



کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از کنترلر مود لغزشی-الگوریتم ژنتیک و فازی نوع

دوم

علی حشمتی باطن

کارشناس ارشد، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

سید حسین ساداتی

دانشیار، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

چکیده

در این پژوهش به بررسی و مقایسه دو کنترلر پرداخته شده است. هدف از این پژوهش بررسی رفتار دو کنترلر، مود لغزشی - الگوریتم ژنتیک و مود لغزشی - فازی نوع دوم، برای یک ماهواره که در مدار پایین^۱ حرکت می کند، هستند. از الگوریتم ژنتیک به منظور بهینه سازی ضریب مود لغزشی و در فازی نوع دوم به منظور بهینه سازی، استفاده شده است. معادلات استفاده شده، بر اساس تغییر وضعیت ماهواره می باشد. همچنین عملگرهای مورد استفاده در ماهواره برای تولید گشتاور کنترلی مورد نیاز شامل: سه گشتاورسازهای مغناطیسی و سه چرخ های عکس العملی می باشد. شبیه سازی مربوط به معادلات دینامیکی و سینماتیکی و اعمال کنترلرها در سیمولینک متلب انجام پذیرفته است. با توجه به نمودارهای به دست آمده که جواب سیستم در حالت های معین، در حضور اغتشاشات ثابت، در حضور اغتشاشات سینوسی، در حضور اغتشاشات نویز سفید و عدم قطعیت ها بررسی شده است، نشان داده می شود که کنترلر مود لغزشی - فازی نوع دوم، در تمامی این حالات عملکرد مطلوب تری را داشته است.

واژگان کلیدی: کنترل وضعیت، مود لغزشی، الگوریتم ژنتیک، فازی نوع دوم

^۱ LEO



مقدمه

از آنجایی که ماهواره‌ها نقش زیادی در زندگی امروزه انسان‌ها دارند، استفاده از آن‌ها در بهینه‌ترین و دقیق‌ترین حالت ممکن یکی از مسائل مهم است. قرار گرفتن در موقعیت مناسب و با کمترین میزان خطا، اصلی‌ترین هدف طراحی سیستم‌های کنترلی برای ماهواره‌ها است. یکی از مهم‌ترین مشخصات عملکردی سیستم کنترل ماهواره، توانایی آن در مقابله با اغتشاشات محیطی و مقاومت در برابر نامعینی‌های موجود در ساختار ماهواره است. هدف از انجام این پژوهش، پیشنهاد یک سیستم کنترلی جدید مبتنی بر استفاده از کنترلر مود لغزشی و سیستم فازی نوع دوم است. به‌طوری‌که کنترلر طراحی شده بتواند عملکرد بهتری در مقابله با اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها داشته باشد. بدین منظور باید از محرک‌هایی استفاده کنیم که بیشترین قدرت و مصرف انرژی پایینی داشته باشد، تا با استفاده از کنترلرهایی که انتخاب می‌کنیم، گشتاورهای داده شده توسط محرک‌ها را برای از بین بردن اغتشاشات و عدم قطعیت‌های موجود و جهت‌گیری مطلوب، مورد استفاده قرار بدهد.

انتیچ و همکارانش در سال ۲۰۰۷ به طراحی کنترلر فازی مود لغزشی که با الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی شده است، برای یک سیستم پاندول غیرخطی پرداختند. نتایج نشان می‌دهد استفاده از کنترلر فازی/ژنتیک با مود لغزشی باعث بالارفتن مقاومت، پاسخ سریع و ضعیف شدن پدیده چترینگ شد (Antic et al, 2007). حمیدزاده و همکارانش در سال ۲۰۱۴ به طراحی کنترلر فازی مود لغزشی برای کنترل یک ماهواره که تحت تأثیر اغتشاشات زیاد است، پرداختند که نتایج نشان می‌دهد باتوجه به اغتشاشات زیادی که به سیستم وارد می‌شود کنترلر فازی مود لغزشی سیستم را به خوبی به نقطه پایدار می‌رساند (حمیدزاده و همکاران، ۲۰۱۴). میخائیل و همکارانش در سال ۲۰۲۲ مقایسه‌ای بین دو روش کنترلی، کنترلر فازی و الگوریتم سوئیچ (AISA) برای یک ماهواره نانو در سه محور ارائه کردند. ASIA برای جابه‌جایی بین دو کنترل مختلف طراحی شده است. اولین کنترلر به سیستم شتاب مورد نیاز را می‌دهد تا به زاویه مورد نظر برسد. کنترلر دیگر قبل از نزدیک شدن به زاویه مورد نظر سرعت سیستم را کاهش می‌دهد. هدف این مقاله این است که سرعت چرخش چرخ عکس‌العملی را تغییر دهد، تا ماهواره به مسیر مورد نظر برسد. این عمل با دو کنترلر مورد نظر انجام شده است که نشان می‌دهد کنترلر AISA نتایج مطلوب‌تری در سرعت و دقت دارد (Mekhail et al, 2022). سینگ و همکاران در سال ۲۰۱۹ به مطالعه روش جدیدی برای فشرده‌سازی تصاویر ماهواره‌ای با وضوح بالا با به کارگیری فازی نوع دوم و فازی نوع اول، پیشنهاد کردند. در نهایت، تصویر انتخاب شده بر اساس فاکتور تجزیه اطلاعات تعریف شده توسط کاربر فشرده شد. تصاویر فشرده شده با تکنیک‌های فشرده‌سازی استاندارد مانند: RFV، DCT و JPEG مقایسه شدند. تحلیل‌های آماری، کارایی روش پیشنهادی را تأیید کردند. در نهایت، می‌توان نتیجه گرفت، فازی نوع دوم برای نمایش عدم قطعیت‌ها و انجام وظایف فشرده‌سازی، مناسب‌تر از فازی نوع اول است (Sing et al, 2019). چنگ و دیگر همکاران در سال 2009 به این می‌پردازند که ابتدا دو کنترلر فازی جایگزین در کنترلر خطی می‌شوند که برای کنترلر حرکات طولی و عرضی به کار می‌رود، نشان می‌دهد از لحاظ زمانی سریع‌تر است و خطای حالت ماندگار کمتری هم دارد. سپس دو کنترلر فازی ادغام می‌شوند و تشکیل یک کنترلر فازی می‌دهند. این ادغام نشان می‌دهد که سیستم عملکرد مورد نظر را حفظ می‌کند (Cheng et al, 2009). گارانت در سال 2005 به روش کنترلی شامل کنترلر $B-dot$ و کنترلر سه محوره پرداختند که مشاهدات نشان می‌دهد پاسخ کنترلر سه محوره نسبت به پارامترهای کنترلی بسیار حساس است و پارامترهای موقعیت، سرعت هم زمان بهینه می‌شوند. همچنین کنترلر $B-dot$ به مراتب ساده‌تر است (Garant, 2005). حیدری و همکاران در سال ۲۰۰۹ کنترلر فازی پیشنهاد شده برای محاسبه گشتاور مکانیکی بر اساس خطای زاویه و نرخ تغییر آن را ارائه دادند. انتخاب قطب مغناطیسی مناسب یکی از اهداف این مقاله است که دو روش کنترلی فازی پیشنهاد شده است که نتایج فازی سوگینو بسیار مطلوب‌تر است (حیدری و همکاران، 2009). حنفی در سال 2008 برای کنترل موقعیت و وضعیت یک ماهواره از کنترلر فازی استفاده کرده است. این ماهواره از سه چرخ



