مکانیک هوافضا/ سال ۱۴۰۲/ دوره ۱۹/ شماره ۳/ صفحه ۹۷-۱۰۸

نشریه علمی مکانیک هوافضا

DOR: 20.1001.1.26455323.1402.19.3.7.6

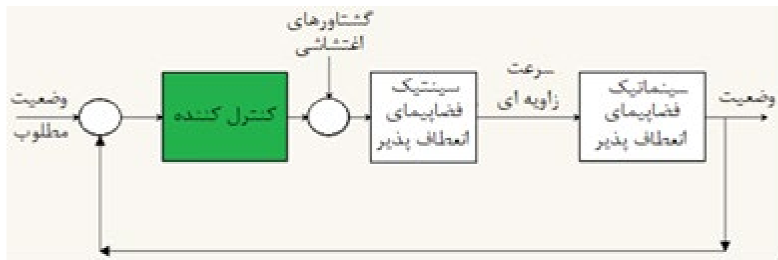
به‌کارگیری رویکرد مود شبه‌لغزشی مقاوم برای کنترل وضعیت یک فضاپیمای انعطاف‌پذیر

حجت طائی[1*]، مرتضی مرادی[2]

[1] استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

[2] کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

چکیده گرافیکی



برجسته‌ها

- ارائه دینامیک وضعیت فضاپیمای انعطاف‌پذیر
- طراحی کنترل‌کننده مود شبه لغزشی مقاوم (RQSMC)
- شبیه‌سازی و بررسی نتایج مانور وضعیت

چکیده

انجام مانور و کنترل وضعیت با بیشترین دقت، سرعت و کمترین مصرف توان همواره از چالش‌های مطرح در زمینه طراحی سیستم کنترل فضاپیماها بوده است. ویژگی انعطاف‌پذیری در فضاپیماها، سبب تغییر در دینامیک کل سیستم می‌شود. در این مقاله روش کنترلی مود شبه لغزشی مقاوم برای کنترل وضعیت فضاپیمای انعطاف‌پذیر در حضور اغتشاشات محیطی بررسی خواهد شد. با توجه به غیرخطی بودن معادلات فضاپیمای انعطاف‌پذیر، عدم امکان مدل کردن این سیستم به‌صورت ایده‌آل و عدم توانایی توصیفات ریاضی برای توضیح کامل حرکت این سیستم پروازی، این مقاله از روش کنترلی مود شبه لغزشی مقاوم به‌عنوان یک ایده مناسب جهت کنترل وضعیت فضاپیمای انعطاف‌پذیر در قالب یک سیستم غیرخطی بهره خواهد گرفت. بدین منظور، مدل سه درجه آزادی فضاپیمای انعطاف‌پذیر شامل اغتشاشات متفاوت در هر راستا تحت سینماتیک مبتنی بر کواترنیون در بخش مدل‌سازی دینامیکی این مقاله ارائه خواهد شد و سپس کنترل‌کننده مود شبه لغزشی مقاوم به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که توانایی کنترل چترینگ را نیز دارا باشد. نتایج بررسی پارامترهای عملکردی نظیر شاخص مصرف انرژی، شاخص چابکی و محدودیت سرعت‌های زاویه‌ای بدنی نشان می‌دهد این کنترل‌کننده، عملکرد مناسبی در جهت‌گیری دقیق و سریع فضاپیما دارد.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:
نوع مقاله: علمی پژوهشی
دریافت: ۱۴۰۱/۱۰/۲۴
بازنگری: ۱۴۰۱/۱۱/۰۸
پذیرش: ۱۴۰۱/۱۲/۲۲
ارائه برخط: ۱۴۰۱/۱۲/۲۵

*نویسنده مسئول:
taei@mut.ac.ir

کلیدواژه‌ها:
کنترل مود شبه لغزشی مقاوم
دینامیک و کنترل وضعیت
فضاپیمای انعطاف‌پذیر

۱- مقدمه

استفاده از فضاپیماهای انعطاف‌پذیر در مأموریت‌های فضایی روزبه‌روز فزونی می‌یابد. صفحات خورشیدی، بوم‌های گرادیان جاذبه، آنتن‌های رادیویی و رادارها ازجمله ملحقات انعطاف‌پذیر در فضاپیماها هستند. فضاپیماها در طول مدت عمر خود، تحت تأثیر اغتشاشات داخلی و خارجی زیادی هستند. به‌طورکلی حرکت یک فضاپیما در مدار توسط موقعیت، سرعت، وضعیت و مانور وضعی آن تعریف می‌شود. بررسی وضعیت یک فضاپیما را می‌توان به سه بخش تعیین، پیش‌بینی و کنترل وضعیت تقسیم نمود. آنچه در این مقاله به آن خواهیم پرداخت، موضوع کنترل وضعیت یک فضاپیمای انعطاف‌پذیر است که به‌عنوان بخش نرم‌افزاری از زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت فضاپیما مطرح می‌باشد. این زیرسیستم، وظیفه اندازه‌گیری وضعیت توسط حسگرهای مختلف و سپس، محاسبه نیرو و گشتاور موردنیاز جهت کنترل و انجام مانور وضعیت را دارد. کنترل وضعیت سامانه‌های انعطاف‌پذیر یکی از موارد چالش‌برانگیز در حیطه دینامیک فضاپیماها است.

اولین مطالعات در حوزه کنترل وضعیت فضاپیماهای انعطاف‌پذیر از سال ۱۹۶۶ آغاز شد. در سال ۱۹۷۱، لیکینز و فلیشر، نتایج کنترل وضعیت فضاپیمای انعطاف‌پذیر با استفاده از مختصات هیبرید را ارائه کردند [۱]. مرجع [۲] در سال۱۹۸۴ به تحلیل و طراحی سیستم کنترل وضعیت مبتنی بر رانشگر[1] برای فضاپیمایی دارای آرایه‌های خورشیدی منعطف می‌پردازند. در طول مانورهای فاز حفظ موقعیت، انعطاف‌پذیری آرایه‌ها تحت تأثیر مدولاتور فرکانس پالس و پهنای پالس[2] قرار می‌گیرد و لذا لحاظ کردن اثرات در پروسه‌ی طراحی الگوریتم پایداری سازی وضعیت ضروری است.

در سال ۲۰۰۳، کوبوتا و همکاران [۳]، ابتدا سیستم کنترل و ناوبری فضاپیما و سپس سناریو ملاقات و بازگشت را ارائه کردند. پس‌ازآن مقاومت و عملکرد سیستم توسط شبیه‌سازی عددی به اثبات رسیده است.

بانگ و همکاران [۴]، کنترل مود لغزشی برای مانور چرخشی سه محوره برای یک فضاپیمای انعطاف‌پذیر ارائه دادند. قانون کنترلی پیشنهادی شامل گشتاورهای عکس‌العملی داخلی بین مرکز بدنه صلب و انعطاف‌پذیر به‌عنوان یک پارامتر کنترلی است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که قانون کنترلی مود لغزشی در مهار کردن لرزش‌ها و ارتعاشات ساختار انعطاف‌پذیر مؤثر است. در سال ۲۰۰۵ کنترل مود لغزشی فازی تطبیقی[3] برای پایداری وضعیت یک فضاپیمای انعطاف‌پذیر در مرجع [۵] موردبررسی قرار گرفت. در این مقاله بررسی شد که با توجه به انعطاف‌پذیری فضاپیما و روابط غیرخطی آن، اغتشاشات و عدم قطعیت‌های وسیع، کنترلرهای معمولی شبیه تناسبی-انتگرالی-مشتقی[4] قابل‌استفاده نیستند و لذا کنترل‌کننده مود لغزشی فازی تطبیقی به‌طور موفقیت‌آمیزی روی جهت‌دهی وضعیت این فضاپیما پیاده‌سازی شد.

