



کنترل پرواز آرایش مند فضاپیما با استفاده از کنترل کننده مود لغزشی مبتنی بر مشاهده گر حالت گسترش یافته

محمد افشار^۱، جمال الدین عزیزی بندرآبادی^۲، محسن امیری^۳

m.afshar@damavandpg.co.ir

j.azizi@damavandpg.co.ir

m.amiri@damavandpg.co.ir

چکیده

در این مقاله برای کنترل حرکت نسبی در پرواز آرایشی فضاپیما، یک کنترل کننده مود لغزشی مبتنی بر مشاهده گر حالت گسترش یافته طراحی می شود. این کنترل کننده بر اساس معادلات خطی حرکت نسبی در مدار دایروی طراحی شده و روی سیستم غیرخطی که تحت اغتشاش خارجی است، اعمال می گردد. در ابتدا کنترل کننده مود لغزشی طراحی و سپس برای مقاوم سازی آن روش کنترلی مود لغزشی مشاهده گر بهره بالا به کار گرفته شده است. در این مقاله فرض می شود که فضاپیماها در مدارات پایین زمین حرکت می کنند و اغتشاشات حاصل از عدم کرویت زمین (J_2) و درگ اتمسفری به عنوان اغتشاشات خارجی لحاظ می گردد. پایداری سیستم حلقه بسته توسط روس دوم لیاپانوف اثبات شده و عملکرد کنترل کننده مود لغزشی مشاهده گر با کنترل کننده مود لغزشی معمولی مقایسه می شود. نتایج حاصل از شبیه سازی عملکرد موثر کنترل کننده پیشنهادی را نشان می دهد.

کلمات کلیدی: حرکت آرایش مند فضاپیما، حرکت نسبی، کنترل مود لغزشی مبتنی بر مشاهده گر

۱- مقدمه

تحقیقات پیرامون پرواز آرایشی فضاپیماها برای انجام مأموریت های فضایی که زمانی با استفاده از یک فضاپیمای بزرگ و به تنهایی صورت می گرفت به شکل فزاینده ای در حال افزایش است. امروزه و پس از سال ها تحقیق و انجام تعداد زیادی مأموریت های فضایی به این نتیجه رسیده اند که استفاده از پرواز آرایشی در مأموریت های فضایی باعث کاهش هزینه های جاری، افزایش ضریب اطمینان انجام مأموریت و بالا رفتن انعطاف پذیری در مأموریت محوله می شود. از جمله کاربردهای حرکت حرکت آرایشی فضاپیماها می توان به زمسن سنجی، تصویربرداری و اکتشاف در عمق فضا و تعمیر و جایگزینی فضاپیماها در مدار اشاره کرد. [۱] متداول ترین روش در اجرای حرکت آرایشی، روش رهبر/پیرو است. در این روش یک فضاپیما در نقش رهبر به عنوان یک مدار مرجع کنترل می شود و بقیه فضاپیماها در نقش پیرو، موقعیت خود را نسبت به فضاپیمای رهبر تنظیم کرده و مسیر نسبی مطلوب را دنبال می کنند. [۲] اجرای عملی حرکت آرایشی بستگی کامل به کنترل فضاپیماهای آرایش دارد تا این که هر فضاپیما در مسیر مطلوب تعریف شده حرکت کند. در حالت کلی حرکت آرایشی فضاپیماها شامل دو بخش اصلی هدایت و کنترل است. در بخش هدایت، مسیر مرجع مطلوب برای حرکت هر کدام از فضاپیماها طراحی می شود. [۳ و ۴] در بخش کنترل، هدف طراحی کنترل کننده مناسب برای تعقیب مسیر طراحی شده در مرحله هدایت است. اغتشاشات حاصل از

