



طراحی کنترل کننده وضعیت تطبیقی برای شبیه‌ساز آزمایشگاهی سمت فضاپیما

مهدی نبی‌پور^۱، منصور کبگانیان^۱، فرهاد فانی صابری^{۲*}

^۱دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
^۲پژوهشکده علوم و فناوری فضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۲۸ آذر ۱۳۹۴
بازنگری: ۲۷ مرداد ۱۳۹۵
پذیرش: ۱۴ شهریور ۱۳۹۵
ارائه آنلاین: ۱۹ آبان ۱۳۹۵

کلمات کلیدی:

ماهواره
شبیه‌ساز سمت
فرم ربانیک دینامیک ماهواره
کنترل تطبیقی
تخمین پارامترها

چکیده: در این مقاله پس از معرفی مختصری از شبیه‌ساز سمت دانشگاه صنعتی امیرکبیر به استخراج روابط حاکم بر آن پرداخته می‌شود. به دلیل وجود اصطکاک در یاتاقان‌های شبیه‌ساز سمت، در دینامیک شبیه‌ساز از مدل اصطکاک ویسکوز برای مدل‌سازی اصطکاک در یاتاقان‌ها استفاده می‌شود. هدف این مقاله طراحی یک کنترل کننده وضعیت تطبیقی برای کنترل شبیه‌ساز سمت و تخمین ضرایب اصطکاک ویسکوز یاتاقان‌ها می‌باشد. به منظور جلوگیری از پدیده تکینگی در روابط حاکم، از پارامترهای رودریگز برای نمایش سینماتیک شبیه‌ساز استفاده می‌شود. ابتدا روابط حاکم بر شبیه‌ساز به فرم ربانیک استخراج می‌شود. سپس پارامترهای تانسور ممان اینرسی شبیه‌ساز سمت و ضرایب اصطکاک ویسکوز به عنوان پارامترهای نامعلوم سامانه انتخاب می‌شوند. در مرحله بعد با تعریف یک تابع لیاپانوف و بررسی پایداری سامانه، پارامترها به گونه‌ای تخمین زده می‌شوند که خطا محدود شده و سامانه پایدار گردد. در مرحله بعد شبیه‌سازی سامانه در نرم‌افزار متلب انجام شده و تخمین پارامترهای تانسور اینرسی و ضرایب اصطکاک ویسکوز به دست می‌آیند. در نهایت با به دست آمدن نمودارهای مربوط به سرعت عملگرهای چرخ عکس‌العملی نشان داده خواهد شد که این کنترل کننده وضعیت قابلیت پیاده‌سازی بر روی شبیه‌ساز سمت امیرکبیر را دارد.

۱- مقدمه

در اکثر ماهواره‌های سنجش از دور، مأموریت اصلی، تصویربرداری و تغییر جهت به سمت یک نقطه معلوم در مدت زمان مشخص است. برای دستیابی به این مهم، وظیفه اصلی سامانه کنترل سمت فراهم آوردن شرایط مانورپذیری بالا، پایداری و دقت بالای هدف‌گیری می‌باشد؛ بنابراین سامانه تعیین و کنترل سمت ماهواره یک زیر سامانه مهم در تمامی ماهواره‌های مدرن است [۱-۳]. به دلیل هزینه و ریسک بالای سامانه‌هایی چون ماهواره‌ها، اکثر زیرسامانه‌ها قبل از پرتاب ماهواره مورد بررسی قرار می‌گیرند. یک شیوه کاربردی برای دستیابی به آزمون‌های عملکردی زیرسامانه تعیین و کنترل سمت، روش نرم‌افزار در حلقه است. مزیت این روش ارزانی آن است. در این روش مدل‌سازی دقیق دینامیک ماهواره و شرایط فضا به صورت نرم‌افزاری و در کامپیوتر شبیه‌ساز انجام می‌شود و کنترل کننده طراحی شده بر روی سخت‌افزار پیاده‌سازی می‌شود. اگرچه روش نرم‌افزار در حلقه ارزان است؛ اما به دلیل عدم توانایی در مدل کردن تمامی شرایط یک ماهواره در فضا (از قبیل شرایط بی‌وزنی، گشتاورهای گرادیان جاذبه‌ای و میدان مغناطیسی زمین) از دقت پایین‌تری برخوردار است. برای برطرف کردن این مشکل، روش سخت‌افزار در حلقه پیشنهاد می‌شود. در این روش، کنترل کننده وضعیت به صورت نرم‌افزاری در کامپیوتر شبیه‌سازی شده و از

