

کنترل مانور وضعیت یک ماهواره زمین‌گرا پایین بر پایه روش کنترل تقویتی مبتنی بر یادگیری

عاطفی در مغز

میلاذ کامزن^۱، مانا غنی‌فر^{۲*}، محمد تشنه‌لب^۳، جعفر روشنی‌یان^۴، امیرعلی نیکخواه^۵

۱- دانشجوی دکتری، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، milad.kamzan@email.kntu.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، managhanifar@email.kntu.ac.ir

۳- استاد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، teshnehlab@eetd.kntu.ac.ir

۴- استاد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، roshanian@kntu.ac.ir

۵- دانشیار، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، nikkhah@kntu.ac.ir

*نویسنده مخاطب

چکیده

اگرچه ساختار کنترلر هوشمند مبتنی بر یادگیری عاطفی در مغز تا کنون در عناوین و پژوهش‌های متعددی مورد استفاده قرار گرفته است، لیکن بهره‌گیری مؤثر از این کنترلر، کماکان با چالش‌های فراوانی مواجه می‌باشد. عدم یکتایی و نیز دشواری انتخاب سیگنال‌های حسی و نیز سیگنال پاداش عملیاتی متناسب با مسئله مورد بررسی، از مهم‌ترین چالش‌های استفاده از این کنترلر کننده هوشمند است. در این مقاله و به منظور رفع سیستماتیک چالش‌های مزبور، از یک اقتباس جدید از ساختار BELBIC متشکل از بخش‌های اساسی کنترلر هوشمند مبتنی بر یادگیری عاطفی در مغز کلاسیک و شبکه‌های عصبی استفاده شده است. این ساختار از رمزگذارهای خودکار به عنوان تالاموس و نیز از یک پرسپترون چند لایه (MLP) به عنوان قشر حسی BELBIC استفاده می‌کند. در نهایت، کنترل وضعیت مدل خطی‌سازی شده یک ماهواره زمین‌گرا دارای رفتار دینامیکی بسیار پیچیده، در مدار پایین (LEO)، به عنوان هدف مطالعه برای ارزیابی عملکرد ساختار پیشنهادی مورد بررسی قرار می‌گیرد. مدل ریاضیاتی سیستم ماهواره مورد بررسی شامل معادلات سینماتیکی و دینامیکی حرکت زاویه‌ای و همچنین معادلات مفسر رفتار دینامیکی چرخ‌های عکس‌العملی به عنوان عملگرهای سیستم می‌باشد. در نهایت، نتایج شبیه‌سازی در محیط نرم‌افزار MATLAB اثربخشی این الگوریتم کنترلر پیشنهادی را در کنترل وضعیت دینامیک پیچیده سیستم ماهواره زمین‌گرا، نمایش می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: BELBIC- کدکننده‌های خودکار پشته‌ای- پرسپترون چندلایه - کنترلر هوشمند مبتنی بر یادگیری تقویتی عمیق - کنترل وضعیت ماهواره.

۱- مقدمه

در میان دسته‌بندی‌های مختلفی که تا کنون از روش‌های کنترلی به عمل آمده است، کنترلر هوشمند مبتنی بر یادگیری عاطفی در مغز یا به اختصار BELBIC، یکی از اقسام روش‌های کنترلی مبتنی بر یادگیری بر پایه انسان و دارای ساختار یادگیری تقویتی محسوب می‌شود. در این سازوکار کنترلی که به صورت عمده از مدل‌سازی عواطف (استرس) در مغز پستانداران اقتباس شده است، از یک سیگنال پاداش یا جزا جهت تکمیل فرآیند یادگیری به سبب ذات یادگیری تقویتی آن، استفاده می‌شود. یان مورن (Ian Moren) و کریستین بالکنیوس (Christian Balkenius) را می‌توان به طور حتم، ابداع‌کنندگان روش یادگیری عاطفی در مغز دانست [۱] که کوشش‌ها و روابط ریاضی استخراج شده توسط آنان، به‌واسطه تلاش‌های

کارو لوکس (Caro Lux)، در قالب یک کنترلر هوشمند با عنوان BELBIC پا به عرصه حضور گذاشت [۲].

اساساً نحوه کار این روش کنترلی، بر پایه ارتباط میان چهار بخش اساسی از سیستم لیمبیک (Limbic system) در مغز پستانداران، شکل می‌گیرد. این چهار بخش، شامل آمیگدالا (Amygdala)، قشر اوربیتوفرونتال (Orbitofrontal cortex)، قشر سنسوری (Sensory cortex) و تالاموس (Thalamus) می‌باشد که هر یک وظیفه خاصی را در این بخش از مغز (سیستم لیمبیک) ایفا می‌کنند. به صورت کلی، قشرهای آمیگدالا و اوربیتوفرونتال، دو بخش اساسی از این کنترلر محسوب می‌شوند که در مدل ریاضی ارائه‌شده، دارای دینامیک داخلی فرض شده‌اند. این دو بخش می‌توانند در صورت تخصیص سیگنال‌های حسی (Sensory inputs) و سیگنال پاداش (reward) یا جزاء (punishment) مناسب، فرآیند تصمیم‌گیری، پردازش سیگنال و در نهایت تولید سیگنال کنترلی مناسب را در همکاری با یکدیگر اجرا کنند. در این ساختار کنترلی، دو فرآیند مجزای منتسب به یادگیری و فراموشی، به صورت لحظه‌ای صورت می‌پذیرد. فرآیند یادگیری مفروض، به صورت خاص در قشر آمیگدالا (و زیرمجموعه‌های آن) و فرآیند منسوب به فراموشی، به صورت ویژه و به طور برخط در قشر اوربیتوفرونتال به وقوع می‌پیوندد. این دو فرآیند که سرعت و کیفیت آن‌ها به واسطه نرخ‌های یادگیری و فراموشی در قالب ضرایب ثابت (یا متغیر با زمان یا وضعیت) مشخص می‌گردد، در پایان منجر به تولید سیگنال کنترلی می‌گردند که در نهایت، موجب نیل به هدف نهایی مسئله به صورت هوشمند خواهد شد. اگرچه تاکنون تحقیقات و مدل‌های مختلفی در خصوص این دویبخش (قشرهای آمیگدالا و اوربیتوفرونتال) صورت پذیرفته است، لیکن توسعه دو بخش باقی‌مانده، یعنی تالاموس و سنسوری کورتکس، فعالیت‌های بیشتری را از سوی محققین، طلب می‌کند. همین موضوع، الهام‌بخش و موتور محرک عمده پژوهش‌های صورت پذیرفته در این نگاره است.

اگرچه ساختار کنترلر BELBIC در عناوین و کاربردهای نوین مختلفی مورد استفاده قرار گرفته است [۳] و [۴]، لیکن همچنان چالش‌هایی در مسیر استفاده مؤثر از این کنترلر کننده وجود دارد. مهم‌ترین چالش‌ها بدین شرح می‌باشد: نخستین و شاید مهم‌ترین چالش پیش روی طراحان کنترلر در استفاده از این قانون هوشمند کنترلر، عدم وجود ساختار و الگوی نظام‌مند جهت تعیین سیگنال‌های حسی مناسب جهت بستن حلقه کنترلر سیستم بهره‌گیر از این سازگان می‌باشد. با هدف رفع این چالش، تولید سیگنال‌های ورودی ساختار کنترلی جهت تولید ورودی حسی

انضمام مدل دینامیک چرخ‌های عکس‌العملی در نقش عملگرهای سیستم، می‌باشد.

۲-۱- سینماتیک وضعیت ماهواره

با هدف مدل‌سازی سینماتیک ماهواره و با توجه به نقش حیاتی انتقالات میان دستگاه‌های مختصات مختلف مورد استفاده، نخست به معرفی ماتریس کسینوس هادی که با عبارات زوایای اوپلر بیان شده است، پرداخته می‌شود. بدین منظور و با فرض آن که ترتیب چرخش میان دو دستگاه بدنی و اینرسی، به صورت $\phi \rightarrow \theta \rightarrow \psi$ باشد، معادلات (۱) تا (۳) ماتریسهای چرخش را به ترتیب حول محورهای x ، y و z قاب بدنی سیستم نمایش می‌دهند. در این معادلات، عبارات C_θ ، S_θ و T_θ به ترتیب نمایش دهنده $\cos(\theta)$ ، $\sin(\theta)$ و $\tan(\theta)$ می‌باشند.

