



طراحی کنترل کننده گسسته زمان برای یک هلیکوپتر سه درجه آزادی و مقایسه آن با روش تقلید از کنترل کننده پیوسته زمان

نگین وزیرپور^۱، محمد حسین شفیعی^۲، طاهره بینازاده^۳

۱- دانشگاه صنعتی شیراز، n.vazirpour@sutech.ac.ir

۲- shafiei@sutech.ac.ir

۳- binazadeh@sutech.ac.ir

چکیده

در این مقاله یک هلیکوپتر سه درجه آزادی با استفاده از روش مقاوم مد شبه لغزشی گسسته^۱، با دو رویکرد تقلید^۲ و گسسته سازی مستقیم طراحی و پیاده سازی شده است. از این رو با استفاده از ابزارهای طراحی سیستم های پیوسته زمان، یک کنترل کننده پیوسته زمان طراحی و سپس گسسته سازی کنترل کننده پیوسته با استفاده از یک نمونه بردار سریع و نگهدار مرتبه صفر پیاده سازی می شود، که روش تقلید نام گذاری شده است. در روش دیگر، معادلات سیستم از ابتدا گسسته زمان گردیده و طراحی به صورت گسسته زمان انجام می شود. نتایج شبیه سازی و مقایسه دو روش در مقاله به صورت تحلیلی ارائه شده است.

کلمات کلیدی- روش تقلید- کنترل کننده گسسته زمان- گسسته سازی.

مقدمه

امروزه طراحی کنترل کننده مقاوم برای وسایل نقلیه هوایی از اهمیت ویژه ای برخوردار است. طراحی کنترل کننده برای یک وسیله نقلیه هوایی به علت داشتن دینامیک غیرخطی پیچیده، مورد توجه محققان زیادی قرار گرفته است [۱-۴]. بیشتر کنترل کننده ها در این زمینه به صورت پیوسته زمان برای سیستم های غیرخطی طراحی شده است اما پیشرفت های فناوری در حوزه الکترونیک به توسعه سریع سیستم های دیجیتال در تکنولوژی کامپیوتر منجر شده است. بنابراین طراحی کنترل کننده گسسته زمان در سال های اخیر مورد توجه محققان زیادی قرار گرفته است. دلیل این مسئله آن است که علاوه بر سیستم هایی که به طور ذاتی گسسته زمان هستند، کنترل اکثر سیستم های پیوسته زمان نیز با استفاده از ابزارهای گسسته زمان از قبیل کامپیوتر های دیجیتال انجام می شود. به همین دلیل گسسته سازی برای کاربردهای صنعتی از اهمیت فراوانی برخوردار است. به طور کلی دو رویکرد تقلید و گسسته سازی مستقیم^۳ در این زمینه وجود دارد. در حال حاضر ساده ترین روش برای طراحی یک کنترل کننده دیجیتال، استفاده از روش تقلید است.

در رویکرد تقلید، طراحی کنترل کننده گسسته زمان بر مبنای کنترل کننده پیوسته زمان صورت می گیرد [۵-۷]. در مرحله اول طراحی، یک کنترل کننده پیوسته زمان با استفاده از یک روش دلخواه برای مدل پیوسته سیستم طراحی می شود. در این مرحله نمونه برداری در طراحی ها کاملاً نادیده گرفته می شود. در مرحله دوم، کنترل کننده پیوسته طراحی شده

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شیراز، دانشکده برق و الکترونیک
۲- استادیار، شیراز، بلوار مدرس، دانشگاه صنعتی شیراز، دانشکده برق و الکترونیک
۳- استادیار، شیراز، بلوار مدرس، دانشگاه صنعتی شیراز، دانشکده برق و الکترونیک

به صورت گسسته زمان با استفاده از یک نمونه بردار و نگهدار مرتبه صفر پیاده سازی می شود. استفاده از این روش به دلیل وجود ابزارهای متنوع در طراحی کنترل کننده های پیوسته زمان نسبت به طراحی کنترل کننده در حالت گسسته زمان شایع تر است. اما چنان که در این مقاله نشان داده می شود، راهکار مناسب تر برای پیاده سازی دیجیتال یک سیستم کنترلی، طراحی کنترل کننده گسسته زمان با استفاده از سیستم مدل شده به صورت گسسته است.

