



کنترل فعال نوسانات سیستم تعلیق هواپیما با استفاده از کنترلر عصبی NARMA-L2

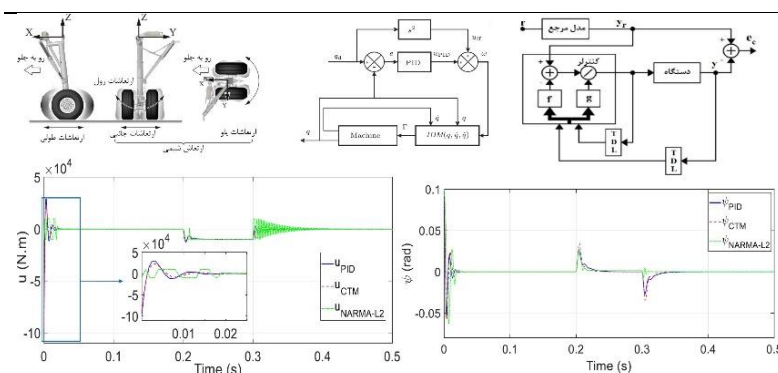
میلاذ یزدان پناه^۱، علیرضا ناطقی^۲

^۱ دانشجوی دکتری، دانشکده، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران
^۲ دانشیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

برجسته‌ها

- کاهش دامنه ارتعاشات ارابه فرود
- میرایی ارتعاشات ارابه فرود به‌وسیله کنترلر NARMA-L2
- مقاوم نمودن سیستم ارابه فرود نسبت به اغتشاشات خارجی با کمک کنترلر NARMA-L2

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۲۷

بازنگری: ۱۴۰۱/۰۹/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۱/۰۷

ارائه برخط: ۱۴۰۱/۱۲/۰۱

*نویسنده مسئول:

control.theory13@gmail.com

کلیدواژه‌ها:

کنترلر عصبی

NARMA-L2

کنترل فعال

نوسانات سیستم تعلیق

هواپیما

چکیده

ارتعاشات کوچک (Shimmy)، ارتعاشات جانبی و پیچشی در چرخ هواپیما است که خود را تحریک می‌کند؛ و باعث بی‌ثباتی در عملکردهای سریع می‌شود؛ که می‌تواند به تجهیزات فرود هواپیما و بدنه آن و همچنین، در هواپیماهای تجاری، به مسافران آسیب برساند. بنابراین، کنترل و میرایی این ارتعاشات بسیار مهم تلقی می‌گردد. بدین منظور، پژوهش حاضر، به طراحی یک کنترل‌کننده با استفاده از روش عصبی نوع NARMA-L2 (Nonlinear Auto-Regressive Moving Average) جهت جلوگیری از ارتعاشات کوچک در ارابه فرود هواپیما پرداخته است. کنترل‌کننده یادشده توانایی بالایی در برابر عدم قطعیت‌های پارامتری و اغتشاشات خارجی دارد. برای بررسی عملکرد کنترلر پیشنهادی، پاسخ ارتعاشی سیستم توسط نرم‌افزار MATLAB شبیه‌سازی شده و کارایی آن با مقایسه نتایج به‌دست‌آمده از کنترلرهای گشتاور محاسبه‌شده مقاوم (Computed Torque Method Robust) و تناسبی-انتگرالی-مشتق‌گیر (PID) سنجیده شد. نتایج به‌دست‌آمده، نمایانگر بهبود قابل‌ملاحظه‌ای در عملکرد سیستم حلقه بسته با کاهش مؤثر ارتعاشات در نتیجه استفاده از کنترل‌کننده پیشنهادی می‌باشد.

۱- مقدمه

اقدام دیگری نمی‌توان انجام داد. در برخی از شرایط عملیاتی، مانند قطعات فرسوده، آب‌وهوای شدید و باند ناهموار، یک استراتژی کنترل فعال می‌تواند برای کنترل ارتعاشات شیمی مؤثر باشد.

در مرجع [۵] یک کنترلر تناسبی، انتگرال‌گیر، مشتق‌گیر برای از بین بردن ارتعاشات عمودی چرخ هواپیما طراحی شد و کنترلر فعال با کنترلر نیمه فعال در سیستم تعلیق هواپیما مقایسه گردید. ناسا در [۶]، از یک مدل ساده‌شده از تجهیزات اصلی فرود هواپیما شروع کرد و یک سیستم هیدرولیک خارجی را برای کنترلر فعال در میرایی ارتعاشات عمودی چرخ هواپیما پیاده‌سازی کرد. در ادامه، مرجع [۷]، به معرفی یک کنترلر فعال مقاوم و بهینه برای ارتعاشات شیمی ارابه فرود هواپیما پرداخت. با توجه به نتایج ارائه‌شده در مقاله یادشده، تمرکز پژوهش بر بهینه بودن کنترلرکننده بوده و از جنبه مقاومت بالای آن نسبت به اغتشاشات خارجی صرف‌نظر شده است. این امر در پاسخ ارتعاشی سیستم حین اعمال اغتشاش خارجی به‌خوبی مشخص است. ژانگ در ۲۰۱۶ [۸] به مدل‌سازی دینامیکی و کنترلر پدیده شیمی در ارابه فرود هواپیما پرداخت. کنترلر پیاده‌شده توسط وی از نوع LQR و هدف آن افزایش بهینگی کنترلر بوده است. درحالی‌که در قطعه حساسی مانند ارابه فرود هواپیما، سرعت عمل و مقاومت در برابر اغتشاشات بسیار مهم‌تر از بهینگی است. در ادامه، برابانو و همکاران در سال ۲۰۱۸ [۹] به پیاده‌سازی یک کنترلر تطبیقی برای ارابه فرود هواپیما پرداختند. اما مطابق نتایجی که به دست آوردند، کنترلر پیاده‌سازی شده در عین قابل‌قبول بودن، به‌اندازه مطلوبی نسبت به اغتشاشات وارده مقاوم نبوده و دامنه ارتعاشات پس از اعمال اغتشاش غیرقابل‌چشم‌پوشی است. پس‌از آن، اولاندو در سال ۲۰۲۰ [۱۰] به کنترلر ارتعاشات شیمی با استفاده از یک کنترلر ساده تطبیقی اصلاح‌شده^۱ پرداخت. کنترلر پیاده‌سازی شده باوجود پیشرفت قابل‌قبول، به‌اندازه کافی نسبت به اغتشاشات وارده مقاوم نبوده و دامنه ارتعاشات قابل‌چشم‌پوشی نیست. در ادامه، لی و ژائو در سال ۲۰۲۰ [۱۱] به بهینه‌سازی کاهش دامنه ارتعاشات، برای شیمی ارابه فرود هواپیما، با استفاده از

ارتعاشات کوچک (Shimmy) یک پدیده بسیار مهم و رایج در سیستم ارابه فرود هنگام بلند شدن یا فرود هواپیما است. انرژی موردنیاز این نوع ارتعاش از انرژی جنبشی حرکت روبره‌جلو هواپیما تأمین می‌شود [۱]. در ارابه فرود هواپیمای در حال حرکت بر روی باند، شیمی حالت نوسانات خود برانگیخته است که توسط نیروهای واکنش بین لاستیک و زمین ایجاد می‌شود. در واقع، شیمی، حرکت ترکیبی نوسانی ارابه فرود در جهت‌های پیچشی، جانبی و طولی است؛ که ناشی از برهم‌کنش بین دینامیک تایلر و ارابه فرود با محدوده فرکانسی ۱۰ تا ۳۰ هرتز است [۲]. شیمی نه‌تنها منجر به ناپایداری‌هایی می‌شود که راحتی را تضعیف می‌کند، بلکه می‌تواند بر دید خلبان نیز تأثیر بگذارد و نتایج خطرناک‌تری همچون از دست دادن کنترلر، فرسودگی بیش‌ازحد لاستیک، خرابی اجزای مکانیکی یا حتی شکست ارابه فرود را ایجاد کند.