یک شبیه‌ساز سه درجه آزادی ماهواره استفاده می‌شود. در این شبیه‌سازها یاتاقان هوایی شرایط بدون اصطکاک را فراهم نموده تا شرایطی مشابه شرایط ماهواره در فضا ایجاد شود. مؤسسات و دانشگاه‌های زیادی به منظور انجام آزمایش‌های زمینی در مورد دینامیک فضایی و زیرسامانه‌های کنترل سمت با استفاده از یاتاقان هوایی شبیه‌سازهایی ساخته‌اند.

امروزه کنترلرهای تطبیقی در صنعت هوافضا بسیار مورد توجه قرار می‌گیرند. دلیل این امر قابلیت بالای کنترلرهای تطبیقی در هماهنگی با تغییرات ایجاد شده در فضاپیماها حین انجام مأموریت‌های فضایی و همچنین تخمین نامعینی‌های آنان است. از این رو بسیاری از این نوع کنترل کننده‌ها در ماهواره‌ها و سامانه‌های سخت‌افزار در حلقه شبیه‌سازی می‌شوند [۴].

در سال ۱۳۸۸ دانشکده هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی موفق به طراحی و ساخت شبیه‌ساز ماهواره گردید. از مشخصات این شبیه‌ساز می‌توان به سه عملگر چرخ عکس‌العملی و ساختار دمبلی اشاره نمود. یاتاقان هوایی استفاده شده در این شبیه‌ساز امکان دوران $\pm 360^\circ$ حول محورهای رول و یاو و چرخش $\pm 25^\circ$ حول محور پیچ را فراهم می‌نماید [۵]. در سال ۱۳۹۲ دانشگاه صنعتی شریف موفق به طراحی و ساخت شبیه‌ساز وضعیت سه درجه آزادی با ساختار رومیزی گردید. این شبیه‌ساز که به منظور شبیه‌سازی و پیاده‌سازی کنترل کننده‌های وضعیت مختلف ساخته شده است، از یاتاقان هوایی به منظور تعلیق بدنه شبیه‌ساز و از تراستر گاز سرد به عنوان عملگر استفاده می‌کند [۶]. از آنجا که ساختار دمبلی از آزادی حرکت بیشتری

در این مدل سازی یک مدل اصطکاک تقریبی برای اصطکاک یاتاقان های شبیه ساز سمت به دست آمد [۱۸]. کنترل کننده خطی PD برای این شبیه ساز سمت طراحی و پیاده سازی شده است [۱۹، ۲۰]. پس از طراحی کنترل کننده PD، در گام بعد، در سال ۹۳، یک کنترل کننده غیرخطی بر اساس تابع لیاپانوف طراحی شد [۲۱].

چالش اساسی پیش روی شبیه ساز دانشگاه امیرکبیر استفاده نکردن از یاتاقان هوایی و در نتیجه تحمل اصطکاک در یاتاقان های جایگزین یاتاقان هوایی است. از این رو در طراحی کنترل تطبیقی برای این شبیه ساز، تخمین پارامترهای اصطکاک یاتاقان های استفاده شده در بدنه شبیه ساز در دستور کار قرار گرفت. در بررسی های انجام شده در تاریخچه این بحث، از آنجا که در تمام موارد از یاتاقان های هوایی استفاده شده است، تنها پارامترهای تانسور ممان اینرسی و در برخی موارد، بعضی پارامترهای مربوط به عملگرها مورد تخمین قرار گرفتند. در کار حاضر علاوه بر پارامترهای تانسور ممان اینرسی شبیه ساز سمت، تخمین پارامترهای اصطکاک یاتاقان های شبیه ساز نیز به خوبی انجام شده است.

برای این که بتوان پارامترهای اصطکاک یاتاقان های شبیه ساز را تخمین زد، از ساختار کنترل تطبیقی گشتاور محاسبه شده^۱ استفاده شده است. در این روش کنترل تطبیقی ابتدا معادلات دینامیک شبیه ساز به فرم رباتیکی استخراج می شوند، سپس برای مدل رباتیکی به دست آمده این کنترل کننده طوری طراحی می شود که پارامترهای تانسور ممان اینرسی و ضرایب اصطکاک ویسکوز تخمین زده شوند.