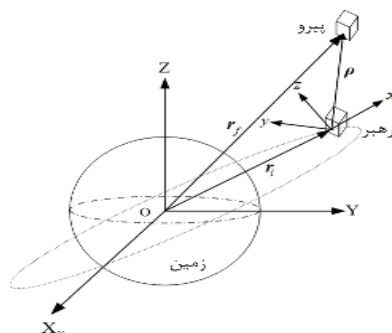


اثر عدم کرویت زمین، درگ اتمسفری، تشعشعات خورشیدی و گرانش اجسام آسمانی دیگر، اغتشاشات غالب بر روی حرکت فضاپیما در مدار هستند. [۵] در این تحقیق فقط بر روی کنترل حرکت پرواز آرایشی فضاپیما تمرکز می‌شود. کنترل‌کننده‌های مختلفی برای کنترل پرواز آرایشی فضاپیما ارائه شده است. در اینجا به چند نمونه از کنترل‌کننده‌های مود لغزشی اشاره می‌شود. مسی و همکاران [۶] با طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی پیوسته، خطای تعقیب را کاهش دادند. ایشان از روش‌های مختلف مود لغزشی از جمله مود لغزشی معمولی، رویگر اغتشاش، مرتبه بالا، مود لغزشی انتگرالی را باهم مقایسه کردند. هیو و همکاران [۷] یک کنترل‌کننده مود لغزشی بر اساس مدل غیرخطی حرکت نسبی طراحی کردند و از آن برای کنترل فضاپیماهای رهبر و پیرو در مدار پایین‌زمین استفاده کردند. در تحقیق دیگری [۸] کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینالی را طراحی کردند که در حالی که سوخت مصرفی را کم می‌کردند تعقیب مسیر مطلوب و تغییر آرایش را نیز به‌خوبی انجام می‌داد. وانگ و همکاران [۹] نیز از روش مود لغزشی برای کنترل حرکت نسبی و سمت فضاپیما در آرایش استفاده کردند. آن‌ها برای مقابله با خطای مدل‌سازی و اغتشاش خارجی از کنترل‌کننده تطبیقی و شبکه عصبی استفاده کردند. بو و همکاران [۱۰] برای داشتن یک بالانس بهینه بین سرعت همگرایی کمیت لغزش و مصرف سوخت از شبکه عصبی استفاده کردند و پارامترهای قانون رسیدن نامی کنترل‌کننده مود لغزشی را ارتقا دادند.

تمامی مطالعات و پژوهش‌های انجام‌شده با مضمون پرواز آرایشی فضاپیماها، هدف و مقصود اصلی بدست آوردن راهکاری در راستای بهینه نمودن مراحل عملیات بوده به‌گونه‌ای که هزینه‌ها و مدت‌زمان انجام آن را تحت‌الشعاع قرار دهد. مطالعات پیرامون این هدف بیشتر در قالب بهینه نمودن پارامترهای مسیر حرکت پروازی با در نظر گرفتن شرایط مداری تحت روش‌های کنترلی یا راهکار تقریبی مختلف صورت پذیرفته است. در این مقاله، یک کنترلر مود لغزشی مبتنی بر مشاهده‌گر بهره بالا طراحی شده است. فرض می‌شود که آرایش در مدار پایین زمین حرکت می‌کند و اغتشاشات 2ج و درگ اتمسفری بر آن اثر می‌گذارد. پایداری سیستم حلقه بسته توسط روش دوم لیاپانوف تضمین شده و عملکرد کنترلر پیشنهادی برای تعقیب مسیر مطلوب با کنترل مود لغزشی معمولی مقایسه می‌شود. نتایج حاصله عملکرد موثر این کنترلر را نشان می‌دهد.

۲- مدل سیستم

در این بخش، مدل دینامیکی حرکت نسبی تعیین شده است. فرض می‌شود که فضاپیمای رهبر در یک مدار دایروی حرکت می‌کند و فضاپیمای پیرو باید در مسیر مطلوب نسبت به رهبر کنترل شود. فضاپیماها به صورت جرم نقطه‌ای در نظر گرفته می‌شوند. تصویر شماتیک از حرکت آرایشی در شکل (۱) آورده شده است. در این شکل $C_1 = \{x, y, z\}$ دستگاه مختصات اینرسی است و r_1 و r_1^T به ترتیب مکان فضاپیماهای رهبر و پیرو در دستگاه اینرسی هستند. دستگاه $C_2 = \{x, y, z\}$ یک دستگاه متحرک است که بر روی مرکز جرم فضاپیمای رهبر قرار گرفته است. در این دستگاه X در جهت بردار $r_1(t)$ ، Y در جهت بردار سرعت و عمود بر X و Z عمود بر X و Y است.