رویکرد گسسته سازی مستقیم بدین صورت است که معادلات سیستم از ابتدا توسط یکی از روش های گسسته سازی، گسسته شده سپس با استفاده از ابزارهای طراحی کنترل کننده دیجیتال، یک کنترل کننده گسسته زمان طراحی و پیاده سازی می شود. این رویکرد به دلیل گسسته بودن معادلات سیستم از ابتدا طراحی کنترل کننده به روش گسسته سازی مستقیم نامیده می شود.

این مقاله، نتایج تئوری را که منجر به آنالیز و طراحی سیستم های کنترل گسسته زمان می شود، تحت پوشش قرار داده است. همچنین دو روش از مهمترین روش های طراحی سیستم های کنترل گسسته زمان در حضور اغتشاش بررسی شده است. رویکردهای طراحی کنترل کننده مقاوم عبارتند از: H_∞ ، پسگام ومد لغزشی. روش کنترلی مد لغزشی به دلیل عملکرد گذرای خوب، حساس نبودن نسبت به عدم قطعیت های سیستم و اغتشاشات خارجی، در این مقاله به عنوان روش طراحی کنترل کننده مقاوم گسسته زمان غیرخطی برگزیده شده است. [۸-۱۱]. در نظر گرفتن سطوح لغزش غیرخطی مناسب برای یک سیستم غیرخطی پیچیده و پایدارسازی سیستم، از مهمترین مسائل طراحی است که در این مقاله مورد توجه قرار گرفته است. نتایج شبیه سازی، عملکرد خوب روش گسسته سازی مستقیم پیشنهادی برای دیجیتال سازی سیستم های غیرخطی پیچیده را نشان می دهد.

این مقاله شامل زیربخش های تئوری و نتایج شبیه سازی، به شرح زیر است. در بخش ۲ معادلات سیستم هلیکوپتر سه درجه آزادی معرفی ده است. همچنین در بخش ۳ کنترل کننده مد لغزشی گسسته زمان غیرخطی به دو روش تقلید و گسسته سازی مستقیم، طراحی می شود. در نهایت بخش های ۴ و ۵ به ترتیب بررسی نتایج شبیه سازی و نتیجه گیری مقاله ارائه شده است.

¹. Discrete Quasi Sliding Mode Control

². Emulation

³. Direct Discrete Time

$$\ddot{\Psi} = -\frac{K_p l a}{J_\Psi} \sin(\Phi) \quad (1)$$

$$\ddot{\theta} = -\frac{T_g}{J_\theta} + \frac{K_f l a}{J_\theta} (V_l + V_r + \xi_\Phi) \quad (2)$$

$$\ddot{\Phi} = \frac{K_f l h}{J_\Phi} (V_l - V_r) \quad (3)$$

و اگر $u_1 = V_l + V_r$ و $u_2 = V_l - V_r$ ، تعریف شود، آنگاه معادلات (۱)-(۳) به صورت زیر بر حسب متغیرهای حالت $x = [\theta \ \dot{\theta} \ \Psi \ \dot{\Psi} \ \Phi \ \dot{\Phi}]^T$ ، نوشته شده است:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= -\frac{T_g}{J_\theta} + \frac{K_f l a}{J_\theta} (u_1 + \xi_\Phi) \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= -\frac{K_p l a}{J_\Psi} \sin(x_5) \\ \dot{x}_5 &= x_6 \\ \dot{x}_6 &= \frac{K_f l h}{J_\Phi} (u_2) \end{aligned} \quad (4)$$

اگر معادلات به دو زیرسیستم $x_1 \in \square^2$ و $x_2 \in \square^4$ ، تفکیک شود، دینامیک سیستم به صورت زیر خواهد بود:

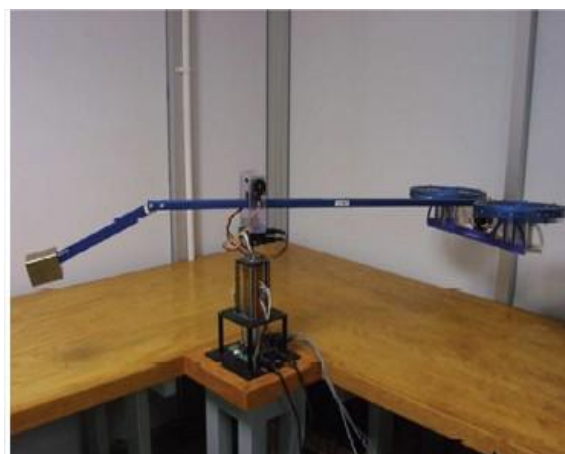
$$\begin{cases} \dot{X}_1 \\ \dot{X}_2 \end{cases} \begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\frac{T_g}{J_\theta} + \frac{K_f l a}{J_\theta} (u_1 + \xi_\Phi) \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = -\frac{K_p l a}{J_\Psi} \sin(x_5) \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = \frac{K_f l h}{J_\Phi} (u_2) \end{cases} \quad (5)$$