اولین تلاش‌های انجام‌شده برای کاهش اثرات مخرب این ارتعاشات استفاده از روش‌های غیرفعال بود. به‌منظور میرایی این ارتعاشات در هواپیماهای بوئینگ ۷۳۷ و ایرباس A-320 به‌عنوان یک اقدام پیشگیرانه معمولی از یک میراگر استفاده شد [۳]. درحالی‌که، کنترلر یک سیستم در سرعت‌بالا نیاز به میرایی نسبتاً پایین دارد. و دلیل آن هم واضح است، برای غلبه بر دمپری با ضریب میرایی بالا نیاز به عملگری قوی است؛ و تأمین این قدرت از سرعت عمل سیستم می‌کاهد [۴]. پس برای دفع غیرفعال ارتعاشات شیمی به دمپری قوی نیاز است؛ اما برای کنترلر سیستم ارابه فرود در سرعت‌های بالا باید دمپری ضعیف‌تر وجود داشته باشد. علاوه بر این، پس از اتمام طراحی ارابه فرود، پارامترهای ساختاری برای میرایی ارتعاشات نمی‌تواند تغییر کند. یکی از عیوب اصلی میراکننده‌های (دمپره‌های) مورد استفاده در این روش، نیاز به تعمیر و نگهداری مکرر و همچنین افزایش درجه حرارت است؛ که باعث می‌شود سیال هیدرولیک منبسط‌شده و از طریق درزگیرها نشت کند و در نتیجه، بازده میرایی دستگاه را کاهش دهد. بنابراین، هنگامی که اختلالات خارجی یا پارامترهای نامعلوم در سیستم ارابه فرود پیش می‌آیند، هیچ

¹ Modified Simple Adaptive Control

سرعت یک موتور توربوفن همراه با عدم قطعیت‌های مدل نشده در معادلات دینامیکی به کار گرفته شد [۱۶]؛ و کارایی آن به اثبات رسید.

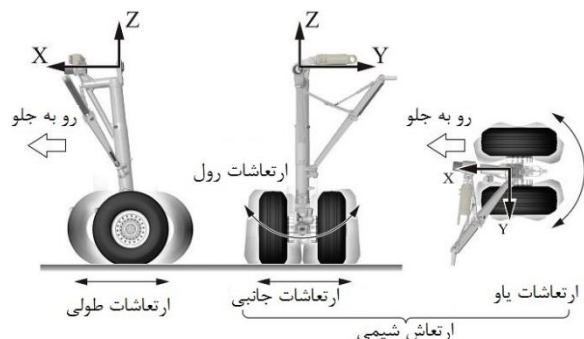
در همین راستا، در این مقاله به منظور رفع چالش ارتعاشات ارباه فرود هواپیما، پس از مدل‌سازی ریاضی سیستم یادشده، به پیاده‌سازی یک کنترلر عصبی موسوم به NARMA-L2 پرداخته شد. نوآوری‌های اصلی مقاله به شرح زیر می‌باشد:

- کاهش دامنه ارتعاشات ارباه فرود
- میرایی ارتعاشات ارباه فرود به وسیله کنترلر NARMA-L2
- مقاوم نمودن سیستم ارباه فرود نسبت به اغتشاشات خارجی با کمک کنترلر NARMA-L2

در راستای نیل به اهداف فوق، ساختار این مقاله پس از ارائه مقدمه‌ای در بخش اول به شرح زیر است: در بخش دوم، مدل‌سازی سیستم و فرمول‌نویسی دینامیک حرکت ارباه فرود ارائه شده است. بخش سوم این مقاله، مدل‌سازی کنترلرهای CTM و NARMA-L2 بیان می‌کند. در بخش چهارم، شبیه‌سازی و تحلیل نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. در پایان، نتیجه‌گیری مقاله ارائه شده است.

۲- مدل‌سازی

پیش‌نیاز هر پژوهشی پیرامون کنترل سیستم‌های مکانیکی، در دست داشتن یک مدل ریاضی از دینامیک آن سیستم است. به همین دلیل، مدل‌سازی دینامیک سیستم ارباه فرود هواپیما مورد توجه قرار گرفت. نمایی از سیستم تعلیق هواپیما در قسمت دماغه آن و نوسانات مربوطه در شکل ۱ آمده است:



شکل (۱): نمایی از نوسانات سیستم تعلیق هواپیما [۱۷].

یک کنترلر نیمه فعال، با در نظر گرفتن تأخیر زمانی پرداختند. با توجه به اینکه زمان عملکرد سیستم ارباه فرود هواپیما بسیار کوچک است و باید به سرعت نسبت به تمامی فرمان‌ها پاسخ دهد، سیستم آن به نحوی طراحی و پیاده‌سازی شده است که کمترین تأخیر ممکن را داشته باشد. از این رو، در نظر گرفتن تأخیر برای پیاده‌سازی کنترلر ضرورتی ندارد. علاوه بر آن، در سیستم مورد مطالعه، سرعت عمل و مقاومت در برابر اغتشاشات بسیار مهم‌تر از بهینگی است. نهایتاً، ونگ و همکاران در سال ۲۰۲۲ [۱۲] با استفاده از کنترلر فیدبک غیرخطی به بهبود عملکرد شیمی ارباه فرود هواپیما پرداختند. در پژوهش آنان، با تمرکز بر دوشاخگی^۱ به طراحی کنترلر به نحوی پرداخته شد که سیستم در یک چرخه حدی پایدار بماند؛ این امر در حالی است که اساساً در کنترل چنین سیستم ساده‌ای (از نظر ساختاری) عبور از ناپایداری تنها بخشی از کار بوده و تمرکز اصلی بر سرعت رسیدن به پایداری حول نقطه مطلوب است. در همین راستا، با توجه به کمبودهای موجود، به پیاده‌سازی یک کنترل‌کننده عصبی فعال از نوع NARMA-L2 با قابلیت بالا در دفع اغتشاشات خارجی و صرف کمترین نیروی کنترلی پرداخته شد. کنترل‌کننده NARMA-L2، از شبکه‌های عصبی جهت پیش‌گویی رفتار یک دستگاه غیرخطی استفاده می‌کند. کنترلر، ورودی‌های کنترلی را برای افزایش کارایی دستگاه روی محور زمان محاسبه می‌کند و در بین مدل‌های کنترلی دارای حداقل محاسبات است که آموزش آن به صورت دسته‌ای و آفلاین انجام می‌شود [۱۳]. تنها محاسبات برخط در گذر روبه‌جلوی شبکه عصبی است. شبکه عصبی در این کنترلر به منظور در دست داشتن یک دینامیک پیشرو از سیستم مورد آموزش و استفاده قرار می‌گیرد. به دلیل ماهیت عصبی این کنترلر، نخستین گام برای طراحی کنترلر یادشده، مدل‌سازی و تعریف سیستم تحت کنترل است. همچنین این کنترلر به سادگی مدل دستگاه را دوباره چینی می‌کند [۱۴]. در مرجع [۱۵] ترکیبی از روش فازی و ایده کنترلی NARMA-L2 به منظور کنترل حرکت یک هلی‌کوپتر کوچک پیاده‌سازی شده و کارایی آن به اثبات رسید. در ادامه، روشی مشابه با آنچه بیان شد، برای کنترل

¹ Bifurcation

نشان می‌دهد که برای کنترل آن باید گشتاور کنترلی M_5 را نیز به آن اعمال کرد. با استفاده از قانون دوم نیوتن و گشتاور گیری حول محور عمودی ارا به فرود می‌توان معادله-ی دیفرانسیل ارتعاشات شیمی را به دست آورد. برای حرکت در جهت زاویه چرخش ارا به فرود (ψ) داریم [۴]:

$$I_z \ddot{\psi} = M_1 + M_2 + M_3 + M_4 + M_5 \quad (1)$$

که در آن، I_z گشتاور اینرسی حول محور عمودی ارا به است. گشتاور M_1 ناشی از سختی پیچشی استرات (بازوی عمودی ارا به) و گشتاور پیچشی ناشی از بازوی اتصال است. گشتاور M_2 ناشی از میرایی پیچشی استرات در اثر میرایی ویسکوز بین یاتاقان‌ها و ضربه‌گیر است. گشتاورهای M_3 (سختی پیچشی ناشی از چرخ‌ها) و M_4 (میرایی پیچشی ناشی از چرخ‌ها) ناشی از تغییر شکل عرضی چرخ‌ها است؛ این تغییر شکل، توسط تغییر در زاویه لغزش جانبی α و نرخ تغییرات زاویه چرخش $\dot{\psi}$ به وجود می‌آیند. و داریم:

$$M_1 + M_2 = C\dot{\psi} + K\psi \quad (2)$$

که در آن، C نرخ سختی پیچشی و K ضریب میرایی ویسکوز بازوی عمودی ارا به (استرات) است. در ادامه خواهیم داشت:

$$M_3 = M_z - e_{eff} F_y \quad (3)$$

که در آن، M_z گشتاور همسوگر، F_y نیروی جانبی و e_{eff} طول مؤثر بازوی محور چرخ است. برای محاسبه e_{eff} داریم:

$$e_{eff} = e \cos(\varphi) + \tan(\varphi)(R + e \sin(\varphi)) \quad (4)$$

که در آن، e طول بازوی چرخ، φ زاویه عمودی ارا به فرود و R شعاع چرخ است. برای محاسبه F_y داریم:

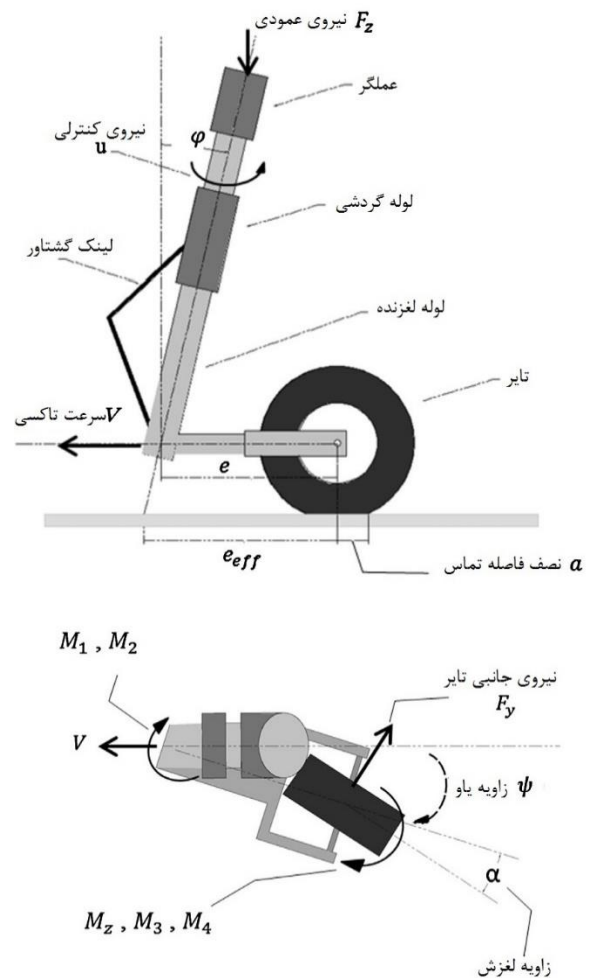
$$F_y = \begin{cases} C_{F\alpha} \alpha F_z & \alpha \leq \delta \\ C_{F\alpha} \delta F_z \text{sign}(\alpha) & \alpha \geq \delta \end{cases} \quad (5)$$

که در آن، F_z نیروی عمودی تایر، α زاویه لغزش تایر، δ بیشینه زاویه لغزش بر اثر نیروی جانبی تایر و $C_{F\alpha}$ ضریب نیروی جانبی است. برای محاسبه M_z خواهیم داشت:

$$M_z = \begin{cases} C_{M\alpha} \frac{\alpha_g}{180} \sin\left(\frac{180}{\alpha_g} \alpha\right) F_z & |\alpha| \leq \alpha_g \\ 0 & |\alpha| \geq \alpha_g \end{cases} \quad (6)$$

که در آن، α_g بیشینه زاویه لغزش بر اثر گشتاور همسوگر و $C_{M\alpha}$ ضریب گشتاور همسوگر است. در ادامه خواهیم داشت:

مطابق شکل ۱، نوسانات سیستم تعلیق (شیمی) هواپیما محدود به سه نوسان طولی^۱، عرضی^۲ و انحرافی^۳ می‌شود. به منظور مدل‌سازی ریاضی سیستم تعلیق هواپیما، نیاز است تا پارامترهای مؤثر بر دینامیک سیستم شناسایی و معرفی شوند. در شکل ۲، پارامترهای مؤثر بر دینامیک سیستم تعلیق هواپیما نشان داده شده است:



شکل (۲): شماتیکی از پارامترهای سیستم تعلیق دماغه هواپیما [۷].

مدل غیرخطی ارتعاشات شیمی، شامل دینامیک پیچشی ارا بهی فرود، نیرو و گشتاورهای اعمالی به ارا به از منابع مختلف و تغییر شکل الاستیک چرخ یا به اصطلاح مکانیک چرخ است. شکل ۲ نمایی از یک ارا به فرود دماغه هواپیما را

¹ Longitudinal oscillation

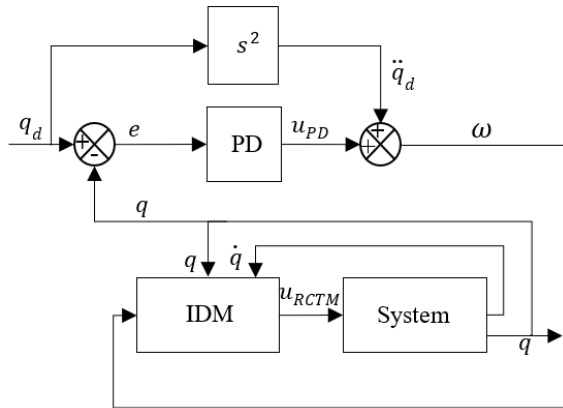
² Lateral oscillation

³ Yaw oscillation

به کارگیری روش فوق در تخمین یک حدس اولیه مناسب برای اعمال نیروهای کنترلی است. این حدس اولیه مطلوب که با استفاده از معادلات حرکت سیستم و خطای موقعیت و سرعت به دست می‌آید، از اعمال نیروهای نامناسب کنترلی پیش‌گیری کرده و همواری مسیر حرکت را به دنبال دارد. با استفاده از مدل به دست آمده و کنترلر طراحی شده برای این سیستم، می‌توان هر ارتعاش ناخواسته را دفع کرد؛ حتی اگر خطای اولیه‌ای در قرارگیری و سنجش مکان عملگرها وجود داشته باشد. به عبارت دیگر به کمک این کنترلر، می‌توان از مزایای دو روش کنترلی فیدبک و فیدفوروارد به‌طور هم‌زمان بهره‌جست و علاوه بر اعمال سیگنال کنترلی مناسب برای یک سیستم غیرخطی اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها را به کمک ترم‌های فیدبک از بین برد.

۳-۱- کنترل با استفاده از کنترلر مقاوم RCTM

شماتیک کنترلر CTM در فضای مفصل چنین است [۱۸]:



شکل (۳): شماتیک کنترلر CTM در فضای مفصل [۱۸].

همان‌طور که در شکل ۳ مشخص است، یک مسیر دلخواه به‌عنوان ورودی سیستم داده می‌شود؛ پس‌از آن خطای سیستم از این مسیر محاسبه‌شده و سرعت و شتاب خطا تعیین می‌شود و برای تعیین ورودی کنترلی به دینامیک معکوس داده می‌شود.

به‌منظور مقاوم ساختن کنترلر CTM نسبت به اغتشاش و شرایط اولیه، معادلات دینامیک خطا را چنین می‌نویسیم:

$$\begin{aligned} \dot{E} &= AE + BT_{RC} \\ E &= \begin{bmatrix} e^T & \dot{e}^T \end{bmatrix}^T, \quad e = \psi - \psi_d \end{aligned} \quad (14)$$

$$M_4 = \frac{\kappa}{V} \cos(\varphi) \dot{\psi} \quad (7)$$

که در آن، V سرعت هواپیما و κ ضریب ممان دندانه‌های تاپر است. و نهایتاً داریم:

$$M_5 = K_e u \quad (8)$$

نهایتاً رابطه ۱ را به شکل زیر می‌توان بازنویسی کرد:

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{I_z} (c\psi + K\dot{\psi} + \frac{\kappa}{V} \cos(\varphi) \dot{\psi} + M_3 + M_5) \quad (9)$$

رابطه سینماتیکی بین جابجایی عرضی چرخ (y_1) و زاویه چرخش ارباب فرود به شکل زیر بیان می‌شود:

$$\dot{y}_1 + \frac{V}{\sigma} y_1 = V \cos(\varphi) \psi + (e_{eff} - a) \cos(\varphi) \dot{\psi} \quad (10)$$

که در آن، α نصف طول تماس تاپر با زمین و σ طول آرامش تاپر است. در ادامه داریم:

$$\alpha \approx \tan(\alpha) = \frac{y_1}{\sigma} \quad (11)$$

بنابراین، شکل فضای حالت معادلات حرکت با انتخاب

متغیرهای حالت $X = [\psi \quad \dot{\psi} \quad y_1]^T$ ، چنین است:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + Bu + d \\ y = CX \end{cases} \quad (12)$$

که در آن داریم:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ \frac{c}{I_z} & \frac{K}{I_z} + \frac{\kappa}{VI_z} \cos(\varphi) & 0 \\ V \cos(\varphi) & (e_{eff} - a) \cos(\varphi) & -\frac{V}{\sigma} \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{I_z} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad u = M_5 \quad (13)$$

$$d = \frac{M_3}{I_z}, \quad C = [1 \quad 0 \quad 0],$$

۳- طراحی کنترلر

در این بخش به‌منظور کنترل سیستم مورد مطالعه، دو کنترلر RCTM و NARMA-L2 مدل‌سازی می‌شود. اهمیت