در سال ۲۰۱۵، ملک‌زاده و همکاران [۶]، به کنترل وضعیت زاویه‌ای فضاپیمای الاستیک و حذف نوسانات بالک‌های آن با استفاده از روش وارون دینامیک پرداخته است. در این مقاله اثر دینامیکی چرخ عکس‌العملی به‌عنوان عملگر در کنترل سه محوره فضاپیما در نظر گرفته‌شده است. کنترل‌کننده طراحی‌شده، توانایی در تعقیب مسیر و حذف نوسانات بالک‌ها در حضور عدم قطعیت‌ها، اغتشاش‌ها و نویز حسگرها را دارد. ایشان در سال ۲۰۱۶ کنترل فعال مقاوم ارتعاشات یک فضاپیمای انعطاف‌پذیر غیرخطی با استفاده از بست‌های پیزوالکتریک به‌عنوان عملگر و حسگر بر اساس منطق کواترنیون را بررسی می‌کنند [۷]. در این مقاله، از دو حلقه کنترلی شامل یک حلقه داخلی برای کنترل میزان انحراف بالک و یک حلقه بیرونی برای کنترل وضعیت فضاپیما استفاده‌شده است.

در سال ۲۰۱۸، ژو و همکاران [۸]، به بررسی کنترل فعال ارتعاش فضاپیمای انعطاف‌پذیر در طول مانورهای وضعیت پرداختند. در این مقاله، تنها عملگر مورداستفاده چرخ عکس‌العملی است که چرخش آن با معادلات حرکت بدنه صلب و مودهای ارتعاشی کوپل در نظر گرفته‌شده است.

1 Thruster
2 The Pulse-Width and Pulse-Frequency (PWPF)
3 Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control (AFSMC)
4 Proportional–Integral–Derivative Controller (PID)

در همان سال راد و همکاران [۹]، مدل‌سازی دینامیکی و کنترل مرزی معادلات پاره‌ای حاکم بر فضاپیما با صفحات انعطاف‌پذیر را موردبررسی قرار دادند. فضاپیما در یک مدار دایره‌ای حول زمین مفروض بوده و تأثیرات حرکت مداری بر روی حرکت دورانی، انتقالی و ارتعاشات پانل‌ها در نظر گرفته‌شده و با این فرضیات، معادلات حاکم بر سیستم استخراج‌شده است. تأثیرات حرکت مداری به‌صورت اغتشاشات ناچیز در نظر گرفته می‌شود. کنترل زاویه فضاپیما، مکان و موقعیت فضاپیما و ارتعاشات دو پانل به روش کنترل مرزی معادلات دیفرانسیل پاره‌ای بررسی گردید. پایداری مجانبی و نمایی به روش پایداری لیاپانوف اثبات‌شده و با در نظر گرفتن اغتشاشات، شبیه‌سازی انجام و کنترلر طراحی‌شده سیستم را به زاویه مطلوب می‌رساند.

هو و سان در سال ۲۰۲۰، به طراحی یک کنترل مقاوم ضد اغتشاشی فضاپیمای انعطاف‌پذیر با استفاده از حالت کوانتیزه پرداختند. در ابتدا با استفاده از حالت کوانتیزه، یک مشاهده‌گر حالت گسترده برای پیش‌بینی مودال انعطاف‌پذیری و اغتشاشات ارائه می‌شود. سپس یک کنترل‌کننده مقاوم ضد اغتشاشی به روش پسگام ساخته می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که سیگنال‌های حلقه بسته می‌تواند به همسایگی مبدأ همگرا شود [۱۰]. چنگ و همکاران [۱۱]، کنترل وضعیت مختصات چهار فضاپیمای انعطاف‌پذیر در پرواز آرایشی به همراه ناهمراستایی عملگرها را موردبررسی 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 فضاپیماها بر اساس توپولوژی هدایت‌شده، استراتژی کنترل وضعیت برای سیستم اسمی بدون تأخیر ارتباطی ایجاد می‌شود. قانون کنترلی طراحی‌شده می‌تواند کنترل وضعیت هر فضاپیما به‌تنهایی را تضمین کند، همچنین وضعیت هماهنگ با سایر ماهواره‌ها در پرواز آرایشی حفظ می‌شود.

در سال ۲۰۲۱، لی و همکاران [۱۲]، به ارائه و بررسی کنترل تطبیقی ردیابی فضاپیما پرداخته‌اند. چرخ عکس‌العملی مورداستفاده دارای خطای نصب بوده و کنترل ارائه‌شده به این عدم قطعیت مقاوم است.

در مرجع [۱۳]، لی و پنگ یک قانون کنترل مود لغزشی مبتنی بر کواترنیون برای ردیابی وضعیت فضاپیمای منعطف در سال ۲۰۲۱ توسعه دادند. در این مقاله برای جلوگیری از کاهش درجات آزادی کنترلی، چرخ‌های عکس‌العملی اضافی پیکربندی‌شده و ماتریس توزیع نیروهای اغتشاشی[1] عملگرها تجزیه‌وتحلیل می‌شود.

در سال ۲۰۲۲، طائی و همکاران [۱۴]، به بررسی و ارائه کنترل PID مقاوم وضعیت یک فضاپیمای انعطاف‌پذیر با لحاظ کردن دینامیک عملگر رانشگر پرداختند. در این مقاله، عملگر مورداستفاده برای انجام فرامین کنترلی، رانشگرهای گاز سرد است که از گسسته‌ساز PWPF بهینه‌شده توسط الگوریتم فراابتکاری ژنتیک بهره می‌برد. بهینه‌سازی رانشگر و ضرایب کنترل PID مقاوم مقید از دیگر نوآوری‌های این مقاله است. در مقاله فوق با افزودن قیدهای سرعت زاویه‌ای و گشتاور کنترلی، کنترل مقاوم طراحی‌شده اولاً عملکرد مطلوبی در اجرای فرمان دارد؛ و ثانیاً در برابر عدم قطعیت‌های داخلی و خارجی مطرح‌شده، مقاوم است.

در پژوهش حاضر، دینامیک فضاپیما با در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری با استفاده از معادلات دینامیک سیستم و منطق کواترنیون استخراج و شبیه‌سازی‌شده است. بدین منظور، مدل سه درجه آزادی فضاپیمای انعطاف‌پذیر شامل گشتاورهای اغتشاشی در هر راستا مدل‌سازی می‌شود. هدف اصلی این مقاله، طراحی کنترل‌کننده‌ای بر مبنای تئوری مود لغزشی مقاوم است که ضمن دارا بودن قید سرعت زاویه‌ای و گشتاور کنترلی، اولاً بتواند عملکرد مطلوبی در کنترل وضعیت فضاپیمای انعطاف‌پذیر داشته باشد؛ ثانیاً در برابر عدم قطعیت‌های داخلی و خارجی مطرح‌شده مقاوم باشد و ثالثاً پدیده چترینگ[2] را نیز مهار کند.

۲- مدل‌سازی دینامیکی

دینامیک وضعیت فضاپیمای انعطاف‌پذیر به دو حوزه موضوعی سینماتیک[3] و سینتیک[4] تقسیم می‌شود.