شکل ۱- تصویر شماتیک حرکت آرایشی فضاپیما

دینامیک نسبی غیرخطی پیرو در دستگاه C_2 عبارت است از [۱]:

$$\ddot{\rho} + C(\omega_1)\dot{\rho} + N(\rho, \omega_1, r_1) = D + u_f \quad (1)$$

که در این رابطه، ω_1 سرعت زاویه‌ای مداری رهبر بوده و برابر است با:

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1^3}} \quad (2)$$

که در آن $r_1 = \|r_1\|$ ، $\mu = 398600 \text{ km}^3/\text{s}^2$ ثابت گرانش زمین، $D = [D_1, D_2, D_3]^T$ اغتشاش نسبی مربوط به فضاپیما پیرو و $u = [u_x, u_y, u_z]^T$ بردار کنترلی پیرو و $\rho(t) = [x(t), y(t), z(t)]^T$ هم بردار مکان فضاپیما پیرو نسبت به رهبر در دستگاه C_2 است. مقدار $C(\omega_1)$ به صورت زیر می‌باشد:

$$C(\omega_1) = 2\omega_1 \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

و همچنین داریم:

$$N(\rho, \omega_1, r_1) = \begin{bmatrix} \mu \left(\frac{x+r_1}{\left[(r_1+x)^2 + y^2 + z^2 \right]^{3/2}} - \frac{1}{r_1^2} \right) - \omega_1^2 x \\ \mu \frac{y}{\left[(r_1+x)^2 + y^2 + z^2 \right]^{3/2}} - \omega_1^2 y \\ \mu \frac{z}{\left[(r_1+x)^2 + y^2 + z^2 \right]^{3/2}} \end{bmatrix} \quad (4)$$

با خطی‌سازی ترم‌های غیرخطی رابطه (۴) می‌توان معادلات خطی حرکت نسبی برای مدار مرجع دایروی که با عنوان معادلات هیل شناخته می‌شوند را تعیین کرد:



$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\omega_l \dot{y} - 3\omega_l^2 x &= d_1 + u_x \\ \ddot{y} + 2\omega_l \dot{x} &= d_2 + u_y \\ \ddot{z} + \omega_l z &= d_3 + u_z \end{aligned} \quad (5)$$

۳- کنترل مود لغزشی

در این بخش، طراحی کنترل کننده مود لغزشی بر اساس مدل غیرخطی (۱) نشان داده می شود. [۸] روش کنترل مود لغزشی شامل دو مرحله است. مرحله اول انتخاب سطح لغزش مناسب و دیگری طراحی قانون کنترلی مناسب برای آن که حالت سیستم بر روی سطح لغزش مذکور بلغزد. در این مقاله اغتشاشات درگ اتمسفری و اثر عدم کرویت زمین (J2) در نظر گرفته شده است. این اغتشاشات کراندار هستند. بنابراین برای $D = [D_1, D_2, D_3]^T$ در رابطه (۱) خواهیم داشت:

$$|D_i| \leq F_i \quad i=1,2,3 \quad (6)$$

برای این منظور می توان $F_i = 10^{-4} m/s^2$ را در نظر گرفت. [۷و۴] برای طراحی کنترل کننده مود لغزشی، سطح لغزش به صورت زیر در نظر گرفته می شود:

$$s = e + \lambda e \quad (7)$$

که در آن $e = \rho - \rho_d$ و $\dot{e} = \dot{\rho} - \dot{\rho}_d$ می باشد که در آن ρ_d مسیر حرکت و $\dot{\rho}_d$ سرعت مطلوب برای تعقیب کردن هستند. همچنین $s = [s_1, s_2, s_3]^T$ و $\lambda = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ به ترتیب سطح لغزش و شیب سطح لغزش می باشند.

$$s = \left(\dot{\rho} - \dot{\rho}_d \right) + \lambda \left(\rho - \rho_d \right) = 0 \quad (8)$$

با جایگذاری رابطه (۱) و بدون احتساب اغتشاش در رابطه (۸)، ورودی معادلا به صورت زیر بدست می آید:

$$u_{eff} = C(\cdot) \dot{\rho} + N(\cdot) + \dot{\rho} - \lambda \left(\rho - \rho_d \right) \quad (9)$$

به منظور تضمین پایداری، ورودی کنترلی به صورت زیر تغییر می کند:

$$u_f = C(\cdot) \dot{\rho} + N(\cdot) + \dot{\rho} - \lambda \left(\rho - \rho_d \right) - k \text{sgn}(s) \quad (10)$$