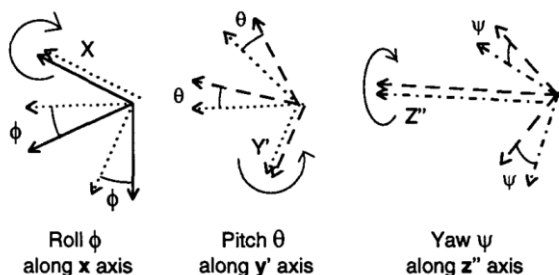
$$A_\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_\phi & S_\phi \\ 0 & -S_\phi & C_\phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$A_\theta = \begin{bmatrix} C_\theta & 0 & -S_\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ S_\theta & 0 & C_\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$A_\psi = \begin{bmatrix} C_\psi & S_\psi & 0 \\ -S_\psi & C_\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

در نتیجه، ماتریس کسینوس هادی با استفاده از ضرب ماتریسی A_ϕ ، A_ψ و A_θ با ترتیب ذکر شده $(A_{\psi\theta\phi} = A_\psi \times A_\theta \times A_\phi)$ مطابق رابطه (۴) نشان داده می‌شود. طرح کلی چرخش‌های مزبور در فضای اقلیدسی سه بعدی در شکل ۲ نشان داده شده است.

$$A_{\psi\theta\phi} = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & C_\theta S_\psi & -S_\theta \\ C_\psi S_\theta S_\phi - C_\phi S_\psi & C_\phi C_\psi + S_\theta S_\psi S_\phi & C_\theta S_\phi \\ S_\phi S_\psi + C_\phi C_\psi S_\theta & C_\phi S_\psi S_\theta - C_\psi S_\phi & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \quad (4)$$



شکل ۲ شمای کلی زوایای اوپلر [۵].

به منظور استخراج سری دوم معادلات توصیف کننده حرکت سیستم ماهواره (معادلات چرخش میان دو دستگاه بدنی و قائم همراه)، از رابطه (۵) بهره‌گیری شده است.

$$\omega_{BR} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \psi \dot{S}_\theta \\ \dot{\theta} C_\phi + \psi \dot{C}_\theta S_\phi \\ \dot{\psi} C_\theta C_\phi - \dot{\theta} S_\phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

که در آن $\omega_{BR} = [p \ q \ r]^T$ نمایانگر نرخ‌های چرخش حول محورهای بدنی ماهواره نسبت به دستگاه مرجع است. بر همین اساس، با اعمال معکوس‌سازی ماتریسی، نهایتاً معادلات توصیف کننده زوایای اوپلر سیستم، مطابق رابطه (۶) استخراج می‌گردد.

کنترلی، بواسطه استفاده از کدکننده‌های خودکار پشته‌ای (Stacked autoencoders) در جایگاه بخش تالاموس، به انضمام شبکه عصبی پرسپترون چندلایه (Multilayer perceptron) به عنوان بخش سنسوری کورتکس از معماری کلاسیک BELBIC، صورت خواهد پذیرفت. دومین چالش در این خصوص، تخصیص سیگنال جزا (پاداش) عملیاتی سازگار با ذات مسئله، به سازگان کنترلی هوشمند می‌باشد. جهت رفع این مشکل در پژوهش پیش رو، سیگنال پاداش شده خروجی قانون کنترل LQR افزوده، به عنوان سیگنال جزای عملیاتی مسئله، در نظر گرفته شده است. دیگر چالش پیش روی محققین در خصوص استفاده از BELBIC در فرآیند کنترل سیستم، حساسیت بالای سیستم به مقادیر نرخ‌های یادگیری و فراموشی و نیز به مقادیر اولیه اوزان یادگیری در عین عدم وجود سازوکار مناسب تعیین این مقادیر می‌باشد. در مقاله حاضر، تعیین این مقادیر به واسطه تجربه طراح و بر پایه آزمون و خطا صورت پذیرفته است. عدم وجود اثبات پایداری مناسب و فراگیر در خصوص سیستم حلقه-بسته بهره‌گیر از این سازگان چالش دیگری در زمینه استفاده از BELBIC می‌باشد. در این پژوهش، به رغم عدم وجود اثبات مناسب و جامع در خصوص تضمین پایداری سیستم، عدم پیدایش ناپایداری یا انباشت خطا، با افزایش زمان شبیه‌سازی، تا محدوده ۶۰۰ ثانیه، بررسی شده است.

در نهایت، ساختار پیشنهادی اقتباس شده از کنترلر BELBIC در کنترل مانور وضعیت مدل ریاضیاتی خطی یک ماهواره زمین‌گرا در مدار پایین (LEO) مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت. امروزه از ماهواره‌ها به منظور انتقال سیگنال‌های مخابراتی، تحقیقات علمی، هواشناسی و نیز در بسیاری دیگر از زمینه‌ها، بهره‌برداری می‌شود [۵]. در همین راستا، لازمه ایجاد اطمینان از حصول رفتار دینامیکی مناسب از سوی این سیستم، طراحی و پیاده‌سازی کنترل‌گرهایی است که توان مدیریت کامل این سیستم را حتی در زمان بروز اغتشاشات مداری و غیره، دارا باشند. شناخت کامل و مناسب رفتار دینامیکی این سیستم ارزشمند، از جمله مواردی است که در طراحی کنترلر مناسب، با هدف پایش صحیح رفتار و کسب عملکرد موردنظر از سوی آن، مطرح می‌گردد.

دورنمای کلی مقاله پیش رو بدین شرح می‌باشد: در بخش حاضر مقدمه‌ای از مسئله مورد بررسی و خواستگاه کلی طرح پیشنهادی ارائه شد تا در ادامه، پیش ذهنیت درخوری از مطالبی که در بخش‌های آتی با آن مواجه می‌شود در دست باشد. در بخش دوم، ضمن استخراج مدل دینامیکی نسبتاً کاملی از سیستم ماهواره مورد بررسی، مدل مزبور جهت استفاده در بخش‌های بعد، خطی‌سازی می‌گردد. در بخش سوم، ضمن بررسی معماری ساختار کنترلی پیشنهادی، علل انتخاب و توسعه بخش‌های کنترلر توسعه داده شده، مورد بحث و بررسی قرار خواهد گرفت. سپس در بخش چهارم، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عملکرد سیستم حلقه-بسته با ساختار کنترلی پیشنهادی، ارائه خواهد شد. در پایان و در پنجمین بخش از این تحقیق به جمع‌بندی مندرجات و نتایج حاصل از کنترل سیستم، پرداخته خواهد شد.

۲- مدلسازی ریاضی ماهواره

چنان که پیش‌تر ذکر شد، در این مقاله پیش رو، از مدل ریاضیاتی خطی سیستم ماهواره زمین‌گرا به عنوان سیستم تحت بررسی به منظور ارزیابی کارکرد ساختار کنترلی اقتباسی پیشنهادی، بهره‌گیری شده است. مدل ریاضیاتی مذکور، شامل سینماتیک و دینامیک وضعیت سیستم ماهواره، به

$$\omega_{RIB} = A_{\psi\varphi} [0 \quad -\omega_0 \quad 0]^T \quad (14)$$

در عبارت فوق، ω_0 معرف سرعت مداری زاویه‌ای جسم بوده و به شکل رابطه (۱۵) تعیین می‌گردد.