عکس‌العملی به‌عنوان محرک برای ایجاد گشتاور موردنیاز کنترلی استفاده کرده است. انتخاب چرخ عکس‌العملی به دلیل ایجاد گشتاور موردنظر و ارزان‌تر بودن نسبت به دیگر محرک‌ها است. برای بهینه‌کردن قوانین فازی از الگوریتم ژنتیک استفاده شده است. نشان‌داده‌شده است که استفاده از این بهینه‌سازی باعث نشانه‌گیری دقیق‌تر ماهواره، عمر بیشتر، عملکرد سریع‌تر و همچنین مصرف انرژی پایین‌تر می‌شود (Hanafi, 2008). محمدمهدی در سال 2016 مقایسه‌ای بین دو کنترلر $Fuzzy - PID$ و $Fuzzy - PD$ انجام داده است. ماهواره موردبحث، ماهواره $KUFSAT$ است که از سه هسته مغناطیسی که باعث ایجاد گشتاور کنترلی در ماهواره می‌شوند، استفاده شده است. مشکل این گشتاور دهنده‌های مغناطیسی این است که در جهت میدان مغناطیسی زمین اگر قرار گیرند نمی‌توانند گشتاور در آن جهت ایجاد کنند. مقایسه بین دو کنترلر مورد استفاده نشان می‌دهد که کنترلر $Fuzzy - PID$ دقیق‌تر است و همچنین زمان کمتری برای مانور ماهواره نیاز دارد و خطای حالت، زمان نشست و زمان اوج برای $Fuzzy - PID$ بسیار مطلوب‌تر است (Chessab, M, 2016). واکر و همکاران در سال ۲۰۱۵ به طراحی دو کنترلر برای ماهواره $cube sat$ پرداختند. هدف، مقایسه دو کنترلر LQR و فازی بود که با الگوریتم ژنتیک بهینه شده بود. نتایج با شرایط اولیه یکسان نشان داد که کنترلر فازی/ژنتیک در زمان نشست عملکرد بهتری دارد، در رسیدن به موقعیت موردنظر و سرعت زاویه‌ای LQR بهتر عمل می‌کند (Walker et al, 2015). پینگ گوان و همکاران در سال ۲۰۰۵ به طراحی کنترل تطبیقی فازی مود لغزشی برای یک ماهواره انعطاف‌پذیر پرداختند. قواعد فازی به‌گونه‌ای انتخاب شدند که پدیده چترینگ را تضعیف کند. نتایج نشان می‌دهد که کنترلر فازی اعمال شده به‌خوبی توانسته با پدیده چترینگ مقابله کند (Guan et al, 2005).

روش تحقیق

در این قسمت به نوشتن معادلات سینماتیکی و دینامیکی ماهواره با توجه به عملگرهای مورد استفاده می‌پردازیم و همچنین روش کنترلی مسئله را شرح می‌دهیم.

معادلات حاکم

دینامیک و سینماتیک یک ماهواره مدل‌های غیرخطی از معادلات گشتاور اوپلر هستند. (Pastena and Barrington-Brown, 2010)
دینامیک ماهواره

معادله دینامیک حالت ماهواره با معادله لحظه‌ای اوپلر به دست می‌آید:

$$T = \frac{dH}{dt} + \omega_{bi}^* H \quad (1)$$

که در آن T کل گشتاورهای خارجی اعمال شده به ماهواره است، H تکانه زاویه‌ای کل ماهواره است، ω_{bi} سرعت زاویه‌ای مرجع ثابت با توجه به قاب اینرسی و ω^* عملگر ماتریس متقارن را نشان می‌دهد:

$$\omega^* = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{bi_z} & \omega_{bi_y} \\ \omega_{bi_z} & 0 & -\omega_{bi_x} \\ -\omega_{bi_y} & \omega_{bi_x} & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

برای یک جسم صلب، H به‌صورت زیر به دست می‌آید:



$$H = I_s \omega_{bi} \quad (3)$$

که I_s ماتریس تنسور اینرسی ماهواره است. بنابراین معادله (1) را می توان به صورت زیر نشان داد:

$$\frac{d\omega_{bi}}{dt} = -I_s^{-1} \omega_{bi}^* I_s \omega_{bi} + I_s^{-1} T_c + I_s^{-1} T_d \quad (4)$$

که T_d گشتاور اختلال خارجی است و T_c گشتاور کنترلی تولید شده توسط کنترل کننده است.

سینماتیک ماهواره

فرض کنید کواترنیون \bar{q} جهت جسم صلب را با توجه به سیستم مرجع در زمان t نشان می دهد، و q'' جهت گیری را با توجه به سیستم مرجع در زمان $(t + \Delta t)$ نشان می دهد. سپس q' جهت گیری را در زمان $(t + \Delta t)$ نسبت به موقعیتی که در زمان t اشغال کرده است مشخص می کند: (Pastena and Barrington-Brown, 2010) که در آن ماتریس شبه متقارن بردار سرعت زاویه ای (ω_{bi}) است. حال داریم:

$$\frac{d}{dt} \bar{q}(t) = \frac{1}{2} \Omega \bar{q}(t) \quad (5)$$

گشتاور ساز مغناطیسی

این عملگرها برای تولید یک گشتاور مغناطیسی قابل کنترل برای کنترل وضعیت استفاده می شوند. گشتاور مغناطیسی، زمانی ایجاد می شود که جریان الکتریکی از سیم پیچ آن عبور کند. (M.J. SIDI, 1997)

$$M = I_M \cdot N \cdot A \quad (6)$$

که N تعداد سیم پیچ ها است، A سطح مقطعی است که سیم پیچ ها در بر می گیرند و I_M جریان ورودی مغناطیس است. در این پژوهش، فرض شده است که $N = 200$ ، $A = 49e - 4$.

برهم کنش بین گشتاور مغناطیسی و میدان مغناطیسی زمین باعث ایجاد یک گشتاور مکانیکی برای کنترل ماهواره می شود. این گشتاور به صورت زیر به دست می آید:

$$T_M = M \times B \quad (7)$$

که M مغناطیسی دوقطبی تولید شده در ماهواره است، B شدت میدان مغناطیسی زمین باتوجه به مختصات بدنه است.

چرخ عکس العملی

هنگامی که یک جریان الکتریکی به چرخ عکس العملی اعمال می شود، گشتاور این عملگر به صورت زیر تولید می شود:



$$T_w = K_M I_w \quad (8)$$

که h_w تکانه زاویه‌ای چرخ، I_w تکانه اینرسی چرخ واکنش، D ماتریس جهت‌گیری چرخ است، که نشان می‌دهد، کدام چرخ‌ها بر روی کدام محور سوار شده‌اند. گشتاور هر چرخ بر روی بدنه ماهواره در امتداد محور مختصات بدنه ثابت توسط h_w بیان می‌شود، که برابر با گشتاور منفی این چرخ بر روی بدنه ماهواره است. (M.J. SIDI, 1997)

$$\frac{dh_w}{dt} = -T \quad (9)$$

همچنین معادله دینامیک وضعیت ماهواره با عملگرهای چرخ واکنش و گشتاورساز مغناطیسی به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$(I_s - DI_w)\dot{\omega}_{bi} = -\omega_{bi}^* (I_s \omega_{bi} + D\omega_w I_w) + DT_w + T_m + d \quad (10)$$

که d گشتاور اغتشاش خارجی و T_w گشتاور کنترلی است که توسط چرخ عکس‌العملی ایجاد می‌شود و T_m گشتاور کنترلی ایجاد شده توسط گشتاورساز مغناطیسی می‌باشد.

