\vec{q}} = \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-1}{2} \vec{q}_v^T \vec{\omega} \\ \frac{1}{2} (q_0 \mathbf{I} + \vec{q}_v^\times) \vec{\omega} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\vec{q}_v^T \\ \mathbf{F} \end{bmatrix} \vec{\omega} \quad (5)$$

دو عامل مهم در سینماتیک ماهواره شامل سرعت‌های زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات مرجع و سرعت دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات اینرسی است.

$$\vec{\omega}_{BI} = \vec{\omega}_{BR} + \vec{\omega}_{RIB} \quad (6)$$

مولفه‌های بردار $\vec{\omega}_{BR}$ عبارتند از p و q و r که به آن نرخ‌های زاویه‌ای بدنی گفته می‌شود. $\vec{\omega}_{BI}$ با استفاده از رابطه زیر بدست می‌آید [۱۸].

$$\begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \mathbf{c} \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

بردار $\vec{\omega}_{RIB}$ ، سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع مداری نسبت به چارچوب اینرسی در چارچوب بدنی برای مدار دایروی کپلری عبارت است از:

$$\vec{\omega}_{RIB} = \begin{bmatrix} \omega_{RIBx} \\ \omega_{RIBy} \\ \omega_{RIBz} \end{bmatrix} = \mathbf{c} \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

ماتریس کسینوس هادی \mathbf{c} برحسب روابط کواترنیون به فرم زیر است.

$$\mathbf{c} = (q_0^2 - \vec{q}_v^2) \mathbf{I} + 2\vec{q}_v \vec{q}_v^T - 2q_0 \mathbf{Q} \quad (9)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

با استفاده از معادلات دینامیک حرکت ماهواره، مقادیر نرخ‌های زاویه‌ای بدنی و وضعیت در هر لحظه محاسبه شده و با وضعیت مطلوب مانور مقایسه می‌شود. بلوک کنترل گشتاور کنترلی جهت به حداقل رساندن خطای وضعیت را محاسبه و به عملگر فرمان می‌دهد. در ادامه بلوک کنترل شرح داده می‌شود.

۳- کنترل PID مقاوم

اولین گام طراحی کنترل، یافتن مدل دینامیکی سیستم (ماهواره) براساس قوانین فیزیکی است. مدل واقعی با مدل طراحی شده تفاوت‌هایی دارد. در شرایط عملی، مصرف سوخت، نوسانات الحاقات انعطاف‌پذیر و دیگر فاکتورها سبب می‌شود که ماتریس اینرسی دقیق معین نباشد. همچنین گشتاورهای اغتشاشی محیطی به ماهواره القا می‌شوند. گشتاورهای مزاحمی هم وجود دارند که رفتار و مدل واقعی آن‌ها شناخته شده نیست و نوعی عدم قطعیت برای ماهواره محسوب می‌شوند. در این موارد نظریه کنترل مقاوم برای اطمینان از عملکرد صحیح سیستم استفاده می‌شود. از حدود سال‌های ۱۹۸۰ به بعد نظریه کنترل مقاوم پی‌ریزی شد. فرض نظریه کنترل مقاوم این است که مدل‌های به‌کاررفته برای طراحی مدل دینامیکی سیستم، خطا دارد. سیستم طراحی شده بر اساس نظریه کنترل مقاوم ویژگی‌هایی دارد. اولاً پایداری مقاوم دارد؛ یعنی سیستم طراحی شده با وجود انحراف پایدار می‌ماند. ثانیاً عملکرد مقاوم دارد؛ یعنی سیستم طراحی شده به رغم وجود انحراف مشخصات پاسخ مطلوب را دارد.

در این بخش، کنترل PID مقاوم برای کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر با وجود اغتشاشات ناشناخته ارائه می‌شود [۱۷]. عدم قطعیت ماتریس اینرسی، گشتاورهای اختلالی تصادفی و اغتشاش ناشی از المان انعطاف‌پذیری در نظر گرفته شده است. با در نظر گرفتن اشباع عملگرها و الزامات عملکردی، کنترل PID مقاوم مقید

طراحی می‌شود. همچنین عملگرها دارای محدودیت و اشباع هستند. قیده‌های اشباع سرعت زاویه‌ای و گشتاور کنترلی اعمالی بصورت $\bar{\omega} = 0.1 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$ و $\bar{u} = 0.5 \text{N.m}$ است.

$$\bar{u} = \text{sat}(-\bar{k}_d \bar{\omega} - \bar{k}_p \bar{q}_v - \bar{k}_I \bar{v}) - \bar{d} \text{sgn}(\beta \bar{\omega} + l_2 \bar{q}_v) \quad (11)$$

$$\dot{\bar{v}} = c_1 \bar{\omega} + c_2 \bar{q}_v - \frac{1}{2} \alpha \bar{F} \bar{\omega} \quad (12)$$

عبارت $\beta, l_2, k_d, k_p, k_I, c_1, c_2$ و α همگی اسکالرهای مثبت هستند و باتوجه به اثبات پایداری لیانوف در مرجع [۱۷] انتخاب شده‌اند. مقدار ترم انتگرالی با استفاده از رابطه (۱۳) بدست می‌آید. تابع اشباع بردار X بصورت رابطه (۱۴) تعریف می‌شود.

$$\int \dot{\bar{v}} dt = \int (c_1 \bar{\omega} + c_2 \bar{q}_v) dt - \frac{1}{2} \alpha \int \bar{F} \bar{\omega} dt = \int (c_1 \bar{\omega} + c_2 \bar{q}_v) dt - \frac{1}{2} \alpha (\bar{q}_v - \bar{q}_v(0)) \quad (13)$$

$$\bar{X} = -\bar{k}_d \bar{\omega} - \bar{k}_p \bar{q}_v - \bar{k}_I \bar{v} \quad (14)$$

$$\text{sat}(\bar{X}) = \begin{cases} \bar{X} & , \|\bar{X}\| \leq \bar{u} \\ \bar{u} \frac{\bar{X}}{\|\bar{X}\|} & , \|\bar{X}\| > \bar{u} \end{cases} \quad (15)$$

ضرایب کنترلی PID در حالت اشباع به فرم زیر هستند.

$$\bar{k}_d = \begin{cases} k_d & , \|\omega\| < \bar{\omega} \\ \delta_d k_d & , \|\omega\| \geq \bar{\omega} \end{cases}$$

$$\bar{k}_p = \begin{cases} k_p & , \|\omega\| < \bar{\omega} \\ k_p / \delta_p & , \|\omega\| \geq \bar{\omega} \end{cases} \quad (16)$$

$$\bar{k}_I = \begin{cases} k_I & , \|\omega\| < \bar{\omega} \\ k_I / \delta_I & , \|\omega\| \geq \bar{\omega} \end{cases}$$

ضرایب به کاررفته در پارامترهای کنترلی اشباع، شرایط زیر را ارضا می‌کنند و مانند قبل، از مرجع [۱۷] انتخاب شده‌اند که همگی در جدول (۱) آورده شده‌اند.

$$\delta_d > 1 \quad \delta_p > 1 \quad \delta_I > 1$$

$$\delta_d > \delta_I > \delta_p \quad (17)$$

جدول ۱- پارامترهای کنترل PID مقاوم

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
k_p	۵	β	۰/۰۵	c_1	۰/۰۲۵
k_d	۲۰	δ_p	۲	c_2	۰/۰۰۵
k_I	۰/۱	δ_I	۵	I_2	۰/۰۱
α	۱	δ_d	۱۰		

۴- عملگر تراستر

رانسگرها تنها می‌توانند در مود خاموش روشن کار کنند که سبب ایجاد رفتار غیر خطی می‌شود. یکی از مدولاتورهای مورد استفاده برای گسسته‌سازی سیگنال ورودی، مدولاتور پهنای پالس پهنای فرکانس است. این مدولاتور به وسیله تنظیم پهنای پالس و پهنای فرکانس، سیگنال فرمانی را به شیر برقی تراستر ارسال می‌کند که روشن یا خاموش بودن آن در هر لحظه مشخص می‌شود. مدولاتور PWPF ترکیبی از بلوک اشمیت تریگر، یک پیش‌فیلتر و یک حلقه فیدبک است. بلوک اشمیت تریگر یک رله روشن خاموش ساده با یک منطقه مرده و هیستریزیس است. زمانی که ورودی مثبت بیشتر از U_{on} به بلوک اشمیت تریگر داده شود خروجی آن U_m خواهد بود. هم‌چنین زمانی که ورودی کمتر از U_{off} گردد خروجی اشمیت تریگر صفر می‌شود. این مقدار خروجی در مرحله بعد با استفاده از یک حلقه فیدبک از سیگنال ورودی کم شده و مقدار خطای بدست آمده پس از عبور از یک پیش‌فیلتر مجدداً وارد بلوک اشمیت تریگر می‌شود. فاصله بین U_{on} و U_{off} محدوده هیستریزیس مدولاتور را نشان می‌دهد. پارامترهای قابل تنظیم K_m ، T_m ، U_{on} ، U_{off} هستند. این مدولاتور مزیت‌هایی از قبیل نزدیک بودن به عملکرد خطی، انعطاف‌پذیری بالا به دلیل تعدد پارامترهای قابل تنظیم و مصرف پیشران پایین دارد. مدت زمانی که می‌گذرد تا U_{on} به U_{off} برسد، با عنوان رله روشن یا پهنای پالس شناخته شده و با T_{on} نمایش داده می‌شود. از سوی دیگر، زمان رله خاموش به مدت زمانی گفته می‌شود که خروجی پیش‌فیلتر از صفر به U_{on} برسد و با T_{off} بیان می‌شود. معادلات این دو پارامتر به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$T_{on} = -T_m \ln \left\{ 1 + \frac{h}{k_m [r(t) - U_m] - U_{on}} \right\} \quad (18)$$

