

کنترل وضعیت فضاپیما با استفاده از کنترل تطبیقی L_1 در حضور عدم قطعیت و اغتشاش

محمد نوابی^{۱*} و حسین قنبری^۲

۱ و ۲- دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران

*تهران، کدپستی: ۱۹۸۳۹۶۹۴۱۱

m_navabi@sbu.ac.ir

در این مقاله به شبیه‌سازی کنترل وضعیت فضاپیما در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات پرداخته شده است. دسترسی به مانور سریع در فضاپیماها کاهش دقت را به همراه دارد. از این رو، برای افزایش دقت در مانور سریع فضاپیما و مقاومت در برابر نامعنی‌ها کنترل تطبیقی L_1 پیشنهاد شده است. این کنترلر به دلیل قابلیت تطبیق سریع و مقاومت در برابر نامعنی‌ها به صورت هم‌زمان، قابلیت استفاده در کنترل وضعیت فضاپیما را دارد. برای نشان دادن عملکرد این کنترلر، در این مقاله کنترل تطبیقی L_1 با مدل مرجع مقایسه شده است. دینامیک سیستم چند ورودی- چند خروجی می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی عملکرد مطلوب کنترلر L_1 را نشان می‌دهند.

واژه‌های کلیدی: کنترل تطبیقی L_1 ، عدم قطعیت، اغتشاش، فضاپیما

علائم و اختصارات

ω_0	سرعت زاویه مداری
ix, iy, iz	ممان‌های اینرسی
A, B	ماتریس‌های فضای حالت
T_C	گشتاورهای کنترلی
T_D	گشتاورهای اغتشاشی
x_m	حالت سیستم مدل مرجع
A_m	ماتریس هرویتز
r	فرمان مرجع
y_m	خروجی مرجع
K	بهره پیش‌خور سیستم

مقدمه

امروزه بررسی دینامیک وضعیت فضاپیما در اجرای مانورها و دقت لازم در طول اجرای فرامین مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته

است. از طرفی دیگر، عدم قطعیت‌های موجود در سیستم به همراه الزام به مانور سریع باعث ایجاد عدم دقت در مانورها در طی مأموریت می‌شود. تاکنون کنترلرهای مختلفی برای حل این مسئله طراحی شده‌اند. اما، هر کدام از کنترلرها در صورت برخورد با عدم قطعیت‌ها یا سرعت تطبیق را از دست می‌دهند و یا از مقاومت سیستم کاسته می‌شود. کنترل تطبیقی یکی از روش‌هایی است که می‌تواند پاسخگوی حل این مسئله باشد [۱]. برای مثال، مرجع [۲] به بررسی دینامیک وضعیت ماهواره در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاش‌ها پرداخته است. در این مقاله دینامیک وضعیت ماهواره از کنترلر مود لغزشی استفاده شده است. اغتشاشات در نظر گرفته شده در ورودی فرمان کنترلی و عدم قطعیت نیز در ماتریس اینرسی می‌باشد. نوآوری این مقاله ترکیب مشاهده‌گر حالت و کنترلر مود لغزشی برای دسترسی به دقت بیشتر جهت کنترل وضعیت می‌باشد. نتایج نشان‌دهنده توانایی این روش در بالا بردن دقت و سرعت در تعقیب کنترل وضعیت می‌باشد. در مرجع [۳] به بررسی و مدل‌سازی دینامیک

و L_1 و در نهایت در بخش چهارم به جمع‌بندی و نتیجه‌گیری پرداخته شده است.

دینامیک معادلات فضاپیما

در این قسمت در ابتدا به استخراج معادلات فضاپیما در حضور گرادیان‌های جاذبه در حالت خطی پرداخته می‌شود. دینامیک سیستم چند ورودی-چند خروجی و معادلات به فرم کوپل هستند. معادلات (۱) را در نظر بگیرید [۱۱].

$$\begin{aligned} T_{cx} + T_{dx} &= I_x \ddot{\phi} + 4\omega_0^2(I_y - I_z)\phi - \omega_0(I_x - I_z)\dot{\psi} \\ T_{cz} + T_{dz} &= I_x \ddot{\psi} + \omega_0^2(I_y - I_x)\psi + \omega_0(I_z + I_x - I_y)\dot{\phi} \end{aligned} \quad (1)$$

$$T_{cy} + T_{dy} = I_x \ddot{\theta} + 3\omega_0^2(I_x - I_z)\theta$$

با جایگذاری معادلات کاهش مرتبه در معادلات (۱) فرم فضای

حالت به صورت معادله (۲) تبدیل می‌شود.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (2)$$

که در معادله (۲) ضرایب A و B به فرم معادلات (۳) و (۴) می‌باشند.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -4\omega_0^2(I_y - I_z) & 0 & 0 & 0 & \omega_0(I_x - I_z - I_z) & 0 \\ I_x & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 3\omega_0^2(I_x - I_z) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_0^2(I_y - I_x) & \omega_0(I_z + I_x - I_y) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_z & 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ T_{cx}/I_x & 0 & 0 \\ 0 & T_{cy}/I_y & 0 \\ 0 & 0 & T_{cz}/I_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

در معادلات فوق ω_0 سرعت زاویه مداری، I_x ، I_y و I_z ممان‌های اینرسی، A و B ماتریس‌های فضای حالت و T_C و T_D به ترتیب گشتاورهای کنترلی و اغتشاشی می‌باشند. همان‌طور که مشاهده شده است فرمان‌های کنترلی به نرخ زوایای معادلات دینامیک وضعیت وارد می‌شوند. بعد از استخراج معادلات فضای حالت فضاپیما، کنترل دینامیک وضعیت فضاپیما در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات بررسی می‌شود. در مرحله اول به مدل‌سازی و طراحی کنترل تطبیقی مدل مرجع و سپس به کنترل تطبیقی L_1 پرداخته می‌شود.