کنترل مود لغزشی برای ماهواره با چرخ‌های عکس‌العملی و گشتاورساز مغناطیسی

برای طراحی کنترل مود لغزشی ابتدا سیگنال خطا تعریف می‌شود. سیگنال خطا $e_{\bar{q}} = \bar{q}_d - q$ و کوآترینیون q و کوآترینیون مورد نظر است. سطح لغزش به صورت زیر تعریف می‌شود: (Sadigh and Renery, 2010)

$$s = \dot{e}_{\bar{q}} + k e_{\bar{q}} \quad (11)$$

برای اینکه متغیر لغزشی به صورت مجانبی به صفر همگرا شود، قانون کنترل باید شرایط مود لغزشی را ارضا کند ($s^T \dot{s} < 0$).

$$\dot{s} = \ddot{e}_{\bar{q}} + k\dot{e}_{\bar{q}} = (\ddot{q} - \ddot{q}_d) + k\dot{e}_{\bar{q}} = k\dot{e}_{\bar{q}} - \ddot{q}_d + \frac{1}{2}(\dot{\Omega}\bar{q} + \Omega\dot{\bar{q}}) \quad (12)$$

که $\dot{\Omega}\bar{q}$ به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{\Omega}\bar{q} = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_1 \\ \dot{\omega}_2 \\ \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} = \bar{Q}\dot{\omega}_{bi} \quad (13)$$

با جایگزینی (14) به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\dot{s} = k\dot{e}_{\bar{q}} - \ddot{q}_d - \frac{1}{4}(\omega_{bi_x}^2 + \omega_{bi_y}^2 + \omega_{bi_z}^2)\bar{q} - \frac{1}{2}\bar{Q}I_s^{-1}\omega_{bi}^* I_s \omega_{bi} + \frac{1}{2}\bar{Q}I_s^{-1}T_c \quad (14)$$

سیگنال کنترل باید به گونه‌ای طراحی شود که شرایط لغزش را ارضا کند. در روش مود لغزشی، سیگنال کنترل به صورت $u = u_{eq} + u_r$ انتخاب می‌شود، که در آن u_{eq} برای حذف اثر عبارت قطعی از مشتق اول متغیر لغزشی استفاده می‌شود و u_r برای از بین بردن اثر عبارت غیرقطعی استفاده می‌شود. این عبارات به ترتیب در (15) و (16) نشان داده شده‌اند.



$$u_{eq} = -2I_s \bar{Q}^{-1} \left[k \dot{\bar{q}} - \ddot{\bar{q}}_d - \frac{1}{4} (\omega_{bix}^2 + \omega_{biy}^2 + \omega_{biz}^2) \bar{q} - \frac{1}{2} \bar{Q} I_s^{-1} \omega_{bi}^* I_s \omega_{bi} \right] \quad (15)$$

$$u_r = -2I_s \bar{Q}^{-1} k \operatorname{sgn}(s) \quad (16)$$

یافته ها

در این قسمت با استفاده از شبیه سازی های سیستم ماهواره، کنترلر مود لغزشی- فازی نوع دوم و مود لغزشی-الگوریتم ژنتیک را بر روی سیستم اعمال می کنیم، پاسخ ها را در حالت بدون اغتشاشات، حضور اغتشاشات ثابت، حضور اغتشاشات سینوسی، حضور اغتشاشات به صورت نویز سفید و عدم قطعیت ها نشان می دهیم. اطلاعات عددی ماهواره در جدول زیر آمده است.

جدول ۱ - جدول اطلاعات ماهواره

اطلاعات عددی ماهواره		
ممان اینرسی ماهواره	I_s	0.012
فرکانس چرخش مداری	W0	0.0011
زاویه انحراف مدار	i	0
ثابت مغناطیسی زمین	Mag_{earth}	$7.96 * 10^{15}$
ثابت گرانش	G	$6.674e - 11$
فاصله تا مرکز زمین	R_{earth}	6971e3
اطلاعات عددی گشتاورساز مغناطیسی		
تعداد سیم پیچ ها	N	200
سطح مقطع سیم پیچ ها	A	$49e - 4$
بیشینه جریان ورودی	I_{Amax}	0.5
اطلاعات عددی چرخ عکس العملی		
ممان اینرسی چرخ	I_w	$50e - 6$
ضریب گشتاور	K_m	$9.5e - 3$
بیشینه جریان ورودی	I_{RWmax}	0.5
بیشینه سرعت زاویه ای	W_{wmax}	40



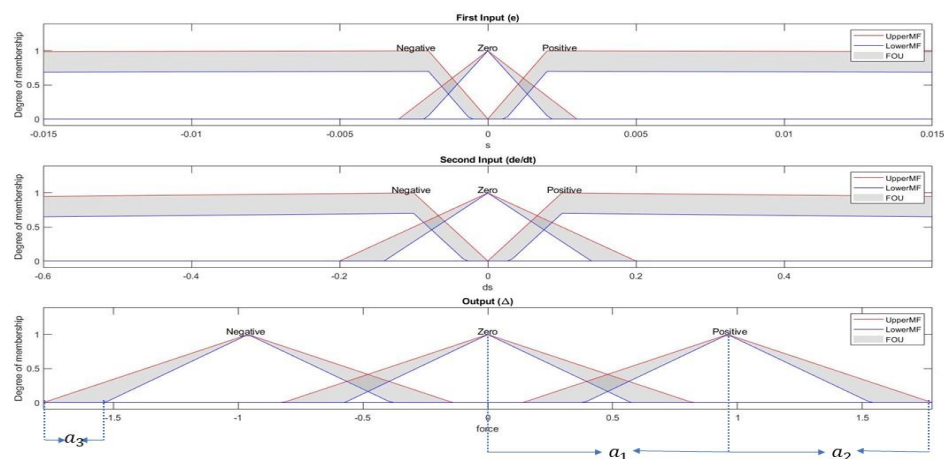
نتایج شبیه‌سازی با استفاده از کنترلر مود لغزشی - فازی نوع دوم

در این قسمت به اعمال کنترلر، مود لغزشی - فازی نوع دوم به سیستم پرداخته می‌شود. کنترلر فازی به‌منظور تعیین ضریب k کنترلر مود لغزشی مورد استفاده قرار می‌گیرد. قوانین فازی که در جدول 2 آمده است، برای تنظیم پارامتر Δk بر حسب خطا (e) و مشتق خطا (\dot{e})، می‌باشد. تنظیم پارامتر K ، با ضرب عبارت $1 + \Delta k$ ، در K صورت می‌گیرد. بنابراین با افزایش ضریب ΔK ، ضریب کنترلی مود لغزشی را افزایش داده، تا سیستم سریع‌تر به سطح لغزش برسد. در کنترلر مود لغزشی همان‌طور، به‌جای استفاده از تابع علامت، $sgn(s)$ از تابع $tanh(s)$ استفاده می‌کنیم. دلیل استفاده از این تابع جلوگیری از پدیده چترینگ است. همچنین $e^T Q e$ به عنوان انتگرال توان دوم خطا (ISE) و $u^T R u$ به عنوان انتگرال توان دوم گشتاور (ISF) در نظر گرفته می‌شود.

جدول 2- قوانین فازی بر حسب خطا و مشتق خطا به منظور تعیین تغییرات K

e	\dot{e}	Δk
N	N	P
N	Z	P
N	P	Z
Z	N	Z
Z	Z	N
Z	P	Z
P	N	Z
P	Z	P
P	P	P

ضرایب a_0 ، a_1 و a_2 که در شکل (1) نشان داده شده، با بهینه‌سازی انجام شده، برابر است با:
 $a_0 = 0.003$, $a_1 = 0.96$, $a_2 = 0.82$



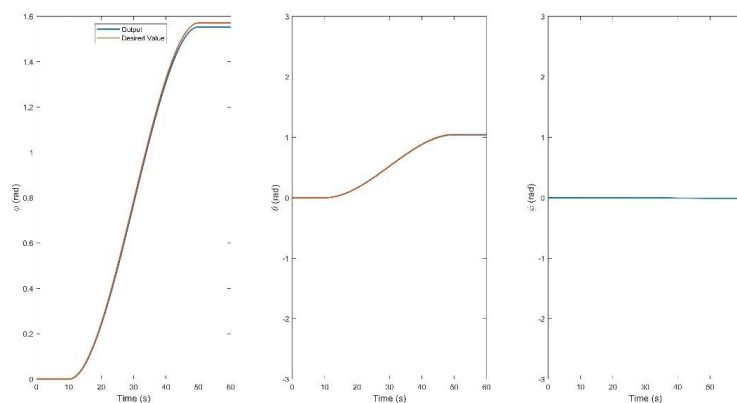


شکل ۱- نمودار قوانین فازی ورودی‌ها و خروجی

نتایج شبیه‌سازی با کنترلر مودل‌گزشی-فازی نوع دوم بدون حضور اغتشاشات در این حالت به سیستم اغتشاشات خارجی وارد نمی‌شود و همچنین عدم قطعیت‌ها نیز لحاظ نمی‌گردد. مقدار مطلوب زوایای Φ و θ به صورت زیر است. همچنین مقدار مطلوب زاویه Ψ ، 0 در نظر گرفته شده‌است. نمودارهای مربوط به گشتاور کنترلی و زوایای اوپلر در ادامه آمده است.