که $k = \text{diag}(k_1, k_2, k_3)$ و بر اساس میزان اغتشاش و عدم قطعیت و زمان رسیدن به سطح لغزش تعیین می شود و $\text{sgn}(s)$ یک ماتریس ستونی از توابع علامت می باشد:

$$\text{sgn}(s) = [\text{sgn}(s_1), \text{sgn}(s_2), \text{sgn}(s_3)]^T \quad (11)$$

برای بررسی پایداری از روش لیاپانوف استفاده شده است. تابع لیاپانوف به صورت $V = \frac{1}{2} s^T s$ انتخاب می شود و K_i ها چنان

تعیین می شوند که $\dot{V} < 0$ شود.

$$\dot{V} = s^T \dot{s} \quad (12)$$

پس از جایگذاری و ساده سازی خواهیم داشت:



$$\dot{V} = s^T [D - k \operatorname{sgn}(s)] \leq \sum_{i=1}^3 |s_i| (F_i - k_i) \quad (13)$$

کافی است $k_i > F_i$ انتخاب شود تا سیستم حلقه بسته پایدار مجانبی شود. برای از بین بردن چترینگ توابع علامت را با توابع $\operatorname{sat}(s)$ جایگزین می‌کنیم. در این صورت کنترل‌کننده به صورت زیر در می‌آید:

$$u_f = C^{-1}(\rho + N(\rho) + \rho - \lambda(\rho - \rho_d)) - k \operatorname{sat}(s, \varepsilon) \quad (14)$$

که در آن $\operatorname{sat}(s, \varepsilon) = [\operatorname{sat}(s_1, \varepsilon), \operatorname{sat}(s_2, \varepsilon), \operatorname{sat}(s_3, \varepsilon)]^T$ و تابع اشباع عبارت است از:

$$\operatorname{sat}(s_i, \varepsilon) = \begin{cases} s_i / \varepsilon & |s_i| \leq \varepsilon \\ \operatorname{sgn}(s_i) & |s_i| \geq \varepsilon \end{cases} \quad (15)$$

که در آن ε لایه مرزی می‌باشد.

۴- کنترل مود لغزشی مبتنی بر مشاهده گر حالت گسترش یافته

ساختار $\dot{\theta} = bu(t) + f(t)$ را در نظر می‌گیریم که در آن θ و $\dot{\theta}$ به ترتیب سیگنال موقعیت و سیگنال سرعت می‌باشند. برای سادگی کار $x_1 = \theta$ و $x_2 = \dot{\theta}$ ، خواهیم داشت [۱۱]:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= f(t) + bu(t) \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

مشاهده گر طراحی شده به صورت زیر در می‌آید:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}}_1 &= \hat{x}_2 - \frac{k_1}{\varepsilon} (\hat{x}_1 - \theta) \\ \dot{\hat{x}}_2 &= -\frac{k_2}{\varepsilon^2} (\hat{x}_1 - \theta) \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

در اینجا r را به عنوان خط سیر و در نتیجه $e_1 = x_1 - r$ و $e_2 = x_2 - \dot{r}$ در نظر می‌گیریم. خطای سیستم به صورت زیر می‌شود:

$$\left. \begin{aligned} \dot{e}_1 &= e_2 \\ \dot{e}_2 &= f(t) - \dot{r} + bu(t) \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

متغیر سطح لغزش را به صورت $s = e_2 + ce_1$ و در نتیجه متغیر سطح لغزش مشاهده گر را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$\hat{s} = \hat{e}_2 + c\hat{e}_1 \quad (19)$$

که در آن مقادیر $\hat{e}_1 = \hat{x}_1 - r$ و $\hat{e}_2 = \hat{x}_2 - \dot{r}$ تعیین شده‌اند. بنابراین خواهیم داشت:



$$\dot{s} = \dot{e}_2 + c \dot{e}_1 = f(t) - r + bu(t) + ce_2 \quad (20)$$

همانند قسمت قبل تابع لیاپانوف را به صورت $V = \frac{1}{2}s^2$ در نظر می‌گیریم. خواهیم داشت:

$$\dot{V} = s \dot{s} = s \left(f(t) - r + bu(t) + ce_2 \right) \quad (21)$$

کنترل‌کننده را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$u = \frac{1}{b} \left(r - ce_2 - l \operatorname{sgn}(s) \right) \quad l > l_f > 0 \quad (22)$$