[1] Force Distribution Matrix (FDM)
[2] Chattering
[3] Kinematic
[4] Kinetics

معادلات سینتیک ماهواره انعطاف‌پذیر با فرض جابجایی کوچک الاستیک به شکل زیر استخراج می‌شود [۴ و ۱۴]:

$$J\dot{\vec{\omega}} + C_0\ddot{\vec{\eta}} + \vec{\omega} \times \left(J\vec{\omega} + C_0\dot{\vec{\eta}}\right) - \vec{T}_d - \vec{u} = 0 \qquad (۱)$$

$$\ddot{\vec{\eta}} + 2\xi\Lambda\dot{\vec{\eta}} + \Lambda^2\vec{\eta} + {C_0}^{T}\dot{\vec{\omega}} = 0 \qquad (۲)$$

$$\begin{cases}\omega_1 = \dot{\theta_1} - \omega_0\theta_3\\ \omega_2 = \dot{\theta_2} - \omega_0\\ \omega_3 = \dot{\theta_3} + \omega_0\theta_1\end{cases} \qquad (۳)$$

$$z = [\theta_1, \dot{\theta_1}, \theta_2, \dot{\theta_2}, \theta_3, \dot{\theta_3}] = [z_1, z_2, z_3, z_4, z_5, z_6] \qquad (۴)$$

در این معادلات، $J = diag(J_1, J_2, J_3)$ ماتریس اینرسی ماهواره، $\vec{\omega} = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]^T$ بردار سرعت‌های زاویه‌ای بدنی نسبت به چارچوب اینرسی است. سرعت زاویه‌ای مداری با ω_0، $\vec{u}$ بردار گشتاور کنترلی، $\vec{T}_d$ گشتاور اغتشاشی خارجی وارد بر فضاپیما، ماتریس کوپلینگ بین اجزا انعطاف‌پذیر و بدنه صلب با C_0، $\vec{\eta}$ بردار جابجایی مودال، ξ ماتریس میرایی مودال، Λ ماتریس فرکانس مودال بوده و همچنین ممان اینرسی‌های ضربی برای کاهش پیچیدگی معادلات، صفر در نظر گرفته‌شده‌اند. پارامترهای این معادلات در جدول **۱** معرفی‌شده‌اند [۱۴].

جدول (۱): مشخصات فضاپیمای انعطاف‌پذیر.

پارامتر	مقدار	واحد
J	$\mathrm{diag}(۱۰۰,۷۵,۵۰)$	$kg.m^2$
Λ	$[۰/۷ \quad ۱ \quad ۱/۸ \quad ۲/۵]^T$	rad/s
ξ	$[۰/۰۰۵۶ \quad ۰/۰۰۸۶ \quad ۰/۰۱۲۸ \quad ۰/۰۲۵۲]^T$	-
ω_0	۱.۰۷۸×۱۰^{-۳}	rad/s
C_0	$\begin{bmatrix} ۷ & -۱/۲ & ۱/۱ & ۱/۲ \\ ۱/۲ & ۰/۹ & ۲/۵ & -۲/۶ \\ ۲/۲ & -۱/۷ & -۰/۸ & -۱/۱ \end{bmatrix}^T$	$kg^{\frac{1}{2}}.m$
T_d	$۵\frac{\sqrt{۳}}{۳} \times ۱۰^{-۴}(\sin t + \mathrm{rand}(۱))$	N.m

حال با در نظر گرفتن معادلات (۱) و (۲) و فرض تغییرات کوچک زوایای اویلر و تبدیل معادلات حاصل به فرم فضای حالت می‌توان معادلات حرکت برای فضاپیمای انعطاف‌پذیر را به سه زیرسیستم غیرخطی تعمیم داد:

الف) زیرسیستم کانال طولی (رول) [۴]:

$$\dot{z_1} = z_2 \qquad \dot{z_2} = f_1(z) + g_1(z)u_1 + d_1 \qquad (۵)$$

$$f_1(z) = \frac{J_2 - J_3}{J_1}(z_4z_6 + \omega_0z_1z_4 - \omega_0z_6 - \omega_0^2z_1) + \omega_0z_6 \qquad (۶)$$

$$g_1(z) = (\frac{1}{J_1})$$

$$d_1 = \frac{-C_{11}\ddot{\eta}_1 - C_{12}\ddot{\eta}_2 - C_{13}\ddot{\eta}_3 + T_{dx}}{J_1} - \frac{C_{12}\dot{\eta}_1 + C_{22}\dot{\eta}_2 + C_{23}\dot{\eta}_3}{J_1}(z_6 + \omega_0z_1) + \frac{C_{13}\dot{\eta}_1 + C_{23}\dot{\eta}_2 + C_{33}\dot{\eta}_3}{J_1}(z_4 + \omega_0) \qquad (۷)$$

ب) زیرسیستم کانال عرضی (پیچ) [۴]:

$$\dot{z_3} = z_4 \qquad \dot{z_4} = f_2(z) + g_2(z)u_2 + d_2 \qquad (۸)$$

$$f_2(z) = \frac{J_3 - J_1}{J_2}(z_2z_6 + \omega_0z_1z_2 - \omega_0z_5z_6 - \omega_0^2z_1z_5) \qquad g_2(z) = (\frac{1}{J_2}) \qquad (۹)$$

$$d_2 = \frac{-C_{21}\ddot{\eta}_1 - C_{22}\ddot{\eta}_2 - C_{23}\ddot{\eta}_3 + T_{dy}}{J_2} - \frac{C_{11}\dot{\eta}_1 + C_{12}\dot{\eta}_2 + C_{13}\dot{\eta}_3}{J_2}(z_6 + \omega_0z_1) + \frac{C_{31}\dot{\eta}_1 + C_{32}\dot{\eta}_2 + C_{33}\dot{\eta}_3}{J_2}(z_2 + \omega_0z_5) \qquad (۱۰)$$

ج) زیرسیستم کانال عمودی (یاو) [۴]:

$$\dot{z_5} = z_6 \qquad \dot{z_6} = f_3(z) + g_3(z)u_3 + d_3 \qquad (۱۱)$$

$$f_3(z) = \frac{J_1 - J_2}{J_3}(z_2z_4 + \omega_0^2z_5 - \omega_0z_2 - \omega_0z_4z_5) - \omega_0z_2 \qquad (۱۲)$$

$$g_3(z) = (\frac{1}{J_3})$$

$$d_3 = \frac{-C_{31}\ddot{\eta}_1 - C_{32}\ddot{\eta}_2 - C_{33}\ddot{\eta}_3 + T_{dz}}{J_1} - \frac{C_{11}\dot{\eta}_1 + C_{12}\dot{\eta}_2 + C_{13}\dot{\eta}_3}{J_3}(z_4 - \omega_0) + \frac{C_{21}\dot{\eta}_1 + C_{22}\dot{\eta}_2 + C_{23}\dot{\eta}_3}{J_3}(z_2 + \omega_0) \qquad (۱۳)$$

رویکرد دینامیک انعطاف‌پذیر، حرکت انعطاف‌پذیر و صلب را ادغام می‌کند و مشکل را با در نظر گرفتن ارتباط متقابل بین متغیرهای مختلف که دینامیک صلب و انعطاف‌پذیر را تعریف می‌کنند، برطرف می‌نماید. در معادلات (۵)، (۸) و (۱۱)

عبارات d_1، d_2 و d_3 گشتاورهای اغتشاشی سه راستا بوده و u_1، u_2 و u_3 گشتاورهای کنترلی سه راستا هستند. معادلات بازنویسی شده (۵)، (۸) و (۱۱) ، اساس مدل‌سازی دینامیک فضاپیمای انعطاف‌پذیر در مقاله حاضر می‌باشند. حال با تعیین بردار مشخصه سیستم، معادلات (۱۴) و (۱۵) در فضای کواترنیون به دست می‌آیند [۱۴]:

$$\vec{q}_V = \vec{e}_i \sin\frac{\alpha}{2}\ ;\ i = 1,2,3 \qquad q_0 = \cos\frac{\alpha}{2} \tag{۱۴}$$

قسمت برداری $\vec{q}_V$ کواترنیون و q_0 قسمت اسکالر آن است. کواترنیون به‌عنوان یک بردار به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\dot{\vec{q}} = \begin{bmatrix}\dot{q}_0\\ \dot{q}_V\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\vec{q}_V{}^T\vec{\omega} \\ -\frac{1}{2}\left(q_0 I + \vec{q}_V{}^T\right)\vec{\omega}\end{bmatrix} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix}\vec{q}_V{}^T\\ F\end{bmatrix}\vec{\omega} \tag{۱۵}$$

شرایط اولیه فضاپیما در لحظه ($t = 0$) نیز در جدول **۲** نمایش داده می‌شود و مقادیر سرعت‌های زاویه‌ای نیز از معادلات سینماتیک محاسبه خواهند شد [۱۴].