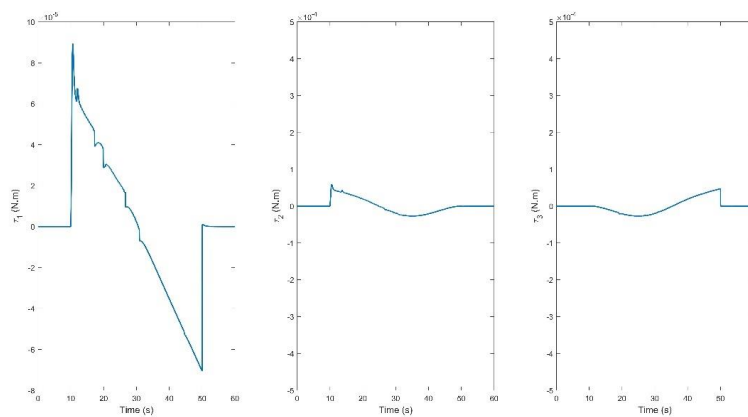
$$\Phi = \begin{cases} 0 & , t < 10 \\ \frac{\pi}{2} & , t \geq 50 \\ -0.00005x^3 + 0.004x^2 - 0.074x + 0.34, & 10 < t < 50 \end{cases} \quad (17)$$

$$\theta = \begin{cases} 0 & , t < 10 \\ \frac{\pi}{3} & , t \geq 50 \\ -0.00003x^3 + 0.003x^2 - 0.05x + 0.23, & 10 < t < 50 \end{cases} \quad (18)$$



شکل ۲- نمودار زوایای اوپلر بدون حضور اغتشاشات

در این حالت خطای حالت ماندگار سیستم برای زاویه Φ برابر 0.017 و برای دو زاویه θ و Ψ برابر 0 است و انتگرال توان دو خطا (ISE) برابر 1.14 است.



شکل ۳- نمودار گشتاور کنترلی بدون حضور اغتشاشات

نمودار گشتاور که گشتاور کنترلی سیستم را نشان می‌دهد، دو بیشینه و کمینه مقدار برای گشتاورهای ζ_1 ، ζ_2 ، ζ_3 که به ترتیب گشتاورهای کنترلی در جهت‌های، X ، Y و Z می‌باشند را مشخص می‌کند، که در ادامه آورده می‌شود.

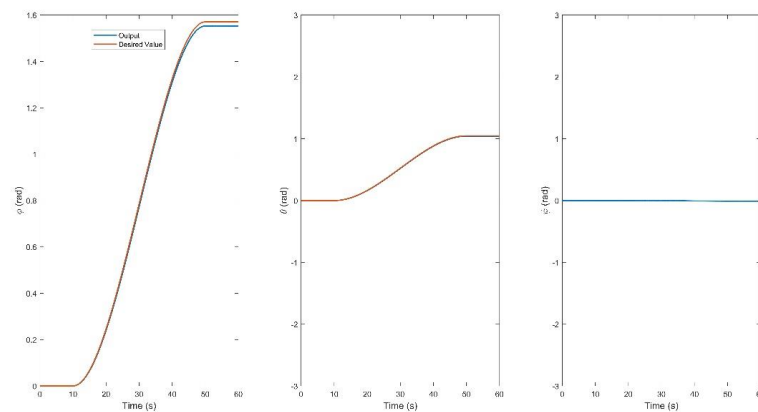
$$\zeta_1 = \begin{cases} t = 10.53 \text{ s} & T = 8.90 * 10^{-5} (N.m) \\ t = 50 \text{ s} & T = -7.06 * 10^{-5} (N.m) \end{cases}$$

$$\zeta_2 = \begin{cases} t = 10.61 \text{ s} & T = 5.76 * 10^{-5} (N.m) \\ t = 33.57 \text{ s} & T = -2.627 * 10^{-5} (N.m) \end{cases}$$

$$\zeta_3 = \begin{cases} t = 25.45 \text{ s} & T = -2.70 * 10^{-5} (N.m) \\ t = 50 \text{ s} & T = 4.729 * 10^{-5} (N.m) \end{cases}$$

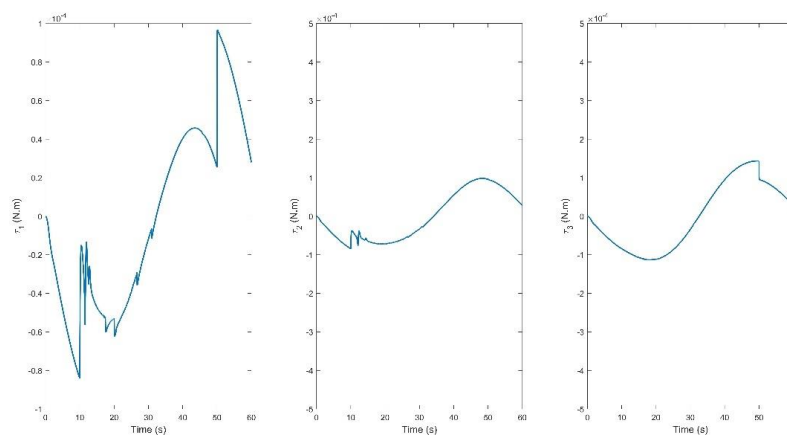
همچنین انتگرال توان دوم گشتاورها (ISF) برابر 1.09 است.

نتایج شبیه‌سازی با کنترلر مودل‌گزشی-فازی نوع دوم در حضور اغتشاشات سینوسی در این حالت گشتاور اغتشاشی وارد به سیستم سینوسی و برابر با $1 * 10^{-4} \sin(0.1t)$ می‌باشد. نمودارهای گشتاورهای کنترلی و زوایای اوپلر در ادامه آورده شده‌است.



شکل ۴- نمودار زوایای اولیه در حضور اغتشاشات سینوسی

در این حالت خطای حالت ماندگار سیستم برای زاویه Φ برابر 0.017 و برای دو زاویه θ و Ψ برابر 0 است و انتگرال توان دو خطا (ISE) برابر 1.16 است.