۳- روش طراحی کنترل کننده مد شبه لغزشی غیرخطی

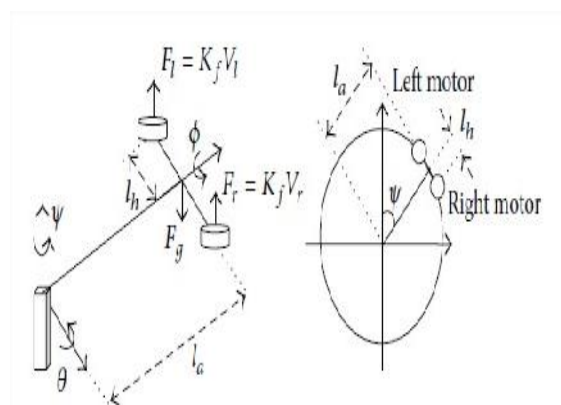
در روش کنترل مد لغزشی گسسته‌زمان، به دلیل این که ورودی کنترل بین دو زمان نمونه برداری به طور ثابت به سیستم اعمال می شود و رفتار سیستم بین دو زمان نمونه برداری در نظر گرفته نمی‌شود، دقیقاً مد

۲- معادلات سیستم هلیکوپتر با سه درجه آزادی

این بخش به توصیف سیستم هلیکوپتر با سه درجه آزادی و بررسی معادلات دینامیکی آن پرداخته است. بدین منظور در ابتدا مدل هلیکوپتر با سه درجه آزادی نشان داده شده در شکل (۲) را در نظر بگیرید. برای توصیف مدل دینامیکی این سیستم، از نمادهای زیر استفاده می شود. J_θ ، J_Ψ و J_Φ ، به ترتیب ممان‌های اینرسی سیستم حول محورهای پیچ، یاو، رول و θ ، Ψ ، Φ ، به ترتیب زوایای پیچ، یاو، رول هستند. V_l و V_r به ترتیب ولتاژ اعمالی به موتورهای سمت چپ و راست است. ضرایب K_p و K_f همان ضریب ثابت نیروی موتور و ضریب ثابت تناسب نیروی جاذبه، $F_l = K_f V_l$ و $F_r = K_f V_r$ ، به ترتیب نیروی ایجاد شده توسط موتور سمت راست و چپ، l_a و l_h نیز به ترتیب فاصله بین پایه و بدنه هلیکوپتر و فاصله از محور پیچ تا هریک از موتورها است. همچنین T_g گشتاور موثر گرانشی است.



شکل (۲). تصویری از هلیکوپتر سه درجه آزادی [۲۰]



شکل (۳). مدل دینامیکی هلیکوپتر سه درجه آزادی [۲۰]

یک هلیکوپتر با سه درجه آزادی، یک سیستم کنترلی شامل دو موتور DC، در انتهای هر بازو می باشد شکل (۲). مدل دینامیکی هلیکوپتر سه درجه آزادی در شکل (۳) نشان داده شده است. با استفاده از نمادهای بالا معادلات دینامیکی سیستم به صورت زیر بیان می گردد [۲۰]:

$$S(k) = Cx(k) = \begin{bmatrix} s_1(k) \\ \square \\ \square \\ \square \\ s_m(k) \end{bmatrix} \quad (7)$$

که در آن C یک ماتریس با بعد $m \times n$ است. رابطه بازگشتی تابع سطح لغزش به منظور رسیدن متغیرهای حالت به روی سطح لغزش به صورت زیر انتخاب می شود:

$$S(k+1) = \Phi S(k) - \begin{bmatrix} m_1 \text{sat}(s_1(k), \delta_1) \\ \square \\ \square \\ \square \\ m_i \text{sat}(s_i(k), \delta_i) \end{bmatrix} \quad (8)$$