$$T_{off} = -T_m \ln \left\{ 1 - \frac{h}{k_m r(t) - U_{off}} \right\}$$

یکی از مهم‌ترین پارامترهایی که غالباً به وسیله شیر برقی به عنوان یک قید صنعتی بر روی طراحی دیکته می‌شود، پهنای پالس مینیمم (T_{min}) است که به وسیله معادله زیر محاسبه می‌شود.

¹ Schmitt trigger

² Solenoid valve

$$T_{\min} = -T_m \ln \left\{ 1 - \frac{h}{U_m k_m} \right\} \quad (19)$$

تنظیم پارامترهای PWWF یکی از حساس‌ترین مراحل طراحی کنترل‌کننده‌هایی است که برای ماهواره های دارای رانشگر مورد استفاده قرار می‌گیرند، زیر مقدار نامناسب این پارامترها معمولاً موجب ایجاد پس‌افت بالا در خروجی، روشن شدن اضافی رانشگرها یا مصرف بالای سوخت و در برخی موارد ناپایداری سیستم می‌شود. به دلیل طبیعت غیرخطی گسسته‌ساز روش‌های تحلیلی مانند توصیف توابع نمی‌توانند تخمین دقیقی از عملکرد PWWF در بازه‌های وسیع داشته باشند، لذا از روش بهینه‌سازی استفاده خواهد شد.

۵- بهینه‌سازی تراستر و کنترل PID مقاوم مقید

در مرحله اول به بهینه‌سازی تراستر پرداخته می‌شود؛ در این حالت ضرایب کنترلی ثابت هستند. تعداد تراسترهای مورد استفاده دوازده عدد و مسئله بهینه‌سازی رانشگر یک مسئله بهینه‌سازی دو هدفه است. با استفاده از الگوریتم ژنتیک و تعریف توابع هدف، متغیرهای طراحی و قیود مسئله حل خواهد شد. در گام اول، تلاش بر آن است که بازه‌ای مطلوب از پارامترهای طراحی بدست آید.

برای این منظور دو تابع هدف وجود دارد. اولین هدف کمینه‌کردن جابجایی مودال و دومین هدف افزایش سرعت رسیدن به فرمان است. پارامترهای طراحی در این مسئله $U_{\text{off}}, T_m, K_m, h$ و T است. در این حالت بهینه‌سازی نامقید است. در معادله (۲۰)، η جابجایی مودال المان‌های انعطاف‌پذیر در هر راستا بر حسب متر و q_v قسمت برداری کواترنیون وضعیت است. فرض بر آن است که جابجایی المان‌های انعطاف‌پذیر در هر راستا متفاوت است.

$$OF1 = \|\eta\| = \sqrt{\eta_1^2 + \eta_2^2 + \eta_3^2 + \eta_4^2}$$

(۲۰)

$$OF2 = \|q_v\| = \sqrt{q_1^2 + q_2^2 + q_3^2}$$

جدول ۲- بازه متغیرهای طراحی بهینه‌سازی رانشگر حالت اول

بازه		متغیر طراحی
حد پایین	حد بالا	
۱	۱۰	k_m
۰/۰۵	۱	T_m
۰/۰۵	۰/۵	U_{off}
۰/۰۵	۰/۴۹	h
۰/۱	۲	T

جدول (۲)، بازه انتخابی برای متغیرهای طراحی را نشان می‌دهد. در شکل (۳)، جبهه پرتو جواب‌های بدست آمده مشاهده می‌شود. جواب بهینه تقریباً در وسط نمودار پرتو است. مشخصه‌های الگوریتم ژنتیک در جدول (۳) نمایش داده شده است. رابطه (۱۸) بیان می‌کند که U_{on} همواره از U_{off} به اندازه مقدار هیستریزیس مدولاتور بزرگتر است. در رابطه (۲۱)، مقادیر T_x ، T_y و T_z گشتاورهای تولیدی از تراستر، F_x ، F_y و F_z نیروی تراست در هر راستا و d_x ، d_y و d_z بازوی گشتاور در هر راستا هستند.

$$U_{on} = U_{off} + h \quad (21)$$

$$T_x = F_x \cdot d_x, T_y = F_y \cdot d_y, T_z = F_z \cdot d_z$$

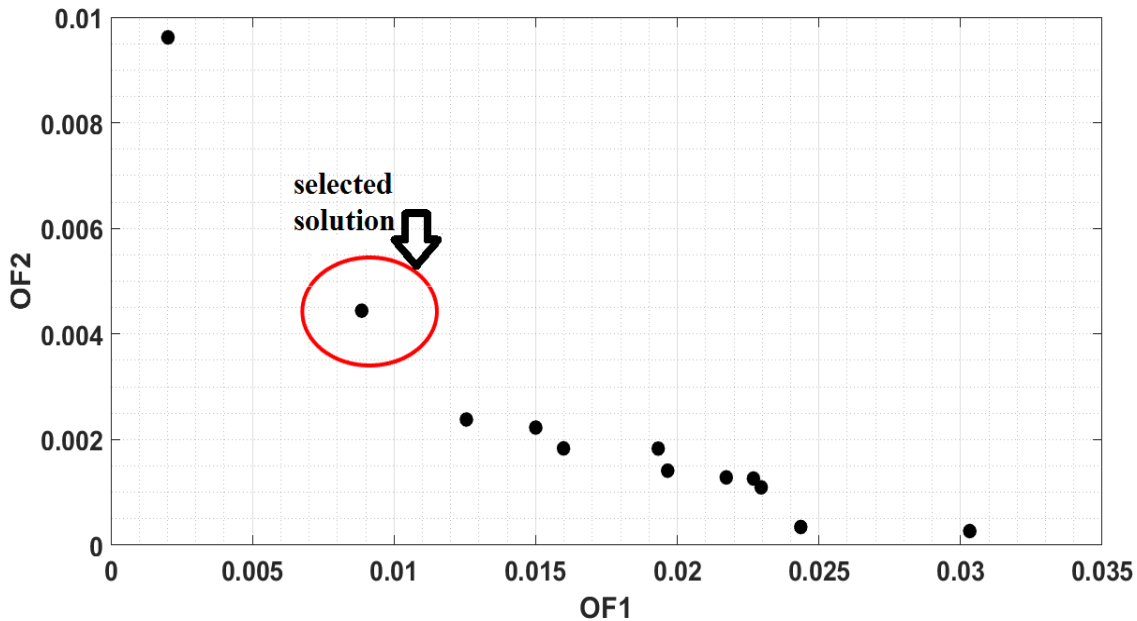
در جدول (۴)، مقادیر متغیرهای طراحی انتخاب شده مشاهده می‌شود. با توجه به شکل (۳)، نقطه انتخاب شده، قیدهای بهینه‌سازی را برآورده می‌کند. با جایگذاری این پارامترها در شبیه‌سازی اصلی، مشاهده می‌شود که سرعت انجام مانور و میرایی المان‌های انعطاف‌پذیر مطلوب است. با استفاده از نتایج بهینه‌سازی در حالت اول، می‌توان بازه متغیرهای طراحی را کوچک‌تر و دقت پاسخ را بالاتر برد. در این حالت دو قید به مسئله بهینه‌سازی افزوده می‌شود. در این مسئله نیز دو تابع هدف وجود دارد. اولین هدف کمینه‌کردن سطح تراست در هر سه راستا و به طبع کاهش تلاش کنترلی است که سبب کمتر شدن مصرف سوخت و وزن ماهواره می‌شود. هدف دوم افزایش چابکی و سرعت سیستم در انجام دستور فرمان توسط رانشگر است. پاسخ بهینه مصالحه‌ای بین پاسخ تابع هدف اول و دوم است، زیرا این دو هدف در تقابل با هم هستند. توابع هدف به فرم زیر تعریف می‌شوند.