در این مقاله ابتدا به معرفی مختصری از شبیه ساز سمت ساخته شده در آزمایشگاه سامانه های دینامیکی و کنترل دانشگاه صنعتی امیرکبیر پرداخته می شود. سپس معادلات دینامیکی شبیه ساز سمت به منظور طراحی کنترل کننده تطبیقی به دست خواهد آمد. سپس کنترل کننده تطبیقی طراحی شده و با در نظر گرفتن یک تابع لیاپانوف پایداری آن اثبات می گردد. در نهایت نتایج شبیه سازی کنترل کننده طراحی شده بیان خواهد شد.

۲- معرفی شبیه ساز سمت دانشگاه صنعتی امیرکبیر

شبیه سازهای سمت متداول، از یاتاقان های هوایی به منظور تسهیل دوران حول محورهای دوران شبیه ساز استفاده می شود. این شبیه سازها به سه دسته چتری، رومیزی و دمبلی تقسیم می شوند. این تقسیم بندی براساس محل قرارگیری میز نسبت به یاتاقان هوایی صورت گرفته است. در شکل ۱ این تقسیم بندی آورده شده است [۱۸]:

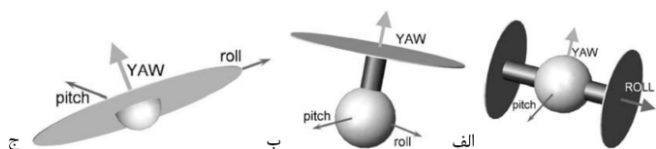


Fig. 1. Simulator types (a) Tabletop system, (b) Umbrella system, and (c) Dumbbell System

شکل ۱: انواع شبیه سازها: (الف) دمبلی (ب) چتری (ج) رومیزی [۱۹]

نسبت به ساختار رومیزی و چتری برخوردار است، عملکرد دورانی شبیه ساز دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی از دانشگاه صنعتی شریف بهتر است. علاوه بر شبیه سازهای ذکر شده، در سال های اخیر در پژوهشگاه فضایی ایران نمونه ای از شبیه سازهای وضعیت با ساختار رومیزی با استفاده از یاتاقان هوایی ساخته شده است. این شبیه ساز، مشابه شبیه سازهای اشاره شده دیگر، به دلیل استفاده از یاتاقان هوایی هزینه ساخت و نگهداری بسیار بالایی دارد [۷].

یون^۱ و سیوترس^۲ [۸] یک کنترل کننده تطبیقی بر روی سخت افزاری با چهار عملگر ژایرو ممان کنترل سرعت متغیر^۳ طراحی و پیاده سازی کرده اند. این کنترل تطبیقی برای تخمین نامعینی های پارامترهای تانسور ممان اینرسی طراحی شده است. همچنین در مرجع [۷] کنترلرهای تطبیقی غیرخطی مدل مرجع^۴ و کنترلر تطبیقی فیدبک خروجی^۵ برای تخمین مقادیر پارامترهای تانسور ممان اینرسی شبیه ساز سمت پلی تکنیک کالیفرنیا طراحی و با هم مقایسه شده اند. یو^۶ و همکاران [۹]، عملکرد کنترل تطبیقی مدل مرجع بر روی شبیه ساز سمت را با تخمین پارامترهای موتورهای چرخ های عکس العملی بررسی کرده اند. مکینوس^۷ و همکاران [۱۰] به طراحی کنترل کننده تطبیقی برای سخت افزاری با چهار عملگر ژایرو ممان کنترل پرداخته اند. این کنترلر تطبیقی تخمین پارامترهای تانسور ممان اینرسی ماهواره و تخمین نامعینی های اصطکاک در گیمبال های عملگرها را بر عهده دارد. در مراجع زیادی هم از کنترل کننده های تطبیقی در تخمین پارامترهای تانسور ممان اینرسی شبیه سازهایی که از عملگرهای دیگری از قبیل تراسترها و چرخ های مومنتوم در ساختار خود استفاده کرده اند، استفاده شده است [۱۷-۱۱].