وضعیت ماهواره در حضور میدان مغناطیسی زمین پرداخته شده است. نتایج نشان‌دهنده عملکرد مناسب این مدل‌سازی در دینامیک وضعیت می‌باشد. در مرجع [۴] به بررسی عملگرهای کنترلی ممان ژيروسکوپ‌آ جهت کنترل وضعیت ماهواره پرداخته است. عملگر در معرض عدم قطعیت و اغتشاشات خارجی مدل نشده قرار گرفته است. در این مقاله به کمک شبکه عصبی به کنترل دینامیک سیستم غیرخطی پرداخته است. نوآوری این مقاله توسعه و طراحی تابع لیاپانوف می‌باشد که یک همگرایی نمایی به یک محدوده بسیار کوچک را دارد. نتایج نشان‌دهنده عملکرد مناسب این کنترل می‌باشد. در مرجع [۵] به بررسی تعقیب وضعیت فضاپیما به کمک کنترل تطبیقی پرداخته شده است. اغتشاشات خارجی در این سیستم نامعلوم در نظر گرفته می‌شود. نوآوری این روش استفاده از ترکیب کنترل تطبیقی و تکنیک انتگرال قدرت می‌باشد. نتایج عددی نشان‌دهنده این است که سیستم حلقه بسته ترکیبی، همگرایی سریع‌تری نسبت به اغتشاشات در مقایسه با قانون کنترلی دارد. در این بین کنترل تطبیقی L_1 به دلیل توانایی در تطبیق سریع و مقاومت در برابر عدم قطعیت‌ها از جایگاه ویژه‌ای برخوردار است. کنترل تطبیقی L_1 به دلیل داشتن بهره تطبیق بالا در سیستم از سرعت تطبیق بسیار بیشتری برخوردار بوده است. در عین حال به دلیل استفاده از فیلتر در ورودی کنترلی از قابلیت برخورد و مقاومت در برابر عدم قطعیت‌های نامعلوم در سیستم که دارای فرکانس‌هایی بیش از محدوده مشخص شده هستند، را برخوردار است [۶-۷]. روش L_1 در کاربردهای مختلفی استفاده شده است [۸-۱۰]. برای مثال، در مرجع [۱۱] به شبیه‌سازی و ساخت دستگاه شبیه‌ساز دینامیک وضعیت ماهواره سه درجه آزادی جهت متعادل ساختن در حضور عدم قطعیت‌ها پرداخته است. در این مقاله دو کنترلر PID و L_1 به کار گرفته شده است. نتایج نشان‌دهنده عملکرد بهتر کنترلر L_1 در مقایسه با کنترلرهای PID می‌باشد. همان‌طور که مشخص شد، اجرای دقیق مانورها و همچنین وجود اغتشاشات و عدم قطعیت‌های موجود نیاز به کنترلی دارد که بتواند در حین تطبیق سریع، مقاومت خوبی را از خود نشان دهد. کنترلر L_1 در مواجهه با عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات نسبت به سایر کنترلرها از این قابلیت برخوردار بوده و در این مقاله سعی شده است به بررسی این کنترلر در دینامیک وضعیت فضاپیما در حضور نامعینی‌ها پرداخته شود.

مقاله در حالت کلی به چهار بخش تقسیم می‌شود. در بخش اول به مدل‌سازی دینامیک وضعیت فضاپیما، بخش دوم به استخراج دینامیک معادلات کنترلر مدل مرجع و L_1 در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها، در بخش سوم به شبیه‌سازی کنترلرهای مدل مرجع

طراحی کنترل تطبیقی مدل مرجع

مدل مرجع برای مشخص کردن پاسخ ایده‌آل سیستم کنترل تطبیقی به فرامین خارجی بکار می‌رود که این فرمان‌ها فراهم‌کننده یک پاسخ ایده‌آل است که مکانیزم تطبیق را ملزم به جستجوی پارامترهای تطبیقی می‌کند. انتخاب مدل مرجع جزئی از طراحی کنترل تطبیقی مدل مرجع می‌باشد. این انتخاب باید دو شرط زیر را رعایت کند. از طرفی، باید مدل مرجع تأثیر بر روی مشخصات عملکرد مدل مانند زمان برخاست، نشست، خیز و سایر موارد دیگر بگذارد. از طرفی دیگر، این رفتار ایده‌آل برای سیستم کنترلی قابل دسترسی باشد. یعنی به عنوان مثال در مدل مرجع فیودی تعریف نشده باشند که برای سیستم مشخص نباشند. مکانیزم تطبیق نیز برای تطبیق پارامترها در قانون کنترلی استفاده می‌شود. در دستگاه‌های مدل مرجع، قانون تطبیق به دنبال سازگاری پاسخ سیستم تحت نظر کنترل تطبیقی با مدل مرجع می‌شود. یعنی سیستم تطبیق باعث همگرایی خطای تعقیب به صفر می‌شود. واضح است که این خطا تفاوت خروجی دینامیک سیستم و فرمان ایده‌آل مدل مرجع می‌باشد. مشکل اصلی در طراحی مکانیزم تطبیق تضمین پایداری در طول مسیر تطبیق و همگرایی خطای تعقیب به سمت صفر می‌باشد. روش‌های زیادی برای اثبات پایداری وجود دارند ولی در اینجا از تئوری پایداری لیاپانوف استفاده می‌شود [۱۲]. مدل دینامیکی مرجع زیر را در نظر بگیرید [۱۳].