جدول ۳- پارامترهای الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی رانشگر حالت اول

پارامتر	مقدار
اندازه جمعیت	۵۷
شرط توقف بهبود پرتو	۵۷ نسل
احتمال تقاطع	۱
احتمال جهش	۰/۰۵
درصد پنالتی	۰/۵

جدول ۴- مشخصات نقطه بهینه برای بهینه‌سازی رانشگر حالت اول

متغیر طراحی	مقدار
K_m	۷/۶
T_m	۰/۶۲
U_{off}	۰/۱۳
h	۰/۲۶
T	۱/۱



شکل ۳- جبهه پرتو بهینه سازی رانشگر حالت اول

با استفاده از نتایج بهینه‌سازی در حالت اول، می‌توان بازه متغیرهای طراحی را کوچک‌تر و دقت پاسخ را بالاتر برد. در این حالت دو قید به مسئله بهینه‌سازی افزوده می‌شود. در این مسئله نیز دو تابع هدف وجود دارد. اولین هدف کمینه‌کردن سطح تراست در هر سه راستا و به طبع کاهش تلاش کنترلی است که سبب کمتر شدن مصرف سوخت و وزن ماهواره می‌شود. هدف دوم افزایش چابکی و سرعت سیستم در انجام دستور فرمان توسط رانشگر است. پاسخ بهینه مصالحه‌ای بین پاسخ تابع هدف اول و دوم است، زیرا این دو هدف در تقابل با هم هستند. توابع هدف به فرم زیر تعریف می‌شوند.

$$OF1 = \sum_{i=1}^3 \int |\bar{T}_i| dt \quad (22)$$

$$OF2 = \sum_{i=1}^3 \int |\bar{q}_v| dt \text{ و } \sum_{i=1}^3 \int |\bar{q}_0 - 1| dt$$

به منظور برآورده ساختن این اهداف، قدرمطلق سطح زیر منحنی تراست-زمان در هر سه راستا باید کمینه شود. هم‌چنین در آخرین لحظه مانور، سطح زیر منحنی کواترنیون‌های وضعیت کمینه شود. از الزامات مانور این ماهواره میرا شدن المان‌های انعطاف‌پذیری و اجرای فرمان مطلوب است که به شکل قیده‌های مسئله بهینه سازی نمایان می‌شوند (جدول ۵). بازه متغیرهای طراحی در جدول (۶) نمایش داده شده است. با استفاده از الگوریتم فراابتکاری ژنتیک و شرط توقف بهبود پرتو پس از گذشت چند نسل، مسئله به جواب یکتایی رسید. این نقطه بهینه بدست آمده، مصالحه‌ای بین توابع هدف است. یعنی با کمترین تراست و مصرف انرژی، سریع‌ترین همگرایی را دارد و هر دو قید را برآورده می‌کند. پارامترها و مشخصه‌های الگوریتم ژنتیک در جدول (۷) نشان داده شده است. مشخصات نقطه بهینه در جدول (۸) به شرح زیر است.

جدول ۵- قیود بهینه سازی رانشگر

بازه	قید
$\ q_v\ < 0.005$	اندازه قسمت برداری کواتر نیون
$\ \eta\ < 0.005$	اندازه جابجایی مودال

جدول ۶- بازه متغیرهای طراحی بهینه سازی رانشگر حالت دوم

بازه		متغیر طراحی
حد پایین	حد بالا	
۷	۸	K_m
۰/۶	۰/۸	T_m
۰/۱	۰/۲	U_{off}
۰/۲۰	۰/۳	h
۱	۱/۵	T

جدول ۷- پارامترهای الگوریتم ژنتیک برای بهینه سازی رانشگر حالت دوم

مقدار	پارامتر
۵۷	اندازه جمعیت
۵۷ نسل	شرط توقف بهبود پرتو
۱	احتمال تقاطع
۰/۰۵	احتمال جهش
۰/۵	درصد پنالتی

جدول ۸- مشخصات نقطه بهینه برای بهینه سازی رانشگر حالت دوم

مقدار	متغیر طراحی
۷/۳۹	K_m
۰/۷۱۳	T_m
۰/۱۱۷	U_{off}
۰/۲۲۵	h
۱/۰۷	T

باتوجه به رابطه تراسست و مقدار سوخت مصرفی، کمینه کردن مقدار تراسست به منزله کمینه کردن سوخت مصرفی و کاهش وزن ماهواره است. حال تراسستری با مشخصات بهینه برای اجرای فرمان کنترلی صادرشده از کنترل PID موجود است. فرض می‌شود تنها عملگر فعال، رانشگر بهینه شده می‌باشد. در مرحله دوم، با استفاده از الگوریتم ژنتیک و تعریف توابع هزینه و پارامترهای طراحی جدید، ضرایب کنترل PID و گسسته‌ساز PWWF و مقدار تراسست همزمان بهینه خواهند شد.

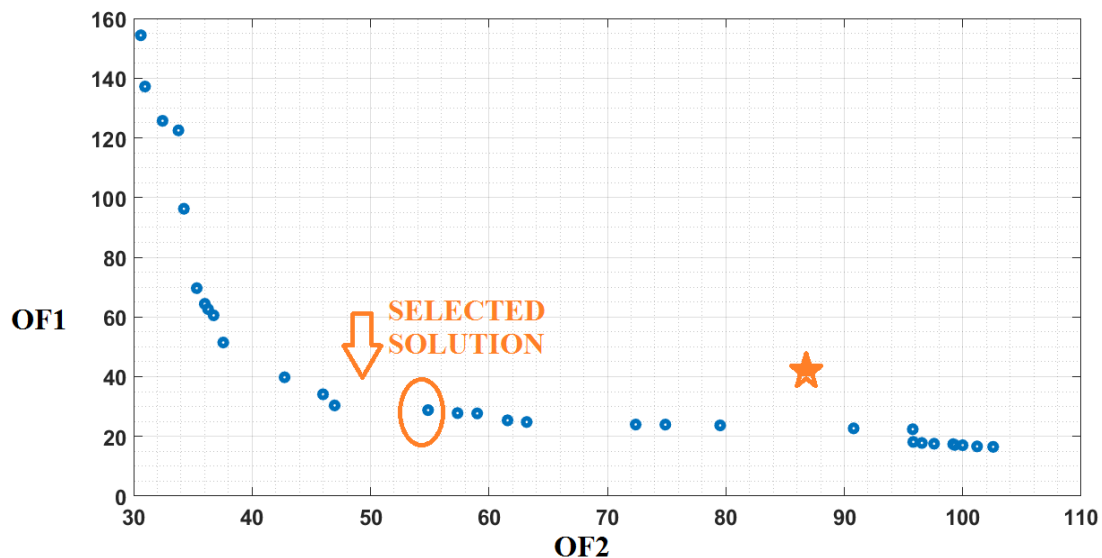
$$OF1 = \sum_{i=1}^3 \int |\vec{T}_i| dt$$

$$OF2 = \sum_{i=1}^3 \int |\vec{q}_v| dt \text{ و } \sum_{i=1}^3 \int |\vec{q}_0 - 1| dt \quad (21)$$

جبهه پرتو بهینه‌سازی جدید در شکل (۴) نمایش داده شده است. موقعیت نقطه ستاره، مقادیر تراسست بهینه شده قبلی است. پرتو بدست آمده نشان می‌دهد که نقاط بهینه شده جدید، وضعیت بهتری نسبت به مرحله قبل دارند. مقدار پهنای پالس مینم در این حالت ۰/۰۲۱ است. با اعمال کنترل PID مقاوم مقید بهینه با عملگر تراسست بهینه، نتایج زیر حاصل می‌شود.

۶- شبیه‌سازی و نتایج

برای انجام شبیه‌سازی توسط نرم‌افزار MATLAB در محیط سیمولینک، از اطلاعات زیر استفاده شده است. جدول (۱۰) شرایط اولیه را ارائه می‌دهد. جدول (۱۱)، مشخصات وضعیت و پارامترهای انعطاف‌پذیری ماهواره را نمایش می‌دهد. وضعیت هدف در این مانور رسیدن به زوایای صفر در هر راستا و میرا شدن جابجایی‌های مودال است. در ابتدا فرض می‌شود که عملگر فعالی وجود ندارد و کارایی کنترل PID مقاوم مقید بررسی می‌شود.