ورودی‌های کنترلی را برای افزایش کارایی دستگاه روی محور زمان محاسبه می‌کند و در بین مدل‌های کنترلی دارای حداقل محاسبات است که آموزش آن به صورت دسته‌ای و آفلاین انجام می‌شود. تنها محاسبات برخط در گذر روبه جلوی شبکه عصبی است. شبکه عصبی در این کنترلر به منظور در دست داشتن یک دینامیک پیشرو از سیستم مورد آموزش و استفاده قرار می‌گیرد. به دلیل ماهیت عصبی این کنترلر، نخستین گام برای طراحی کنترلر یادشده، مدل‌سازی و تعریف سیستم تحت کنترل است. همچنین این کنترلر به سادگی مدل دستگاه را دوباره چینی می‌کند. یک مدل استاندارد مورد استفاده در سیستم‌های غیرخطی گسسته، مدل NARMA به صورت زیر است [۱۹]:

$$\begin{aligned} y(k+d) = & \\ N[y(k), y(k-1), \dots, & \\ y(k-n+1), u(k), u(k-1), \dots, & \\ u(k-n+1)] & \end{aligned} \quad (22)$$

که در آن $u(k)$ ورودی سیستم و $y(k)$ و خروجی آن است. در فاز تعریف می‌توانیم شبکه عصبی را برای تخمین تابع غیرخطی N آموزش دهیم و اگر بخواهیم خروجی سیستم از یک خط سیر مرجع پیروی کند ($y(k+d) = y_r(k+d)$)، باید در گام بعدی یک کنترلر غیرخطی را توسعه دهیم.

$$\begin{aligned} u(k) = G[y(k), y(k-1), \dots, & \\ y(k-n+1), y_r(k+d), & \\ u(k-1), \dots, u(k-m+1)] & \end{aligned} \quad (23)$$

که در آن تابع G خطای مجموع مربعات را حداقل می‌کند. مشکل این نوع کنترلر این است که اگر لازم باشد شبکه عصبی برای ایجاد تابع G آموزش یابد، باید از پس انتشار پویا استفاده شود و این کار بسیار کند انجام می‌شود. یک راه حل برای این مشکل تخمین مدل است. کنترلر مورد استفاده در اینجا بر مبنای مدل تخمینی عمل می‌کند.

$$\begin{aligned} \hat{y}(k+d) = f[y(k), y(k-1), \dots, & \\ y(k-n+1), u(k-1), \dots, u(k-m+1)] & \\ + g[y(k), y(k-1), \dots, & \\ y(k-n+1), u(k-1), \dots, & \\ u(k-m+1)]u(k) & \end{aligned} \quad (24)$$

که در آن، T_{RC} گشتاور اعمالی توسط کنترلر مقاوم است. ماتریس‌های A, B برابر هستند با:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_p & -k_d \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

حال با انتخاب یک ماتریس Q و حل معادله لیاپانوف، ماتریس P را می‌یابیم:

$$A^T P + PA + Q = 0, \quad Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

که از آن می‌توان نوشت:

$$Z = B^T P E \quad (17)$$

با استفاده از Z و رابطه زیر، ورودی کنترلی مقاوم تعیین می‌شود:

$$T_{RC} = \begin{cases} -\rho \operatorname{sgn}(Z) & \|Z\| > \delta \\ -\frac{\rho Z}{\delta} & \|Z\| \leq \delta \end{cases} \quad (18)$$

که در آن، پارامترهای ρ و δ با استفاده از تعریف زیر، چنین انتخاب شد:

$$\begin{aligned} \delta &: \delta > 0 \\ \rho &: \|\omega - T_{RC}\| \leq \rho \\ \delta &= 0.01, \quad \rho = 15 \end{aligned} \quad (19)$$

که از آن، ورودی دینامیک معکوس برابر خواهد بود با:

$$\begin{cases} \ddot{\theta} = \omega + T_{RC} & \rightarrow IDM \rightarrow T_{RCTM} \\ \omega = \dot{\psi}_d - T_{PD} \end{cases} \quad (20)$$

و ورودی کنترلی سیستم در حضور اغتشاش چنین است:

$$T = T_{RCTM} \quad (21)$$

کنترلر پیاده‌سازی شده به دلیل استفاده از روش لیاپانوف، پایداری تضمین شده داشته و به دلیل استفاده از رابطه ۱۸، در یک خطای مشخص (دلخواه) از مسیر مورد نظر باقی می‌ماند. و این بدین معنی است که اغتشاشات خارجی نمی‌تواند سیستم را از بازه خطای تعیین شده خارج نماید. این امر به معنای مقاوم بودن کنترلر نسبت به اغتشاشات خارجی است.

۲-۳- کنترلر عصبی با استفاده از NARMA-L2

کنترلر NARMA-L2 از شبکه‌های عصبی برای پیشگویی رفتار یک دستگاه غیرخطی استفاده می‌کند. کنترلر،

جدول (۱): پارامترهای بلوک کنترلر PID.

$P + I(1/s) + D(N/1 + N(1/s))$	
ضریب تناسبی P	۳۱۴۰۳۵
ضریب انتگرال گیر I	۳۵۳۴۴۱۶۹
ضریب مشتق گیر D	۴۴۲
ضریب فیلتر N	1677

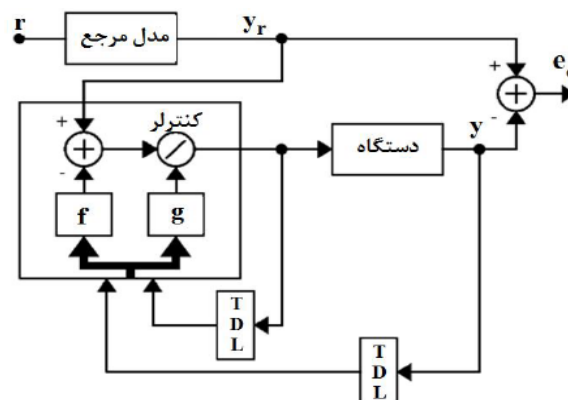
جدول (۲): پارامترهای مورد استفاده برای شبیه سازی [۱۷].

پارامتر	توصیف پارامتری	مقادیر	واحد
پارامترهای ساختاری			
e	طول بازوی چرخ	۰/۱۲	m
C	ضریب ارتجاعی پیچشی	-۱۰۰۰۰۰	N.m.rad ⁻¹
K	ضریب میرایی پیچشی	-۱۰	N.m.s.rad ⁻¹
I_z	ممان اینرسی	۱	kgm ²
φ	زاویه عمودی ارابه	۰/۱۵۷۱	rad
پارامترهای چرخ			
R	شعاع چرخ	۰/۳۶۲	m
a	نصف طول تماس تایر	۰/۱	m
k	ثابت گشتاور میرایی	-۲۷۰	N.m ² .rad ⁻¹
C_{Ma}	ضریب گشتاور همسوگر	-۲	m.rad ⁻¹
C_{Fa}	ضریب نیروی جانبی	۲۰	rad ⁻¹
σ	طول آرامش تایر	۰/۳	m
δ	حد لغزش جانبی	۰/۰۸۷	rad
α_g	حد لغزش همسوگر	۰/۱۷۴۵	rad
سایر پارامترها			
F_z	نیروی عمودی	۹۰۰۰	N
v	سرعت	۷۵	ms ⁻¹

جدول (۳): پارامترهای استفاده شده در بلوک کنترلر مذکور

پارامتر	مقدار	واحد
تعداد لایه مخفی	۵	-
تعداد تأخیرهای ورودی	۳	-
تعداد تأخیرهای خروجی	۳	-
زمان نمونه برداری	۰/۰۰۱	s
بیشینه مقدار خروجی آموزش	۰/۵	rad
کمینه مقدار خروجی آموزش	-۰/۵	rad
بیشینه مقدار ورودی آموزش	۱۰۰۰۰	N.m
کمینه مقدار ورودی آموزش	-۱۰۰۰۰	N.m

پس با کنترلر NARMA - L2 می توان کنترلر شکل زیر را ایجاد کرد:



شکل (۴): کنترلر NARMA - L2 [۲۰].