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{\alpha}{a^3}} \quad (15)$$

در این عبارت نیز پارامترهای ثابت a و α به ترتیب معرف فاصله ماهواره از مرکز زمین و ثابت گرانشی زمین مرکزی می‌باشند. در نتیجه این توضیحات، رابطه (۱۴) به شکل معادله (۱۶) بازنویسی می‌گردد.

$$\omega_{RIB} = \begin{bmatrix} -\omega_0(C_\theta S_\psi) \\ -\omega_0(C_\varphi C_\psi + S_\varphi S_\psi S_\theta) \\ -\omega_0(C_\varphi S_\psi S_\theta - C_\psi S_\varphi) \end{bmatrix} \quad (16)$$

با مشخص شدن این متغیر، اکنون این امکان فراهم است که با در دست داشتن مقدار لحظه‌ای ω_{RIB} ، متغیر حیاتی ω_{BR} را بر پایه رابطه (۱۳) تعیین نمود. به همین منظر با بهره‌گیری از معادلات مذکور، عبارت ω_{BI} به شکل رابطه (۱۷) استخراج می‌گردد.

$$\omega_{BI} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\omega_0(C_\theta S_\psi) \\ -\omega_0(C_\varphi C_\psi + S_\varphi S_\psi S_\theta) \\ -\omega_0(C_\varphi S_\psi S_\theta - C_\psi S_\varphi) \end{bmatrix} \quad (17)$$

با در دست داشتن مقدار ω_{BI} می‌توان عبارت بردار اندازه حرکت زاویه‌ای بدنه صلب ماهواره را به صورت سیستماتیک و به شکل رابطه (۱۸) استخراج نمود.

$$\vec{h}_b = \begin{bmatrix} I_{xx}[p - \omega_0(C_\theta S_\psi)] \\ I_{yy}[q - \omega_0(C_\varphi C_\psi + S_\varphi S_\psi S_\theta)] \\ I_{zz}[r - \omega_0(C_\varphi S_\psi S_\theta - C_\psi S_\varphi)] \end{bmatrix} \quad (18)$$

به روش مشابه و با عنایت به رابطه (۱۰)، بردار اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره نیز، به شکل رابطه (۱۹) مشخص می‌گردد.

$$\vec{h}_w = I_w \vec{\omega}_w = I_w (\vec{\omega}_{BI} + \vec{\omega}_{b/w}) \\ = \begin{bmatrix} I_{wx}(p - \omega_0(C_\theta S_\psi) + \dot{\theta}_{wx}) \\ I_{wy}(q - \omega_0(C_\varphi C_\psi + S_\varphi S_\psi S_\theta) + \dot{\theta}_{wy}) \\ I_{wz}(r - \omega_0(C_\varphi S_\psi S_\theta - C_\psi S_\varphi) + \dot{\theta}_{wz}) \end{bmatrix} \quad (19)$$

در این گام، با در دست داشتن سه عبارت ω_{BI} ، \vec{h}_b و \vec{h}_w و با بهره‌گیری از دو رابطه (۷) و (۸)، معادلات غیر خطی کلی سیستم ماهواره با استناد به رابطه (۲۰) بدست خواهند آمد.

$$T = \dot{\vec{h}}_I = (\dot{\vec{h}}_b + \vec{\omega}_{BI} \times \vec{h}_b) + (\dot{\vec{h}}_w + \vec{\omega}_{BI} \times \vec{h}_w) \quad (20)$$

در ادامه، مدل ارائه شده از گشتاور گردادیان جاذبه مؤثر بر سیستم ماهواره که یکی از بخش‌های اساسی در مدل گشتاورهای وارده به سیستم محسوب می‌شود، به شکل رابطه (۲۱) نمایش داده شده است.

$$T_{GG} = \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3\omega_0^2(I_z - I_y)A_{23}A_{33} \\ -3\omega_0^2(I_z - I_x)A_{13}A_{33} \\ -3\omega_0^2(I_x - I_y)A_{13}A_{23} \end{bmatrix} \quad (21)$$

در این معادله، $T_{GG} = [G_x \quad G_y \quad G_z]^T$ معرف گشتاور گردادیان جاذبه و عبارت A_{ij} نمایشگر مؤلفه موجود در سطر i ام و ستون j ام از ماتریس کسینوس هادی می‌باشد.

۳-۲- دینامیک عملگرها

در این مقاله، به منظور کنترل مناسب سیستم ماهواره در فضا، از سه عملگر بر پایه تبادل مومنوم از کلاس چرخ عکس‌العملی استفاده شده است. شایان ذکر است با هدف افزایش سهولت در مدل‌سازی سیستم، وضعیت نصب این

$$\dot{\Theta} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + (S_\varphi T_\theta)q + (C_\varphi T_\theta)r \\ C_\varphi q - S_\varphi r \\ (S_\varphi/C_\theta)q + (C_\varphi/C_\theta)r \end{bmatrix} \quad (6)$$

۲-۲- دینامیک وضعیت ماهواره

بر پایه قانون دوم نیوتن، معادله نهایی توصیف‌کننده گشتاورهای مؤثر بر مرکز جرم سیستم، با استفاده رابطه (۷) توصیف شده است [۶].

$$T = \dot{\vec{h}}_I = \dot{\vec{h}} + \vec{\omega} \times \vec{h} \quad (7)$$

در این رابطه، T نمایش دهنده مجموع گشتاورهای وارده به سیستم، شامل گشتاور کنترلی T_c و گشتاور اغتشاشی T_d می‌باشد. همچنین $\vec{h} = [h_x \quad h_y \quad h_z]^T$ معرف بردار اندازه حرکت زاویه‌ای خواهد بود. همچنین، با توجه به وجود عملگرهای از نوع چرخ عکس‌العملی و نقش این اجزا در نحوه کار سیستم ماهواره، عبارت \vec{h} به شکل رابطه (۸) تکمیل می‌گردد.

$$\vec{h} = \vec{h}_b + \vec{h}_w \quad (8)$$

که در آن، $\vec{h}_w = [h_{wx} \quad h_{wy} \quad h_{wz}]^T$ و $\vec{h}_b = [h_x \quad h_y \quad h_z]^T$ ترتیب معرف اندازه حرکت زاویه‌ای بدنه صلب و اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی می‌باشند. از سوی دیگر، بردار اندازه حرکت زاویه‌ای بدنه صلب ماهواره، با فرض تقارن محوری سیستم به شکل رابطه (۹) بدست می‌آید.

$$\vec{h}_b = \vec{I} \vec{\omega}_{BI} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

در این رابطه نیز \vec{I} معرف تانسور اینرسی سیستم ماهواره خواهد بود. به شکل مشابه، بردار اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی ماهواره، به شکل رابطه (۱۰) بدست می‌آید.

$$\vec{h}_w = I_w \vec{\omega}_w = \begin{bmatrix} I_{wx} \omega_{wx} \\ I_{wy} \omega_{wy} \\ I_{wz} \omega_{wz} \end{bmatrix} \quad (10)$$

در این معادله نیز I_w معرف اینرسی چرخ‌های عکس‌العملی بوده و نیز عبارت $\vec{\omega}_w$ که معرف سرعت زاویه‌ای مطلق هر چرخ است، با توجه به رابطه (۱۱) تعیین می‌گردد.

$$\vec{\omega}_w = \vec{\omega}_b + \vec{\omega}_{b/w} \quad (11)$$

در معادله فوق، عبارات $\vec{\omega}_b$ و نیز $\vec{\omega}_{b/w}$ به ترتیب معرف سرعت زاویه‌ای جسم صلب و سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی نسبت به سرعت چرخش فضاپیما می‌باشد. با عنایت به این توضیحات، رابطه (۱۲) نمایش دهنده مقدار عبارت $\vec{\omega}_w$ می‌باشد.

$$\vec{\omega}_w = \vec{\omega}_b + \vec{\omega}_{b/w} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta}_{wx} \\ \dot{\theta}_{wy} \\ \dot{\theta}_{wz} \end{bmatrix} \quad (12)$$

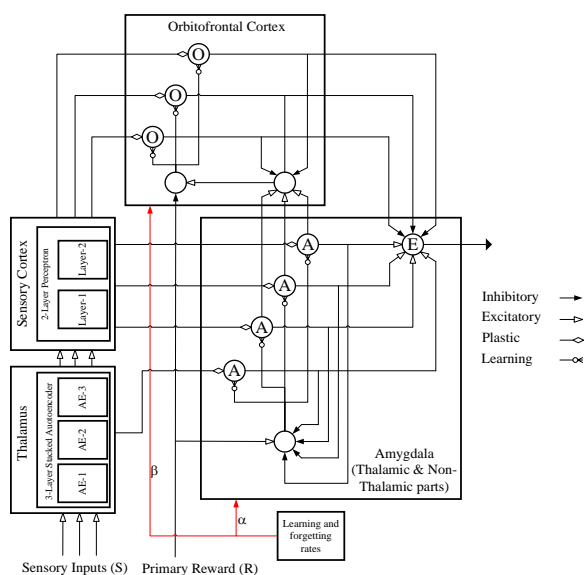
در نتیجه، مادامی که ω_{BI} نمایش دهنده بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی، ω_{BR} معرف بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع و ω_{RIB} بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع نسبت به دستگاه اینرسی باشد که در دستگاه بدنی لحاظ می‌گردد، رابطه (۱۴) میان این عبارات، صادق خواهد بود.

$$\omega_{BI} = \omega_{BR} + \omega_{RIB} \quad (13)$$

در این رابطه، عبارت ω_{RIB} بواسطه بهره‌گیری از رابطه (۱۴) بدست می‌آید.