شکل ۴- جبهه پرتو بهینه سازی PID مقاوم مقید و عملگر رانشگر

جدول ۹- مشخصات نقطه بهینه برای بهینه سازی PID مقاوم مقید و عملگر رانشگر

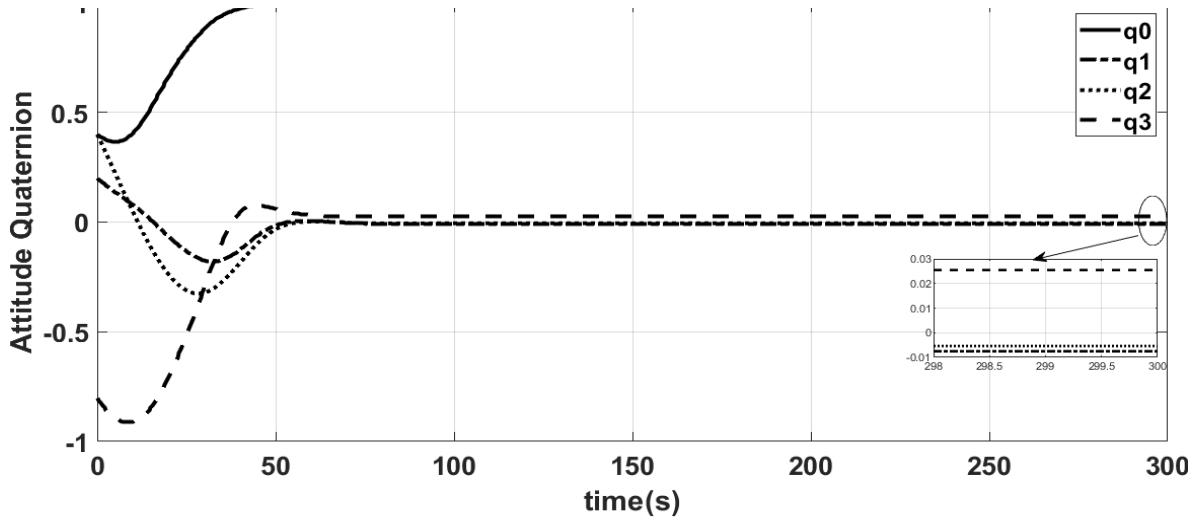
مقدار	متغیر طراحی
۶/۳	K_m
۰/۹	T_m
۰/۰۶	U_{off}
۰/۲۶	h
۰/۱۸	T
۰/۲	K_p
۲۶/۵	K_D
۰/۰۰۱	K_I
۰/۰۵۵	β
۰/۰۸	12

جدول ۱۰- شرایط اولیه ماهواره انعطاف پذیر

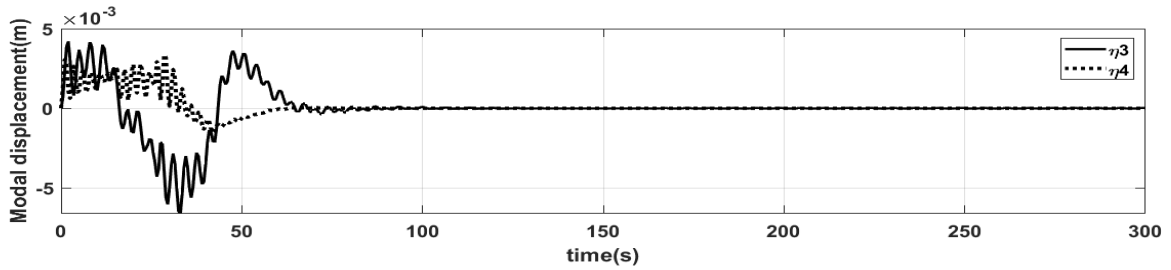
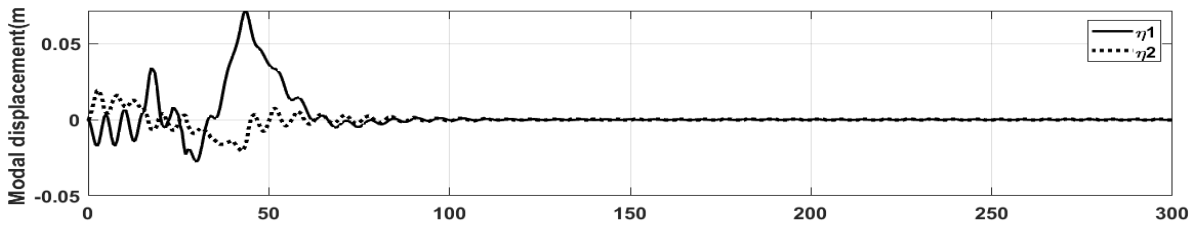
واحد	مقدار	پارامتر
—	$[0.4 \ 0.2 \ 0.4 \ -0.8]^T$	وضعیت اولیه
1/s	$[0.07 \ -0.05 \ -0.04]^T$	سرعت‌های زوایه ای
—	$0_{4 \times 1}$	مختصات مودال
1/s	$0_{4 \times 1}$	سرعت جابجایی مودال

جدول ۱۱- مشخصات ماهواره انعطاف پذیر

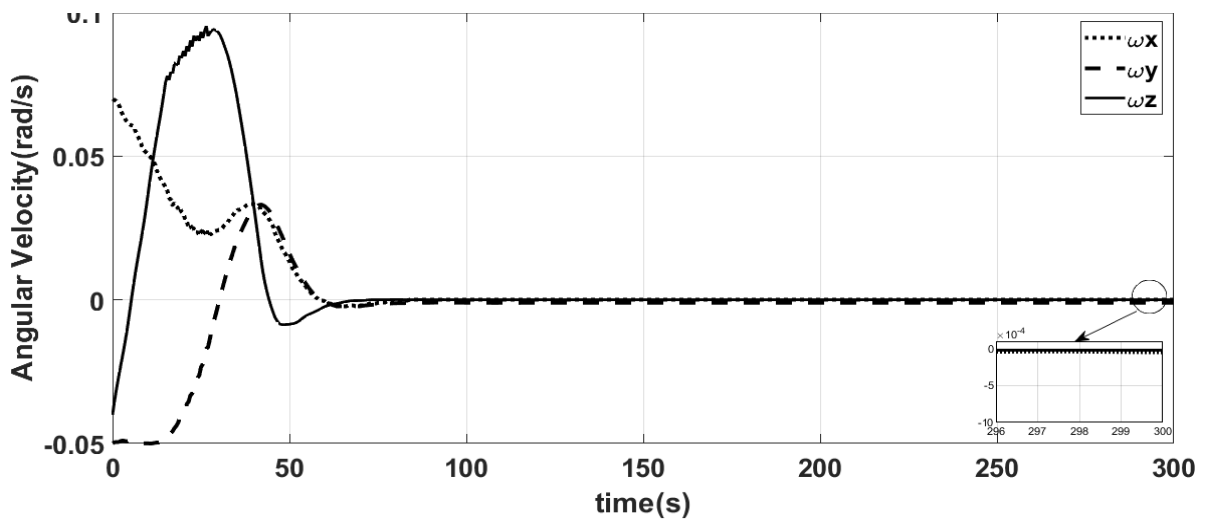
واحد	مقدار	پارامتر
$kg \cdot m^2$	diag (100,75,50)	اینرسی ماهواره (J)
1/s	$[0.7 \ 1 \ 1.8 \ 2.5]^T$	ماتریس فرکانس مودال (A)
—	$[0.0056 \ 0.0086 \ 0.0128 \ 0.0252]^T$	ضریب میرایی (ξ)
1/s	1.078×10^{-3}	سرعت زوایه‌ای مداری (ω_0)
$kg \cdot m^2$	$\begin{bmatrix} 7 & -1.2 & 1.1 & 1.2 \\ 1.2 & 0.9 & 2.5 & -2.6 \\ 2.2 & -1.7 & -0.8 & -1.1 \end{bmatrix}^T$	ماتریس کوپلینگ (c0)
N.m	$5 \frac{\sqrt{3}}{3} \times 10^{-4} (\sin t + \text{rand}(1))$	گشتاور اغتشاشی (T_d)