شکل ۵- نمودار گشتاور کنترلی سیستم در حضور اغتشاشات سینوسی

$$\zeta_1 = \begin{cases} t = 10 \text{ s} & T = -8.42 * 10^{-5} (N.m) \\ t = 50.07 \text{ s} & T = 9.586 * 10^{-5} (N.m) \end{cases}$$

$$\zeta_2 = \begin{cases} t = 9.76 \text{ s} & T = -8.28 * 10^{-5} (N.m) \\ t = 48.11 \text{ s} & T = 9.8 * 10^{-5} (N.m) \end{cases}$$

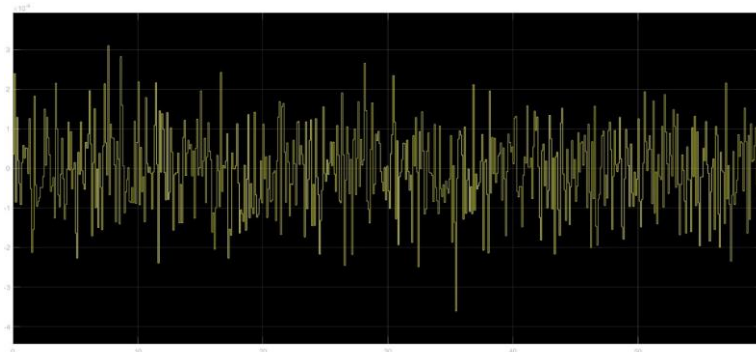
$$\zeta_3 = \begin{cases} t = 18.35 \text{ s} & T = -1.1 * 10^{-4} (N.m) \\ t = 50 \text{ s} & T = 1.4 * 10^{-4} (N.m) \end{cases}$$

همچنین انتگرال توان دوم گشتاورها (ISF) برابر 8.19 است.

نتایج شبیه سازی با کنترلر مودلگزشی-فازی نوع دوم در حضور اغتشاشات به صورت نويز سفید

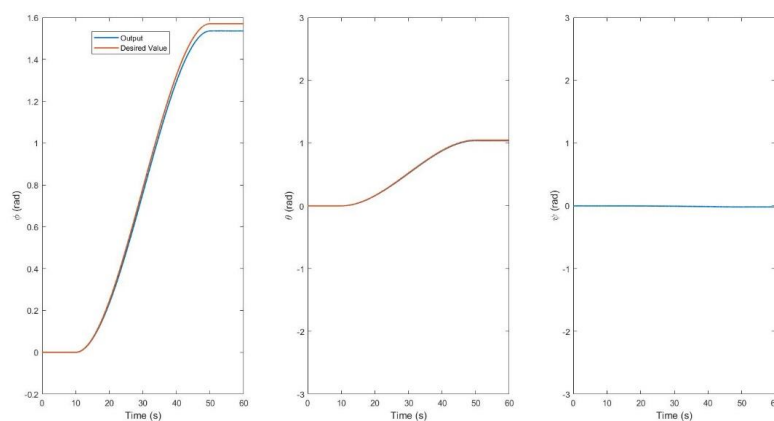


در این حالت گشتاور اغتشاشی وارد به سیستم، به صورت نویز سفید است. نمودار گشتاور اغتشاشی نویز سفید، به صورت زیر است.



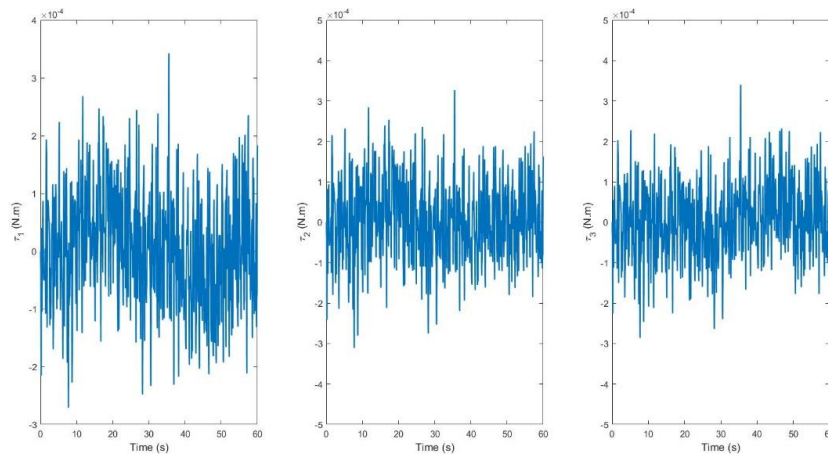
شکل ۶- نمودار گشتاور اغتشاشی به صورت نویز سفید

نمودارهای گشتاورهای کنترلی و زوایای اوپلر در ادامه آورده شده است.



شکل ۷- نمودار زوایای اوپلر برای سیستم در حضور اغتشاشات به صورت نویز سفید

در این حالت خطای حالت ماندگار سیستم برای زاویه Φ برابر 0.017 و برای دو زاویه θ و Ψ برابر 0 است و انتگرال توان دو خطا (ISE) برابر 1.15 است.



شکل ۸- نمودار گشتاورهای کنترلی برای سیستم در حضور اغتشاشات به صورت نویز سفید

نمودار گشتاور که گشتاور کنترلی سیستم را نشان می‌دهد، دو بیشینه و کمینه مقدار برای گشتاورهای ζ_1 ، ζ_2 ، ζ_3 که به ترتیب گشتاورهای کنترلی در جهت‌های x ، y و z می‌باشند را مشخص می‌کند، که در ادامه آورده می‌شود.

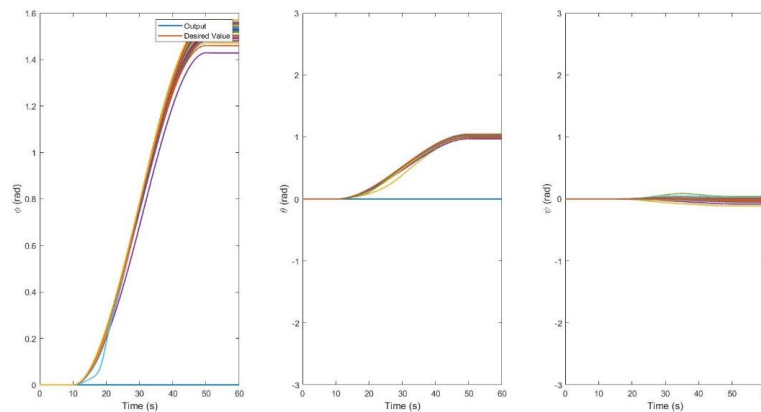
$$\zeta_1 = \begin{cases} t = 28.2s \\ t = 35.46s \end{cases} \quad \begin{aligned} T &= -2.6 * 10^{-4} (N.m) \\ T &= 3.4 * 10^{-4} (N.m) \end{aligned}$$

$$\zeta_2 = \begin{cases} t = 28.8s \\ t = 35.5s \end{cases} \quad \begin{aligned} T &= -2.7 * 10^{-4} (N.m) \\ T &= 3.3 * 10^{-4} (N.m) \end{aligned}$$

$$\zeta_3 = \begin{cases} t = 28.2s \\ t = 35.5s \end{cases} \quad \begin{aligned} T &= -2.28 * 10^{-4} (N.m) \\ T &= 3.6 * 10^{-4} (N.m) \end{aligned}$$

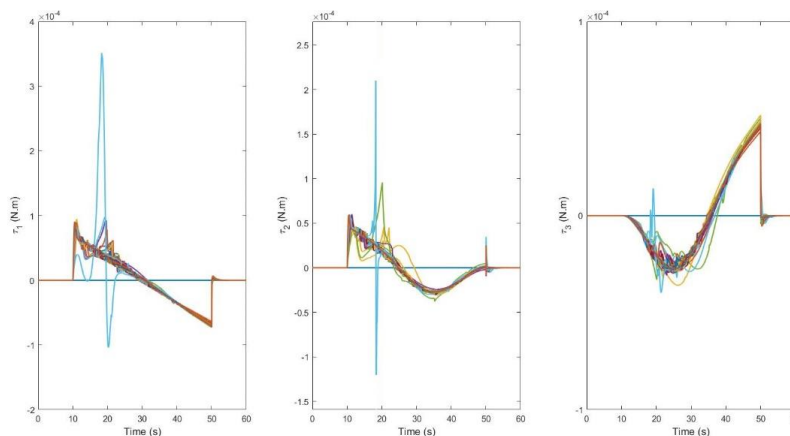
همچنین انتگرال توان دوم گشتاورها (ISF) برابر 12.94 است.