دو عامل مهم در سینماتیک فضاپیما عبارت‌اند از:

۱) سرعت‌های زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات مرجع

۲) سرعت‌های زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات اینرسی

$$\overrightarrow{\omega_{BI}} = \overrightarrow{\omega_{BR}} + \overrightarrow{\omega_{RIB}} \tag{۱۶}$$

مؤلفه‌های بردار $\overrightarrow{\omega_{BR}}$ عبارت‌اند از p، q و r که به آن‌ها نرخ‌های زاویه‌ای بدنی گفته می‌شود. $\overrightarrow{\omega_{RIB}}$ با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود :

$$\begin{bmatrix}\omega_1\\ \omega_2\\ \omega_3\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}p\\ q\\ r\end{bmatrix} + C\begin{bmatrix}0\\ -\omega_0\\ 0\end{bmatrix} \tag{۱۷}$$

بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع مداری نسبت به دستگاه اینرسی در چهارچوب بدنی برابر است با:

$$\begin{bmatrix}\omega_{RIBx}\\ \omega_{RIBy}\\ \omega_{RIBz}\end{bmatrix} = C\begin{bmatrix}0\\ -\omega_0\\ 0\end{bmatrix} \tag{۱۸}$$

ماتریس کسینوس هادی را می‌توان برحسب کواترنیون بازنویسی کرد:

$$c = \left(q_0{}^2 - \vec{q}_V{}^2\right)[I] + 2\vec{q}_V\vec{q}_V{}^T - 2q_0[Q] \tag{۱۹}$$

$$[Q] = \begin{bmatrix}0 & -q_3 & q_2\\ q_3 & 0 & -q_1\\ -q_2 & q_1 & 0\end{bmatrix} \tag{۲۰}$$

با استفاده از معادلات دینامیک حرکت فضاپیما، مقادیر نرخ‌های زاویه‌ای بدنی و وضعیت در هرلحظه محاسبه‌شده و با وضعیت مطلوب مقایسه می‌شود. بلوک کنترل، گشتاور کنترلی جهت به حداقل رساندن خطای وضعیت را محاسبه و به عملگر مربوطه فرمان می‌دهد. شرایط مطلوب (فرمان) فضاپیمای انعطاف‌پذیر در جدول **۳** نمایش داده‌شده و در ادامه به بررسی بخش کنترل پرداخته خواهد شد [۱۴].

جدول (۲): شرایط اولیه فضاپیمای انعطاف‌پذیر.

پارامتر	مقدار	واحد
q_0	$[۰/۴\quad ۰/۲\quad ۰/۴\quad -۰/۸]^T$	-
ω	$[۰/۰۷\quad -۰/۰۵\quad -۰/۰۴]^T$	rad/s
$\vec{\eta}$	$[۰]_{۴*۱}$	m
$\dot{\vec{\eta}}$	$[۰]_{۴*۱}$	m/s

جدول (۳): شرایط مطلوب (فرمان) فضاپیمای انعطاف‌پذیر.

پارامتر	مقدار	واحد
q	$[۱\quad ۰\quad ۰\quad ۰]^T$	-
ω	$[۰\quad ۰\quad ۰]^T$	rad/s
$\vec{\eta}$	$[۰]_{۴*۱}$	m

۳- طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی

ازجمله مشکلات مطرح جهت طراحی و تحلیل عمده کنترل‌کننده‌های کلاسیک، نیاز به وجود مدل حتی‌المقدور دقیقی از فرآیند موردنظر است که این مسئله در خصوص فضاپیمای انعطاف‌پذیر، به دلیل ماهیت غیرخطی آن، اهمیت بیشتری می‌یابد. در این شرایط کنترل‌هایی با بهره ثابت (کنترل کلاسیک) به علت ماهیت بسیار ناپایدار دینامیکی فضاپیما خراب می‌شوند و عمل نمی‌کنند.

زیرا کنترل‌کننده خطی نیز در ناحیه محدود و معینی از کارکرد سیستم مورد قبل می‌باشد، اما هنگامی‌که حوزه عملکرد سیستم در ناحیه بزرگ‌تری قرار داشته باشد، کنترل‌کننده خطی رفتار مطلوبی از خود نشان نمی‌دهد. با توجه به اینکه رفتار غیرخطی سیستم در این نواحی توسط کنترل‌کننده خطی جبران نمی‌شود، امکان ناپایداری سیستم وجود خواهد داشت [۵]. در طراحی کنترل‌کننده برای فرایندهای غیرخطی، نه‌تنها رفتارهای سیستم غیرخطی باید شناخته شود بلکه باید با استفاده از روش‌های عملی، سیستم را مجبور به انجام رفتارهای مشخص و معلوم از دیدگاه طراح

نمود. کنترل مود لغزشی یا کنترل ساختار متغیر از محبوبیت زیادی برای کار روی فرایندهای غیرخطی برخوردار است. سیستم کنترل ساختار متغیر همان‌طور که از نامش پیداست، کلاسی از سیستم‌های کنترلی می‌باشد که قانون کنترلی در آن عمدتاً در طول فرایند کنترلی طبق قوانین تعریف‌شده در فضای حالت تغییر می‌کند.

کنترل مود لغزشی دو مزیت اصلی دارد. اولین مزیت این است که می‌توان با انتخاب تابع لغزشی مناسب، به رفتار دینامیکی مطلوب سیستم دست‌یافت. مزیت دوم این است که پاسخ حلقه بسته سیستم هیچ حساسیتی نسبت به نامعینی‌ها (پارامترهای مدل، اغتشاش‌ها و غیرخطی بودن) ندارد. درنتیجه، از دیدگاه عملی، با استفاده از کنترل مود لغزشی می‌توانیم فرایندهای غیرخطی را در حضور اغتشاشات و نامعینی‌های مدل کنترل کنیم. در کنترل مود لغزشی حالت‌های سیستم به یک سطح، به نام سطح لغزش، در فضای حالت برده می‌شوند. وقتی حالت‌ها به سطح لغزش رسیدند، کنترل مود لغزشی حالت‌ها را در نزدیکی و همسایگی سطح لغزش نگه می‌دارد؛ بنابراین، این رویکرد، یک روش کنترلی با دو بخش است. در بخش اول یک سطح لغزش طراحی می‌شود که حرکت لغزشی مشخصات طراحی را برآورده کند. در بخش دوم، قانون کنترلی انتخاب می‌شود که با آن، سطح سوئیچنگ حالت سیستم را جذب کند. در فرایند کنترل مود لغزشی هر سیستم مرتبه (n) به یک سیستم مرتبه اول غیرخطی تبدیل می‌شود که فرم کلی یک کنترل مود لغزشی استاندارد عبارت است از:

$$x^n = f(x) + g(x)u \tag{۲۱}$$

$$x = [x \quad \dot{x} \ldots\ldots \quad x^{n-1}] \tag{۲۲}$$

در این معادلات توابع ($f(x)$) و ($g(x)$) توابع مربوط به حرکت سیستم، n بیانگر مرتبه سیستم، x بیانگر بردارهای حالت، u بیانگر قانون کنترلی سیستم است. با بررسی معادلات (۲۱) و (۲۲) و مقایسه آن‌ها با معادلات(۵)، (۸) و (۱۱) ارتباط میان فرم دینامیکی با فرم اساسی قانون کنترلی مود لغزشی قابل استنتاج می‌باشد. به‌منظور طراحی سطح لغزش باید بیان داشت که اغلب، سطح لغزش به خطای ردیابی و تعداد مشخصی از مشتق‌های آن بستگی دارد:

$$x^n = f(x) + g(x)u \tag{۲۳}$$

فلذا تابع (S) را باید به‌گونه‌ای انتخاب کرد که صفر شدن آن به یک معادله دیفرانسیل پایدار منجر شود که در این صورت، هر جواب معادله درنهایت به صفر میل خواهد کرد. رایج‌ترین انتخاب برای انتخاب خمینه لغزش (طراحی سطح لغزش) یک ترکیب خطی به‌صورت زیر است:

$$S = (\frac{d}{dt} + c)^{n-1}\, e \tag{۲۴}$$

$$S = \dot{e} + ce \tag{۲۵}$$

با انتخاب صحیح ضرایب (c_i)، اگر متغیر (S) به صفر میل کند، خطا و مشتق‌های آن به‌صورت نمایی به صفر میل خواهند کرد. اگر چنین شرایطی برقرار باشد، آنگاه وظیفه کنترل صفر کردن (S) در زمان محدود بدون توجه به هر جنبه دیگری است. برای انتخاب قانون کنترلی لغزشی به‌نحوی‌که یک سیستم مرتبه دوم را همیشه روی سطح لغزش حفظ کنیم نیز داریم:

$$\ddot{x} = f(x) + g(x)u \tag{۲۶}$$

$$S = \dot{e} + ce \Longrightarrow \begin{cases} e = x_d - x \\ \dot{e} = \dot{x}_d - \dot{x} \end{cases} \tag{۲۷}$$