شکل ۵- انجام مانور وضعیت توسط ماهواره با اعمال PID مقاوم مقید



شکل ۶- تغییرات بردار مختصات مودال با اعمال PID مقاوم مقید



شکل ۷- تغییرات سرعت زاویه‌ای با اعمال PID مقاوم مقید

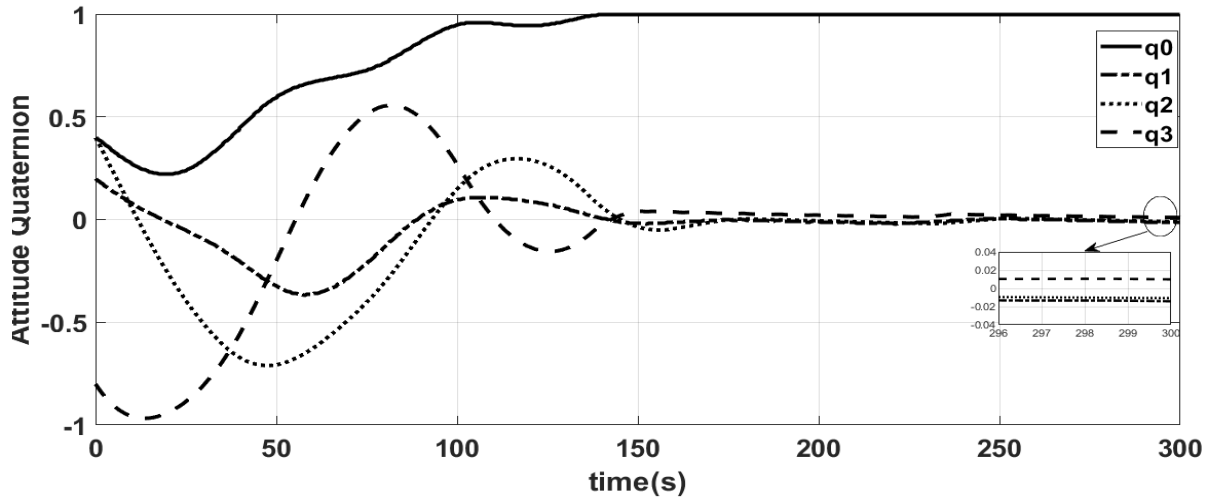
با دقت در نمودار وضعیت با منطق کواترنیون، مشاهده می‌شود که وضعیت مطلوب پس از گذشت ۸۰ ثانیه با دقت ۰/۰۰۱ حاصل می‌شود. نمودار جابجایی مودال بر حسب زمان تاییدی بر اعمال محدودیت‌های سرعت زاویه‌ای و گشتاور کنترلی است. چنانچه مشاهده می‌شود ماکزیمم جابجایی مودال، به مقدار ۰/۰۷ رسیده است. همچنین در مدت زمان ۱۰۰ ثانیه اثرات انعطاف‌پذیری میرا می‌شوند.

ماکزیمم سرعت زاویه‌ای در طول انجام مانور کمتر از ۰/۱ است و شکل (۷) نشان می‌دهد که اولاً در لحظه آخر مانور سرعت زاویه‌ای به صفر رسیده و وضعیت در صفر پایدار خواهد بود؛ ثانیاً در تمام لحظات قید سرعت زاویه‌ای برآورده شده است. شکل (۸) به بررسی گشتاور کنترلی تولیدی می‌پردازد. با استفاده از شیوه کنترلی PID مقاوم و اعمال قیود، مشاهده می‌شود که در همه لحظات مانور، محدودیت‌ها رعایت شدند؛ مسئله اشباع گشتاور کنترلی و سرعت زاویه‌ای حل شد؛ المان انعطاف‌پذیری در زمان کم و با انرژی کمی میرا شد. در حقیقت با تلاش کنترلی مناسب و چابکی سریع‌تر وضعیت مطلوب بدست آمده است. کنترل طراحی شده مقاومت مطلوبی به گشتاور اغتشاش خارجی و المان انعطاف‌پذیری دارد. در مرحله بعد تراستر بهینه‌شده، فعال شده و فرمان کنترلی صادره از کنترل PID مقاوم را اجرا می‌کند.

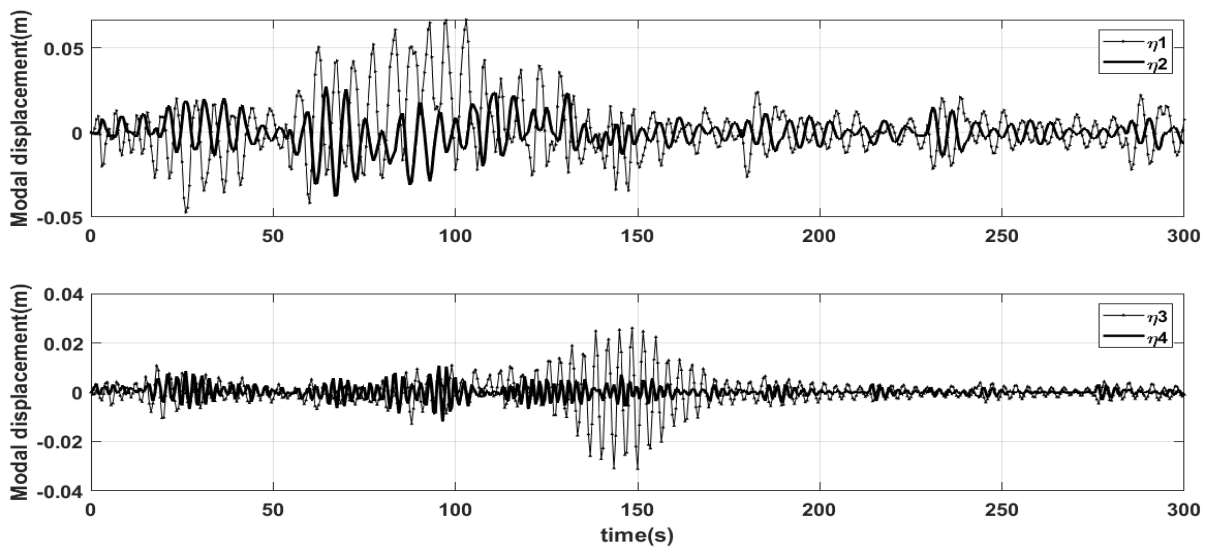
در شکل (۸) مشاهده می‌شود که رانشگر بهینه شده، وضعیت فرمان را بعد از ۱۵۰ ثانیه اجرا می‌کند. در مقایسه با حالت قبل، مقدار فراجش در هرراستا افزایش داشته و سرعت اجرای فرمان نیز افزایش داشته است. علت این موضوع ایجاد گشتاورهای مزاحم توسط رانشگر است که در هر پالس به ماهواره و الحاقات انعطاف‌پذیر وارد می‌کند. در نتیجه مقداری انرژی صرف خنثی کردن این المان‌ها می‌شود و زمان تولید گشتاور کنترلی را افزایش می‌دهد. با توجه به شکل (۹)، مشاهده می‌شود که زمانی که رانشگر عملگر فعال ماهواره باشد، جابجایی المان‌های انعطاف‌پذیر حول صفر رفتاری نوسانی دارند. الحاقات انعطاف‌پذیر خاصیت الاستیک دارند و با هر خاموش روشن شدن تراستر، تغییر مختصات دارند. استفاده از رانشگر در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر از موارد چالش برانگیز است. با کم شدن سطح تراست رانشگر این ارتعاشات به کمترین میزان خود می‌رسند، اما برای انجام مانور مقدار تراست را از حدی بیشتر نمی‌توان کاهش داد.

عملکرد رانشگر در هرجهت در شکل (۱۱) آمده است. مقدار گشتاور تولیدی از رانشگر در حدود ۰/۵۳۵ نیوتن‌متر است. باز و بسته شدن تراسترهای مثبت یا منفی وابسته به دستور کنترلی می‌باشد. در هرراستا چهار تراستر وجود دارد که دو تراستر برای دستور مثبت و دو تراستر دیگر در جهت خلاف آن تراست تولید می‌کنند. با اعمال کنترل PID مقاوم مقید بهینه با عملگر تراستر بهینه، نتایج زیر حاصل می‌شود (شکل‌های ۱۲ تا ۱۵):

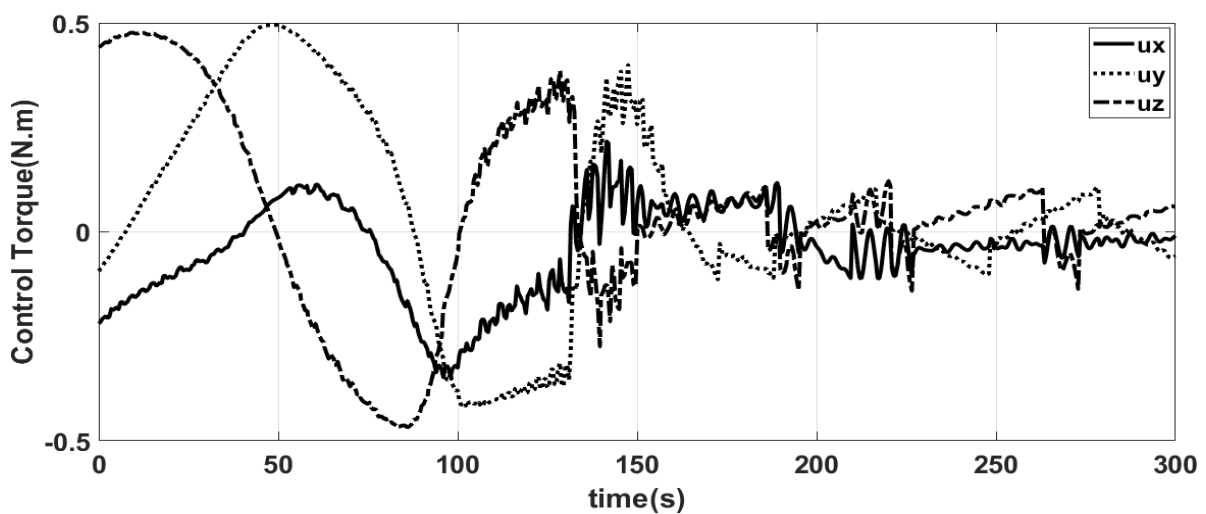
- افزایش چابکی و سرعت در اجرای فرمان
 - کاهش تلاش کنترلی و به طبع کاهش باز و بسته شدن تراستر و کمتر شدن مصرف سوخت
- همانطور که پیش‌تر گفته شد، ماهواره در طول عمر خود در معرض عدم قطعیت‌های زیادی قرار می‌گیرد. گشتاورهای اغتشاشی خارجی و داخلی نوعی عدم قطعیت اعمالی بر ماهواره هستند. عدم دقت در تعیین مرکز جرم یا تغییر مرکز جرم ماهواره در طول مانور، ناهمگونی در عملکرد تراستر یا ناهمراستایی بردار تراست، المان‌های انعطاف‌پذیری و تلاطم سوخت و تغییرات ماتریس اینرسی از جمله عدم قطعیت‌ها هستند. یکی از مهم‌ترین نامعینی‌ها، عدم قطعیت ماتریس اینرسی ماهواره است که در طول مانور می‌تواند تغییر کند. اغتشاشات خارجی و المان‌های انعطاف‌پذیری در بخش‌های قبلی بررسی شدند.