۳- معماری کنترلی

در این بخش، اجزای اصلی معماری کنترلی پیشنهادی، که در آینده به منظور کنترل سیستم ماهواره مورد استفاده واقع خواهد شد، معرفی می‌گردد. به صورت کلی، این معماری از چهار بخش، شامل کنترل فیدبک حالت بهینه خطی مقاوم (LQI) و نیز کنترل گر هوشمند مبتنی بر یادگیری عاطفی در مغز اصلاح شده (Modified BELBIC) که خود متشکل از ساختار BELBIC کلاسیک به همراه جایدهی کدکننده‌های خودکار و پرسپترون‌های چندلایه در ساختار اصلاحی می‌باشد، تشکیل شده است. شکل (۳) شماتیک کیفی ساختار کنترلی پیشنهادی را نمایش می‌دهد.



شکل ۳- ساختار کلی کنترلی پیشنهادی

۳-۱- کنترلر هوشمند مبتنی بر یادگیری عاطفی در مغز

در میان اقتباس‌های مختلفی که تاکنون از مدل کنترل گر مبتنی بر یادگیری عاطفی در مغز به عمل آمده [۷]-[۱۰]، مدل مورد استفاده در این مقاله، بر پایه [۱۱] و با فرض اساسی مدل زمان-پیوسته از این کنترلر استنباط شده است. در این اقتباس به خصوص، بخش آمیگدالا از کنترلر BELBIC، خود متشکل از دو زیر بخش تالامیک و غیر تالامیک در نظر گرفته شده است که هر دو دارای دینامیک داخلی می‌باشند. تفاوت عمده میان این دو بخش در آن است که بخش تالامیک از این قشر، سیگنال حسی مورد نیاز خود را به صورت مستقیم از قشر تالاموس، دریافت می‌کند. در نهایت خروجی این کنترلر، مطابق رابطه (۲۸) تعیین می‌گردد.

$$E = \sum_i A_i - \sum_i O_i \text{ (including } A_{th}) \quad (28)$$

در این معادله، E معرف خروجی مدل و دو متغیر A و O به ترتیب خروجی گره‌ها در قشرهای آمیگدال و اوربیتوفرونال کورتکس هستند که مطابق روابط (۲۹) تا (۳۱) تعیین می‌شوند.

$$A_i = S_i V_i \quad (29)$$

$$O_i = S_i W_i \quad (30)$$

$$A_{th} = S_{th} V_{th} \quad (31)$$

در این معادلات، عبارت S_i معرف درایه نام از بردار ورودی‌های حسی و متغیرهای V_i ، W_i و V_{th} به ترتیب معرف وزن گره‌ها (وزن اتصالات پلاستیک و غیرپلاستیک) به ترتیب در بخش غیرتالامیک آمیگدال، قشر

عملگرها، به صورت منطبق بر محورهای اصلی بدنی سیستم، فرض گردیده است. معادله مفسر دینامیک سیستم چرخ عکس‌العملی مورد استفاده در فرآیند کنترل سیستم ماهواره (متشکل از موتور و چرخ دوار)، به شکل رابطه (۲۲) ارائه شده است [۶].

$$I_w(\dot{\omega}_s + \dot{\omega}_w) = K_M \dot{m}_M - B(\omega_s + \omega_w) - T_F \quad (22)$$

در این معادله، $\omega_s = \omega_{BI}$ سرعت زاویه‌ای ماهواره، $K_M = [K_{M,x} \ K_{M,y} \ K_{M,z}]^T$ ثابت ضریب گشتاور، $\dot{m}_M = [\dot{m}_{M,x} \ \dot{m}_{M,y} \ \dot{m}_{M,z}]^T$ میرایی ویسکوز سیستم مکانیکی و $T_F = [T_{F,x} \ T_{F,y} \ T_{F,z}]^T$ نماد گشتاور ناشی از اصطکاک خشک می‌باشد. در نهایت، سه رابطه (۲۰) تا (۲۲) مدل کلی وضعیت دینامیک و سینماتیک جهت‌گیری سیستم ماهواره را مشخص می‌سازند. در مقاله پیش رو، با هدف کاهش حجم کلی نگاره، از ذکر قالب کامل معادلات مفسر دینامیک و سینماتیک وضعیت سیستم ماهواره مورد بررسی، خودداری بعمل آمده است. همچنین جدول (۱) مشخصات مکانیکی سیستم ماهواره را نمایش می‌دهد.

جدول ۱ مشخصات مکانیکی سیستم ماهواره.

پارامتر	یکا	پارامتر	یکا
$I_x = 100$	$Kg.m^2$	$T_f = 10^{-3}$	$N.m$
$I_z = 70$	$Kg.m^2$	$B = 0.001$	$N.m.s$
$I_y = 50$	$Kg.m^2$	$I_w = 0.1$	$Kg.m^2$
$K_M = 0.2$	$N.m.A^{-1}$	$\omega_0 = 0.00099623$	rad/sec

با هدف سنجش صحت مدل ارائه شده، کلیه معادلات سیستم، با دو مرجع [۳] و [۴] مقایسه شده و ضمن اعمال پاره‌ای اصلاحات در خصوص خروجی حاصل این مراجع، نتایج حاصل از این مقایسه، صحت کلیه این معادلات را تأیید می‌نماید.

۴-۲- خطی‌سازی سیستم

به منظور خطی‌سازی سیستم مورد بررسی، جهت طراحی کنترل گر بهینه خطی مربعی و نیز شبیه‌سازی عملکرد سیستم در گام‌های آتی، از معادلات خطی سیستم، بهره گرفته شده است. در این راستا، معادلات کامل توصیف‌گر دینامیک خطی سیستم، با استفاده از مشتق‌گیری پارامتریک از معادلات اصلی سیستم (محاسبه ماتریس‌های ژاکوبین) و با تکیه بر مشخصات مکانیکی سیستم که در جدول (۱) عنوان شده‌اند، استخراج گردیده است. با در نظر گیری نمایش فضای حالت سیستم مطابق روابط (۲۳) و (۲۴):

$$\dot{x} = Ax + Bu + E \quad (23)$$

$$y = Cx + Du \quad (24)$$

که در آن، عبارات A ، B ، C ، D و E ، به ترتیب نشان‌دهنده ماتریس‌های ثابت با زمان سیستم، ورودی، خروجی و بردار مانده سیستم می‌باشند. در نهایت، روابط (۲۵) تا (۲۷) به منظور نمایش بردارهای متغیرهای وضعیت (x)، کنترل (u) و خروجی (y) سیستم عنوان گردیده‌اند. شایان ذکر است به منظور کاهش حجم مقاله پیش رو، از ذکر مقادیر نهایی ماتریس‌های سیستم، ورودی، خروجی و ماتریس مانده، خودداری بعمل آمده است.

$$x = [\varphi \ p \ \theta \ q \ \psi \ r \ \dot{\theta}_{wx} \ \dot{\theta}_{wy} \ \dot{\theta}_{wz}]^T \quad (25)$$

$$u = [i_{Mx} \ i_{My} \ i_{Mz}]^T \quad (26)$$

$$y = [\varphi \ \theta \ \psi]^T \quad (27)$$

تعریف این متغیر اضافی در میان متغیرهای وضعیت سیستم را نمایش می‌دهد.

$$\dot{\mathbf{x}}_m = \mathbf{r} - \mathbf{y} - \mathbf{r} - \mathbf{C}\mathbf{x} \quad (37)$$

در این معادلات، \mathbf{r} بیانگر مقدار مطلوب و با فرض آن که سیستم از مرتبه n باشد، $\dot{\mathbf{x}}_m; (m=n+1)$ معرف متغیر وضعیت جدید تعریف شده می‌باشد. روابط (۳۸) و (۳۹) شمای جدید نمایش فضای حالت سیستم را نمایش می‌دهند.