که $\Phi \in \square^{m \times m}$ یک ماتریس قطری با المانهای $\Phi_{i,i}$ به صورت $0 \leq \Phi_{i,i} < 1, \forall i = 1 \dots m$ که یک گین مثبت است. عبارت "sat" بیان کننده تابع اشباع و به صورت زیر است:

$$\text{sat}(s_i(k), \delta_i) = \begin{cases} +1 & s_i(k) > \delta_i \\ s_i(k) / \delta_i & |s_i(k)| \leq \delta_i \\ -1 & s_i(k) < -\delta_i \end{cases} \quad (9)$$

با استفاده از معادلات (۶)، (۷) و (۸) می توان معادل $S(k+1)$ را به صورت زیر بیان کرد:

$$S(k+1) = Cf(x(k)) + CG(u(k) + d(k)) \quad (10)$$

بنابراین با ترکیب (۳) و (۵) می توان قانون کنترلی را به صورت زیر بدست آورد:

$$u(k) = (CG)^{-1} (-Cf(x(k)) + \Phi S(k))$$

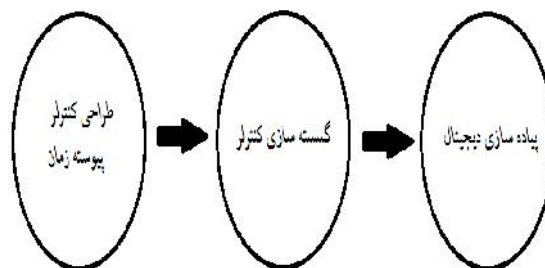
$$-(CG)^{-1} \begin{bmatrix} m_1 \text{sat}(s_1(k), \delta_1) \\ \square \\ \square \\ \square \\ m_i \text{sat}(s_i(k), \delta_i) \\ \square \\ \square \\ \square \\ m_m \text{sat}(s_m(k), \delta_m) \end{bmatrix} - d(k) \quad (11)$$

اکنون با استفاده از تقریب اولر معادلات سیستم به فرم گسسته زمان تبدیل شده است:

لغزشی اتفاق نمی افتد. به همین دلیل در این راستا مفهوم مد شبه لغزشی [۱۲]، پیشنهاد شده است. شرایط مناسب برای وجود مد شبه لغزشی توسط Gao در سال ۱۹۹۵، با معرفی قانون دستیابی، ارائه گردید [۱۳-۱۶]. در این بخش، ابتدا کنترل مد شبه لغزشی گسسته زمان غیرخطی بیان می شود.

۳-۱- طراحی کنترل کننده گسسته زمان به روش تقلید

در این روش ابتدا با استفاده از ابزارهای طراحی برای یک سیستم پیوسته زمان، یک کنترل کننده پیوسته زمان طراحی می شود. سپس پیاده سازی با استفاده از یک نمونه بردار سریع و نگهدار مرتبه صفر صورت می گیرد. بدین صورت که کنترل کننده بین نمونه بردار و نگهدار مرتبه صفر قرار می گیرد. روند طراحی کنترل کننده به روش تقلید به طور کلی بیان گردیده است (شکل ۱).



شکل (۱). دیاگرام مراحل گسسته سازی به روش تقلید

با وجود این که ابزارهای طراحی بسیار متنوعی برای کنترل سیستم های پیوسته زمان وجود دارد، در این مقاله روش طراحی کنترل کننده به روش کنترل مد لغزشی برگزیده شده است.

۳-۲- کنترل کننده مد لغزشی گسسته زمان غیرخطی چند سطحی دارای اغتشاش

سیستم چند ورودی گسسته زمان غیرخطی زیر را در نظر بگیرید [۱۷] و [۱۸]:

$$x(k+1) = f(x(k)) + G(u(k) + d(k)) \quad (6)$$

که $x(k)$ و $u(k)$ به ترتیب بردار حالت و بردار ورودی و $d(k)$ بردار اغتشاش است.

$$x(k) = \begin{bmatrix} x_1(k) \\ \square \\ \square \\ \square \\ x_n(k) \end{bmatrix}, u(k) = \begin{bmatrix} u_1(k) \\ \square \\ \square \\ \square \\ u_m(k) \end{bmatrix}, d(k) = \begin{bmatrix} d_1(k) \\ \square \\ \square \\ \square \\ d_m(k) \end{bmatrix}$$

همچنین، f یک تابع غیرخطی $n \times 1$ ، G یک ماتریس $n \times m$ و بردار سطح لغزش نیز به صورت زیر تعریف می شود:

4. Quasi-Sliding Mode

شده به صورت $s_1 = x_1 + x_2 = 0$ برای زیرسیستم اول، و برای زیرسیستم دوم به نحوی طراحی شده‌اند که دینامیک سیستم روی این سطوح به طور مجانبی به مبدا همگرا شود. سپس با قرار دادن یک نمونه بردار پیش از کنترل کننده و نگهدار مرتبه صفر پس از کنترل کننده، سیستم به صورت گسسته‌زمان پیاده‌سازی شده است.