همان طور که در شکل ۴ مشخص است، یک مسیر مرجع برای حرکت سیستم در نظر گرفته می شود و با استفاده از آن، خروجی مرجع تولید شده و به کنترلر داده می شود؛ کنترلر این خروجی را با خروجی تولیدی از دستگاه مقایسه نموده و مطابق الگوریتم کنترلی و آموزش های شبکه عصبی، ورودی کنترلی مناسب را تولید می کند. و داریم:

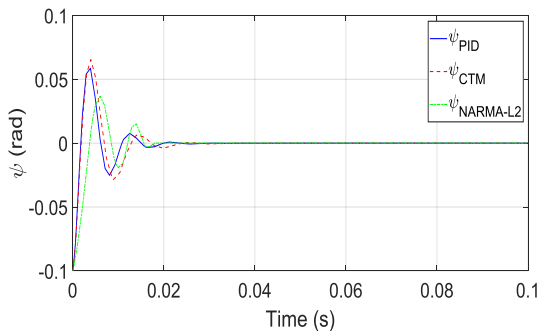
$$u(k+1) = y_r(k+d) - \frac{f[y(k), \dots, y(k-n+1), u(k), \dots, u(K-n+1)]}{g[y(k), \dots, y(k-n+1), u(k), \dots, u(K-n+1)]} \quad (25)$$

که در آن $d \geq 2$ است.

۴- شبیه سازی

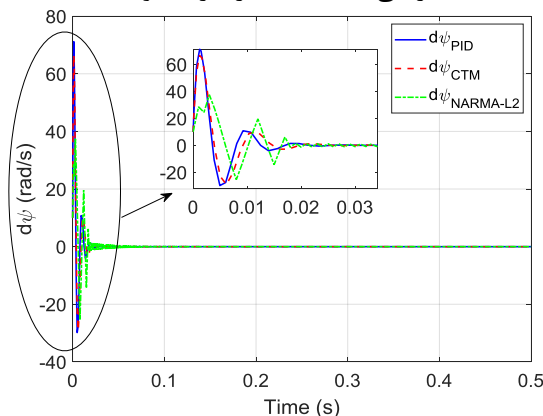
در این پژوهش پس از مدل سازی دینامیک ارتعاشات کوچک (شیمی) ارابه فرود هواپیما، به کنترل آن توسط کنترلر NARMA-L2 پرداخته شد و نتایج آن با نتایج حاصل از کنترلرهای RCTM و PID مقایسه گردید. پارامترهای کنترلر PID مورد استفاده در این بخش با استفاده از بخش بهینه سازی سیمولینک مطابق جدول ۱ تعیین شد. در ادامه، برای شبیه سازی سیستم یاد شده از مقادیر موجود در جدول ۲ استفاده شده است. سیستم کنترلی عصبی NARMA-L2 مانند آنچه در بخش سه آمد، در محیط نرم افزار سیمولینک شبیه سازی شد. که در آن، پارامترهای کنترلر NARMA-L2 مطابق جدول ۳ تعیین شد.

نتایج حاصل از شبیه‌سازی کنترلر یادشده در ادامه (شکل‌های ۸ تا ۱۱) نمایش داده شده است. همان‌طور که در شکل ۹ مشخص است، ارتعاشات شیمی در سیستم تحت کنترل به‌وسیله NARMA-L2 در بازه زمانی صفر تا ۰/۰۳ ثانیه برابر با حالتی است که کنترلرهای PID و CTM استفاده شده‌اند. در شروع پالس اغتشاش، کنترلر عصبی ارتعاش کمتری داشته و سریع‌تر به حالت پایدار رسیده است. برتری کنترلر عصبی در پایان پالس اغتشاش به‌خوبی نمایان است. کنترلر یادشده در این بازه زمانی به‌خوبی تعادل سیستم را حفظ کرده و از ارتعاشات ناخواسته ناشی از تغییر پالس اغتشاش جلوگیری کرده است. ارتعاشات سیستم در این حالت کمتر از یک‌چهارم ارتعاشات سیستم در حالتی است که از کنترلرهای PID و CTM استفاده شده است. مسیر سرعت زاویه‌ای در طول مسیر مانند شکل ۱۰ است. همان‌طور که در شکل ۱۰ آمده است، کنترلر عصبی در ابتدای مسیر، در دامنه سرعت کمتری عمل کرده که این امر به دلیل جلوگیری از وارد آوردن ضربات ناگهانی به سیستم مهم بوده و نشان از کارایی بالای آن است.



شکل (۵): مسیر زاویه ψ هدایت‌شده توسط کنترلرهای

طراحی شده با خطا در شرایط اولیه.



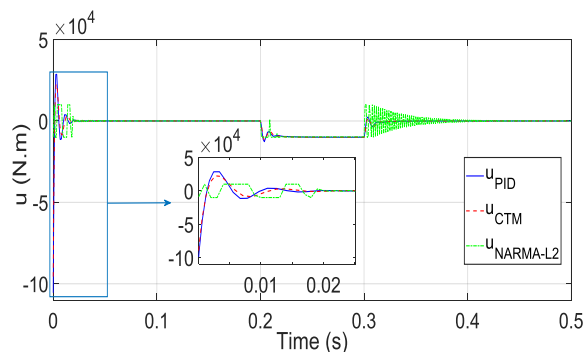
همان‌طور که در پیوست آمد، سیستم مدل‌سازی شده توسط بلوک‌های سیمولینک به‌عنوان سیستم پایلوت مورد پژوهش قرار گرفت؛ و داده‌های عددی مورد نیاز از آن استخراج شد و برای آموزش و سنجش به شبکه عصبی و نهایتاً کنترلر عصبی داده شد. یکی از مواردی که کنترلر باید از عهده دفع آن برآید، شرایط اولیه مختلف است. برای سنجش کارایی کنترلرهای پیاده‌سازی شده نسبت به خطا در شرایط اولیه، شرایطی به شکل زیر در نظر گرفته شد:

$$[\psi \ \dot{\psi}]_{t=0} = [-0.1 \ 10] \quad (26)$$

نتایج حاصل از شبیه‌سازی کنترلرهای یادشده به شرح شکل ۵ است. همان‌طور که در شکل ۵ مشخص است، میزان ارتعاشات شیمی در سیستم تحت کنترل به‌وسیله NARMA-L2 در بازه زمانی صفر تا ۰/۰۳ ثانیه تا ۳۰٪ کمتر از ارتعاشات در حالتی است که کنترلرهای PID و CTM استفاده شده‌اند؛ و در ادامه، این سه کنترلر در بازه زمانی مشابهی به حالت پایدار رسیده‌اند. مسیر سرعت زاویه‌ای در طول مسیر چنین (شکل ۶) است. همان‌طور که در شکل ۶ مشخص است، کنترلر عصبی در دامنه سرعت کمتری عمل کرده است؛ این امر به دلیل جلوگیری از وارد آوردن ضربات ناگهانی به سیستم مهم بوده و نشان از کارایی بالای آن است. در ادامه، نیروی کنترلی صرف شده توسط کنترلرهای پیاده شده در شکل ۷ آمده است. همان‌طور که در شکل ۷ آمده، کنترلر عصبی با اعمال نیروی کنترلی در دامنه کوچک‌تر و نوسانات بیشتر از سایر کنترلرها عمل کرده است. بیشترین دامنه نیروی کنترلی برای کنترلر عصبی تا ۹۰٪ کمتر از مقداری است که کنترلرهای PID و CTM اعمال نموده‌اند. برای سنجش میزان مقاومت کنترلرها نسبت به اغتشاشات محیطی، از سیگنال اغتشاشی با شماتیک موجود در شکل ۸ استفاده شد. اغتشاش یادشده به‌عنوان یک گشتاور خارجی وارده بر چرخ هواپیما مدل‌سازی گردید و به سیستم اعمال شد. شرایط اولیه در نظر گرفته شده در این بخش چنین است:

$$[\psi \ \dot{\psi}]_{t=0} = [0.1 \ 0] \quad (27)$$

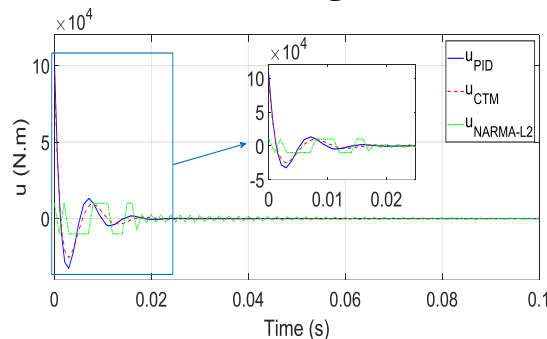
شکل (۱۰): مسیر سرعت زاویه ψ هدایت شده توسط کنترلرهای طراحی شده در حضور اغتشاش خارجی. در ادامه، پس از اعمال اغتشاش به سیستم، دامنه سرعت کنترلرهای پیاده سازی شده مشابه بوده و کنترلر عصبی از تغییرات سرعت بیشتری برای غلبه بر اغتشاش استفاده کرده است. نیروی کنترلی صرف شده توسط کنترلرهای پیاده شده در شکل ۱۱ آمده است. مطابق شکل ۱۱، کنترلر عصبی در بازه زمانی صفر تا 0.03 ثانیه نیروی کنترلی ای برابر با یک سوم نیروی کنترلی اعمال شده توسط کنترلرهای CTM و PID وارد کرده است. اما در بازه زمانی پایان پالس اغتشاش، کنترلر عصبی در دامنه مشابهی با سایر کنترلرهای طراحی شده، از نوسانات بیشتری برای اعمال نیروی کنترلی استفاده کرده است. نهایتاً این نوسانات بیشتر در اعمال نیروی کنترلی، منجر به کاهش دامنه ارتعاشات در موقعیت زاویه ψ شده است.