$$\begin{aligned} \dot{x}_m &= A_m x_m + B_c r \\ y_m &= c^T x_m \end{aligned} \quad (۴)$$

که در آن، x_m حالت سیستم مدل مرجع، A_m ماتریس هرولتز که طبق رابطه (۵) به دست می‌آید، r فرمان مرجع و y_m خروجی مرجع می‌باشد.

$$A_m = A - bK \quad (۵)$$

K بهره پیش‌خور سیستم می‌باشد. همچنین، x_m به صورت زیر معرفی می‌شود:

$$x_m = [\varphi \quad \theta \quad \psi \quad \dot{\psi}] \quad (۶)$$

برای مدل دینامیکی سیستم داریم:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A_m x(t) + b(u(t) + \theta^T x + \sigma) + B_c r \quad x(0) = x_0 \\ y(t) &= C^T x(t) \end{aligned} \quad (۷)$$

در معادله (۷)، بردار سیستم اندازه‌گیری شده و $u(t) \in R$ و $B \in R^{n \times 1}$ ، $A_m \in R^{n \times n}$ ، b, c بردار معلوم سیستم، A_m ماتریس هرولتز، θ متغیر وابسته به زمان و نامعلوم سیستم و $\sigma \in R$ مدل ورودی اغتشاش است. C نیز برابر است با:

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (۸)$$

فرمان کنترلی به صورت معادله (۹) تعریف می‌شود.

$$u = \hat{\theta}^T x + \hat{\sigma} + K_g r \quad (۹)$$

که در آن، $K_g = -1/(c^T A_m^{-1} b)$ می‌باشد. پارامترهای موجود توسط قوانین تخمین زیر به دست می‌آیند [۱۳]:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\theta}} &= \Gamma \tilde{x}^T(t) P b x(t) \hat{\theta}(0) = \theta_0 \\ \dot{\hat{\sigma}} &= \Gamma \tilde{x}^T(t) P b \hat{\sigma}(0) = \sigma_0 \end{aligned} \quad (۱۰)$$

که در آن، Γ بهره تطبیق، $\tilde{x} = x_m - x$ از معادله جبری لیاپانوف به دست می‌آید و داریم:

$$P A^T + A P + Q = 0 \quad (۱۱)$$

که در آن، $Q \in R$ در معادله بالا ماتریس وزن‌دهی مثبت و قطری می‌باشد.

طراحی کنترل تطبیقی L1

ساختار کنترل تطبیقی L1 مانند مدل مرجع می‌باشد. با این تفاوت که در ورودی سیستم کنترلی از یک ساختار فیلتر و از مدل دینامیک پیش‌بین برای تعقیب سیستم استفاده شده است. با توجه به معادله (۷)، مدل دینامیک پیش‌بین زیر برای سیستم زیر در نظر گرفته می‌شود [۱۲]:

$$\dot{\hat{x}} = A_m \hat{x}(t) + b(u(t) + \hat{\theta}^T x + \hat{\sigma}) \quad \hat{x}(0) = x_0 \quad (۱۲)$$

$$\hat{y} = c^T \hat{x}$$

در معادله بالا $\hat{x} \in R^n$ بردار مدل پیش‌بین و u ورودی کنترلی پیش‌بین می‌باشند. b, c بردار معلوم سیستم، $A_m \in R^{n \times n}$ ماتریس هرولتز، $\hat{\theta}$ متغیر وابسته به زمان و نامعلوم سیستم و $\hat{\sigma} \in R$ مدل ورودی اغتشاش است.

فرضیات

در کنترل تطبیقی L1 باید محدوده عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات مشخص باشد تا شرایط پایداری برای این کنترلر بررسی شوند. محدوده پارامترهای نامعلوم سیستم طبق رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\theta \in \Theta, |\sigma(t)| < \Delta_0, \omega \in \Omega, \quad (۱۳)$$

در معادله بالا Δ_0 و Ω دارای مقدار معلوم و مشخصی می‌باشد. تخمین پارامترهای θ و σ با استفاده از اثبات پایداری لیاپانوف به دست می‌آید که طبق رابطه (۱۴) می‌باشد [۱۳].

$$\dot{\hat{\theta}} = \Gamma \text{proj}(\hat{\theta}, \tilde{x}^T(t) P b x(t)) \hat{\theta}(0) = \theta_0 \quad (۱۴)$$

$$\dot{\hat{\sigma}} = \Gamma \text{proj}(\hat{\sigma}, \tilde{x}^T(t) P b) \hat{\sigma}(0) = \sigma_0$$

که در (۱۴) $\tilde{x} = \hat{x} - x$ می‌باشد. $\Gamma \in R^+$ نرخ تطبیق و P از معادله لیاپانوف به دست می‌آید. Proj نیز به کمک معادله زیر به دست می‌آید [۱۴].