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \tilde{\mathbf{A}}\tilde{\mathbf{x}} + \tilde{\mathbf{B}}\tilde{\mathbf{u}} + \tilde{\mathbf{E}} \quad (38)$$

$$\tilde{\mathbf{y}} = \tilde{\mathbf{C}}\tilde{\mathbf{x}} + \tilde{\mathbf{D}}\tilde{\mathbf{u}} \quad (39)$$

در این معادلات، $\tilde{\mathbf{x}}$ و $\tilde{\mathbf{u}}$ به ترتیب، بردار جدید متغیرهای وضعیت و بردار جدید تلاش کنترلی و عبارات $\tilde{\mathbf{A}}, \tilde{\mathbf{B}}, \tilde{\mathbf{C}}, \tilde{\mathbf{D}}, \tilde{\mathbf{E}}$ نشان‌دهنده ماتریس‌های افزوده این نمایش می‌باشند که همگی مطابق روابط (۴۰) تا (۴۶) تعیین می‌گردند.

$$\tilde{\mathbf{x}} = [\mathbf{x}_{1:n} \ \mathbf{x}_m]^T \quad (40)$$

$$\tilde{\mathbf{u}} = -\tilde{\mathbf{K}}(\tilde{\mathbf{x}} - \mathbf{r}) \quad (41)$$

$$\tilde{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{0} \\ -\mathbf{L}\mathbf{C} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (42)$$

$$\tilde{\mathbf{B}} = \begin{bmatrix} \mathbf{B} & \mathbf{0} \end{bmatrix}^T \quad (43)$$

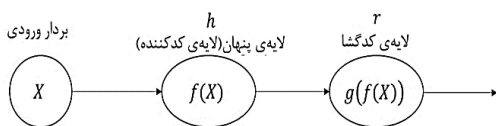
$$\tilde{\mathbf{C}} = \begin{bmatrix} \mathbf{C} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (44)$$

$$\tilde{\mathbf{D}} = \mathbf{D} = \mathbf{0} \quad (45)$$

$$\tilde{\mathbf{E}} = \begin{bmatrix} \mathbf{E} & \mathbf{0} \end{bmatrix}^T \quad (46)$$

۳-۳-۳- کدکننده خودکار (Autoencoder)

یک کدکننده خودکار نوعی از شبکه عصبی است که تلاش در بازنمایی ورودی بر خروجی دارد. ساختار داخلی این کلاس از شبکه‌های عصبی، از یک لایه پنهان h تشکیل شده است که با توصیف کدی، ورودی را بازنمایی می‌کند. این شبکه از دو بخش اصلی شامل یک تابع کدگذار و یک تابع کدگشا که بازسازی ورودی را بر عهده دارد، تشکیل شده است. معماری کدکننده خودکار در شکل (۴) نمایش داده شده است.



شکل ۴- ساختار کلی کدکننده خودکار

در این مقاله، با هدف تولید ویژگی‌های کاربردی با عنایت به متغیرهای قابل اندازه‌گیری مسئله، از یک ساختار عصبی متشکل از سه لایه کدکننده خودکار استفاده شده است. بخش حاضر، روابط پیشرو و آموزش اوزان این سه لایه کدکننده خودکار را نمایش می‌دهد. در نهایت، روابط (۴۷) تا (۵۱) معادلات پیشرو و پسخور (آموزش) کدکننده خودکار سه لایه را نمایش می‌دهند.

$$\mathbf{h}^{1:\lambda} = \mathbf{F}^{e_{1:\lambda}}(\mathbf{net}^{e_{1:\lambda}}) = \text{sigmoid}(\mathbf{net}^{e_{1:\lambda}}) \quad (47)$$

$$\text{w.r.t. } \mathbf{net}^{e_{1:\lambda}} = \mathbf{W}^{e_{1:\lambda}} \times \mathbf{input}^{1:\lambda} \quad (47)$$

$$\mathbf{input}^{\lambda} = \mathbf{F}^{d_{\lambda}}(\mathbf{net}^{d_{\lambda}}) = \text{sigmoid}(\mathbf{net}^{d_{\lambda}}) \quad (48)$$

$$\text{w.r.t. } \mathbf{net}^{d_{\lambda}} = \mathbf{W}^{d_{\lambda}} \times \mathbf{h}^{\lambda} \quad (48)$$

$$C_{AE}^{\lambda} = \frac{1}{2} e^{2} e_{AE}^{\lambda} \quad (49)$$

$$\Delta \Phi = -\eta^{\lambda} \frac{\partial E_{AE}^{\lambda}}{\partial \Phi} \quad (50)$$

$$\Phi(k+1) = \Delta \Phi + \Phi(k) \quad (51)$$

اوربیتوفرونال و بخش تالامیک آمیگدالا می‌باشند. همچنین عبارت S_{th} معرف سیگنال حسی مورد پردازش در بخش تالامیک از قشر آمیگدالا است که مطابق رابطه (۳۲) تعیین می‌گردد.

$$S_{th} = \max(S_i) \quad (32)$$

با عنایت به فرض مدل زمان-پیوسته از مدل کنترلر BELBIC، روابط مورد استفاده در برورسانی اوزان اتصالات در گره‌ها، مطابق روابط (۳۳) و (۳۴) ارائه می‌گردند.

$$\begin{bmatrix} V_i \\ V_{th} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha S_i \\ \alpha_{th} S_{th} \end{bmatrix} \max(0, REW - \sum_i A_i) \quad (33)$$

$$\dot{W}_i = \beta(S_i E' - REW) \quad (34)$$

در این دو معادله، عبارت REW نشان‌دهنده سیگنال جزای انتخاب شده برای سیستم است که با توجه به سلیقه طراح، انتخاب می‌گردد. همچنین دو پارامتر ثابت α و β به ترتیب نشان‌دهنده نرخ‌های یادگیری و فراموشی در آمیگدالا و قشر اوربیتوفرونال هستند که بنا بر قرارداد، همواره مقادیری میان (۰) تا (۱) را اختیار می‌کنند. تفسیر این مهم، نشانگر آن است که فرآیند یادگیری به صورت خاص، در آمیگدالا و مدل فراموشی به صورت ویژه در قشر اوربیتوفرونال، صورت خواهد پذیرفت. در معادله (۳۴)، عبارت E' نشان‌دهنده یک متغیر کمکی است که مقدار لحظه‌ای آن به واسطه رابطه (۳۵) مشخص می‌گردد.