با مشتق‌گیری از معادله (۲۷) مربوط به سطح لغزش:

$$\dot{S} = \ddot{e} + c\dot{e} \tag{۲۸}$$

$$\begin{aligned} \dot{S} &= \ddot{x}_d - \ddot{x} + c\dot{e} \\ &= \ddot{x}_d - f(x) + g(x)u + c\dot{e} \end{aligned} \tag{۲۹}$$

معادله مشتق شده از سطح لغزش برابر خواهد بود با:

$$\dot{S} = \ddot{x}_d - f(x) + g(x)u + c\dot{e} \tag{۳۰}$$

و می‌توان تعریف کرد:

$$\frac{1}{2}.\frac{d}{dt}S^2 \le -\varepsilon|S| \longrightarrow S\,\dot{S} \le -\varepsilon|S| \tag{۳۱}$$

که در این صورت خواهیم داشت:

$$S\,\dot{S} = S\,(\ddot{x}_d - f(x) + g(x)u + c\dot{e}) \tag{۳۲}$$

درنهایت با در نظر گرفتن معادله (۳۳) قانون کنترلی مود لغزشی استاندارد به فرم معادله (۳۴) استخراج می‌شود:

$$-\varepsilon|S| = -\varepsilon\, S\, Sign(s) \tag{۳۳}$$

$$u = \frac{1}{g(x)}(\ddot{x}_d - f(x) - \varepsilon\, \mathrm{Sign}(s) + c\dot{e}) \tag{۳۴}$$

یکی از فرضیات مهم در طراحی و آنالیز سیستم‌های کنترل ساختار متغیر این موضوع است که تغییر کنترل از یک مقدار به مقدار دیگر به‌سرعت و در زمان بسیار کوچک انجام می‌شود که درواقع این اتفاق در عمل به دلایل مختلف انجام نمی‌شود

یک دلیل می‌تواند این باشد که محاسبات کنترلی خود مدت‌زمانی را طی می‌کند و بنابراین برای تغییر تأخیری وجود دارد و دلیل دیگر این است که در عملگرهای فیزیکی برای انجام این تغییر مقدار محدودیت فیزیکی وجود دارد. پدیده چترینگ در مود لغزشی و مود حالت دائم اتفاق می‌افتد، در مود حالت دائم پدیده چترینگ به‌صورت یک نوسان فرکانس بالا حول نقطه تعادل نمایان می‌شود که می‌تواند باعث تحریک فرکانس‌های بالای قسمت‌های مدل نشده سیستم بشود. به‌عبارت‌دیگر چترینگ نوسانات حول سطح لغزش هستند که به دلیل عدم ایده آل بودن عملگرها و دینامیک‌های مدل نشده ایجاد می‌شوند. چترینگ موضوعی مهم است و برای کاهش آن یا از بین بردنش در این مقاله با جایگزینی تابع (tanh(S/δ)) به‌جای تابع (Sign) عمل خواهیم کرد که در این صورت معادله (۳۵) استخراج می‌شود:

$$u=\frac{1}{g(x)}(\ddot{x}_d-f(x)-\varepsilon\tanh(S)+c\dot{e}) \qquad (۳۵)$$

معادله (۳۵) بیانگر فرم غیر مقاوم کنترل‌کننده مود شبه لغزشی[1] (QSMC) است. حال ضمن در نظر گرفتن گشتاورهای اختلالی تصادفی و اغتشاش ناشی از المان انعطاف‌پذیری و صرف‌نظر کردن از اشباع عملگرها و قیدها، به‌منظور طراحی الگوریتم کنترلی فرم مقاوم کنترل‌کننده مود شبه لغزشی[2] (RQSMC) خواهیم داشت:

$$\ddot{x}=f(x)+g(x)u+d(t) \qquad (۳۶)$$

$$S=\dot{e}+ce \Longrightarrow \begin{cases} e=x_d-x \\ \dot{e}=\dot{x}_d-\dot{x}\end{cases} \qquad (۳۷)$$

در معادلات بالا d(t) نمایانگر اغتشاشات است و با مشتق‌گیری از رابطه (۳۶) مربوط به سطح لغزش خواهیم داشت:

$$\dot{S}=\ddot{x}_d-\ddot{x}+c\dot{e}=\ddot{x}_d-\ddot{x}+c(\dot{x}_d-\dot{x}) \qquad (۳۸)$$

$$\dot{S}=-\varepsilon\,Sign(s)-k\,S \qquad (۳۹)$$

با استفاده از معادله (۳۹) خواهیم داشت:

$$-\varepsilon\,\mathrm{Sign}(s)-k\,S=\ddot{x}_d-f(x)-g(x)\,u-d(t)+c(\dot{x}_d-\dot{x}) \qquad (۴۰)$$

بر اساس معادله (۴۰) فرم پایه قانون کنترلی مود لغزشی مقاوم به فرم زیر خواهد بود:

$$u=\frac{1}{g(x)}(\ddot{x}_d-f(x)-d(t)-\varepsilon\,\mathrm{Sign}(S)-k\,S+c\dot{e}) \qquad (۴۱)$$

ترم اغتشاشی ناشناخته (d(t)) منطقاً محدود است و برای جلوگیری از اعمال پدیده چترینگ با جایگزینی تابع (tanh(S)) به‌جای تابع (Sign) قانون کنترل مود شبه لغزشی مقاوم به فرم زیر خواهد بود:

$$u=\frac{1}{g(x)}(\ddot{x}_d-f(x)-d(t)-\varepsilon\tanh(S)-k\,S+c\dot{e}) \qquad (۴۲)$$

باید بیان داشت که معادلات (۳۴) و (۴۱)، به ترتیب بیانگر فرم پایه (ساده) الگوریتم کنترلی مود لغزشی غیر مقاوم و مقاوم هستند و معادلات (۳۵) و (۴۲)، بیانگر فرم مود شبه لغزشی غیر مقاوم و مقاوم هستند. مقادیر بهره‌های کنترلی این قوانین کنترلی در جدول **۴** قابل‌مشاهده است.

۴- پیاده‌سازی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده‌ها

در مقاله حاضر با افزودن قیدهای سرعت زاویه‌ای و گشتاور کنترلی جدول **۵** [۱۴]، اقدام به پیاده‌سازی و شبیه‌سازی قوانین کنترلی حاصل از معادلات (۳۵) و (۴۲) خواهیم کرد و همچنین بررسی می‌شود که قانون کنترل مقاوم طراحی‌شده اولاً عملکرد مطلوبی در اجرای فرمان داشته باشد؛ و ثانیاً در برابر عدم قطعیت‌های داخلی و خارجی، مقاوم باشد.

جدول (۴): مقادیر پارامترهای انواع کنترل‌کننده (SMC).