شبیه‌سازی و نتایج

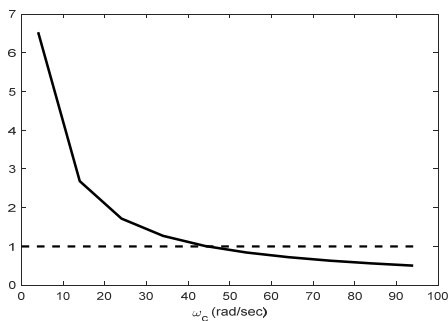
در این قسمت به شبیه‌سازی دینامیک وضعیت در دو حالت: بدون در نظر گرفتن عدم قطعیت و اغتشاش و همچنین با در نظر گرفتن عدم قطعیت و اغتشاش با دو کنترلر مدل مرجع و L_1 پرداخته می‌شود. شبیه‌سازی‌ها در دو مرحله یعنی: ۱- شبیه‌سازی کنترل تطبیقی مدل مرجع و ۲- شبیه‌سازی کنترل تطبیقی L_1 انجام می‌شوند. فرمان ورودی در کنترلر مدل مرجع در فرمان‌های مختلف به کنترلر داده می‌شود. شرایط اولیه برای معادلات صفر در نظر گرفته شده‌اند. مشخصات دینامیکی سیستم به صورت زیر تعریف می‌شوند. مقدار سرعت زاویه مداری در ارتفاع ۸۰۰ کیلومتری زمین محاسبه شده است [۱۷].

$$\begin{aligned} \Gamma &= 5 && \text{مدل مرجع} \\ \Gamma &= 10000 && \text{مدل پیش‌بین} \\ \omega_0 &= 0.00104 \text{ (rad/sec)} && (23) \\ I_x &= 10, \quad I_y = 7, \quad I_z = 5 \\ Q &= 100 * \text{diag}(6,6) \end{aligned}$$

مقدار ویژه معادلات فضایما منفی می‌باشد [۱۲]. بنابراین، دینامیک سیستم پایدار می‌باشد. k از معادلات تعقیب بهینه (معادله ریکاتی) برای پایدار کردن سیستم مدل مرجع، استخراج شده است [۱۵].

$$\dot{K} = -K(t)A - A^T K(t) - Q + K(t)BR^{-1}B^T K(t) \quad (24)$$

شکل (۱) تغییرات نرم L_1 را برای فرکانس‌های مختلف نشان می‌دهد. انتخاب ω_c با توجه به مقاوم و یا سریع بودن سیستم می‌باشد. در این فیلتر، پایداری برای $\omega_c > 50 \text{ (rad/sec)}$ می‌باشد. در این مقاله $\omega_c = 75 \text{ (rad/sec)}$ در نظر گرفته شده است که مقدار $\|G(s)\|_{L_1} \cdot L = 0.6 < 1$ می‌باشد. در واقع انتخاب ω_c بسته به انتخاب سرعت تطبیق زیاد و یا مقاومت دارد. به گونه‌ای که هر چه بیشتر انتخابمان به سمت یک نزدیک‌تر باشد، سیستم تطبیق بیشتر و هر چه به یک نزدیک‌تر باشد، مقاومت بیشتر خواهد بود. بنابراین، با انتخاب $\omega_c = 75$ سیستم انتخاب شده از تطبیق و مقاومت خوبی برخوردار می‌باشد.



شکل ۱- نرم L_1

$$\begin{cases} y \text{ iff } (\theta) < 0 \\ y \text{ iff } (\theta) \geq 0 \& \nabla f^T y \leq 0 \\ y \text{ iff } (\theta) \geq 0 \& \nabla f^T y > 0 \end{cases} \quad (15)$$

که در رابطه (۱۵) f تابع محدب^۴ بوده و طبق رابطه (۱۶) بدست می‌آید.

$$f(\theta) = \frac{(\epsilon_\theta + 1)\theta^T \theta}{\epsilon_\theta \theta_{max}^T} \quad (16)$$

در رابطه (۱۶) θ_{max} کران بالای بردار θ و $\epsilon_\theta > 0$ نیز خطای محدوده باند می‌باشد. ورودی کنترلی تطبیقی نیز طبق رابطه (۱۷) تعریف می‌شود.

$$u(t) = -kC(s)(\hat{\eta} - k_\theta r) \quad (17)$$

$$\hat{\eta} = u + \hat{\theta}^T x + \hat{\sigma}$$

$C(s)$ فیلتر پایین گذر فرمان ورودی سیستم بوده و طبق رابطه (۱۸) محاسبه می‌شود.

$$C(s) = w/(s + w) \quad (18)$$

که در (۱۸) w محدوده فرکانس سیستم است. از آنجا که در قوانین تخمین کنترل L_1 از بهره‌های بسیار بالا استفاده می‌شود تا سرعت تطبیق را بالا ببرد، این ساختار فیلتر پایین گذر این امکان را می‌دهد که فرکانس بالای سیستم ناشی از بهره‌های بالا در دینامیک سیستم وارد نشود. نحوه طراحی فیلتر به گونه‌ای است که شرایط نرم کنترلر L_1 را برقرار کند.

$$\|G(s)\|_{L_1} \cdot L < 1 \quad (19)$$

که در آن، $H(s) = (sI - A_m)^{-1}b$ و $L = \max\|\theta\|G(s)$ و $H(s) \cdot (1 - C(s))$ می‌باشد.

به کمک معادلات فضای حالت دینامیک وضعیت فضایما و استفاده از کنترلر تطبیقی L_1 به شبیه‌سازی معادلات وضعیت پرداخته می‌شود. مقادیر پارامترهای عدم قطعیت به صورت معادله (۲۰) می‌باشد.

$$\begin{aligned} \theta_1 &= 2^\circ \\ \theta_2 &= 5^\circ \\ \theta_3 &= 2^\circ \end{aligned} \quad (20)$$

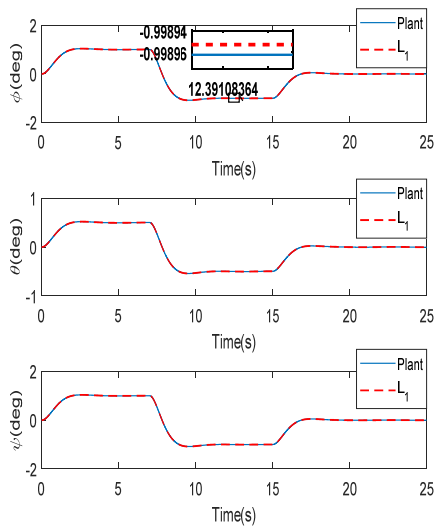
با در نظر گرفتن معادلات بالا اغتشاشات به فرم زیر نوشته می‌شوند.