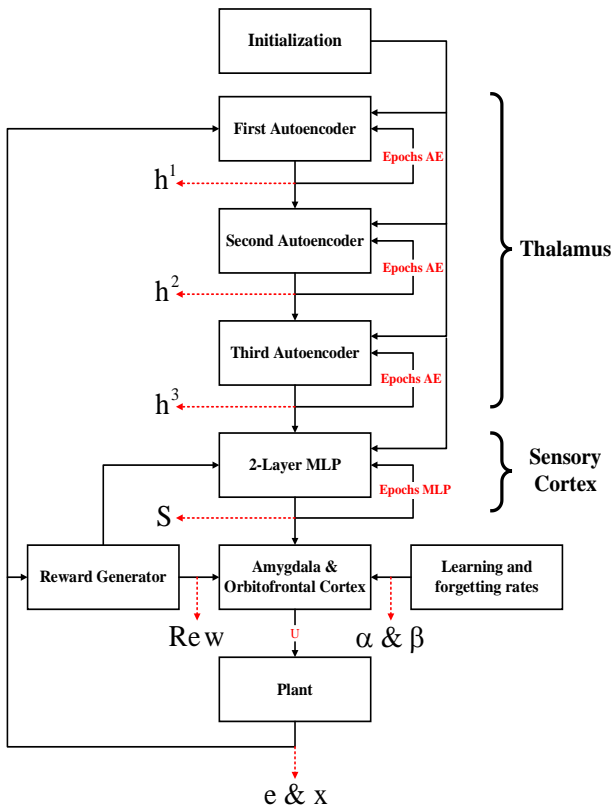
$$E' = \sum_i A_i - \sum_i O_i \text{ (not including } A_{th}) \quad (35)$$

۳-۲- ساختار تولید سیگنال‌های جزا و نشان‌گاه. (کنترلر فیدبک حالت بهینه خطی مقاوم (LQI))

مطابق آنچه پیش‌تر عنوان شد، ساختار کنترل در نظر گرفته شده جهت پایش دینامیک سیستم طی اجرای مأموریت تعریف شده، شامل سه کانال و هریک از این کانال‌ها متشکل از یک لایه کنترلی خواهد بود. در طرح پایه از ساختار موردنظر، هریک از این لایه‌ها، متشکل از فرمان خروجی یک کنترلر خطی خواهد بود که وظیفه اجرای محاسبات مقدماتی مرتبط با آن لایه و ایفای نقش به عنوان داده هدف ساختار شبکه عصبی پرسپترون چندلایه را بر عهده دارد. کنترلرهای خطی مزبور، همگی از رسته کنترلر فیدبک حالت بهینه LQR در نظر گرفته شده‌اند. عبارت کلی توصیف‌گر شاخص بهینگی کنترلر LQR مطابق رابطه (۳۶) ارائه شده است.

$$J = \int_{t_0}^{t_f} (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (36)$$

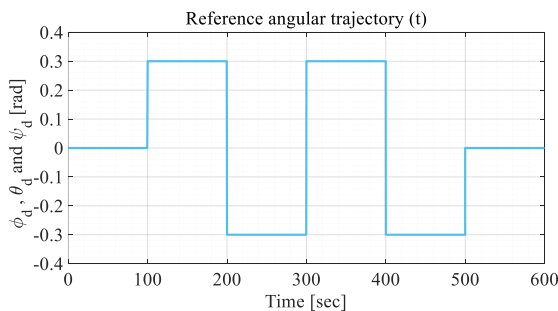
در این رابطه، J نمایشگر شاخص بهینگی و دو ماتریس \mathbf{Q} و \mathbf{R} نمایش‌دهنده ماتریس‌های وزن‌دهی به این بردارها می‌باشند. شایان ذکر است در این ساختار، کلیه کنترلرهای بهینه خطی مورد استفاده، از یک قسمت انتگرالی برخوردارند که با هدف اصلاح رفتار کنترلرها به این کنترلر‌ها افزوده شده‌اند. با در نظرگیری نمایش فضای حالت سیستم مطابق روابط (۲۳) و (۲۴)، نحوه افزودن این ترم انتگرالی به واسطه افزودن یک متغیر وضعیت اضافی از جنس خطا به سیستم طی خواهد شد که از تفاضل میان مقدار خروجی و مقدار مطلوب هر لایه و در هر لحظه، حاصل می‌گردد. در نهایت فرمان خروجی هر لایه، از تجمیع ضرب انتگرال لحظه‌ای این متغیر اضافی در وزن مورد نظر، با خروجی کنترلی مرسوم تنظیم‌کننده فیدبک حالت بهینه (با رعایت علامت)، حاصل می‌شود. رابطه (۳۷) نحوه



شکل ۷- نمودار جریان محاسبات الگوریتم پیشنهادی

۴- شبیه‌سازی سیستم

در این بخش، توان پردازشی ساختار کنترلی پیشنهادی، جهت کنترل مدل خطی سیستم ماهواره، در تعقیب یک مسیر زاویه‌ای مطلوب، سنجیده می‌شود. نمودار مسیر مرجع موردنظر در این حالت، به صورت مشترک برای هر یک از خروجی‌های مسئله، در قالب شکل (۸) و در طول ۶۰۰ ثانیه، نمایش داده شده است. شایان ذکر است در فرآیند پیاده‌سازی، کلیه متغیرهای قابل اندازه‌گیری سیستم به عنوان بردار منبع و ورودی بخش تالاموس (کدکننده‌ی خوار) و خروجی قانون کنترلی فیدبک حالت بهینه، به عنوان مقدار نشانگاه (Target)، برای پردازش خروجی کدکننده‌ی خودکار، در بخش سنسوری کورتکس (پرسپترون چندلایه) در نظر گرفته می‌شود. در نهایت، شکل (۹) نمودار زوایای اوایلر ماهواره را به عنوان خروجی، در شبیه‌سازی سیستم طی ۶۰۰ ثانیه، نمایش می‌دهد.



شکل ۸- مسیر مرجع در مسئله کنترل.

در این دسته معادلات، $W^{d1:\lambda}$ ، $W^{e1:\lambda}$ ، $h^{1:\lambda}$ ، $net^{e1:\lambda}$ (با در نظرگیری $\lambda = 1, 2$) به ترتیب نمایشگر شبکه، خروجی هر لایه از کدکننده‌ها در کدکننده خودکار پشته‌ای، وزن نورون‌ها در لایه کدکننده و نیز وزن نورون‌ها در لایه کدگشا می‌باشد. همچنین در معادلات مذکور، C_{AE^λ} نشانگر ورودی، $e_{AE^\lambda} = (\text{input}^\lambda - \text{input}^\lambda) \cdot \text{input}^\lambda$ ، η_c^λ یا η_h^λ نشانگر خروجی، خطا و نیز تابع هزینه لایه از ساختار کدکننده خودکار می‌باشد. در ادامه، η^λ که می‌تواند به صورت η_c^λ یا η_h^λ تعریف شود، نشانگر نرخ آموزش اوزان در لایه کدکننده به کدگشا بوده و در پایان، عبارت Φ می‌تواند به صورت $W^{d1:\lambda}$ یا $W^{e1:\lambda}$ تعریف شود.

۳-۴ پرسپترون چندلایه (Multilayer perceptron)

پرسپترون چندلایه (MLP) یک کلاس از شبکه‌های عصبی مصنوعی پیشخور است. این ساختار که از چند نورون مرتب شده تشکیل شده است، می‌تواند هر عملکرد پیوسته را با دقت مناسب تقریب بزند. به عنوان یک الگوریتم یادگیری نظارت شده، MLP از یک مجموعه از دادگان برای یادگیری رفتار یک تابع، بهره می‌گیرد. در طبقه‌بندی، رگرسیون یا کنترل، MLP قادر است یک تقریب از توابع غیرخطی را از مجموعه‌ای از ویژگی‌ها و نشان‌گاه‌ها، یاد بگیرد. فارغ از لایه ورودی، شبکه MLP مورد استفاده در این مطالعه از دو لایه متشکل از یک لایه پنهان و دیگری خروجی، تشکیل گردیده است. معادلات پیشخور و پس انتشار خطای هر لایه از MLP دولا به مورد استفاده، به صورت روابط (۵۲) تا (۵۶) خلاصه می‌شود.

$$O^1 = F^1(\text{net}^1) = \text{sigmoid}(\text{net}^1) \quad (52)$$

$$\text{w.r.t. } \text{net}^1 = W^1 \times h^3 \quad (53)$$

$$O^2 = F^2(\text{net}^2) = \text{net}^2 \quad (54)$$

$$\text{w.r.t. } \text{net}^2 = W^2 \times O^1 \quad (55)$$

$$C_{MLP} = \frac{1}{2} e_{MLP}^2 = \frac{1}{2} (\text{Target} - O^2)^2 \quad (56)$$

$$\Delta \Psi = -\zeta \frac{\partial E_{MLP}}{\partial \Psi} \quad (57)$$

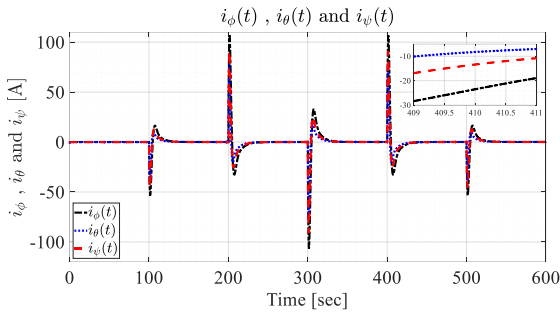
$$\Psi(k+1) = \Delta \Psi + \Psi(k) \quad (58)$$