اما در حالت گسسته‌زمان، ابتدا تبدیل معادلات پیوسته‌زمان سیستم به شکل گسسته‌زمان توسط تقریب اویلر صورت گرفته است. سپس طبق روش طراحی مد لغزشی گسسته‌زمان غیرخطی، برای سیستم سطوح لغزش و کنترل کننده گسسته‌زمان به صورت بیان شده در بخش ۳، طراحی و پیاده‌سازی می‌شود. لازم به ذکر است که در بخش گسسته‌زمان به دلیل نزدیکی نقطه کار به مبدا، میتوان $\sin(x_5)$ را با x_5 تقریب زد و سطح را به صورت قبل در نظر گرفت.

پایداری زیرسیستم اول با قراردادن $s_1 = x_1 + x_2 = 0$ ، $s_2 = -x_1$ در معادلات (۱۱) برقرار خواهد شد. بنابراین زیر سیستم اول پایدار مجانبی است. برای زیر سیستم دوم نیز $s_2 = -10x_3 - 10x_4 + \sin(x_5) + x_6^2 \cos(x_5) = 0$ باشد، این زیر سیستم پایدار مجانبی خواهد بود. در روش گسسته‌سازی نیز با قرار دادن سطوح لغزش در معادلات سیستم پایداری مجانبی آن نتیجه می‌شود. تمامی شبیه‌سازی‌های مقاله با فرض وجود اغتشاش ثابت و زمان نمونه برداری ۰.۱ ثانیه، و در نظر گرفتن مقادیر J_θ ، J_ψ و J_ϕ به ترتیب ۰.۹۱، ۰.۹۱، ۰.۳۶۴ و l_a و l_h به ترتیب ۰.۰۶۶، ۰.۱۷۷ و K_f ، K_p برابر ۰.۵ و T_g برابر ۰.۳۳ صورت گرفته است.

۴-۱- تحلیل نتایج شبیه‌سازی

در این بخش برای هلیکوپتر سه درجه آزادی به دو روش تقلید و گسسته‌سازی مستقیم کنترل کننده گسسته طراحی می‌شود. همان‌گونه که در شکل (۴) مشاهده می‌شود. به عنوان نمونه x_1 (یکی از حالت‌های خروجی سیستم)، در سه حالت پیوسته‌زمان، تقلید و گسسته‌سازی مستقیم با یکدیگر مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که پاسخ سیستم در گسسته‌سازی مستقیم به پاسخ در روش پیوسته‌زمان شباهت بیشتری دارد و اما شباهت روش تقلید کمتر می‌باشد. همچنین سرعت همگرایی سیستم گسسته‌سازی مستقیم نسبت به تقلید بهتر است. از آنجا که یکسان بودن خواص سیستم در حالت پیوسته‌زمان و گسسته‌زمان مطلوب است، گسسته‌سازی مستقیم روش مناسب تری برای طراحی و پیاده‌سازی یک کنترل کننده‌زمان محسوب می‌شود. در شکل (۵) نیز خروجی دیگر سیستم مشاهده می‌شود. در این حالت پاسخ تقلید و گسسته‌سازی مستقیم هر دو به هم شباهت دارند.

$$X_1 \begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + hx_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + h\left(-\frac{T_g}{J_\theta} + \frac{K_f l_a}{J_\theta}(u_1(k) + \xi_\Phi)\right) \end{cases}$$

$$X_2 \begin{cases} x_3(k+1) = x_3(k) + hx_4(k) \\ x_4(k+1) = x_4(k) - h\frac{K_p l_a}{J_\psi} \sin(x_5(k)) \\ x_5(k+1) = x_5(k) + hx_6(k) \\ x_6(k+1) = x_6(k) + h\frac{K_f l_h}{J_\phi}(u_2(k)) \end{cases}$$