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sin\left(\frac{\pi t}{2}\right) \\ \sigma_2 &= \cos(x1) + 2 \sin(\pi t) + \cos\left(\frac{7\pi t}{5}\right) \\ \sigma_3 &= \cos(x1) + 2 \sin(2\pi t) + \cos\left(\frac{16\pi t}{5}\right) \end{aligned} \quad (21)$$

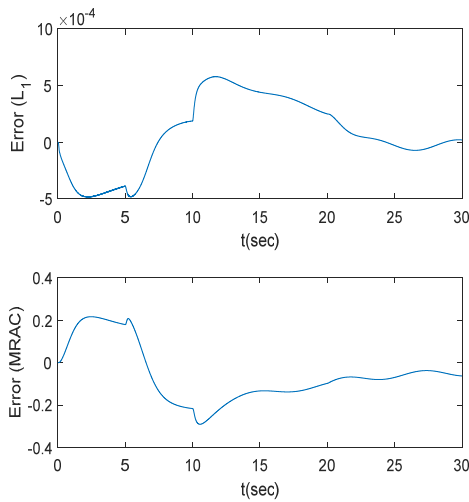
که x_1 متغیر سیستم می‌باشد. محدوده پارامترهای نامعین برابر است با:

$$\theta_i = [-5, 5], \Delta_0 = 10 \text{ (deg)} \quad (22)$$

^۴Convex Function

شکل ۴- کنترل تطبیقی L_1 در حضور عدم قطعیت‌ها

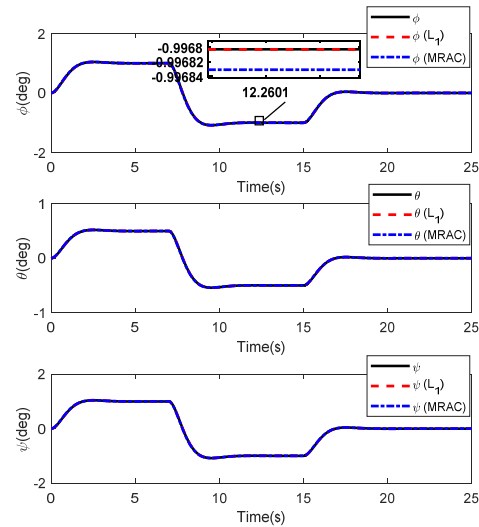
شکل (۵) تغییرات خطای زوایای اوپلر را در حضور عدم قطعیت‌های رابطه (۲۰) برای دو کنترلر نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است میزان خطا در مدل مرجع نسبت به کنترل تطبیقی L_1 افزایش زیادی پیدا کرده است که بیان‌کننده عملکرد مطلوب کنترل تطبیقی L_1 در حضور این نامعینی‌ها وارد شده در ورودی سیستم را رابطه (۲۰) می‌باشد.

شکل ۵- تغییرات خطای زاویه ϕ و θ در حضور عدم قطعیت رابطه (۲۱)

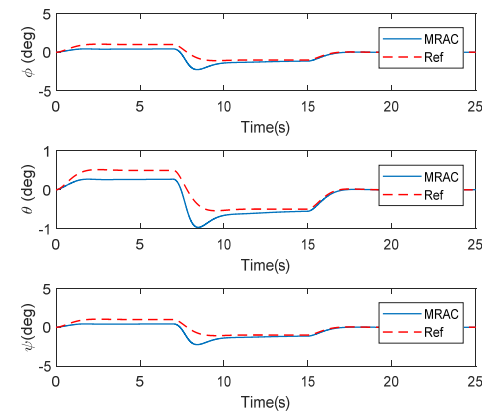
شکل (۶) تخمین پارامتر زاویه θ برای دو کنترلر L_1 و مدل مرجع را نشان می‌دهد. نتایج نشان‌دهنده تخمین مناسب در محدوده معین و با دقت بیشتر L_1 نسبت به مدل مرجع می‌باشد. دلیل نوبز موجود در کنترل تطبیقی L_1 استفاده از بهره‌های بسیار بالا در ورودی قانون تخمین پارامتر است که موجب افزایش دقت تخمین و ایجاد نوبز می‌شود.

شکل (۲) تغییرات زوایای اوپلر در حضور کنترلر مدل مرجع و L_1 را برای فرمان‌های مختلف بدون در نظر گرفتن عدم قطعیت و اغتشاش نشان می‌دهد. همان‌طور که نشان داده شده است، تعقیب مدل مرجع و L_1 به‌خوبی انجام شده است. این نشان‌دهنده عملکرد مطلوب این دو کنترلر در حضور فرمان‌های داده شده پله در بازه‌های زمانی مختلف (۲۵) به سیستم می‌باشد.