بهره کنترلی	(QSMC)	(RQSMC)
c	۴/۵	۴/۵
ε	۰/۳	۰/۳
k	–	۰/۰۷

جدول (۵): قیدهای کنترل‌کننده برحسب مرجع [۱۴]

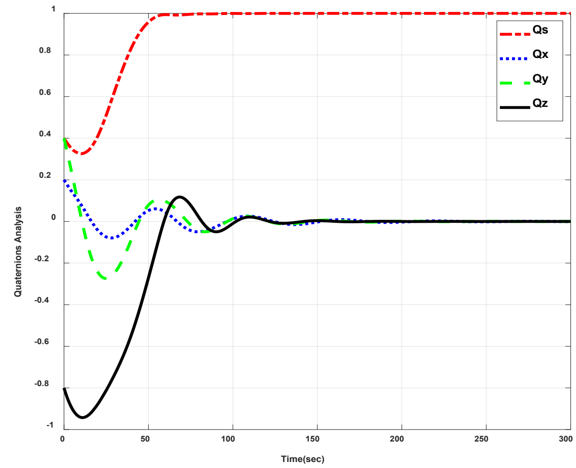
پارامتر	مقدار	واحد
ماکزیمم مقدار مجاز $\lvert\vec{\omega}\rvert$	۲۰	rad/s
ماکزیمم مقدار مجاز $\lvert\vec{u}\rvert$	۰/۵	N.m

۴-۱-کنترل‌کننده مود شبه لغزشی غیر مقاوم

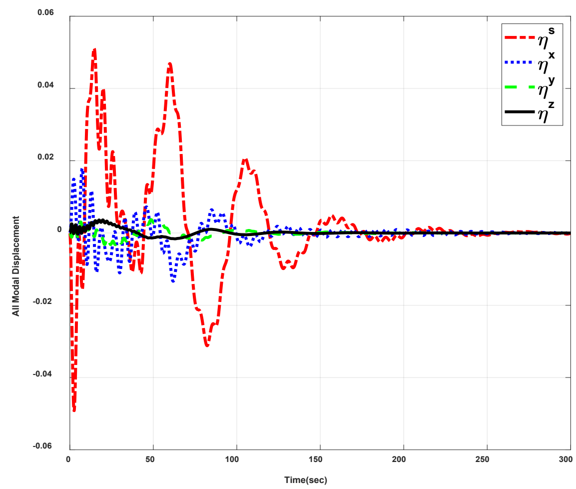
با توجه به قانون کنترلی مود شبه لغزشی (QSMC) بیان‌شده در معادله (۳۵) نمودارهای عملکرد سیستم به فرم شکل **۱** تا شکل **۴** خواهد بود.

[1] Quasi Sliding Mode Control (QSMC)

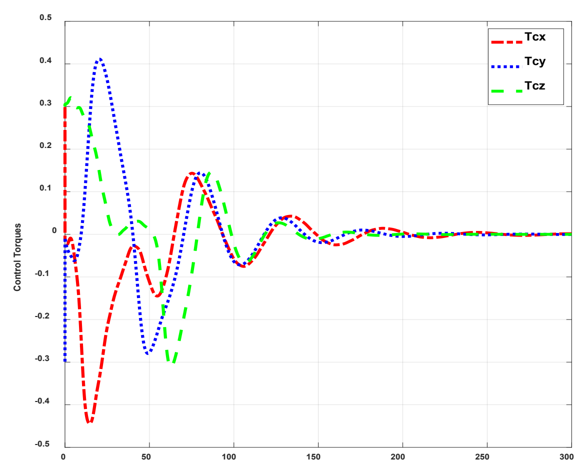
[2] Robust Quasi Sliding Mode Control (RQSMC)



شکل (۱): تغییرات وضعیت با کنترل‌کننده (QSMC).

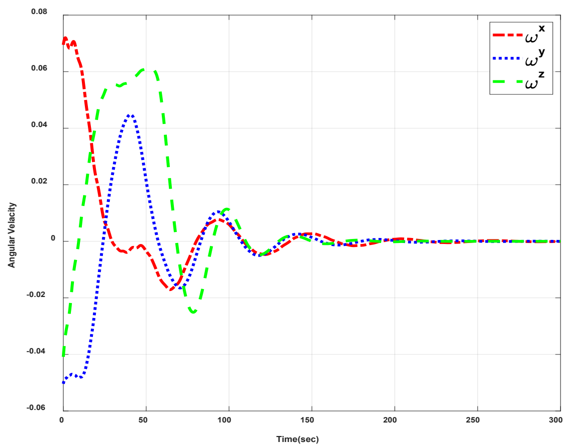


شکل (۲): مختصات مودال با کنترل‌کننده (QSMC).



شکل (۳): گشتاورهای کنترلی با کنترل‌کننده (QSMC).

همان‌طور که در شکل **۱** مشخص است، وضعیت از شرایط اولیه فضاپیما به مقدار فرمان همگرا شده است. مقدار (q_0) نیز در انتهای فرمان، به عدد یک رسیده چراکه نرم کواترنیون در هرلحظه برابر مقدار یک است. شکل **۳** رفتار کنترلر (QSMC) را نمایش می‌دهد. در این حالت پس از تقریباً ۱۲۰ ثانیه سیستم، کنترل‌شده و هیچ گشتاور کنترلی تولید نمی‌شود. حرکت نوسانی حول صفر به علت وجود گشتاور اغتشاشی و حرکت اعوجاجی در طول مانور، ناشی از المان انعطاف‌پذیری می‌باشد. حداکثر گشتاور کنترلی اعمالی به فضاپیمای منعطف نیز برابر ۰/۴ بوده است. تغییرات سرعت زاویه‌ای نیز در شکل **۴** بیان‌شده است که دارای حداکثر مقدار (۰/۰۶۵) رادیان بر ثانیه است.

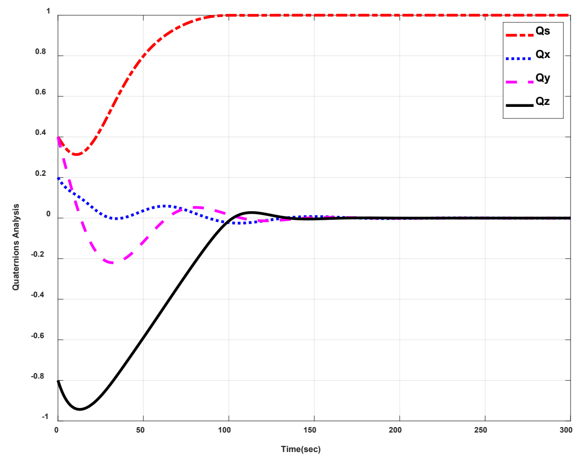


شکل (۴): سرعت‌های زاویه‌ای با کنترل‌کننده (QSMC).

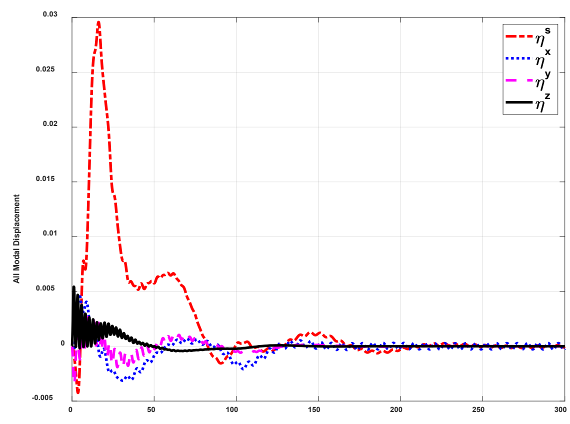
۴-۲- کنترل‌کننده مود شبه لغزشی مقاوم

با توجه به قانون کنترلی مود شبه لغزشی مقاوم (RQSMC) بیان‌شده در معادله (۴۲) نمودارهای عملکرد سیستم به فرم شکل **۵** تا شکل **۹** خواهد بود. با دقت در نمودار وضعیت با منطق کواترنیون شکل **۵**، می‌توان دریافت که در مقایسه باحالت کنترلی (QSMC)، همگرایی به صفر نمایی‌تر شده است. در این حالت زمان رسیدن به‌فرمان حدوداً ۱۰۰ ثانیه و در حالت قبلی حدوداً ۱۲۰ ثانیه بود. دقت اجرای فرمان در این حالت در حدود ۰/۰۰۱ است. وجود اعوجاجات در شکل **۶** حاکی از اعمال اغتشاش تصادفی بر فضاپیمای انعطاف‌پذیر است. چنانچه مشاهده می‌شود ماکزیمم جابجایی مودال، به مقدار ۰/۰۳ رسیده و به نسبت حالت (QSMC) کاهش‌یافته است که این فرایند در زمان ۱۵۰ ثانیه صفر می‌شود. در شکل **۷** اشباع گشتاور کنترلی رخ نداده و المان‌های انعطاف‌پذیری