شکل (۱۱): مقدار گشتاور کنترلی اعمال شده توسط

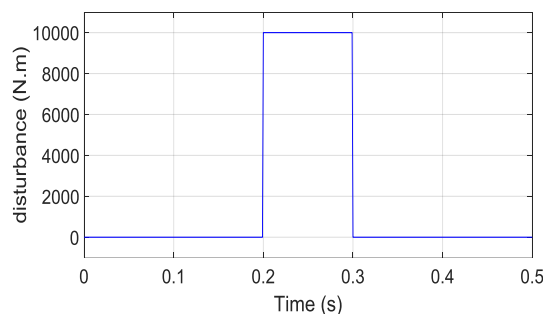
کنترلرهای پیاده سازی شده در حضور اغتشاش خارجی. شاید نوسانات بالا در اعمال گشتاور کنترلی محدودیت هایی را از جهت انتخاب عملگرهای مناسب فراهم آورد. از این جهت، با توجه به شکل ۱۱، به عملگری نیاز است که سرعت عملی برابر با پنج هزارم ثانیه داشته باشد. این امر یعنی اگر از یک موتور جریان مستقیم استفاده شود، دور موتور باید تا دوازده هزار دور بر دقیقه برسد. حال اگر از دو موتور در خلاف جهت یکدیگر استفاده شود و اعمال گشتاورهای مثبت و منفی به هر کدام به صورت جداگانه سپرده شود، این سرعت عمل تا شش هزار دور بر دقیقه کاهش یافته و محدودیت انتخاب عملگر نیز کمتر خواهد شد.

شکل (۶): مسیر سرعت زاویه ψ هدایت شده توسط کنترلرهای طراحی شده با خطا در شرایط اولیه.

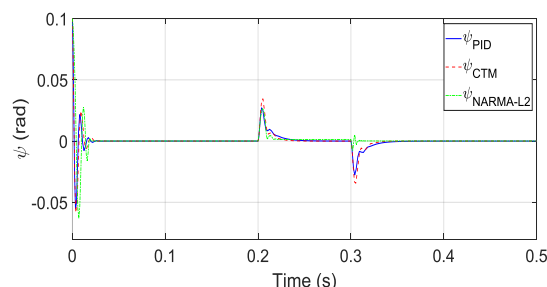


شکل (۷): مقدار گشتاور کنترلی اعمال شده توسط

کنترلرهای پیاده سازی شده بدون حضور اغتشاش خارجی.

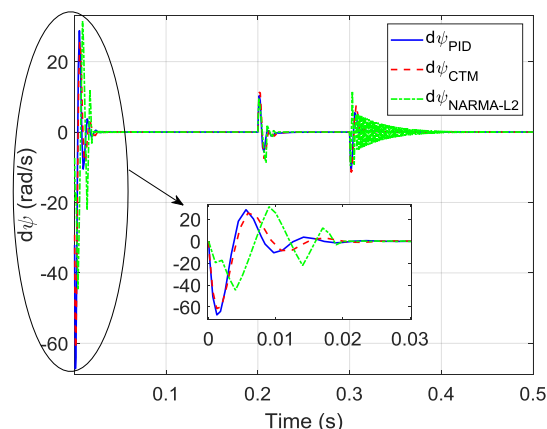


شکل (۸): سیگنال اغتشاش اعمال شده به سیستم.



شکل (۹): مسیر زاویه ψ هدایت شده توسط کنترلرهای

طراحی شده در حضور اغتشاش خارجی.



ارتعاشات شیمی در سیستم تحت کنترل توسط NARMA-L2 در مقایسه باحالتی که از کنترلرهای PID و CTM استفاده شده است، کمتر بوده و در لحظاتی که پالس اغتشاش خارجی به آن اعمال می‌شود علاوه بر اینکه سریع‌تر به حالت پایدار رسیده است؛ ارتعاشات سیستم در این حالت کمتر از یک‌چهارم ارتعاشات سیستم در حالتی است که از کنترلرهای PID و CTM استفاده شده است. در ابتدای بازه شبیه‌سازی، کنترلر عصبی NARMA-L2، نیروی کنترلی برابر با یک‌سوم مقدار نیروی کنترلی اعمال شده توسط کنترلرهای CTM و PID وارد کرده است. این کنترلر در بازه زمانی اعمال پالس اغتشاش، در دامنه مشابهی با سایر کنترلرهای طراحی شده، از نوسانات بیشتری برای اعمال نیروی کنترلی استفاده کرده است؛ که نهایتاً این نوسانات بیشتر در اعمال نیروی کنترلی، منجر به کاهش دامنه ارتعاشات شده است. جمیع موارد بالا به‌خوبی برتری کنترلر عصبی NARMA-L2 را بر کنترلرهای PID و CTM نشان می‌دهد. کنترلر یادشده به‌خوبی از عهده میرا نمودن ارتعاشات شیمی ارا به فرود برآمده و در مقابل اغتشاشات خارجی مقاومت بالایی دارد. همچنین، این کنترلر از بهینگی مناسبی برخوردار بوده و نیروی کنترلی را در دامنه کوچک‌تری (نسبت به دو کنترلر دیگر) به ارا به فرود وارد کرده است.

۶- مراجع

- [1] Esmailzadeh E, Farzaneh K. Shimmy vibration analysis of aircraft landing gears. Journal of Vibration and Control. 1999;5(1):45-56.
- [2] Gears ML. Shimmy of aircraft main landing gears. 2000.
- [3] Haddadpour H, Bornassi S. The Shimmy Vibration Analysis of Aircraft Landing Gear. 2011.
- [4] Pritchard J. Overview of landing gear dynamics. Journal of aircraft. 2001;38(1):130-7.
- [5] Vu KT. Advances in optimal active control techniques for aerospace systems; application to aircraft active landing gear: University of California, Los Angeles; 1989.
- [6] Horta LG, Daugherty RH, Martinson VJ. Modeling and validation of a Navy A6-Intruder actively controlled landing gear system. 1999.

جمیع موارد بالا به‌خوبی برتری کنترلر عصبی NARMA-L2 را بر کنترلرهای PID و CTM نشان می‌دهد. کنترلر یادشده به‌خوبی از عهده میرا نمودن ارتعاشات شیمی ارا به فرود برآمده و در مقابل اغتشاشات خارجی مقاومت بالایی دارد. همچنین، این کنترلر از بهینگی مناسبی برخوردار بوده و نیروی کنترلی را در دامنه کوچک‌تری (نسبت به دو کنترلر دیگر) به ارا به فرود وارد کرده است. به‌طور کلی، سیستم ارا به فرود هواپیما به دلیل ممان‌های اینرسی بالا و ضریب میرایی بالای ادوات استفاده شده، از قابلیت خوبی برای غلبه بر ارتعاشات برخوردار است. و به‌طور کلی هر ارتعاشی نمی‌تواند آن را دچار خطا کند. علاوه بر آن، به‌کارگیری سیستم میرایی فعال و کنترلر پیاده‌سازی شده به مقاومت و سرعت عمل آن افزوده است. دلیل سرعت بالای فائق آمدن بر این ارتعاشات چنین بیان می‌شود. در عمل، کنترلی بهتر و بهینه‌تر است؛ که واکنش میراگری سیستم را در نظر گرفته و متناسب با آن نیروی کنترلی را اعمال کند. که در بین کنترلرهای پیاده شده، کنترلر عصبی بهترین است. به‌منظور بررسی‌ای بهتر، کارایی روش‌های کنترلی پیاده‌سازی شده در جدول ۴ مقایسه شده است.