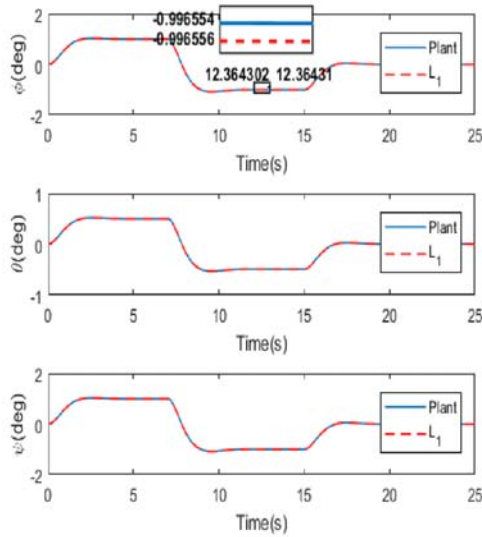
$$\begin{aligned} \varphi &= [1, -1, 0] \text{ (deg)} \\ \theta &= [0.5, -0.5, 0] \text{ (deg)} \\ \psi &= [1, -1, 0] \text{ (deg)} \end{aligned} \quad (25)$$

شکل ۶- کنترل تطبیقی مدل مرجع و L_1 بدون حضور عدم قطعیت و اغتشاش

شکل‌های (۳) و (۴) تغییرات زوایا را برای کنترلر مدل مرجع و L_1 در حضور عدم قطعیت‌ها نشان می‌دهند. عدم قطعیت‌ها برابر رابطه (۲۰) می‌باشند. همان‌طور که نشان داده شده است، تعقیب فرامین در کنترل تطبیقی L_1 در حضور عدم قطعیت‌ها در برابر مدل مرجع عملکرد مناسبتری داشته و نشان‌دهنده مقاوم بودن کنترلر در برابر عدم قطعیت‌هاست.

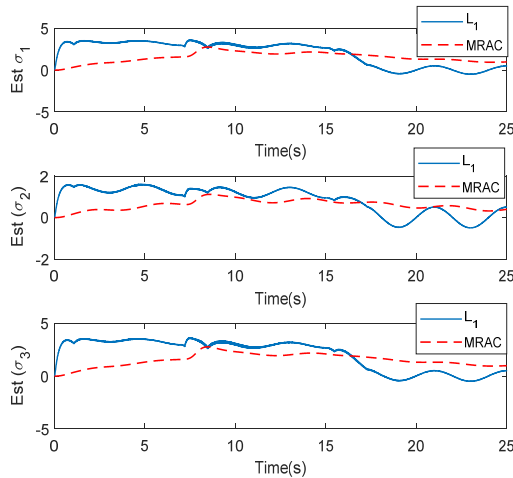


شکل ۷- کنترلر مدل مرجع در حضور عدم قطعیت‌ها



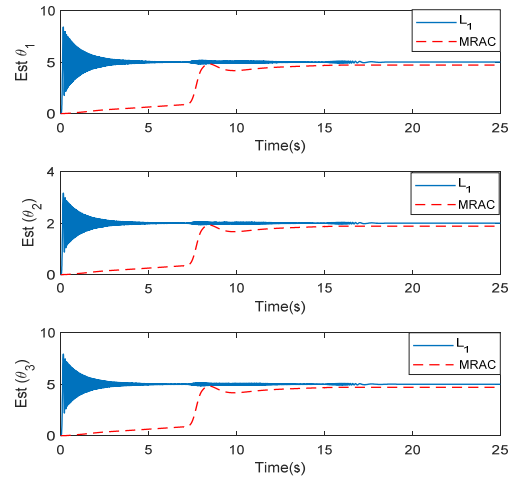
شکل ۸- کنترل تطبیقی L_1 در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها

شکل (۹) تخمین پارامترهای اغتشاش را در حضور دو کنترلر L_1 و مدل مرجع نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل نشان داده شده است. تخمین پارامتر L_1 در محدوده مناسب‌تری نسبت به مدل مرجع قرار دارد. البته شایان ذکر است در کنترل تطبیقی مخصوصاً روشی که از حل معادلات لیاپانوف به دست می‌آید، همیشه قادر به تخمین پارامتر نبوده و ممکن است نتواند تخمین مناسبی را از خود نشان دهد.



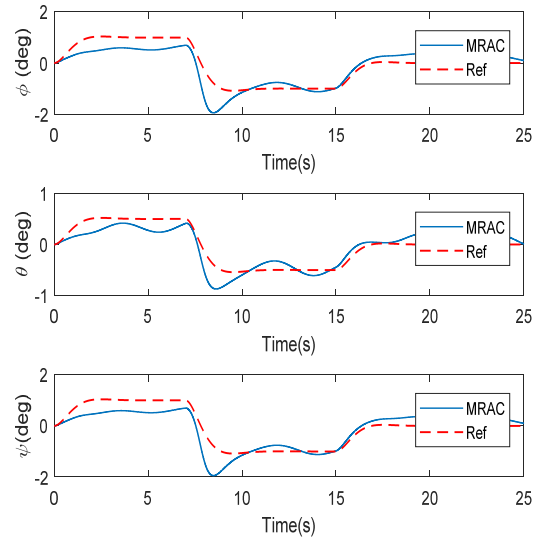
شکل ۹- تخمین پارامتر مدل اغتشاشات

همان‌طور که توضیح داده شد کنترل تطبیقی L_1 به دلیل استفاده از بهره بالا از تطبیق سریع و همچنین استفاده از فیلتر پایین گذر توانایی برخورد با فرکانس‌های بالا را برخلاف کنترل مدل مرجع برخوردار است. سیستم مدل مرجع در فرکانس‌های بالا شروع به نوسان زیاد کرده و حتی باعث ایجاد واگرا شدن دینامیک سیستم پیش‌بین نیز می‌شود.