نتایج شبیه‌سازی با کنترلر مودل‌گزشی-فازی نوع دوم در حضور عدم قطعیت‌ها عدم قطعیت‌های موجود در سیستم از نوع عدم قطعیت‌های ساختاری هستند که بر پارامترهای سیستم اعمال می‌شود. بازه عدم قطعیت‌ها ۲۰ درصد است که با صد حالت ایجاد شده، نمودارها به شکل زیر هستند.



شکل ۹- نمودار زوایای اولیه در حضور عدم قطعیتها

با توجه به نمودارها، میانگین انتگرال توان دوم خطا (ISE) برای زوایا برابر است با 5.65 و همچنین انحراف معیار برابر با 12.59 است.



شکل ۱۰- نمودار گشتاورهای کنترلی در حضور عدم قطعیتها

باتوجه به نمودارها، میانگین انتگرال توان دوم گشتاور (ISF)، برای گشتاورها برابر است با: 1.09 و همچنین انحراف معیار برابر با 0.21 است.

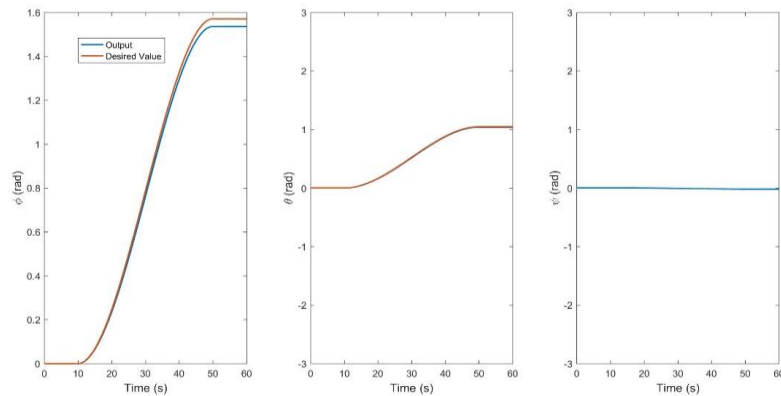
نتایج شبیه سازی با کنترلر مود لغزشی - الگوریتم ژنتیک

در این قسمت ابتدا کنترلر مود لغزشی بر سیستم اعمال شده و سپس با کمک الگوریتم ژنتیک به بهینه سازی آن پرداختیم. در کنترلر مود لغزشی به جای استفاده از تابع علامت، $sgn(s)$ از تابع $tanh(s)$ استفاده می کنیم. دلیل استفاده از این تابع جلوگیری از پدیده چترینگ است. در بهینه سازی، از تابع LQR استفاده می کنیم، هدف مینیموم کردن تابع LQR با استفاده از الگوریتم ژنتیک است، تابع هدف $J = \int (e^T Q e + u^T R u) dt$ است، که در این معادله e خطای سیستم و u گشتاور کنترلی می باشد. مینیموم کردن تابع هدف، با تنظیم ضریب k صورت می گیرد. همچنین $e^T Q e$ به عنوان انتگرال توان دوم خطا (ISE) و $u^T R u$ به عنوان انتگرال توان دوم گشتاور (ISF) در نظر گرفته می شود.



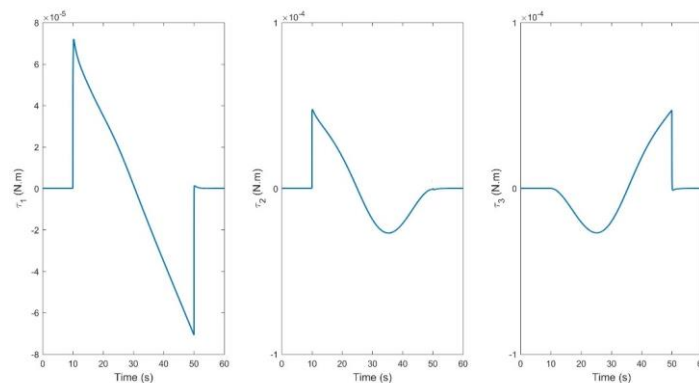
نتایج شبیه سازی با کنترلر مود لغزشی - الگوریتم ژنتیک بدون حضور اغتشاشات

در این حالت به سیستم اغتشاشات خارجی وارد نمی شود و همچنین عدم قطعیت ها نیز لحاظ نمی گردد. مقدار مطلوب زوایای Φ و θ در معادلات (17) و (18) آمده است. همچنین مقدار مطلوب زاویه Ψ ، 0 در نظر گرفته شده است.



شکل ۱۱- نمودار زوایای اولیه بدون حضور اغتشاشات

در این حالت خطای حالت ماندگار سیستم برای زاویه Φ برابر 0.035 و برای دو زاویه θ و Ψ برابر 0 است و انتگرال توان دو خطا (ISE) برابر 4.30 است.



شکل ۱۲- نمودار گشتاورهای کنترلی بدون حضور اغتشاشات

نمودار گشتاور که گشتاور کنترلی سیستم را نشان می دهد، دو بیشینه و کمینه مقدار برای گشتاورهای ζ_1 ، ζ_2 ، ζ_3 که به ترتیب گشتاورهای کنترلی در جهت های x ، y و z می باشند را مشخص می کند، که در ادامه آورده می شود.

$$\zeta_1 = \begin{cases} t = 10.18 \text{ s} & T = 7.07 * 10^{-5} (\text{N.m}) \\ t = 50 \text{ s} & T = -7.07 * 10^{-5} (\text{N.m}) \end{cases}$$

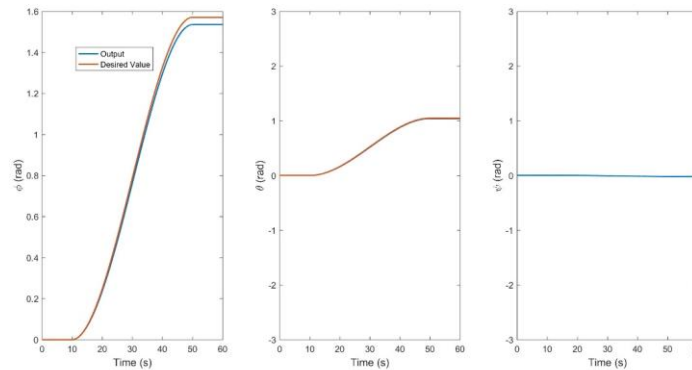
$$\zeta_2 = \begin{cases} t = 10.2 \text{ s} & T = 4.76 * 10^{-5} (\text{N.m}) \\ t = 33.72 \text{ s} & T = -2.61 * 10^{-5} (\text{N.m}) \end{cases}$$

$$\zeta_3 = \begin{cases} t = 25.03 \text{ s} & T = -2.67 * 10^{-5} (\text{N.m}) \\ t = 49.05 \text{ s} & T = 4.50 * 10^{-5} (\text{N.m}) \end{cases}$$



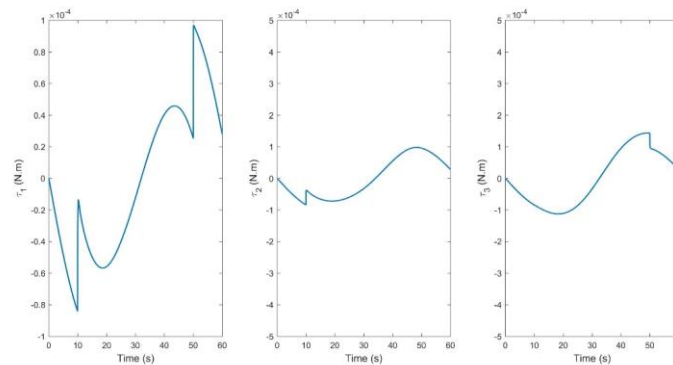
همچنین انتگرال توان دوم گشتاورها (ISF) برابر 1.0611 است.