تمامی شبیه سازهای ذکر شده در ساختار خود از یاتاقان هوایی استفاده می کنند. اینگونه شبیه سازها معمولاً بسیار پیچیده و گران قیمت می باشند. این در حالی است که در مقیاس های آزمایشگاهی و نیمه صنعتی و همچنین کاربردهای آموزشی دقت های ۱۰-۵ درجه برای مطالعه و بررسی دینامیک سمت و کنترل وضعیت ماهواره، کافی به نظر می رسد. از این رو در آزمایشگاه سامانه های دینامیکی و کنترل دانشگاه امیرکبیر، شبیه ساز سه درجه ای آزادی ساخته شده است که دارای ساختار دمبل-گیمبالی داشته و یاتاقان هوایی در آن استفاده نشده است. در این شبیه ساز به منظور تسهیل دوران شبیه ساز در همه جهات، از سه یاتاقان ساچمه ای و کف گرد استفاده شده است. ساخت شبیه ساز با این ساختار، از ایجاد تکینگی جلوگیری می نماید و هزینه های ساخت و نگهداری را به طور چشمگیری کاهش خواهد داد. در سال ۹۲ مدل دینامیکی شبیه ساز سمت امیرکبیر با انجام آزمون های متعددی به دست آمد.

- 1 Yoon
- 2 Tsiotras
- 3 Variable Speed Control Moment Gyro (VSCMG)
- 4 Nonlinear Direct Model Reference Adaptive (NDMRAC)
- 5 Adaptive Output Feedback (AOF)
- 6 Yue
- 7 MacKunis

طریق درایور، به چرخ‌های عکس‌العملی فرستاده می‌شود. با چرخش چرخ طیار، شبیه‌ساز دوران کرده و این دوران از طریق انکودرهای شبیه‌ساز ثبت شده و به برای به‌دست آوردن سرعت مطلوب چرخ‌ها دوباره به کامپیوتر فرستاده می‌شود. این سیکل مرتباً تکرار شده تا این‌که شبیه‌ساز به مسیر دلخواه خود همگرا شود. ساختار و اعضای این شبیه‌ساز سمت سه درجه آزادی در شکل ۲ مشخص نشان داده شده است.

از محدودیت‌های این شبیه‌ساز سمت می‌توان به محدودیت سرعت موتورهای آن اشاره نمود. مقدار بیشینه سرعت موتورهای این شبیه‌ساز سمت ۳۵۰۰ rpm می‌باشد؛ بنابراین در سرعت‌های بالاتر موتورها اشباع می‌شوند. کبگانیان و همکاران [۱۸] بر اثر آزمایش‌های مختلف انجام شده بر روی شبیه‌ساز نشان داده که مدل اصطکاک ویسکوز می‌تواند در حد مناسبی رفتار اصطکاکی یاتاقان‌های شبیه‌ساز را شبیه‌سازی کند؛ بنابراین در به‌دست آوردن قانون کنترل برای شبیه‌ساز سمت مدل اصطکاک شبیه‌ساز، مدل اصطکاک ویسکوز در نظر گرفته می‌شود.

۳- طراحی کنترل‌کننده

در این قسمت به طراحی کنترل‌کننده‌های غیرخطی براساس تابع لیاپانوف و تطبیقی پرداخته می‌شود.

در سامانه‌های رومیزی و چتری محور یاو درجه آزادی کامل دارد و دو محور رول و پیچ حداکثر نود درجه آزادی دارند. بر خلاف دو آرایش دیگر، آرایش دمبلی علاوه بر یاو در محور رول نیز آزادی دوران کامل دارد. نکته منفی در طراحی یاتاقان هوایی دمبلی، این است که در این حالت یاتاقان هوایی شامل دو کره مستقل می‌باشد که باید با دقت بالایی متعادل شوند [۲۲-۲۴].