که همان زمان نمونه برداری و سطوح لغزش برای این سیستم گسسته‌زمان با استفاده رابطه (۷) به صورت زیر است:

$$s_1 = x_1(k) + x_2(k)$$

$$s_2 = -10x_3(k) - 10x_4(k) + 0.2x_5(k) + x_6(k)$$

و قوانین کنترلی گسسته‌زمان با استفاده از سطوح لغزش گسسته بالا و رابطه (۱۱) به صورت زیر دست آمده است:

$$u_1(k) = (-ah)^{-1}(x_1(k) - hx_2(k) - x_2(k) - ah + s_1 - sat(s_1))$$

$$u_2 = (bh)^{-1}(-10(x_3(k) + hx_4(k)) - 10(x_4(k) - h\frac{K_p l_a}{J_\psi} \sin(x_5(k))) + 0.2(x_5(k) + hx_6(k)) + x_6(k) + s_2 - sat(s_2))$$

که در آن a و b به ترتیب $a = -\frac{T_g}{J_\theta}$ و $b = \frac{K_f l_h}{J_\phi}$ ضرایب فیزیکی مسئله هستند.

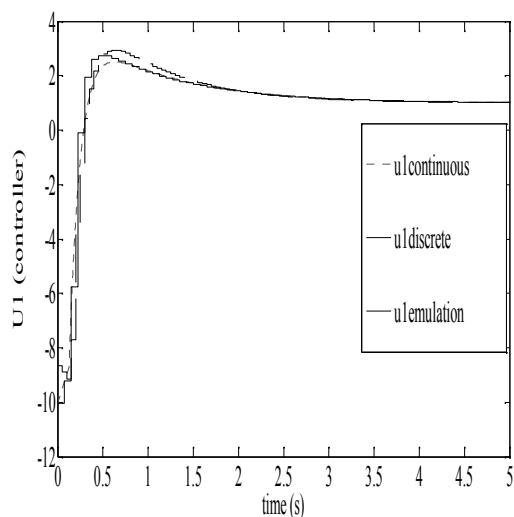
۴-۲ نتایج شبیه‌سازی

در این بخش معادلات دینامیکی یک هلیکوپتر سه درجه آزادی مطابق معادلات (۵)، به همراه یک اغتشاش ثابت $d(k) = 6u(k)$ البته اغتشاش می‌تواند به صورت غیر ثابت هم فرض شود) شبیه‌سازی می‌شود. اکنون در زیر سیستم \dot{X}_1 قانون کنترلی u_1 با در نظر گرفتن سطح لغزش به صورت $s_1 = x_1 + x_2$ و برای زیرسیستم \dot{X}_2 ، قانون کنترلی u_2 با در نظر گرفتن $s_2 = -10x_3 - 10x_4 + 0.2 \sin(x_5) + x_6^2 \cos(x_5)$ به صورت پیوسته‌زمان زیر طراحی شده است:

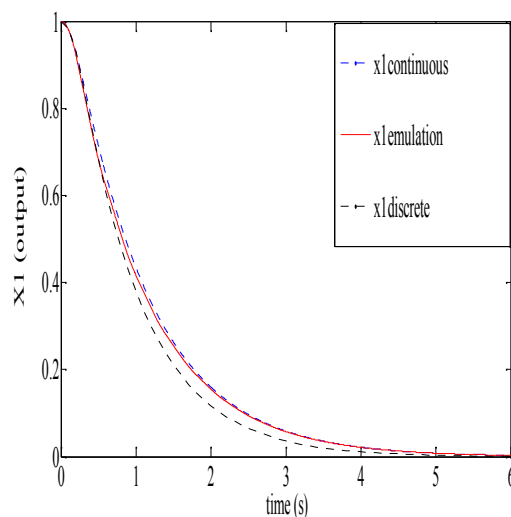
$$u_1 = (a)^{-1}(b - x_2 + sat(s_1)) \quad (12)$$

$$u_2 = (b \cos(x_5))^{-1}((x_6^2 \sin(x_5) - 10x_4 - x_6 \cos(x_5) - 3 \sin(x_5) - sat(s_2))) \quad (13)$$