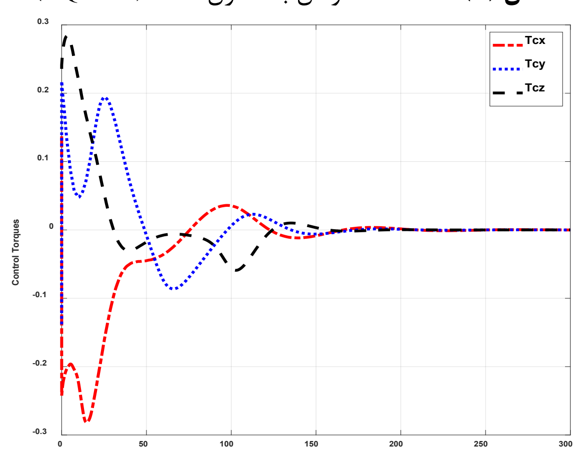
در مدت‌زمان کمتر و با صرف مقدار انرژی کمتری میرا می‌شوند. حداکثر گشتاور اعمالی به سیستم در این حالت برابر ۰/۳ بوده است. در حقیقت با تلاش کنترلی خیلی کمتر و چابکی سریع‌تر، وضعیت مطلوب به‌دست‌آمده است.



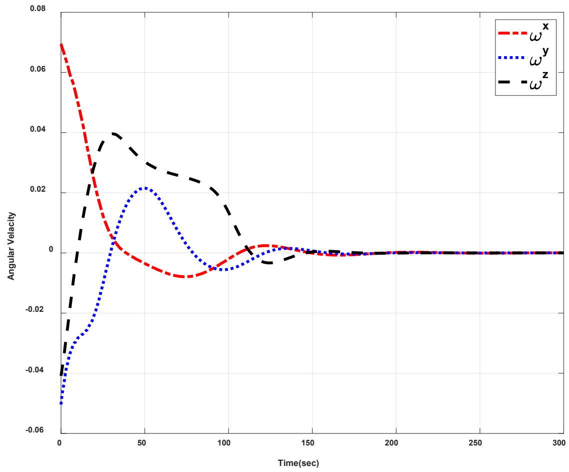
شکل (۵): تغییرات وضعیت با کنترل‌کننده (RQSMC).



شکل (۶): مختصات مودال با کنترل‌کننده (RQSMC).

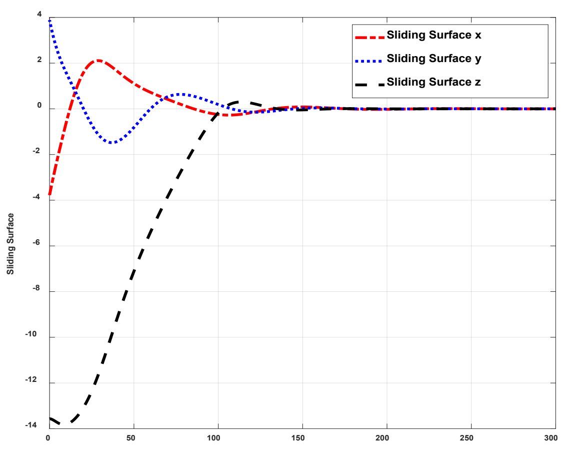


شکل (۷): گشتاورهای کنترلی با کنترل‌کننده (RQSMC).



شکل (۸): سرعت‌های زاویه‌ای با کنترل‌کننده (RQSMC).

جذب شدن به سطح لغزش طراحی‌شده در زمان ۸۰ ثانیه ضمن حفظ حرکت‌نمایی صورت می‌پذیرد که این امر در شکل (۴) بیان‌شده است.



شکل (۹): جاذب بودن سطح لغزش کنترل‌کننده (RQSMC).

نمودار شکل ۸ حاکی از این است که مدت‌زمان مانور و همگرایی کاهش‌یافته است و همچنین حداکثر سرعت زاویه‌ای برابر ۰/۰۷ رادیان بر ثانیه بوده است. نتیجه این کاهش ماکزیمم سرعت زاویه‌ای، کاهش جابجایی الحاقیات انعطاف‌پذیر است.

همان‌طور که پیش‌تر ذکر شد، تئوری کنترل مود لغزشی از دسته کنترل‌های مقاوم است. مزیت اصلی این تئوری، مستقل بودن از اغتشاشات و نامعینی‌ها است، به‌نحوی‌که اغتشاشات و نامعینی‌ها به شیب صفحه لغزش سیستم وابسته است. با بررسی بخش‌های (۴-۱) و (۴-۲) مشاهده می‌شود که تمام

قوانین کنترلی توانسته‌اند اهداف کنترلی مدنظر در جدول ۵ را برآورده سازند؛ اما رسیدن به اهداف کنترلی تنها فاکتور مهم و اساسی نبوده و لازم است تا الگوریتمی برگزیده شود که نسبت به سایر الگوریتم‌ها دارای عملکرد مطلوب‌تری باشد، فلذا در ادامه به تعریف معیارهایی جهت انتخاب الگوریتم بهینه خواهیم پرداخت. بدین منظور معیارهای زیر جهت مقایسه انواع الگوریتم‌های کنترلی دو کنترل‌کننده (QSMC) و (RQSMC) بیان داشته می‌شوند تا الگوریتم کنترلی مطلوب استخراج شود:

۱) قدر مطلق ماکزیمم گشتاور کنترلی برحسب (N·m)

۲) ماکزیمم سرعت زاویه‌ای برحسب (rad/s)

۳) بازه جابه‌جایی مودال برحسب (m)

حاصل ارزیابی و مقایسه این بخش در جدول **۶** برای این دو الگوریتم کنترلی، یعنی کنترل‌کننده (QSMC) و (RQSMC) ارائه‌شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌گردد، عملکرد مطلوب، مربوط به الگوریتم کنترلی مود شبه لغزشی مقاوم (RQSMC) است. لذا به‌منظور بررسی بهتر، معیارهای دیگری افزون بر معیارهای بخش قبل در جدول **۷** بیان می‌شود.

۱) کاهش مصرف انرژی تحت معادله ($\int|u_i|\,dt$) که برحسب (N·m·sec) است.

۲) چابکی سیستم تحت معادله ($\int|\alpha_i|\,dt$) که برحسب (rad·sec) است و مجموع اختلاف‌ها در بازه زمان از وضعیت مطلوب را نشان می‌دهد.

۳) فراجهش/فروجهش هر یک از راستاها برگرفته‌شده از نمودار گشتاور کنترلی هر یک از کنترل‌کننده‌ها که برحسب (N·m) است.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله به پیاده‌سازی رویکرد کنترل مود شبه لغزشی مقاوم برای پایدارسازی دینامیک وضعیت یک فضاپیمای انعطاف‌پذیر پرداخته شد. چالش اصلی در این حوزه، انجام فرامین و مانورهای موردنیاز به‌گونه‌ای است که سرعت‌های زاویه‌ای بدنی از حد تحمل سازه انعطاف‌پذیر خارج نشود و درعین‌حال، عملیات سمت‌گیری وضعیت با دقت و سرعت مناسب و با مصرف انرژی کمینه انجام پذیرد. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان داد، استفاده از یک کنترل‌کننده مود شبه لغزشی مقاوم می‌تواند علیرغم ارضای الزامات مأموریت کنترل وضعیت، دچار پدیده چترینگ نیز نشود. هم‌چنین تحلیل پارامترهای عملکردی مختلف نظیر شاخص مصرف انرژی، شاخص چابکی و فراجهش/فروجهش راستایی نشان داد که این کنترل‌کننده از کارکرد مطلوبی در حین انجام فرامین برخوردار است.