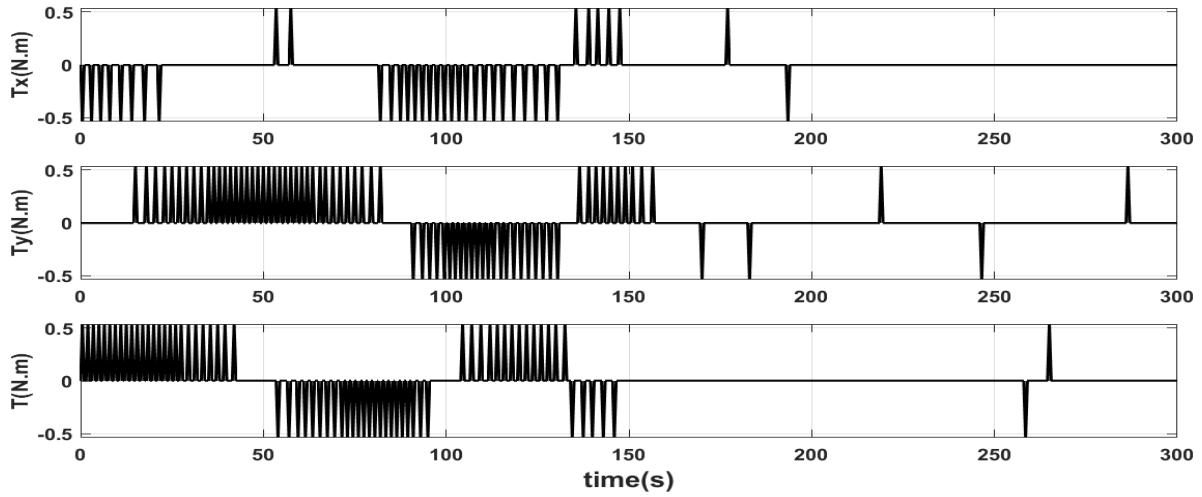
شکل ۸- انجام مانور وضعیت توسط ماهواره با اعمال PID مقاوم مقید و عملگر رانشگر بهینه



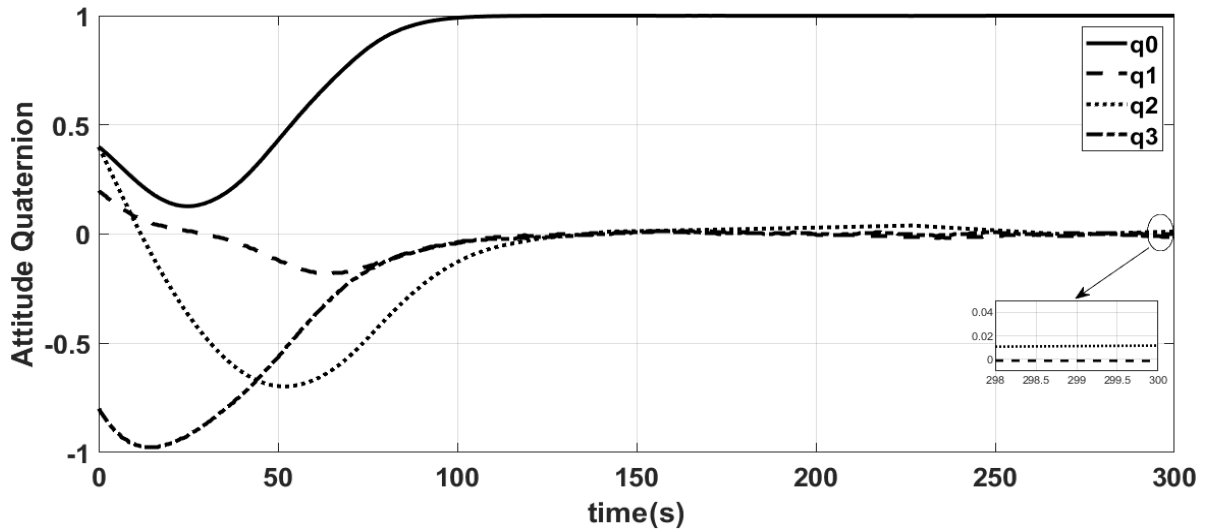
شکل ۹- تغییرات بردار مختصات مودال با اعمال PID مقاوم مقید و عملگر رانشگر بهینه



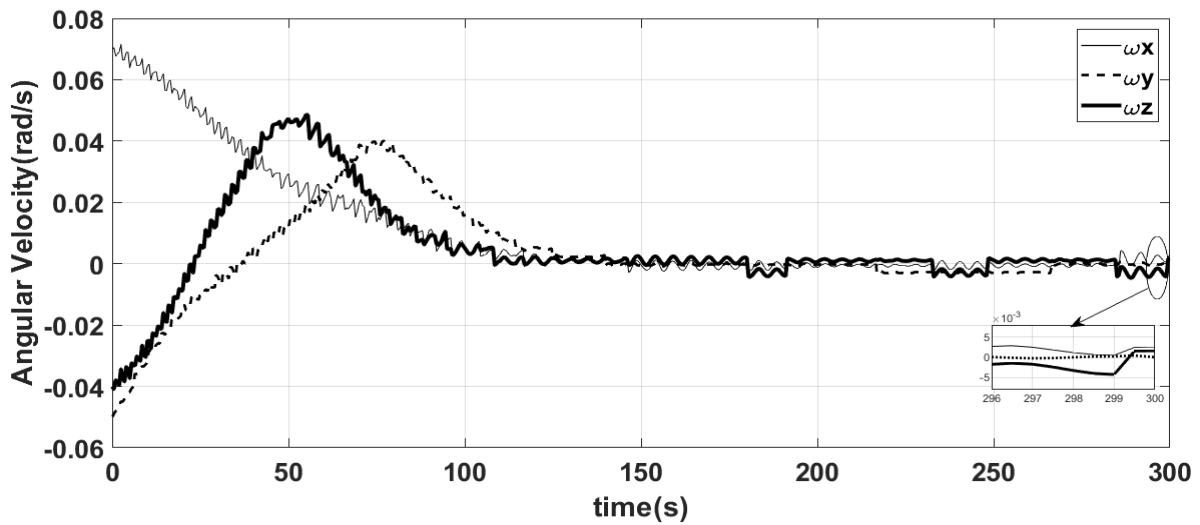
شکل ۱۰- گشتاور کنترلی با اعمال PID مقاوم مقید و عملگر رانشگر بهینه



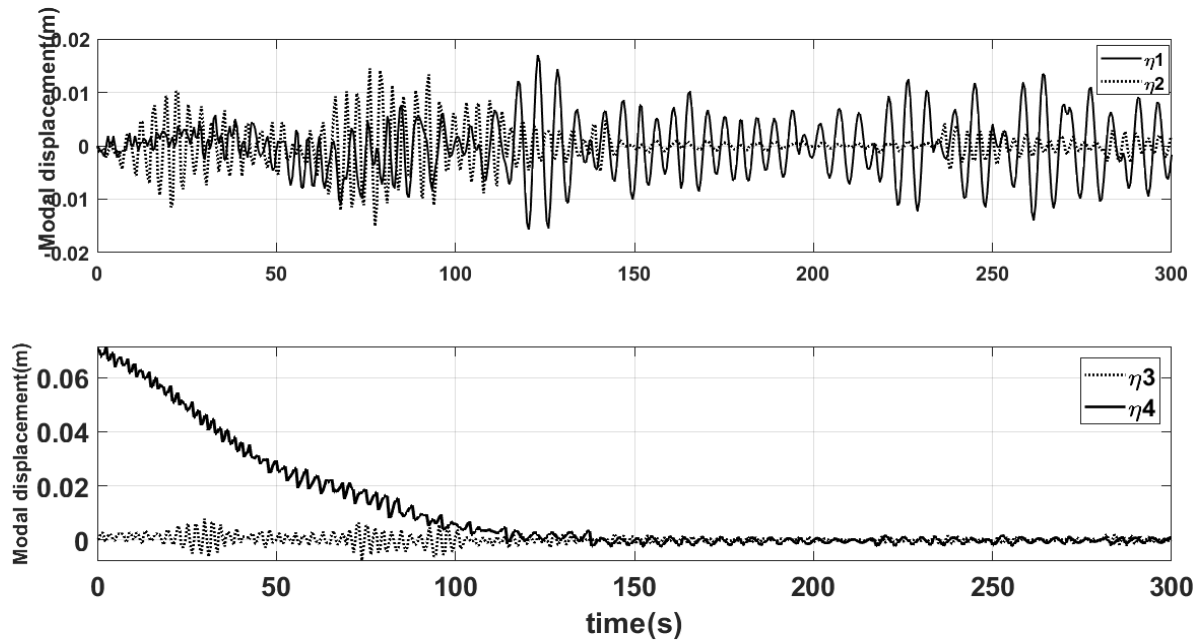
شکل ۱۱- عملکرد رانشگر در سه راستا با اعمال PID مقاوم مقید