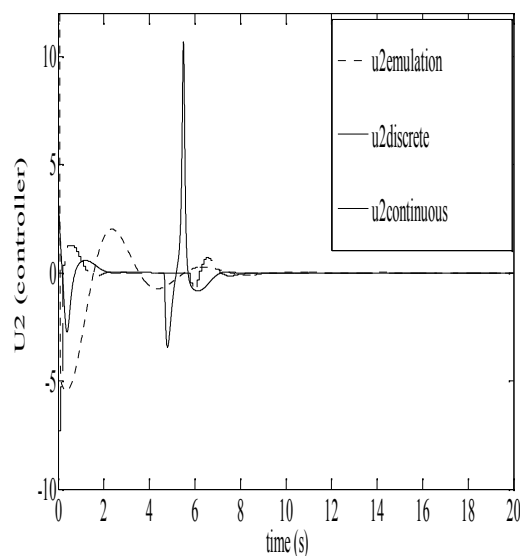
اکنون با استفاده از مقادیر پارامترهای سیستم، طبق روش تقلید، ابتدا یک کنترل کننده‌های مد لغزشی پیوسته‌زمان طراحی شده (۱۳) و (۱۲) پیاده‌سازی می‌شود. دو سطح لغزش در نظر گرفته



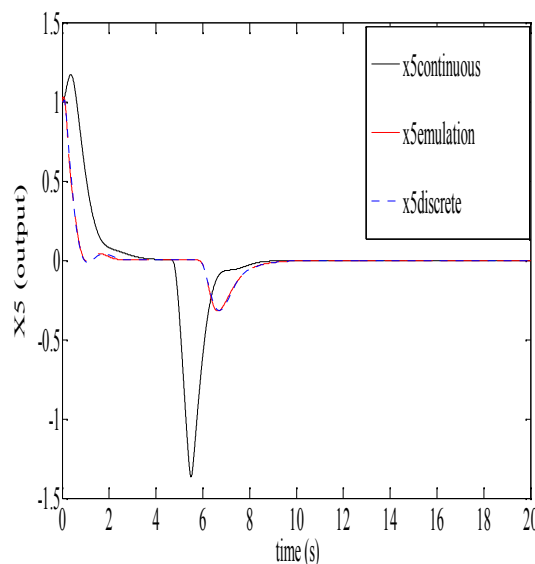
شکل (۶). کنترلر u_1 در سه حالت پیوسته زمان، گسسته سازی مستقیم و تقلید.



شکل (۴). حالت x_1 در سه حالت پیوسته زمان، گسسته سازی مستقیم، روش تقلید.



شکل (۷). مقایسه کنترلر u_2 در سه حالت پیوسته زمان، گسسته سازی مستقیم و تقلید.



شکل (۵). خروجی سیستم در سه حالت گسسته سازی مستقیم، پیوسته زمان و تقلید.

۵- نتیجه گیری

در این مقاله، روش های گسسته سازی سیستم های غیرخطی بررسی شد و با پیاده سازی دو روش گسسته سازی بر روی یک مدل پیچیده فیزیکی، به بررسی تفاوت های دو روش پرداخته شد. مشاهده گردید که روش تقلید ساده ترین روش پیاده سازی به صورت دیجیتال، برای سیستم های غیرخطی است. اما دارای محدودیت هایی همچون نیاز به نمونه برداری با فرکانس بالا است. بنابراین به ازای تمامی فرکانس ها سیستم دیجیتال شده به روش تقلید، دقیق و پایدار نخواهد بود. شبیه سازی ها نشان داد که استفاده از روش گسسته سازی مستقیم در کنترل گسسته زمان سیستم مناسب تر است.

در شکل های (۶) و (۷) سیگنال های کنترلی مشاهده می شود. در این شکل زمان های اولیه سیگنال کنترلی در حالت پیوسته زمان مقدار اختلاف کمتری با روش گسسته سازی تقلید دارد. با گذر زمان این اختلاف بیشتر شده و شباهت سیستم پیوسته به سیستم گسسته سازی شده به روش مستقیم بیشتر می شود. از سوی دیگر، سیستم گسسته سازی شده به روش تقلید به ازای زمان های نمونه برداری کوچک تری پایدار است و با افزایش زمان نمونه برداری از ۰.۲۵ ثانیه، سیستم ناپایدار می شود. این محدودیت برای گسسته سازی مستقیم وجود ندارد. همچنین کنترل کننده گسسته به روش تقلید تنها به ازای زمان های نمونه برداری بسیار کوچک، تقریب مناسبی از کنترل کننده پیوسته است. پیک های به وجود آمده در شکل های (۵) و (۷) (سیگنال های x_5 و u_2) با توجه به فیزیک مسئله است، این پیک ها در مراجع دیگری که روی این سیستم تحقیق کرده اند نیز مشاهده می شود [۲۰].