در این بخش نیز به صورت مشابه با تعاریف قسمت قبل، net^l و O^l (با فرض $l = 1$ یا 2) به ترتیب بیانگر عبارت شبکه و خروجی هر یک از دو لایه مفروض در پرسپترون چندلایه می‌باشند. در معادله (۵۵)، Ψ به صورت $W^{l=1,2}$ و به عنوان ماتریس وزن هر لایه از MLP تعریف می‌گردد. همچنین Target نمایشگر نشانگاه یا هدف MLP می‌باشد که به صورت مشابه و برابر با سیگنال پاداش وارده به قشرهای آمیگدالا و اوربیتوفرونال، در هر گام زمانی از شبیه‌سازی فرض گردیده است. در ادامه، دو عبارات C_{MLP} و e_{MLP} خطای خروجی و تابع هزینه فرآیند آموزش MLP را نشان می‌دهند. در نهایت، ζ به صورت C_{MLP} و به عنوان نرخ یادگیری MLP تعریف می‌شود.

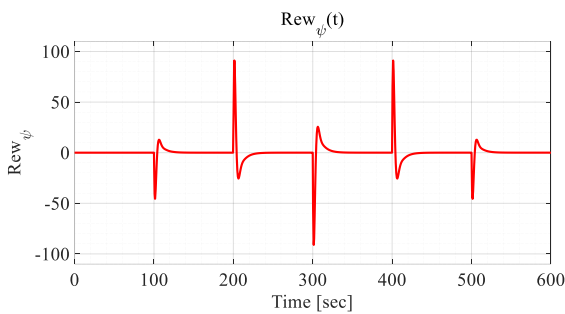
۳-۵ جمع‌بندی در خصوص معماری کنترلی مورد استفاده

با توجه به مطالب مطرح شده در بخش‌های قبلی در خصوص اقتباس پیشنهادی از ساختار کنترلر هوشمند مبتنی بر یادگیری عاطفی در مغز، الگوریتم پیشنهادی، شامل قشرهای آمیگدالا و اوربیتوفرونال از ساختار BELBIC کلاسیک، به انضمام یک کدکننده خودکار پشته‌ای سه لایه در نقش قشر حسی و نیز یک پرسپترون دولا به در نقش تالاموس (چنان که در شکل (۳) ملاحظه می‌شود) می‌باشد. شکل (۷) شمای نمودار جریان محاسبات مورد استفاده در اجرای الگوریتم پیشنهادی را نمایش می‌دهد.

در ادامه، نمودارهای مرتبط با یادگیری در بخش کنترل سیستم ماهواره، مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این بخش نیز به جهت کاهش حجم کلی مقاله پیش رو، تنها نمودارهای مرتبط با یادگیری در کانال سمت سیستم، نمایش داده خواهد شد. در همین راستا، شکل (۱۴) نمودار تغییرات سیگنال جزای تغذیه شده به کنترلر کانال مزبور را نمایش می‌دهد.

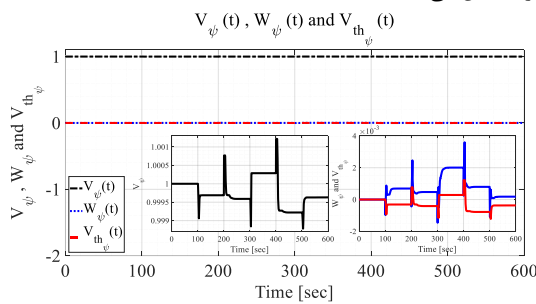


شکل ۱۳- جریان الکتریکی وارد شده به موتورها.



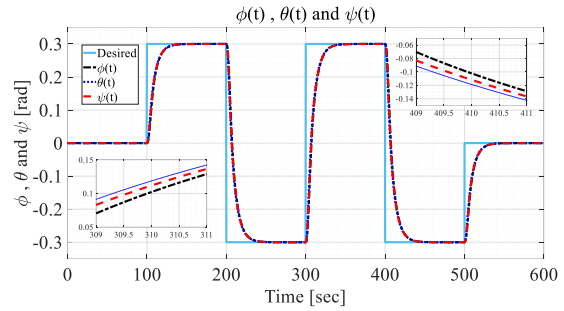
شکل ۱۴- تغییرات سیگنال جزا در فرآیند یادگیری در کانال سمت (psi).

سه نمودار زمانی نمایش داده شده در شکل (۱۵) تغییرات زمانی اوزان یادگیری شده در این ساختار، یعنی V , W و V_{th} مرتبط با کنترلر این کانال را نمایش می‌دهند.



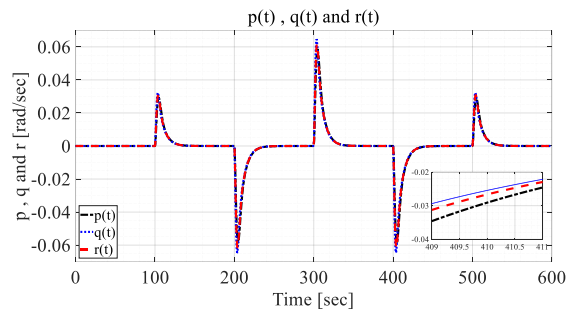
شکل ۱۵- تغییرات اوزان یادگیری BELBIC در کانال سمت (psi).

در ادامه این بخش، نمودارهای مرتبط با نحوه عملکرد مکانیزم‌های مبتنی بر شبکه‌های عصبی یعنی اقشار تالاموس (کدکننده‌های خودکار) و سنسوری کوتکس (پرسپترون چندلایه) کانال کنترل زاویه سمت ماهواره، نمایش داده خواهد شد. سه شکل (۱۶) تا (۱۸) تغییرات نورم خطا در هریک از لایه‌های کدکننده خودکار را به صورت تابعی از دو متغیر مستقل زمان و ایپاک، در مقیاس لگاریتمی، نمایش می‌دهد. در گام بعد، شکل (۱۹) نمودار تغییرات مقدار MSE خروجی پرسپترون دولایه (سنسوری کوتکس) از

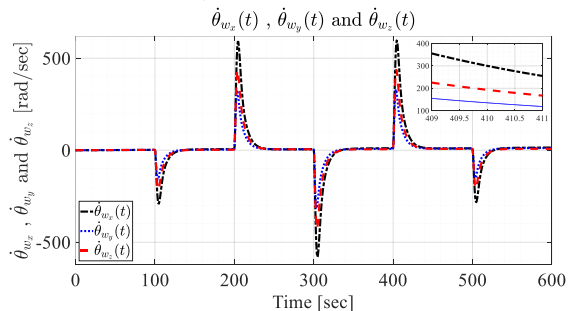


شکل ۹- تغییرات زوایای خروجی سیستم در مسئله کنترل.

در ادامه، نمودارهای تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای سیستم، تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی و نیز انتگرال خطای خروجی مسئله تعقیب، به ترتیب در شکل‌های (۱۰) تا (۱۲) نمایش داده شده‌اند.

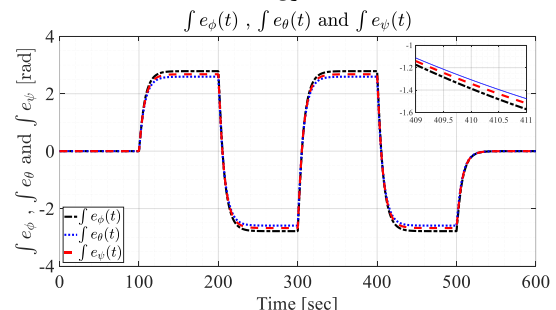


شکل ۱۰- تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای سیستم در مسئله کنترل.