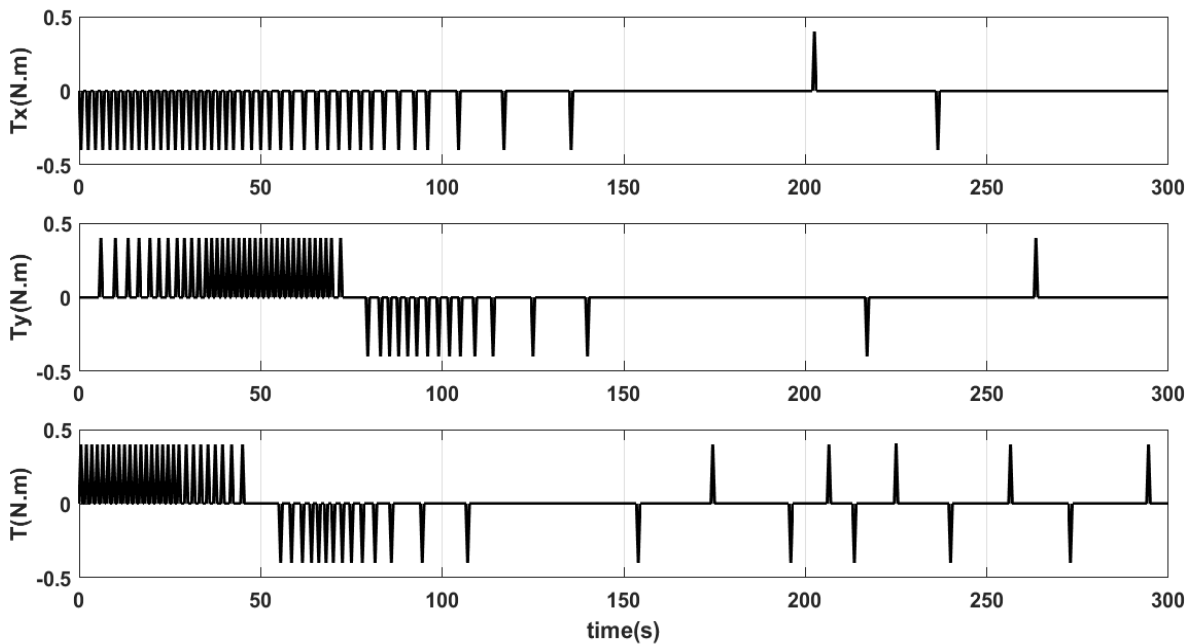
شکل ۱۲- انجام مانور وضعیت توسط ماهواره با اعمال PID مقاوم مقید بهینه و عملگر رانشگر بهینه



شکل ۱۳- تغییرات سرعت زاویه‌ای با اعمال PID مقاوم مقید بهینه و عملگر رانشگر بهینه



شکل ۱۴- جابجایی مودال با اعمال PID مقاوم مقید بهینه و عملگر رانشگر بهینه



شکل ۱۵- عملکرد رانشگر با اعمال PID مقاوم مقید بهینه و عملگر رانشگر بهینه

روش‌های زیادی برای شبیه‌سازی عدم قطعیت وجود دارد. یکی از این روش‌ها، روش مونت کارلو است که یک الگوریتم محاسباتی می‌باشد که از نمونه‌گیری تصادفی برای محاسبه نتایج استفاده می‌کند. برای شبیه‌سازی ۱۰٪ عدم قطعیت ماتریس اینرسی از این روش استفاده شده است. مقدار ممان اینرسی در هر راستا را بطور تصادفی ۱۰٪ کم یا زیاد می‌شود و با تولید ماتریس اینرسی جدید، شبیه‌سازی کلی انجام می‌شود. استفاده از حلقه‌های شرطی در نرم‌افزار MATLAB، برای ۱۰۰ حالت تصادفی عمل بالا تکرار می‌شود.

¹Monte Carlo method

جدول ۱۲- مشخصات ماهواره با اعمال ۱۰٪ عدم قطعیت اینرسی

پارامتر	میانگین	انحراف معیار	مقدار بدترین حالت در ۱۰۰ حالت
q_0	0.999637	2.50×10^{-6}	0.999642
q_1	-7.54×10^{-3}	4.08×10^{-4}	-0.0076189
q_2	-0.00536	8.49×10^{-5}	-0.0055
q_3	0.025446	5.79×10^{-5}	0.025320
ω_x	-5.8×10^{-5}	5.87×10^{-7}	-5.96×10^{-5}
ω_y	-0.00108	4.79×10^{-7}	-0.00107861
ω_z	-2.12×10^{-5}	3.19×10^{-7}	-2.20×10^{-5}
η_1	-4.28×10^{-5}	4.26×10^{-6}	-5.44×10^{-5}
η_2	-2.14×10^{-4}	2.02×10^{-6}	-0.00022
η_3	7.48×10^{-6}	3.68×10^{-7}	8.64×10^{-6}
η_4	-2.35×10^{-6}	1.33×10^{-7}	-2.71×10^{-6}

نتایج جدول (۱۲) نشان می‌دهد که کنترل PID طراحی شده در حضور اغتشاشات و المان‌های انعطاف پذیری و با وجود عدم قطعیت ۱۰٪ ماتریس اینرسی، در حالتی که هیچ عملگری وجود ندارد، مقاومت مطلوبی دارد. این کنترل با درصد خطای کمی به نسبت حالتی که اینرسی معین بود، وضعیت فرمان را پیروی، جابجایی‌های مودال و سرعت‌های زاویه‌ای را به نزدیکی صفر می‌رساند. در ۱۰۰ حالت بررسی شده، میانگین نشان‌دهنده مقدار متوسط پارامتری است که اندازه‌گیری می‌شود و انحراف معیار پراکندگی این پارامترها نسبت به مقدار میانگین را نشان می‌دهد. در بدترین حالت نیز کنترل طراحی شده مقاومت مطلوبی به نمایش می‌گذارد. با فعال شدن تراستر، کنترل طراحی شده باز هم از مقاومت مطلوب در برابر عدم قطعیت اینرسی برخوردار است.

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله، کنترل PID مقاوم یک ماهواره انعطاف‌پذیر با لحاظ کردن دینامیک عملگر تراستر در حضور اغتشاشات خارجی، المان انعطاف‌پذیری داخلی و عدم قطعیت ماتریس اینرسی بررسی و ارائه شده است. مدل ریاضی حرکت وضعی سه محوره یک ماهواره انعطاف‌پذیر با سه درجه آزادی و درجات آزادی انعطاف‌پذیری با رویکرد کواترنیون مورد شبیه‌سازی قرار گرفته است. فرض می‌شود که المان‌های انعطاف‌پذیری در هر راستا متفاوت و گشتاور اغتشاشی به هر سه راستا بصورت تصادفی و ناشناخته به سبب وجود تابع رندوم اعمال می‌شود.

تلاش کنترلی بالا سبب افزایش مصرف انرژی و جرم سوخت می‌شود. همچنین جابجایی زیاد المان‌های انعطاف‌پذیر سبب استهلاک، خستگی و بروز پدیده شکست خواهد شد. افزودن حد اشباع گشتاور کنترلی و

سرعت زاویه‌ای به معادلات کنترلی رویکردی جهت کاهش گشتاورهای کنترلی است. نتایج نشان می‌دهند که افزودن این قیود سبب کاهش تلاش کنترلی و افزایش چابکی خواهد شد. کنترل PID مقاوم طراحی شده دارای مزایایی از قبیل سادگی، سهولت در پیاده‌سازی است که برای سایر دینامیک‌ها نیز قابل استفاده می‌باشد و به نسبت کنترل‌های مقاوم دیگر نظیر H_{∞} حجم محاسبات کمتری دارد.