نتایج شبیه سازی با کنترلر مود لغزشی - الگوریتم ژنتیک در حضور اغتشاشات سینوسی در این حالت گشتاور اغتشاشی وارد به سیستم سینوسی و برابر با $\sin(0.1t) * 10^{-4}$ می باشد.



شکل ۱۳- نمودار زوایای اویلر در حضور اغتشاشات سینوسی

خطای حالت ماندگار سیستم برای زاویه Φ برابر 0.035 و برای زاویه θ و Ψ برابر 0 است و انتگرال توان دو خطا برابر 4.42



شکل ۱۴- نمودار گشتاور کنترلی سیستم در حضور اغتشاشات سینوسی

نمودار گشتاور که گشتاور کنترلی سیستم را نشان می دهد، دو بیشینه و کمینه مقدار برای گشتاورهای ζ_1 ، ζ_2 ، ζ_3 که به ترتیب گشتاورهای کنترلی در جهت های x ، y و z می باشند را مشخص می کند، که در ادامه آورده می شود.

$$\zeta_1 = \begin{cases} t = 10 \text{ s} & T = 8.42 * 10^{-5} (N.m) \\ t = 50.07 \text{ s} & T = -9.55 * 10^{-5} (N.m) \end{cases}$$

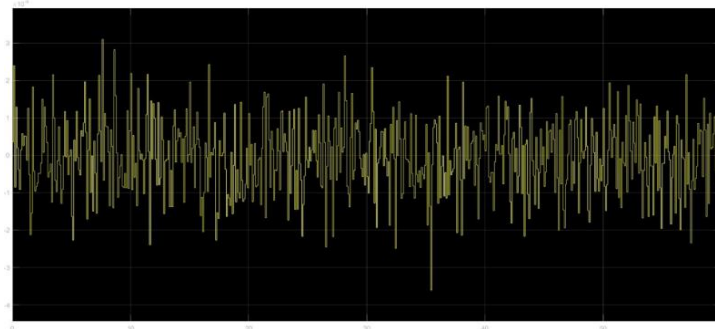
$$\zeta_2 = \begin{cases} t = 9.96 \text{ s} & T = 8.39 * 10^{-5} (N.m) \\ t = 48.11 \text{ s} & T = 9.77 * 10^{-5} (N.m) \end{cases}$$

$$\zeta_3 = \begin{cases} t = 17.87 \text{ s} & T = 1.1 * 10^{-4} (N.m) \\ t = 50 \text{ s} & T = -1.4 * 10^{-4} (N.m) \end{cases}$$

همچنین انتگرال توان دوم گشتاورها (ISF) برابر 8.19 است.

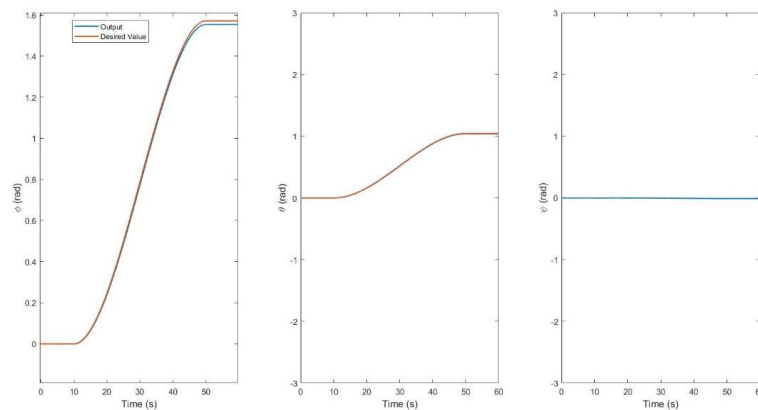


نتایج شبیه سازی با کنترلر مود لغزشی - الگوریتم ژنتیک در حضور اغتشاشات به صورت نویز سفید
در این حالت گشتاور اغتشاشی وارد به سیستم، به صورت نویز سفید است.



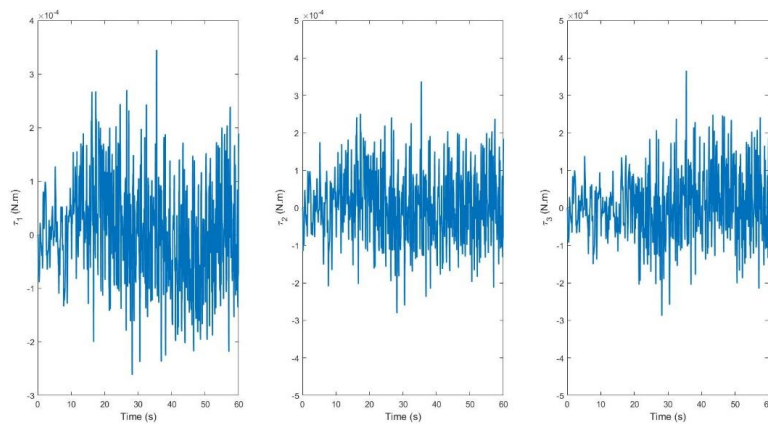
شکل ۱۵- نمودار گشتاور اغتشاشاتی نویز سفید

نمودارهای گشتاورهای کنترلی و زوایای اوپلر در ادامه آورده شده است.



شکل ۱۶- نمودار زوایای اوپلر برای سیستم در حضور اغتشاشات به صورت نویز سفید

در این حالت خطای حالت ماندگار سیستم برای زاویه Φ برابر 0.034 و برای دو زاویه θ و Ψ برابر 0 است و انتگرال توان دو خطا (ISE) برابر 4.32 است.



شکل ۱۷- نمودار گشتاورهای کنترلی برای سیستم در حضور اغتشاشات به صورت نویز سفید

نمودار گشتاور که گشتاور کنترلی سیستم را نشان می‌دهد، دو بیشینه و کمینه مقدار برای گشتاورهای ζ_1 ، ζ_2 ، ζ_3 که به ترتیب گشتاورهای کنترلی در جهت‌های x ، y و z می‌باشند را مشخص می‌کند، که در ادامه آورده می‌شود.

$$\zeta_1 = \begin{cases} t = 7.7 s & T = -2.7 * 10^{-4} (N.m) \\ t = 35.5 s & T = 3.4 * 10^{-4} (N.m) \end{cases}$$

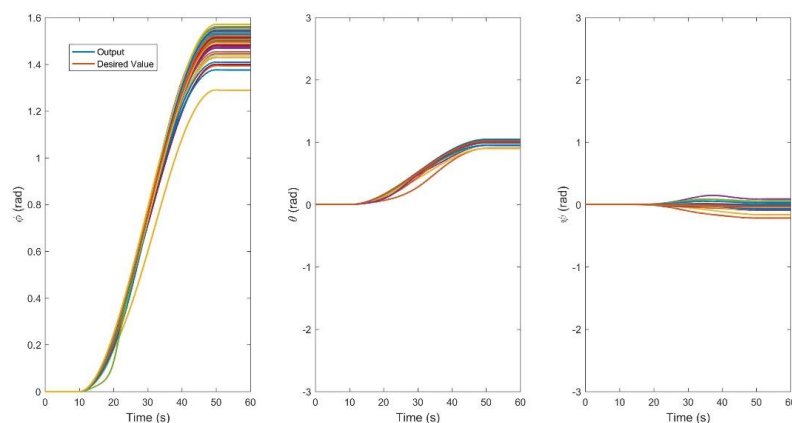
$$\zeta_2 = \begin{cases} t = 7.7 s & T = -3.1 * 10^{-4} (N.m) \\ t = 35.5 s & T = 3.2 * 10^{-4} (N.m) \end{cases}$$

$$\zeta_3 = \begin{cases} t = 7.7 s & T = -2.8 * 10^{-4} (N.m) \\ t = 35.5 s & T = 3.4 * 10^{-4} (N.m) \end{cases}$$

همچنین انتگرال توان دوم گشتاورها (ISF) برابر 13.48 است.