جدول ۴: مقایسه کارایی روش‌های کنترلی پیاده شده

روش کنترلی	میزان فراجهش	بیشینه تلاش کنترلی	زمان نشست
PD	۰/۰۶	۱۰۰۰۰۰	۰/۰۲۰
CTM	۰/۰۷	۱۰۰۰۰۰	۰/۰۲۳
NARMA-L2	۰/۰۳	۱۰۰۰۰	۰/۰۱۹

همان‌طور که از جدول بالا مشخص است، کنترلر NARMA-L2 باوجود اعمال تلاش کنترلی کمتر، زمان نشست و میزان فراجهش کمتری نسبت به کنترلرهای دیگر داشته است. این امر به‌خوبی بیانگر کارایی بالای کنترلر طراحی شده در مقایسه با کنترلرهای PID و CTM است.

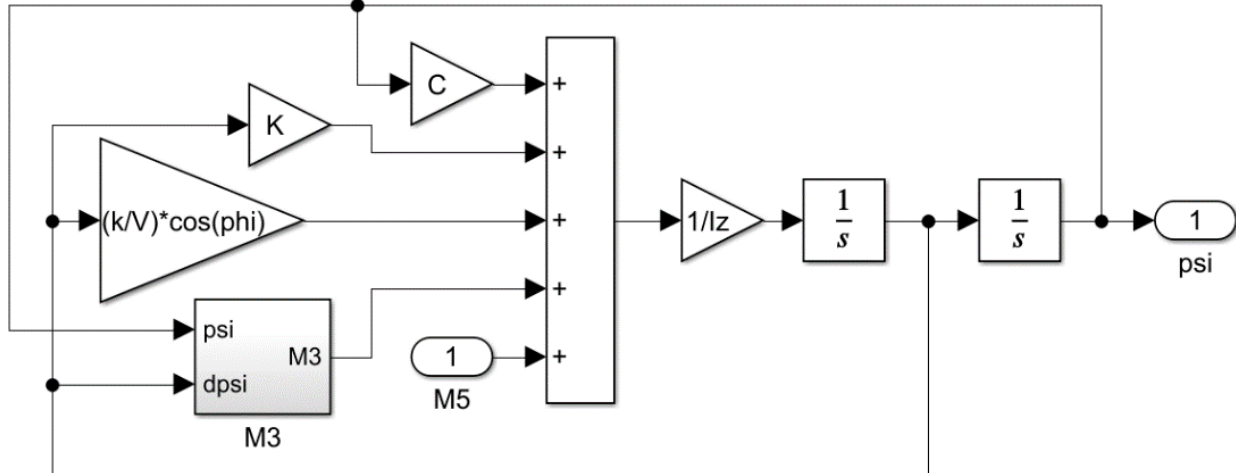
۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله به‌منظور رفع چالش ارتعاشات کوچک ارا به فرود هواپیما، پس از مدل‌سازی ریاضی سیستم یادشده، به پیاده‌سازی یک کنترلر عصبی موسوم به NARMA-L2 پرداخته شد. طبق نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی‌ها،

- [19] Celikel R, Aydogmus O, editors. NARMA-L2 controller for single link manipulator. 2018 International Conference on Artificial Intelligence and Data Processing (IDAP); 2018: IEEE.
- [20] Pukrittayakamee A, De Jesús O, Hagan MT, editors. Smoothing the control action for NARMA-L2 controllers. The 2002 45th Midwest Symposium on Circuits and Systems, 2002 MWSCAS-2002; 2002: IEEE.
- [7] Tourajizadeh H, Zare S. Robust and optimal control of shimmy vibration in aircraft nose landing gear. *Aerospace Science and Technology*. 2016;50:1-14.
- [8] Zhang T. Dynamic modeling and control strategies for shimmy in aircraft landing gears 2016.
- [9] Burbano-L DA, Coraggio M, di Bemardo M, Garofalo F, Pugliese M, editors. Adaptive and quasi-sliding control of shimmy in landing gears. 2018 European Control Conference (ECC); 2018: IEEE.
- [10] Orlando C, editor Modified simple adaptive control of aircraft NLG shimmy. AIP Conference Proceedings; 2020: AIP Publishing LLC.
- [11] Li F, Zhao Y, editors. Amplitude reduction optimization of time delay semi-active control for aircraft landing gear shimmy. *Journal of Physics: Conference Series*; 2022: IOP Publishing.
- [12] Wang Y, Jin X, Yin Y. Using nonlinear feedback control to improve aircraft nose landing gear shimmy performance. *Meccanica*. 2022;57(9):2395-411.
- [13] El Hamidi K, Mjehed M, El Kari A, Ayad H, El Gmili N. Design of Hybrid Neural Controller for Nonlinear MIMO System Based on NARMA-L2 Model. *IETE Journal of Research*. 2021:1-14.
- [14] Srakaew K, Sangveraphunsiri V, Chantranuwathana S, Chanchaen R, editors. Design of NARMA-L2 neurocontroller for nonlinear dynamical system. 29th International Conference on Modeling, Identification, and control, Innsbruck, Austria; 2010.
- [15] Al-Falooji NS, Abbod M. Helicopter Control Using Fuzzy Logic and Narma-L2 Techniques. *International Journal of Intelligent Systems & Applications*. 2020;12(5).
- [16] Lu F, Yan Z, Tang J, Huang J, Qiu X, Gao Y. Iterative learning NARMA-L2 control for turbofan engine with dynamic uncertainty in flight envelope. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2021:09544100211029814.
- [17] Tourajizadeh H, Zare S. Optimal control of shimmy oscillation in aircraft nose landing gear. *Modares Mechanical Engineering*. 2015;15(8):207-15.
- [18] Paccot F, Andreff N, Martinet P. A review on the dynamic control of parallel kinematic machines: Theory and experiments. *The International Journal of Robotics Research*. 2009;28(3):395-416.

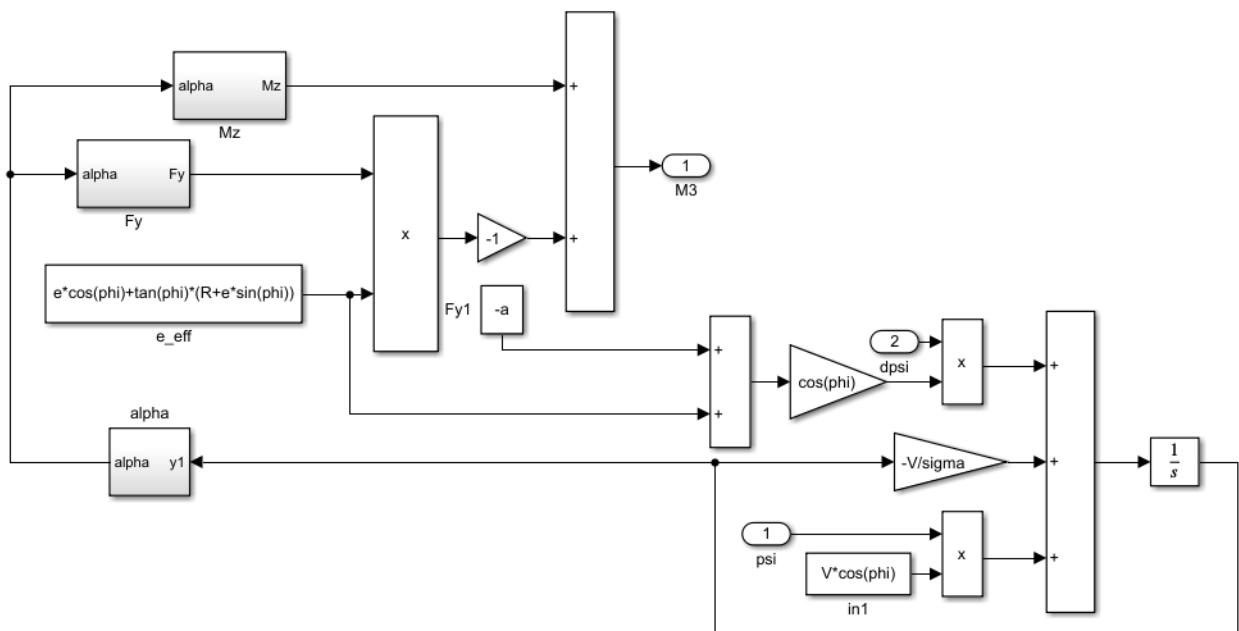
۷- پیوست

سیستم مدل شده در نرم افزار Simulink به منظور شبیه سازی مدل های ریاضی آمده در بخش های پیشین چنین است:

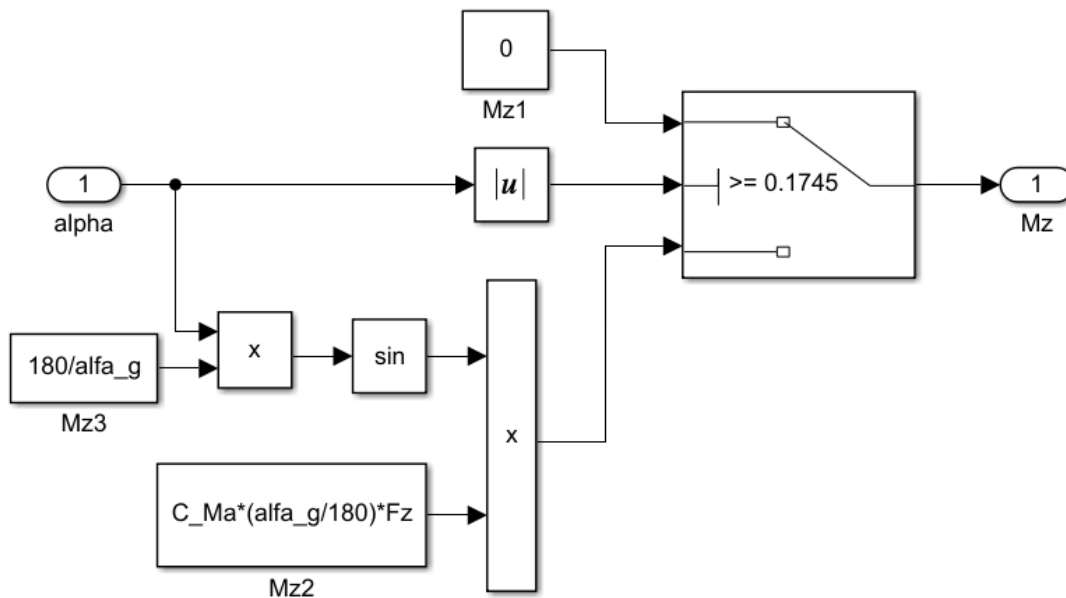


شکل ۱ پ: مدل سیستم تحت کنترل در محیط نرم افزار Simulink.

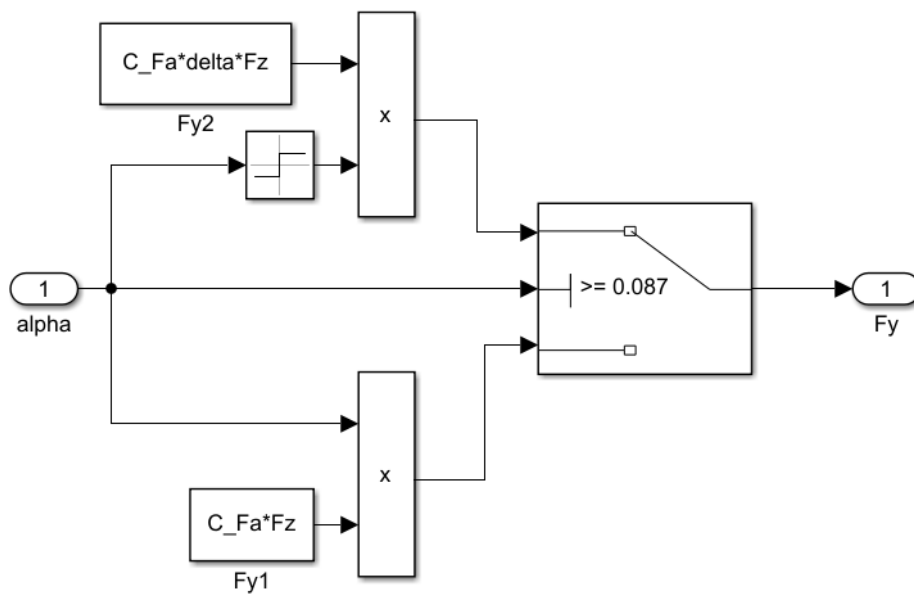
که در آن مدل زیرسیستم های M_3 ، M_z ، F_y و α چنین است:



شکل ۲ پ: مدل زیرسیستم M_3 .



شکل ۳ پ: مدل زیرسیستم Mz.

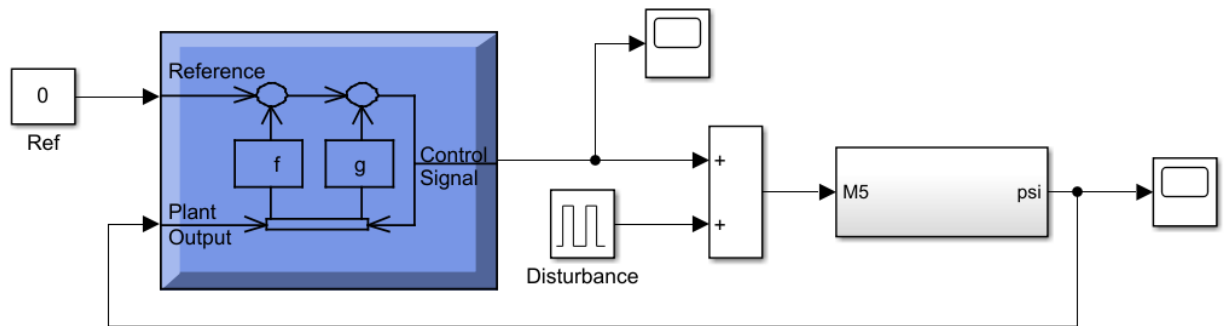


شکل ۴ پ: مدل زیرسیستم Fy.



شکل ۵ پ: مدل زیرسیستم alpha.

برای شبیه‌سازی سیستم کنترلی عصبی NARMA-L2 مانند آنچه در متن مقاله آمد، در محیط نرم‌افزار سیمولینک چنین عمل شد:



شکل ۶ پ: سیستم تحت کنترل با استفاده از کنترلر NARMA-L2 مدل شده در محیط Simulink.

که در آن، پارامترهای کنترلر NARMA-L2 مورد استفاده در این بخش چنین تعیین شد:

شکل ۷ پ: پارامترهای استفاده شده در بلوک کنترلر.



Active Control of Suspension Oscillations in Aircraft by using NARMA-L2 Neural Controller

Milad Yazdanpanah^{1*}, Alireza Nateghi²

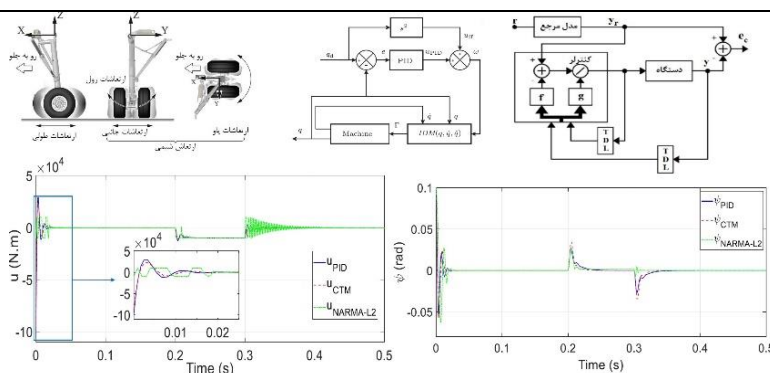
¹ Ph.D. Student, Faculty of Electrical Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

² Associate Professor, Faculty of Electrical and Computer Engineering, Shahid Sattari University of Aeronautical Engineering, Tehran, Iran

HIGHLIGHTS

- Reducing the amplitude of landing gear vibrations.
- Damping of landing gear vibrations by NARMA-L2 controller.
- Making the landing gear system resistant to external disturbances with the help of the NARMA-L2 controller.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 18 November 2022

Received in revised form: 6 December 2022

Accepted: 27 January 2023

Available online: 20 February 2023

*Correspondence:

control.theory13@gmail.com

How to cite this article:

M. Yazdanpanah, A. Nateghi. Active control of suspension oscillations in aircraft by using NARMA-L2 neural controller. Journal of Aerospace Mechanics. 2023; 19(2):41-55.

Keywords:

Neural Controller
NARMA-L2
Active Control
Suspension Oscillations
Aircraft

ABSTRACT

Small vibrations (Shimmy) are lateral and torsional vibrations in the aircraft wheel that excites itself and cause instability in fast functions; which can damage the aircraft's landing gear and its fuselage, as well as, in commercial aviation, this may harm passengers. Therefore, controlling and damping these vibrations is essential. For this purpose, the present study has designed a controller using the NARMA-L2 type neural method to prevent small vibrations in the aircraft's landing gear. The controller as mentioned above has a high capability against parameter uncertainties and external disturbances. To check the performance of the proposed controller, the vibration response of the system was simulated by MATLAB software, and its efficiency was measured by comparing the results obtained from RCTM and Proportional-Integral-Derivative (PID) controllers. The obtained results show a significant improvement in the performance of the closed-loop system with an effective reduction of vibrations as a result of using the proposed controller.

* Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Imam Hossein University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode>.