نتایج حاکی از آن است که بهینه‌سازی رانشگر و پارامترهای PWPF، سبب کاهش وزن ماهواره در اثر کاهش مصرف سوخت مصرفی می‌شود. سرعت اجرای وضعیت فرمان در این حالت به نسبت حالتی که عملگر فعال نیست، افزایش داشته که امری طبیعی است. زیرا پالس‌های تولیدی از رانشگر سبب افزایش جابجایی مودال شده که نیازمند تولید گشتاور کنترلی بیشتری است. پهنای پالس مینیمم براساس رابطه (۱۹)، مقدار $0/02$ بدست آمد که مقداری مطلوب و مناسب است.

با استفاده از کنترل مقاوم مقید بهینه شده با عملگر تراستر بهینه، دستور فرمان به خوبی اجرا شده و مقدار بیشترین جابجایی مودال کمتر از $0/08$ است. ماکزیمم سرعت زاویه‌ای از حد مجاز $0/1$ فراتر نرفته و مصرف سوخت و سطح تراست بهینه طبق رابطه (۲۲) می‌شود.

$$F = \frac{dm}{dt} v = \dot{m}v \quad (22)$$

کنترل مقاوم PID مقید، نسبت به گشتاورهای اغتشاشی داخلی و خارجی مقاوم است. برای بررسی مقاومت نسبت به عدم قطعیت اینرسی، از روش شبیه‌سازی مونت کارلو استفاده شد و نتایج نشان می‌دهد که این کنترل مقاومت مطلوبی دارد. دینامیک شبیه‌سازی شده به سایر مانورها و شرایط اولیه نیز پاسخی صحیح می‌دهد.

در جهت تکمیل این مقاله، می‌توان تغییراتی در دینامیک ماهواره یا شیوه کنترلی مطرح کرد. با تغییر عدم قطعیت‌ها و در نظر گرفتن عدم قطعیت تغییر مرکز جرم، ناهمراستایی بردار تراست با محور تقارن ماهواره، تلاطم سوخت و سایر موارد دینامیک و پاسخ سیستم تغییر می‌کند. مدلسازی گشتاورهای اغتشاشی محیطی از جمله فشار تشعشعات خورشیدی و اعمال بر ماهواره می‌تواند در واقعی‌تر کردن مدلسازی دخیل باشد. استفاده از روش‌های کنترلی دیگر از قبیل کنترل فازی، مود لغزشی، تطبیقی و H_{∞} و یا ترکیب کنترلرها پیشنهاد می‌شود. همچنین استفاده از سایر عملگرها مانند چرخ عکس‌العملی و ترکیب عملگرها از جمله موارد پیشنهادی برای مطالعات آینده است.

مراجع

[1] Likins, P.W., and Fleischer, G.E., "Results of Flexible Spacecraft Attitude Control Studies Utilizing Hybrid Coordinates", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 8(3), pp. 264-273, (1971).

[2] Johnston, J.D., and Thornton E.A., "Thermally Induced Dynamics of Satellite Solar Panels", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 37(5), pp. 604-613, (2000).

- [3] Kubota, T., Hashimoto, T., Sawai, S., Kawaguchi, J.I., Ninomiya, K., Uo, M., and Baba, K., "An Autonomous Navigation and Guidance System for MUSES-C Asteroid Landing", *Acta Astronautica*, Vol. 52(2-6), pp. 125-131, (2003).
- [4] Wie, B., and Plescia, C.T., "Attitude Stabilization of Flexible Spacecraft During Stationkeeping Maneuvers", *Journal of Guidance, Control and Dynamics (JGCD)*, Vol. 7(4), pp. 430-436, (1984).
- [5] Al-Saif, K.A., Foda, M.A., and Aldakkan, K., "Suppression of Microvibrations of Low-earth-orbit Satellites with Flexible Solar Panels", *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 25(1), pp. 117-124, (2012).
- [6] He, W., and Ge, S.S., "Dynamic Modeling and Vibration Control of a Flexible Satellite", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 51(2), pp. 1422-1431, (2015).
- [7] Rad, H.K., Salarieh, H., Alasty, A., and Vatankhah, R., "Boundary Control of Flexible Satellite Vibration in Planar Motion", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 432, pp. 549-568, (2018).
- [8] Avanzini, G., de Angelis, E.L., Giulietti, F., and Serrano, N., "Attitude Control of Low Earth Orbit Satellites by Reaction Wheels and Magnetic Torquers", *Acta Astronautica*, Vol. 160, pp. 625-634, (2019).
- [9] Murilo, A., De Deus Peixoto, P.J., De Souza, L.C.G., and Lopes, R.V., "Real-time Implementation of a Parameterized Model Predictive Control for Attitude Control Systems of Rigid-flexible Satellite", *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 149, pp. 107-129, (2021).
- [10] Bang, H., Ha, C.K., and Kim J.H., "Flexible Spacecraft Attitude Maneuver by Application of Sliding Mode Control", *Acta Astronautica*, Vol. 57(11), pp. 841-850, (2005).
- [11] Bai, H., Huang, C., and Zeng, J., "Robust Nonlinear H_∞ Output-feedback Control for Flexible Spacecraft Attitude Manoeuvring", *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, Vol. 41(7), pp. 2026-2038, (2019).
- [12] Cheng, X., Yuan, L.I.U., Yi, Q.I.N., Feng, W.A.N.G., and Zhang, J., "Coordinated Attitude Control for Flexible Spacecraft Formation with Actuator Configuration Misalignment", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 34(3), pp. 176-186, (2020).
- [13] Lee, J., Kang, D.E., and Park, C., "Geometric Robust Adaptive Control for Satellite Attitude Tracking with Reaction Wheels", *Acta Astronautica*, Vol. 179, pp. 238-252, (2021).
- [14] Malekzadeh, M., "Robust Control of Flexible Spacecraft Considering Actuator Dynamic", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14(15), pp. 225-230, (2015).
- [15] Malekzadeh, M., "Quaternion Based Active Control of a Flexible Spacecraft", *The 15th International Conference of the Iranian Aerospace Association*, 5-7 November, Tehran, Iran, (2016).

[16] Sadeghian Bafghi, S., Fathi, M., Rahbar, N., "Control the Elevation Angle of the Flexible Satellite Model-based Predictive Controller Assistance Neural Network", Iranian Mechanical Engineering Journal, Vol. 18(1), pp. 22-40, (2016).

[17] Li, Y., and Ye, D., "Robust PID Controller for Flexible Satellite Attitude Control under Angular Velocity and Control Torque Constraint", Asian Journal of Control, Vol. 22(3), pp. 1327-1344, (2020).

[18] Sidi, M.J., "Spacecraft Dynamics and Control: a Practical Engineering Approach", Cambridge Aerospace Series 7, First Published, Press Syndicate of the University of Cambridge (Cambridge University Press), New York, USA, (1997).

فهرست نمادهای انگلیسی

ماتریس کوپلینگ بین بدنه صلب و اجزا انعطاف پذیر	C_0
نیروی تراست در سه راستای X ، Y و Z	$F_x \quad F_y \quad F_z$
محدوده پسماند	h
ماتریس اینرسی ماهواره	J
بهره گسسته ساز	K_m
بهره تناسبی	K_p
بهره انتگرالی	K_I
بهره مشتقی	K_D
بردار کواترنیون وضعیت	\vec{q}
تابع علامت	$\text{sgn}(x)$
گشتاورهای تولیدی توسط عملگر در سه راستای X ، Y و Z	$[T_x \quad T_y \quad T_z]^T$
گشتاور اغتشاشی ناشناخته	\vec{T}_d
ثابت زمانی پیش فیلتر گسسته ساز	T_m
مدت زمان روشن بودن رانشگر	T_{on}
مدت زمان خاموش بودن رانشگر	T_{off}
گشتاور کنترلی	\vec{u}
آستانه روشن شدن رانشگر	U_{on}
خروجی گسسته ساز	U_m

نمادهای یونانی

$\vec{\omega}_{BI}$	بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی
$\vec{\omega}_{BR}$	بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع
$\vec{\omega}_{RIB}$	بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع نسبت به دستگاه اینرسی (بیان شده در دستگاه بدنی)
ξ	ضریب میرایی المان انعطاف پذیر
ω_0	سرعت زاویه‌ای مداری
$\vec{\omega}$	بردار سرعت زاویه‌ای
η	بردار مختصات جابجایی مودال
Λ	فرکانس طبیعی پنل

Abstract

The purpose of this paper, is to investigate and provide robust PID control for flexible satellite considering thruster actuator dynamics. The flexibility of the satellite causes a change in the dynamics of the entire satellite. During the maneuver, stochastic disturbance torque and system inertia uncertainty are applied to the satellite. The thruster is an actuator used to execute control commands using a PWPF modulator optimized by a genetic metaheuristic algorithm. Optimization of thruster and robust PID controller coefficients are other innovations of this paper. By adding angular velocity and control torque constraints, the designed robust control first performs well; And secondly, it is robust to internal and external uncertainties.