18. D. Khadija, L. Majda and N. Said, *New discrete sliding mode control for nonlinear multivariable structure: Multi-periodic disturbances rejection and stability analysis.*, International Journal of Control Science and Engineering, v. 2 (2), pp. 7-15, 2012
19. G. Monsees, *Discrete-time sliding mode control.*, Thesis, 2002.
20. P. Ahmadi, M. Golestani and S. Nasrollahi, *Combination of two nonlinear techniques applied to 3-Dof helicopter.*, ISRN Aerospace., Engineering Journa, 2014.
۲۱. بهروز، هادی، شفیعی، محمدحسین، و بینازاده، طاهره، کنترل مد لغزشی بهینه گسسته‌زمان برای سیستم های خطی دارای اغتشاش و کاربرد آن در کنترل یک ماهواره. دوازدهمین کنفرانس هوافضای ایران، IAS2013.
۲۲. بهروز، هادی، شفیعی، محمد حسین، و بینازاده، طاهره، ارائه کنترلرمد لغزشی گسسته‌زمان بهینه برای سیستم های خطی و بهبود پاسخ با روش CNF، پنجمین کنفرانس ملی مهندسی برق و الکترونیک ایران، ۲۰۱۳.
1. R. Morgan, and Ü. Özgüner, *A decentralized variable structure control algorithm for robotic manipulators.*, IEE Trans. Robot. Automat, v. RA-1, pp. 57-65, Mar. 1985.
2. C. Milosavljevic, *General condition for the existence of a quasi-sliding mode on the switching hyperplane in discrete variable structure systems.*, Autom. Remote Control, v. 46, n. 3, pp. 307-317, 1985.
3. V. Utkin, *Sliding mode control in discrete-time and difference systems in variable structure and lyapunov control.*, A. S. I. Zinober, Ed. New York: Springer-Verlag, v. 193, pp. 87-107, 1994.
4. W. C. Su, S. Drakunov and Ü. Özgüner, *An O(T) boundary layer insliding mode for sampled-data systems.*, IEEE Trans on Automatic control, v. 45, n. 3, pp. 482-485, Mar, 2000.
5. K. J. Astrom and B. Wittenmark, *Computer-Controlled systems.*, Theory and Design, PHI, 1997.
6. T. Chen and B. A. Francis, *Optimal sampled-data control systems*, Springer-Verlag, london, 1995.
7. G. F. Franklin, J. D. Powel and M. Workman, *Digital control of dynamic systems.*, 3rd Ed, 1997.
8. R. A. Decalo, S. H. Zak and G. P. Mathews, *Variable structure control of nonlinear multivariable systems: a tutorial*, Proceedings of the IEEE, v. 76, n. 3, pp. 212-232, 1988.
9. B. Drazenovic, *The invariance codition in variable structure systems.*, Automatica, v. 5, pp. 287-295, 1969.
10. J. Y. Hung, W. Gao and J. C. Hung, *Variable structure control a survey.*, IEEE Trans on Industrial Electronics, v. 40, pp. 2-22, 1993.
11. V. I. Utkin, *Variable structure system with sliding modes.*, IEEE Trans on Automatic control, v. 22, n. 2, pp. 212-222, 1977.
۱۲. بهروز، هادی، طراحی بهینه صفحه لغزش و قانون مد لغزشی خروجی در سیستم های خطی گسسته‌زمان، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شیراز، شهریور ۱۳۹۲، صفحات ۲۰-۱۸.
13. W. Gao, Y. Wang and A. Homaifa, *Discrete-time variable structure system.*, IEEE Trans on Industrial Electronics, v. 42, pp. 117-122, 1995.
14. A. Bartoszewicz, *Discrete-time quasi-sliding mode control strategies*, IEEE Trans on Industrial Electronics, v. 45(4), pp. 633-637, 1998.
15. K. Furuta, *Variable structure control in sliding mode sector.*, Automatica, v. 36 (2), pp. 211-228, 2000.
16. Y. Zhang, G. M. Dimirovski, Y. Jing and M. Yang, *Discrete-time sliding mode control of nonlinear systems.*, Proceedings of the American control conference, New York, pp. 11-13, Julay, 2007.
17. H. S. Ramirez, *Nonlinear discrete variable structure systems in quasi-sliding mode.*, International Journal Control, v. 54, no. 5, pp. 1171-1187, 1991.