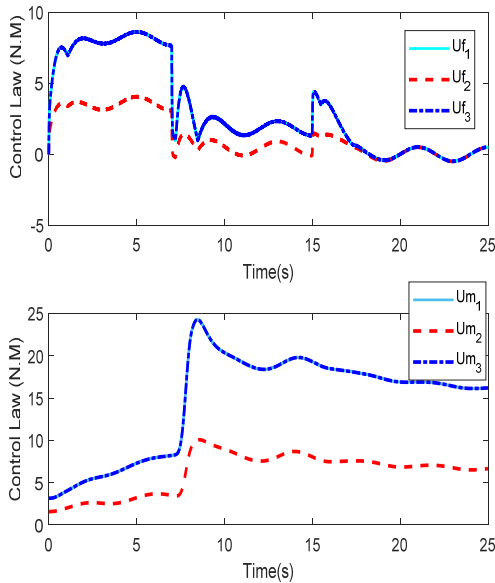
شکل ۱۰- تخمین پارامتر θ با پارامتر ثابت رابطه (۲۰)

شکل (۷) عملکرد کنترل تطبیقی مدل مرجع را در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است کنترل تطبیقی مدل مرجع نتوانسته به خوبی فرامین را تعقیب کند که نشان‌دهنده ضعف این کنترلر در برابر عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات می‌باشد.

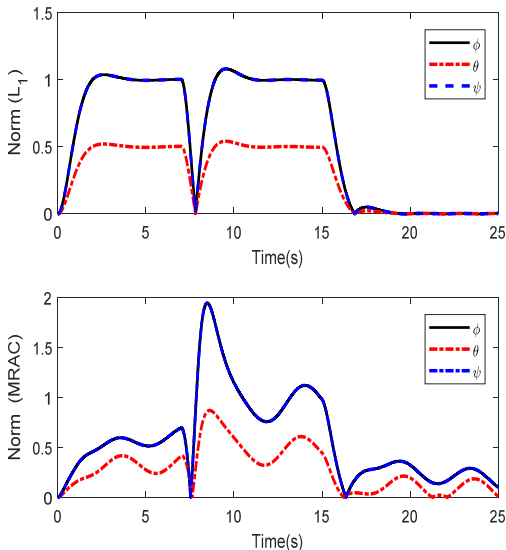


شکل ۷- عملکرد کنترل مدل مرجع در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات

شکل (۸) عملکرد کنترل تطبیقی L_1 را در برابر عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات نشان می‌دهد. همان‌طور که نشان داده شده است کنترل تطبیقی L_1 نتوانسته به راحتی فرامین را در حضور نامعینی‌های داده شده (رابطه ۲۰ و ۲۱) تعقیب کند. این کنترلر به دلیل بهره بردن از مقاومت بالا در برخورد با نامعینی‌ها از دقت بسیار زیادی در تعقیب مدل سیستم برخوردار است.



شکل ۱۰- تغییرات فرمان کنترلی مدل مرجع و L_1 در فرمان‌های مختلف در حضور عدم قطعیت و اغتشاش

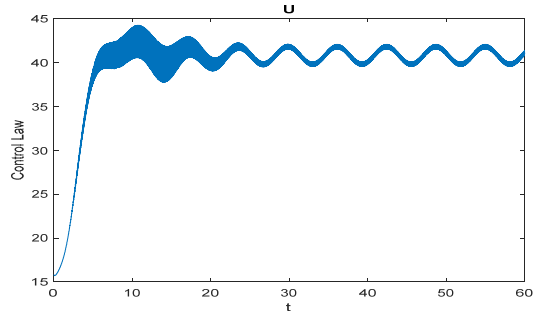


شکل ۱۱- تغییرات نرم کنترل تطبیقی L_1 و مدل مرجع در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات (روابط ۲۰ و ۲۱)

نتیجه‌گیری

در این مقاله به شبیه‌سازی کنترل وضعیت فضاپیما با دینامیک معادلات چند ورودی-چند خروجی پرداخته شد. همان‌طور که گفته شد عدم قطعیت و اغتشاش موجود در دینامیک سیستم باعث ایجاد عدم دقت در تعقیب فرامین می‌شود. بنابراین، برای جبران این کاهش دقت به بررسی و مقایسه دو کنترل مدل مرجع و L_1 پرداخته شد. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده عملکرد بسیار مناسب‌تر کنترل تطبیقی

شکل (۱۰) فرمان کنترلی مدل مرجع را در بهره‌های زیاد نشان می‌دهد. از شکل (۱۰) می‌توان این مسئله را دریافت که ایجاد نویز موجود در فرمان کنترلی قابل قبول نیست و هیچ سیستمی قادر به اجرای این فرمان نیست.



شکل ۱۰- فرمان کنترلی مدل مرجع در برخورد با عدم قطعیت و اغتشاش در بهره $\Gamma = 3000$

همان‌طور که نشان داده شد فرمان کنترلی مدل مرجع با بهره‌های بالا دارای نویز و ناپایداری شده که برای دینامیک سیستم مطلوب نمی‌باشد. بنابراین، به کمک کنترل تطبیقی L_1 به حل این مسئله پرداخته شده است. فرض شده است که بهره تطبیق در این سیستم $\omega_c = 75\Gamma = 10000$ می‌باشد.

میزان خطای وارد شده به سیستم بدون حضور عدم قطعیت و اغتشاش صفر می‌باشد. در گام بعدی به بررسی فرمان کنترل سیستم در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات پرداخته می‌شود.

فرمان کنترلی در بهره $\Gamma = 10000$ برای کنترل تطبیقی L_1 در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات و مدل مرجع به صورت شکل ۱۱ می‌باشد. به هر دو کنترل در تمام بازه زمانی یک فرمان پله با رابطه (۲۶) مشابه داده شده است.

$$[\varphi, \theta, \psi] = [1.0, 0.5, 1.0] \quad (26)$$

همان‌طور که نشان داده شده است محدوده تغییرات مدل مرجع از L_1 بیشتر می‌باشد. این بدان معنا است که کنترل تطبیقی L_1 نیاز به تلاش کمتری دارد تا فرمان‌ها را اجرا کند. در صورتی که کنترل مرجع در محدوده بالاتری و با زمان نشست بیشتری باید فرمان داده شده را اجرا کند. در این‌جا نیز عملکرد مطلوب کنترل تطبیقی L_1 در مقایسه با مدل مرجع کاملاً مشهود است.