در این صورت با جایگذاری و ساده‌سازی خواهیم داشت:

$$\dot{V} = s \left(f(t) - r + b \frac{1}{b} \left(r - ce_2 - l \operatorname{sgn}(s) \right) + ce_2 \right) \quad (23)$$

$$\leq -l |s| + (l_f + c |x_2 - \hat{x}_2|) |s| + |s - s^*| (l + l_f + c |x_2 - \hat{x}_2|)$$

با توجه به همگرایی مشاهده‌گر توسعه‌یافته، خواهیم داشت: $|s - s^*|$ و $|x_2 - \hat{x}_2|$ که هر دو آن‌ها محدود و به اندازه کافی

کوچک هستند، بنابراین رابطه $|s - s^*| (l + l_f + c |x_2 - \hat{x}_2|) < 0$ پس خواهیم داشت:

در شبیه‌سازی از مدل غیرخطی (۱) استفاده می‌شود. برای کنترل نیز فرض می‌شود، مکان نسبی ρ و سرعت نسبی ρ قابل اندازه‌گیری و در دسترس هستند. اغتشاش خارجی J_2 در چارچوب اینرسی عبارت است از [۵]:

$$D_{J_2} = \frac{\mu J_2 R_e^2}{2} \begin{bmatrix} \frac{15Z^2 X}{\|r\|^7} - \frac{3X}{\|r\|^5} \\ \frac{15Z \dot{Y}}{\|r\|^7} - \frac{3\dot{Y}}{\|r\|^5} \\ \frac{15Z^3}{\|r\|^7} - \frac{9Z}{\|r\|^5} \end{bmatrix} \quad (24)$$

که در این رابطه $J_2 = 0.0010826$ و $R_e = 6378.137k$ شعاع زمین است. در آرایش دایروی فضاپیما پیرو در یک مسیر دایروی به دور رهبر می‌چرخد و فاصله آن تا فضاپیمای رهبر همواره ثابت است. این آرایش دو ویژگی قابل توجه دارد، یکی ثابت بودن فاصله فضاپیمای پیرو نسبت به رهبر و دیگر آن‌که پیرو یک حرکت نسبی دو بعدی در دستگاه مربوطه دارد. پارامترهای کنترل‌کننده مود لغزشی مبتنی بر مشاهده‌گر به صورت زیر در نظر گرفته می‌شوند:

$$\begin{aligned} c &= 0.01 \\ k_1 &= 3 \\ \varepsilon &= 500 \\ k_2 &= 2 \\ b &= 10000 \end{aligned} \quad (25)$$

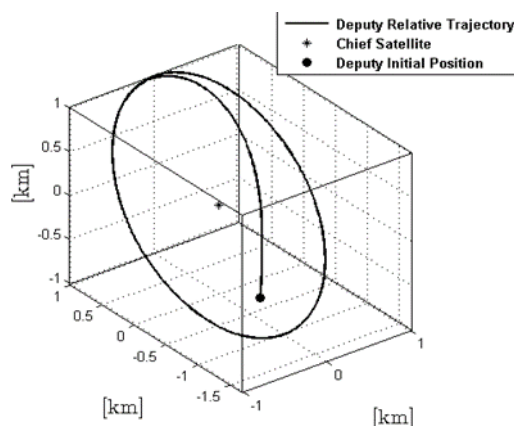
شکل شماره (۲) یک تصویر سه بعدی از حرکت پیرو نسبت به رهبر را با استفاده از کنترل‌کننده مود لغزشی مبتنی بر مشاهده‌گر بهره بالا نشان می‌دهد. عملکرد کنترل‌کننده‌های مود لغزشی معمولی (۱۴) و مود لغزشی مبتنی بر مشاهده‌گر حالت گسترش‌یافته (۲۲) در کاهش خطای تعقیب مسیر در طی یک دوره، در شکل شماره (۳) نشان داده شده است. همان‌طور که از این شکل مشخص است کنترل‌کننده مود لغزشی مبتنی بر مشاهده‌گر حالت گسترش‌یافته مسیر مطلوب را سریع‌تر