جدول (۶): مقایسه عملکرد انواع کنترل مود شبه لغزشی.

پارامتر	(QSMC)	(RQSMC)
قدر مطلق ماکزیمم گشتاور کنترلی	۰/۴	۰/۳
ماکزیمم سرعت زاویه‌ای	۰/۰۸	۰/۰۶۸
بازه جابه‌جایی مودال	[۰/۰۵- ۰/۰۵]	[۰/۰۰۵- ۰/۰۳]

جدول (۷): بررسی بیشتر مود شبه لغزشی مقاوم.

پارامتر	(RQSMC)
کاهش مصرف انرژی	۲۵/۲۶
چابکی سیستم	۱۷۲/۷
فراجهش/فروجهش راستایی	$[-۰/۲۴\quad ۰/۰۴۳\quad ۰/۰۱۷]$

۶- فهرست علائم

J	ماتریس اینرسی ماهواره(۳×۳)
$\vec{\omega}$	بردار سرعت زاویه ای
C_0	ماتریس کوپلینگ بین بدنه صلب و اجزا انعطاف‌پذیر
η	بردار مختصات جابجایی مودال
$\vec{\eta}$	سرعت جابجایی مودال
u	گشتاور کنترلی
T_d	گشتاور اغتشاشی ناشناخته
$\vec{q}$	بردار کواترنیون وضعیت مطلوب
q_0	بردار کواترنیون وضعیت اولیه
q_s	قسمت اسکالر بردار کواترنیون وضعیت
q_v	قسمت برداری بردار کواترنیون وضعیت
Sign	تابع علامت
φ	زاویه رول

θ	زاویه پیچ
ψ	زاویه یاو
Λ	فرکانس طبیعی پنل
ζ	ضریب میرایی المان‌های انعطاف‌پذیری
ω_0	سرعت زاویه ای مداری
S	سطح لغزش
$F_x\ F_y\ F_z$	شتاب زاویه ای هر راستا
$T_x\ T_y\ T_z$	گشتاورهای تولیدی عملگر هر راستا
$\vec{\omega}_{BI}$	بردار سرعت زاویه ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی
$\vec{\omega}_{BR}$	بردار سرعت زاویه ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع
$\vec{\omega}_{RIB}$	بردار سرعت زاویه ای دستگاه مرجع نسبت به دستگاه اینرسی (بیان شده در دستگاه بدنی)

۷- مراجع

[1] Likins PW, Fleischer GE. Results of flexible spacecraft attitude control studies utilizing hybrid coordinates. Journal of Spacecraft and Rockets. 1971;8(3):264-73.

[2] Wie B, Plescia CT. Attitude stabilization of flexible spacecraft during stationkeeping maneuvers. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1984;7(4):430-6.

[3] Wie B, Lehner JA, Plescia CT. Roll/yaw control of a flexible spacecraft using skewed bias momentumwheels. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1985;8(4):447-53.

[4] Bang H, Ha CK, Kim JH. Flexible spacecraft attitude maneuver by application of sliding mode control. Acta Astronautica. 2005;57(11):841-50.

[5] Guan P, Liu XJ, Liu JZ. Adaptive fuzzy sliding mode control for flexible satellite. Engineering Applications of Artificial Intelligence. 2005;18(4):451-9.

[6] Malekzadeh M. Robust Control of Flexible Spacecraft Considering Actuator Dynamic. Modares Mechanical Engineering. 2015;14(15):225-30.

[7] Malekzadeh M. Quaternion Based Active Control of a Flexible Spacecraft. In The 15th International Conference of the Iranian Aerospace Association. 2016: 5-7.

[8] Xu S, Cui N, Fan Y, Guan Y. Active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver with actuator dynamics. IEEE Access. 2018;6:35327-37.

[9] Rad HK, Salarieh H, Alasty A, Vatankhah R. Boundary control of flexible satellite vibration in planar motion. Journal of Sound and Vibration. 2018;432:549-68.

[10] Hou L, Sun H. Anti-disturbance attitude control of flexible spacecraft with quantized states. Aerospace Science and Technology. 2020;99:105760.

[11] Cheng X, Yuan L, Yi QI, Feng WA, Zhang J. Coordinated attitude control for flexible spacecraft formation with actuator configuration misalignment. Chinese Journal of Aeronautics. 2021;34(3):176-86.

[12] Lee J, Kang DE, Park C. Geometric robust adaptive control for satellite attitude tracking with reaction wheels. Acta Astronautica. 2021;179:238-52.

[13] Li YR, Peng CC. Super-twisting sliding mode control law design for attitude tracking task of a spacecraft via reaction wheels. Mathematical Problems in Engineering. 2021;2021:1-3.

[14] Taei, H., S. Ayati, and S.F. Mousavi, Robust PID Control for Flexible Satellite Considering Dynamics of Thruster Actuator. Journal of Mechanical Engineering, Transactions of ISME 2022;24(3):94-119.

Journal of Aerospace Mechanics/ 2023/ Vol.19/ No.3/ 97-108

Journal of Aerospace Mechanics

DOR: 20.1001.1.26455323.1402.19.3.7.6

Applying Robust Quasi-Sliding Mode Approach for Attitude Control of a Flexible Spacecraft

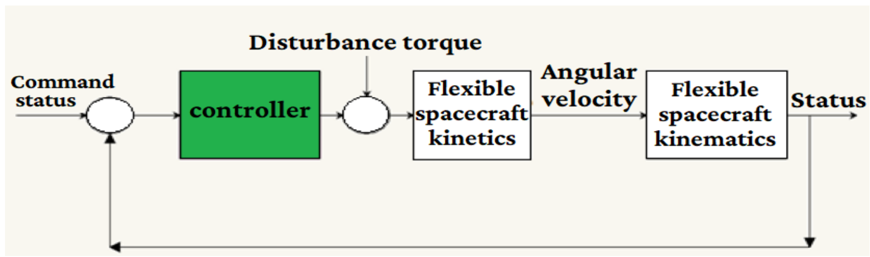
Hojat Taei[1]*, Morteza Moradi[2]

[1] Assistant Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran
[2] M.Sc., Faculty of Mechanical Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

HIGHLIGHTS

- Providing attitude dynamics of flexible spacecraft
- Design of Robust Quasi-Sliding Mode Controller (RQSMC)
- Simulation and investigating results of attitude maneuvers

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:
Article Type: Research paper
Received: 14 January 2023
Received in revised form: 28 January 2023
Accepted: 13 March 2023
Available online: 16 March 2023

*Correspondence:
taei@mut.ac.ir

How to cite this article:
H. Taei, M. Moradi. Applying robust quasi-sliding mode approach for attitude control of a flexible spacecraft. Journal of Aerospace Mechanics. 2023; 19(3):97-108.

Keywords:
Robust Quasi-Sliding Mode Control (RQSMC)
Attitude dynamics and control
Flexible spacecraft

ABSTRACT

Maneuvering and controlling the attitude with the highest accuracy, speed and lowest power consumption has always been one of the challenges in the field of spacecraft control system design. The flexibility of satellites causes a change in the dynamics of the whole system. In this article, the Robust Quasi-Sliding Mode Control (RQSMC) method has been utilized to control the attitude of the flexible spacecraft in the presence of disturbances. Considering the non-linearity of the equations of the flexible spacecraft, the impossibility of modeling this system ideally and the inability of mathematical descriptions to fully explain the movement of this flight system, this article uses the RQSMC method as a suitable idea for the attitude control of the flexible spacecraft. For this purpose, the three-degree-of-freedom model of the flexible spacecraft including different disturbances in each direction under quaternion kinematics will be presented in the dynamic modeling section of this article, and then a RQSMC will be designed that also has the ability to control chattering. The checking of functional parameters such as energy consumption index, agility index and body angular rates constraints showed that this controller has a desirable performance in accurate and fast spacecraft orientation.