شکل ۱۱- تغییرات سرعت چرخ‌های عکس‌العملی سیستم در مسئله

کنترل.



شکل ۱۲- نمودارهای تغییرات انتگرال خطا.

همچنین، نمودار مرتبط با تغییرات جریان الکتریکی وارده به هریک از موتورهای الکتریکی (در نقش متغیر کنترلی) در شکل (۱۳) نمایش داده شده‌است. با توجه به اهمیت بررسی جزئی نحوه و کیفیت کارکرد کنترلر هوشمند پیشنهادی تعبیه شده جهت کنترل هریک از زوایای اوپلر سیستم،

نزولی، رفتار می‌کند. این امر نمایشگر عملکرد صحیح و مطابق انتظار این شبکه، با عنایت به تغییرات دیتاست ورودی در هر گام حل می‌باشد.

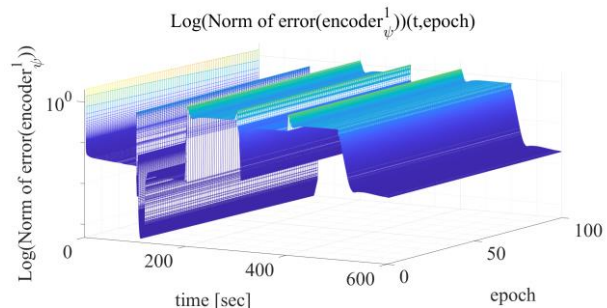
۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، به کنترل مدل غیرخطی سیستم ماهواره زمین‌گرا در مدار پایین، با بهره‌گیری از ساختار کنترلی هوشمند مبتنی بر یادگیری عاطفی در مغز (BELBIC) اصلاح شده با بهره‌گیری از کدکننده‌های خودکار و پرسپترون‌های چندلایه، پرداخته شد. در این راستا، ضمن معرفی معادلات خطی و غیرخطی سینماتیک و دینامیک وضعیت سیستم مورد بحث، نمودارهای حاصل از کنترل سیستم در یک سناریوی کنترلی، نمایش داده شد. طرح اصلاحات مذکور، عمدتاً در راستای رفع چالش اساسی انتخاب سیگنال حسی و نیز سیگنال جزای مورد نیاز در زمینه بهره‌گیری از BELBIC در جهت کنترل سیستم صورت پذیرفته است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی سیستم حلقه-بسته در سناریوی کنترل مانور وضعیت، از توان پردازشی بالا و مدیریت کامل سیستم توسط قانون کنترلی پیشنهاد شده، حکایت دارد.

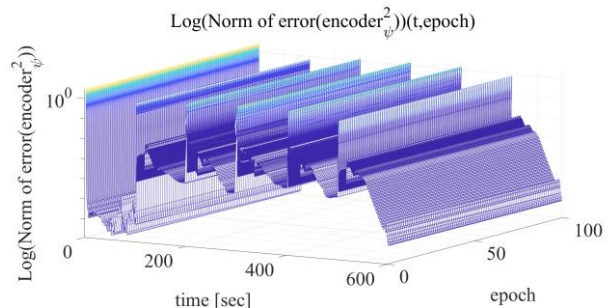
۶- مراجع

- [1] J. Morén and C. Balkenius, "A computational model of emotional learning in the amygdala," *From animals to animats*, vol. 6, pp. 115-124, 2000.
- [2] C. Lucas, D. Shahmirzadi, and N. Sheikholeslami, "Introducing BELBIC: brain emotional learning based intelligent controller," *Intelligent Automation & Soft Computing*, vol. 10, no. 1, pp. 11-21, 2004.
- [3] B. Debnath and S. Mija, "Adaptive emotional-learning-based controller: A practical design approach for helicopters with variable speed rotors," *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, vol. 18, no. 2, pp. 1132-1141, 2021.
- [4] P. K. Muthusamy, M. Garratt, H. Pota, and R. Muthusamy, "Real-Time Adaptive Intelligent Control System for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles with Payload Uncertainties," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 69, no. 2, pp. 1641-1653, 2021.
- [5] M. J. Sidi, *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach*. Cambridge university press, 1997.
- [6] سیدحسین میری رکن‌آبادی، مهران میرشمس، امیرعلی نیکخواه، "کنترل بهینه وضعیت ماهواره با عملگر چرخ عکس‌العملی"، فصلنامه علوم و فناوری فضایی، زمستان ۱۳۸۸، دوره ۲، شماره ۵.
- [7] A. R. Mehrabian, C. Lucas, and J. Roshanian, "Aerospace launch vehicle control: an intelligent adaptive approach," *Aerospace Science and technology*, vol. 10, no. 2, pp. 149-155, 2006.
- [8] E. Lotfi and A. A. Rezaee, "Generalized belbic," *Neural Computing and Applications*, vol. 31, no. 8, pp. 4367-4383, 2019.
- [9] M. Jafari, H. Xu, and L. R. Garcia Carrillo, "A neurobiologically-inspired intelligent trajectory tracking control for unmanned aircraft systems with uncertain system dynamics and disturbance," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 41, no. 2, pp. 417-432, 2019.
- [10] S. Khorashadizadeh, S. M. H. Zadeh, M. R. Koohestani, S. Shekofteh, and S. Erkaya, "Robust model-free control of a class of uncertain nonlinear systems using BELBIC: stability analysis and experimental validation," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 41, no. 8, pp. 1-12, 2019.
- [11] A. R. Mehrabian, C. Lucas, and J. Roshanian, "Design of an aerospace launch vehicle autopilot based on optimized emotional learning algorithm," *Cybernetics and Systems: An International Journal*, vol. 39, no. 3, pp. 284-303, 2008.

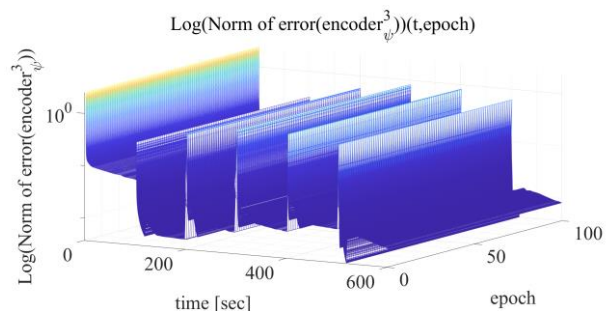
کانال کنترل زاویه سمت را به صورت تابعی از زمان و ایپاک، در مقیاس لگاریتمی نمایش می‌دهد.



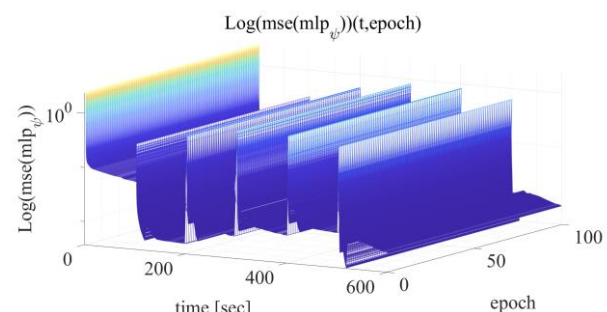
شکل ۱۶- تغییرات نرم خطای خروجی لایه اول کدکننده خودکار در کانال سمت (ψ) ماهواره، به صورت تابعی از زمان و ایپاک.



شکل ۱۷- تغییرات نرم خطای خروجی لایه دوم کدکننده خودکار در کانال سمت (ψ) ماهواره، به صورت تابعی از زمان و ایپاک.



شکل ۱۸- تغییرات نرم خطای خروجی لایه سوم کدکننده خودکار در کانال سمت (ψ) ماهواره، به صورت تابعی از زمان و ایپاک.



شکل ۱۹- تغییرات MSE پرسپترون دولایه (سنسوری کور تکس) کنترلر کانال سمت (ψ) ماهواره، به صورت تابعی از زمان و ایپاک.

چنان که از ملاحظه شکل فوق برمی‌آید، مقدار نرم خطا، در راستای پیشرفت ایپاک‌ها به صورت نزولی اکید و در راستای زمان، به شکل نوسان