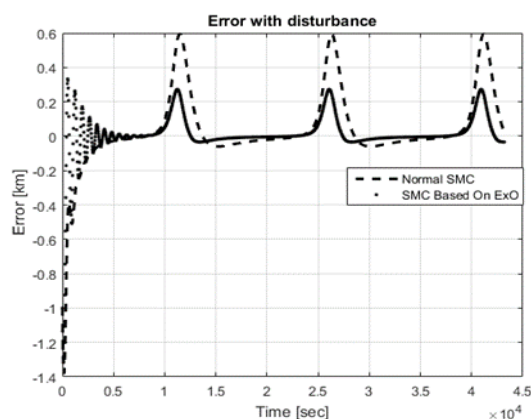
و دقیق تر از کنترل کننده مود لغزشی معمولی در حضور اغتشاش خارجی دنبال می کند. همچنین در شکل (۴) ورودی های - کنترلی هر دو کنترل کننده مورد نظر آورده شده است که نشان دهنده بهبود ورودی کنترلی در حضور کنترل کننده مود لغزشی مبتنی بر مشاهده گر حالت گسترش یافته می باشد. در شکل (۵) نیز سطح لغزش دو کنترل کننده آورده شده است که نمایانگر بهبود و کاهش سطح لغزش در کنترل کننده مود لغزشی مبتنی بر مشاهده گر حالت گسترش یافته می باشد. در جدول (۱) عملکرد دو کنترل کننده با یکدیگر مقایسه شده است.

جدول شماره ۱- مقایسه عملکرد دو کنترل کننده

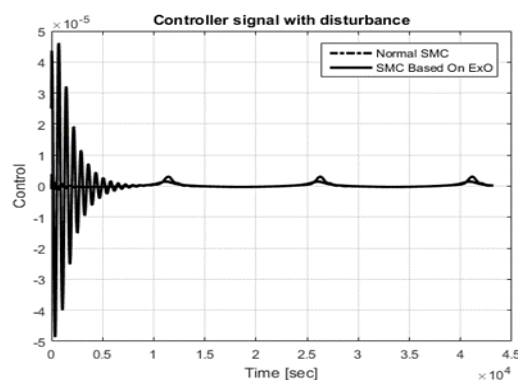
کنترل کننده	خطای ردیابی	سطح لغزش
مود لغزشی معمولی	۰/۶	$-۰,۰۰۰۶ < s < ۰,۰۰۰۴$
مود لغزشی مبتنی بر مشاهده گر حالت گسترش یافته	۰/۰۱	$-۰,۰۰۰۰۸ < s < ۰,۰۰۰۰۳$



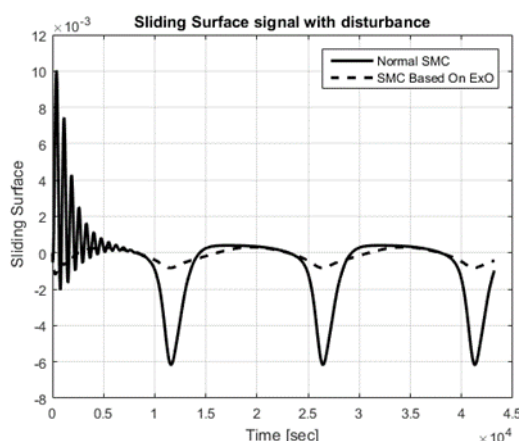
شکل ۲- یک تصویر سه بعدی از حرکت پیرو نسبت به رهبر را با استفاده از کنترل کننده مود لغزشی مبتنی بر مشاهده گر حالت گسترش یافته



شکل ۳- خطای تعقیب مسیر با استفاده از کنترل کننده های مود لغزشی معمولی و مود لغزشی مبتنی بر مشاهده گر حالت گسترش یافته



شکل ۴- ورودی‌های کنترلی فضاپیمای پیرو توسط کنترل‌کننده‌های مود لغزشی معمولی و مود لغزشی مبتنی بر مشاهده‌گر حالت گسترش یافته



شکل ۵- سطح لغزش کنترل‌کننده‌های مود لغزشی معمولی و مود لغزشی مبتنی بر مشاهده‌گر حالت گسترش یافته