شکل (۱۲) تغییرات نرم پارامترهای θ ، ψ و φ در کنترل تطبیقی L_1 و مدل مرجع را نشان می‌دهد. نرم سیستم به محدوده مناسب سیگنال‌های کنترلی و از طرفی دیگر به مقاوم بودن سیستم در برابر نامعینی‌ها اشاره دارد [۱۶]. همان‌طور که مشخص است تغییرات نرم L_1 نسبت به کنترل تطبیقی مدل مرجع مناسب‌تر و مقاوم‌تر می‌باشد.

- Performance”, *American Control Conference, IEEE*, 2006, pp. 3403–3408.
- [7] Cao, C. and Hovakimyan, N., “Design and Analysis of a Novel L_1 Adaptive Controller, Part I: Control Signal and Asymptotic Stability”, *American Control Conference, IEEE*, 2006, pp. 3397–3402.
- [8] Russo, A., Invernizzi, D., Giurato, M., and Lover, M., “Adaptive Augmentation of the Attitude Control System for a Multirotor UAV”, *7th European Conference For Aerospace Sciences*, 2017.
- [9] Lu, K. and Liu, C., “A L_1 Adaptive Control Scheme for UAV”, *Carrier Landing Using Nonlinear Dynamic Inversion*, *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019, Article ID 6917393, 8 pages, 2019.
- [10] Harris, J., Elliott, C.M., and Tallant, G.S., “Stability and Performance Robustness of an L_1 Adaptive Dynamic Inversion Flight Control System”, *AIAA Scitech 2019*, Forum, 2019.
- [11] Chesi, S., Gong, Q., Pellegrini, V., Cristi, R., and Romano, M., “Automatic Mass Balancing of a Spacecraft Three-Axis Simulator: Analysis and Experimentation”, *J. Guid. Control. Dyn.*, Vol. 37, No. 1, 2014, pp. 197–206.
- [12] Slotine, J.-J. and Li, W., “*Applied NonLinear Control*”, *Englewood Cliff, NJ: Prenticehall*, 1991.
- [13] Hovakimyan, N. and Cao, C., *L_1 Adaptive Control Theory Guaranteed Robustness with Fast Adaptation*, Society for Industrial and Applied Mathematics, pp. 317, 2010.
- [14] Pomet, J.-B. and Praly, L., “Adaptive Nonlinear Regulation: Equation Error from the Lyapunov Equation”, Vol. 31, No. 6, 2003, pp. 1008–1013.
- [15] Kirk, D., *Optimal Control Theory*, An introduction. Courier Corporation, 2006.
- [16] Lavretsky, E. and Wise, K.A., *Robust Adaptive Control*, In: *Advanced Textbooks in Control and Signal Processing*, Springer, London, 2013
- [17] Navabi, M., Nasiri, N., and Dehghan, M., “Modeling and Numerical Simulation of Linear and Nonlinear Spacecraft Attitude Dynamics and Gravity Gradient Moments: A Comparative Study”, *Journal of Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, Vol. 17, No. 2, 2012, pp. 1065-1084.

L_1 در مقایسه با کنترلر مدل مرجع می‌باشد. کنترلر مدل مرجع در شرایط بدون عدم قطعیت و با بهره‌های پایین عملکرد خوب ولی در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات، مقاومت سیستم به شدت کاهش پیدا کرده ولی در حضور کنترلر L_1 تعقیب فرامین و تخمین پارامترها نیز به خوبی انجام می‌شود. عملکرد مطلوب این کنترلر در مقایسه با مدل مرجع، این موضوع را روشن می‌کند که این سیستم می‌تواند جایگزین خوب و مطلوبی در برابر کنترلر این چنین عدم دقت‌هایی در دینامیک سیستم فضاپیما شود.

منابع

- [1] Navabi, M. and Mirzaei, H., “Robust Optimal Adaptive Trajectory Tracking Control of Quad rotor Helicopter”, *Latin American Journal of Solids and Structures*, Vol. 14, No. 5, 2017, pp. 1040-1063.
- [2] Chen, Z., Chen, Q., He, X., and Sun, M., “Adaptive Backstopping Control Design for Uncertain Rigid Spacecraft with both Input and Output Constraints”, *IEEE Access*, Vol. 6, 2018, pp. 60776-60789.
- [3] Xia, Y., Zhu, Z., Fu, M. and Wang, S., “Attitude Tracking of Rigid Spacecraft with Bounded Disturbances”, *IEEE Trans. Ind. Electron*, Vol. 58, No. 2, 2011, pp 647–659.
- [4] Mackunis, W., Dupree, K., Bhasin, S. and Dixon, W.E., “Adaptive Neural Network Satellite Attitude Control in the Presence of Inertia and CMG Actuator Uncertainties”, *American Control Conference, IEEE* 2008, 2008, pp. 2975-2980.
- [5] Zhao, L., Yu, J., and Yu, H., “Adaptive Finite-Time Attitude Tracking Control for Spacecraft with Disturbances”, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol. 54, No.3, 2018, pp. 1297–1305.
- [6] Cao, C. and Hovakimyan, N., “Design and Analysis of a Novel L_1 Adaptive Controller, Part II: Guaranteed Transient