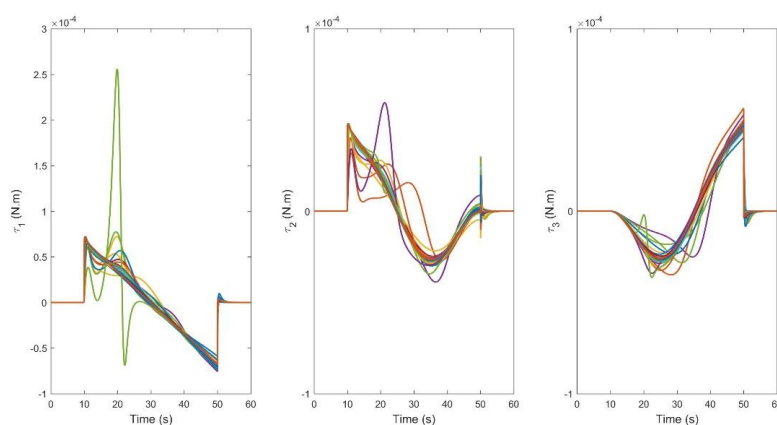
نتایج شبیه‌سازی با کنترلر مود لغزشی - الگوریتم ژنتیک در حضور عدم قطعیت

در این بخش پاسخ سیستم به عدم قطعیت‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد. عدم قطعیت‌های موجود در سیستم از نوع عدم قطعیت‌های ساختاری هستند که بر پارامترهای سیستم اعمال می‌شود. بازه عدم قطعیت‌ها ۲۰ درصد است که با صد حالت ایجاد شده، نمودارها به شکل زیر هستند.



شکل ۱۸- نمودار زوایای اویلر در حضور عدم قطعیت‌ها

با توجه به نمودارها، میانگین انتگرال توان دوم خطا (ISE) برای زوایا برابر است با 20.09 و همچنین انحراف معیار برابر با 44.25 است.



شکل ۱۹- نمودار گشتاورهای کنترلی در حضور عدم قطعیت‌ها

باتوجه به نمودارها، میانگین انتگرال توان دوم نیرو (ISF) برای گشتاورها برابر است با 1.06 و همچنین انحراف معیار برابر با 0.12 است.



بحث و نتیجه گیری

در این پژوهش به بررسی رفتار دو کنترلر مود لغزشی با بهینه سازی الگوریتم ژنتیک و مود لغزشی - فازی نوع دوم، در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت ها پرداخته شده است که باتوجه به مقاومت بودن فازی نوع دوم و همچنین استفاده از خطا و مشتق خطا به عنوان قواعد فازی، انتظار عملکرد بهتر کنترلر فازی می رفت. باتوجه به نتایج به دست آمده، مشاهده می گردد که کنترلر مود لغزشی - فازی نوع دوم، در حالت های بدون حضور اغتشاشات، اغتشاشات ثابت، اغتشاشات سینوسی، اغتشاشات به صورت نویز سفید و عدم قطعیت ها نتایج بهتری در خطای حالت ماندگار، انتگرال توان دوم خطا می دهد. در انتگرال توان دوم گشتاور، کنترلر مود لغزشی - الگوریتم ژنتیک، نتیجه بهتری در حالت معین، اغتشاشات ثابت و سینوسی می دهد، ولی در حضور عدم قطعیت ها و اغتشاشات به صورت نویز سفید عملکرد کنترلر فازی - مود لغزشی بهتر است. در ادامه جدول مقایسه آن ها آورده می شود.



- Antić, D., Milojković, M., & Jovanović, Z. (2007). Genetic algorithms applied in fuzzy-sliding mode control of nonlinear systems. 8th International Conference on Telecommunications in Modern Satellite, Cable and Broadcasting Services, TELSIKS 2007, Proceedings of Papers, 490–493.
- Hamidzadeh, S. M., & Zarringhalam, A. (2014). Hyper Chaos Control using Fuzzy Sliding Mode Controller with Application to a Satellite Motion, 105(4), 39–43.
- Hassan Mohamed, S., Tawfeic, S. R., & Abdel-Malak Mekhail, T. (2022). ATTITUDE CONTROL FOR A NANO SATELLITE BY USING FUZZY AND APPROACHING INDEX SWITCHING ALGORITHM. In Journal of Al-Azhar University Engineering Sector (Vol. 17, Issue 64).
- IEEE Systems, M., & Institute of Electrical and Electronics Engineers. (n.d.). Proceedings of 2019 International Conference on System Science and Engineering (ICSSE) : July 20-21, 2019, Dong Hoi City, Quang Binh Province, Vietnam
- .Chiaraluze, F., Finaurini, G., Gambi, E., & Spinsante, S. (n.d.). Analysis and improvement of the ESA telecommand authentication procedure (Vol. 27, Issue 4).
- Guerrant, D. V. (2005). DESIGN AND ANALYSIS OF FULLY MAGNETIC CONTROL FOR PICOSATELLITE STABILIZATION.
- Heydari, A., Pourtakdoust, S. H., & Heydari, H. (2009). Magnetic Attitude Control Using Fuzzy Logic.
- Omar, H. M. (n.d.). DESIGNING A GENETIC-BASED FLC FOR FAST ATTITUDE CONTROL OF SATELLITES WITH REACTION WHEELS.
- Chessab, M. (2016). FUZZY PID CONTROLLER FOR NANO-SATELLITE ATTITUDE CONTROL. In Journal of Science and Arts Year
- Walker, A. R., Putman, P. T., & Cohen, K. (2015). Solely magnetic genetic/fuzzy-attitude-control algorithm for a CubeSat. Journal of Spacecraft and Rockets, 52(6), 1627–1639.
- Guan, P., Liu, X. J., & Liu, J. Z. (2005). Adaptive fuzzy sliding mode control for flexible satellite. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 18(4), 451–459.
- Max Pastena and James Barrington-Brown, Comparison of Magnetorquer Performance. Presentation to CubeSat Workshop, 8th August 2010.
- M. J. SIDI, Spacecraft Dynamics and Control. 1997: Cambridge University Press
- di Torino, P., Mohammadzadeh Sadigh Supervisor, S., & Reyneri, L. (n.d.). Attitude control system for nanosatellites with reaction wheel and magnetorquer actuators.



Satellite attitude control using fuzzy type 2 controller and sliding mode-genetic algorithm

Ali Heshmati Baten

**Faculty of Mechanical Engineering K.N.Toosi of
Technology, Tehran, Iran**

Seyed Hossein Sadati

**Associate Professor, Faculty of Mechanical
Engineering K.N.Toosi of Technology, Tehran, Iran**

Abstract

In this research, two controllers have been investigated and compared. These two controllers are sliding mode - genetic algorithm and sliding mode - fuzzy second type, for a satellite moving in low orbit. The genetic algorithm has been used to optimize the sliding mode coefficient and in the second type phase for optimization. The equations used are based on the change of the satellite's position. Also, the actuators used in the satellite to produce the required control torque include: magnetic torque generators and reaction wheels. The simulation of the satellite system has been done in Simulink MATLAB. According to the graphs obtained, which have been studied in certain situations, in the presence of constant disturbances, in the presence of sinusoidal disturbances and uncertainties, it is shown that the second type of sliding-fuzzy mode controller has performed better in all these situations.

Keywords: Satellite, Fuzzy type two, Sliding mode, Genetic Algorithm