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله مسئله کنترل پرواز آرایشی فضاپیما مدنظر قرار گرفت و یک کنترل‌کننده مود لغزشی مبتنی بر مشاهده‌گر بهره بالا برای کنترل حرکت نسبی طراحی گردید. این کنترل‌کننده بر اساس مدل خطی حرکت نسبی در مدار دایروی طراحی و برای سیستم خطی و تحت اغتشاش خارجی اجرا گردید. پایداری سیستم حلقه بسته بر اساس روش دوم لیپانوف اثبات شد و اغتشاش حاصل از عدم کرویت زمین و درگ اتمسفری لحاظ شد. نتایج اعمال این کنترل‌کننده در تعقیب آرایش مطلوب و همچنین میزان سطح لغزش با کنترل‌کننده مود لغزشی معمولی مقایسه شد. نتایج شبیه‌سازی، عملکرد بهتری و مقاوم‌تر کنترل‌کننده پیشنهادی را در تعقیب مسیر و سطح لغزش نشان می‌دهد.

تشکر و قدردانی

در خاتمه لازم می‌دارم از زحمات، راهنمایی و رهنمودهای بی‌دریغ استاد بزرگوار، جناب آقای دکتر علیرضا طلوعی که در انجام این مقاله ما را یاری کردند کمال تشکر و قدردانی را داشته باشم.



مراجع

1. Kristiansen, R. and Nicklasson, P. J., Spacecraft Formation Flying : a Review and New Results on State Feedback Control. *Acta Astronautica*, Vol . 65, Issues 11-12, 2009, pp .1537-1552
2. Alfriend, K. T. and et al., *Spacecraft Formation Flying Dynamics, Control and Navigation*, First Edition Elsevier, Astrodynamics Series, 2010
3. Carter, T., Clohessy-Wiltshire Equations Modified to Include Quadratic Drag. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol 25, No. 6, 2002, pp. 1058-1063
4. Schaub, H . and Alfriend, K. T. J2-Invariant Relative Orbits for Spacecraft Formations. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, Vol 79, Issue2, 2001, pp. 77-95
5. Schaub , H. and Junkins, J. L., *Analytical Mechanics of Space Systems*, AIAA Education Series, 2003
6. Massey, T. and Shtessel, Y. Continuous Traditional and High-order Sliding Modes for satellite Formation Control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 4 2005, pp. 826-831
7. Hui, L Jungfeng, L and Baoying.H. Sliding mode Control for Low-thrust Earth-orbiting Spacecraft Formation Maneuvering. *Aerospace Science and Technology*, Vol 10, No. 7 , 2006, pp 636-643
8. Hui, L. and Li,J. Terminal Sliding Mode Control for Spacecraft Formation Flying. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 45 , No. 3, 2009 pp 835 – 846
9. Wang, Z., and Zhang, Y. Desing and Varification of a Robust Formation Keeping Controller. *Acta Astronautica*, Vol. 61, Issue 7-8, 2007, pp. 565-574
10. Bo, X. and Gao Y., Sliding Mode Control of Space Robot Formation Flying. *Proceedings of the 4th International Conference on Autonomous Robots and Agents*, Wellington, New Zealand, Feb, 2009, pp. 561-565
11. J. Liu et al., *Advanced Sliding Mode Control For Mechanical Systems*. Tsinghua University Press, Beijing and Spinger- Verlag Berlin Heidelberg 2012
12. Srinivas R. Vadali, Kyle T. Alfriend, Uri P. Desai. Satellite formation design in orbits of high eccentricity with performance constraints specified over a region of interest: MMS phase II. *Acta Astronautica* Vol. 82, 2013, pp. 16–24

Spacecraft Formation Flying Control With Sliding mode Control based On Extended State Observer

1. *m.afshar@damavandpg.co.ir*

2. *toloei@sbu.ac.ir*

3. *j.azizi@damavandpg.co.ir*

4. *m.amiri@damavandpg.co.ir*

Abstract

In this paper to control of spacecraft formation flying, a sliding mode controller is designed based on extended state observer. This controller is designed based on linear equations of relative motion and on non-linear system under external perturbation is applied. Firstly sliding mode controller is designed and then for robust, sliding mode control based on extended state observer is employed. In this paper it is assumed that spacecrafts motions in low earth orbit and disturbances of non-sphericity of the Earth(J_2) and atmospheric drag can be considered as external disturbances. Closed-loop system stability and performance proven by Lyapunov second method and sliding mode control based on extended state observer function compared with normal sliding mode control. The results of the simulation shows the effectiveness of the proposed controller.

Key Words: Spacecraft Formation Flying, Relative Motion, Sliding Mode Control Based On Observer