در مقیاس صنعتی از یاتاقان‌های هوایی به منظور دستیابی به دقت‌های بالا استفاده می‌شود. تنها نقص سامانه‌های یاتاقان هوایی هزینه بالای ساخت و نگهداری آن می‌باشد. در مقیاس آزمایشگاهی با اهداف آموزشی نایل آمدن به دقت‌های بالا مدنظر نمی‌باشد. در نتیجه شبیه‌ساز سمت ساخته شده در دانشگاه صنعتی امیرکبیر بدون استفاده از یاتاقان هوایی ساخته شد. در این شبیه‌ساز به دلیل مزایای ساختار دمبلی نسبت به دیگر ساختارها، از آرایش دمبلی استفاده شده است. اضافه بر این، در این شبیه‌ساز از ساختار گیمبالی به عنوان جایگزین مناسبی برای یاتاقان هوایی استفاده شده است. در مقاله ارائه شده در کنفرانس بین‌المللی مکانیک سال ۹۲ در دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی ارتباطات الکتریکی اجزای شبیه‌ساز و قطعات مختلف دستگاه به‌طور کامل توضیح داده شد [۱۸]. در آن مقاله ذکر شد که پس از تشخیص مقدار سرعت مورد نیاز چرخ‌های عکس‌العملی در کامپیوتر کنترل، این سرعت از

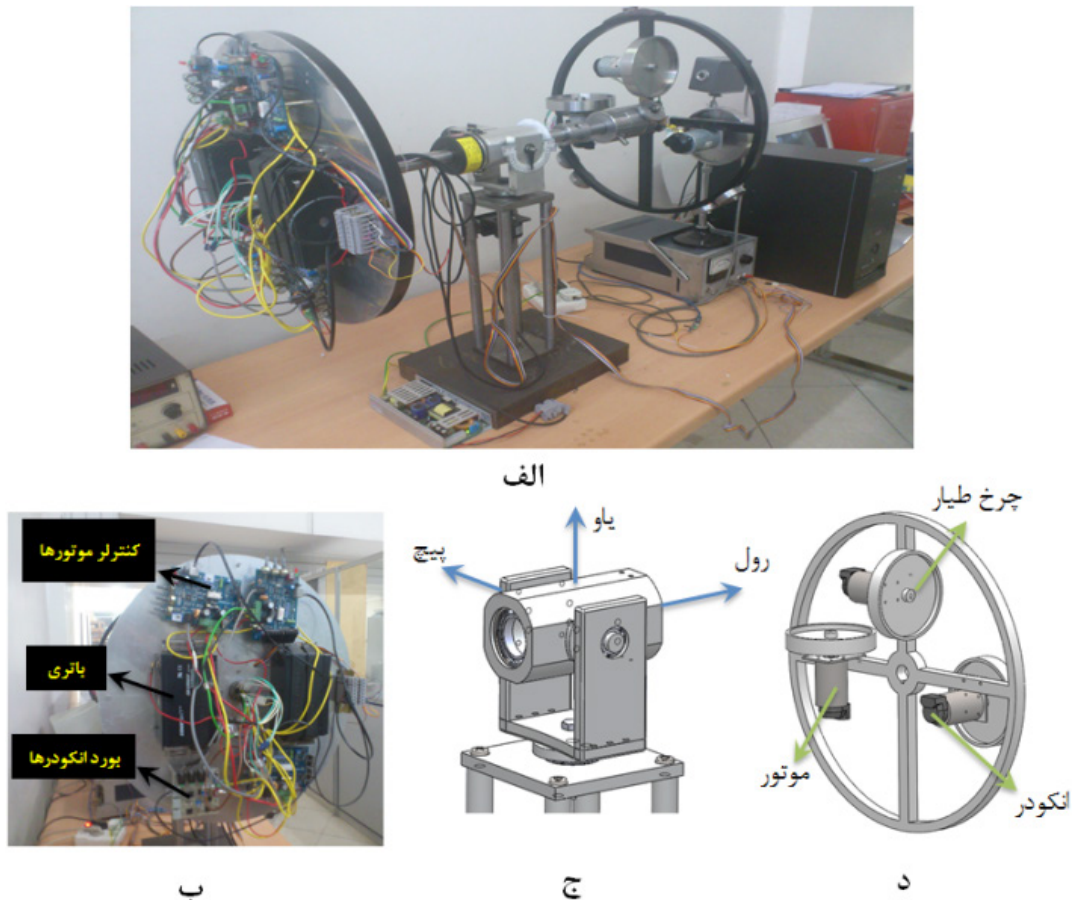


Fig. 2. AUT-Simulator's (a) simulator structure (b) Electrical Components (c) Gimbals (d) Reaction Wheels

شکل ۲: شبیه‌ساز سمت سه درجه آزادی امیرکبیر: (الف) ساختار شبیه‌ساز (ب) قسمت‌های الکترونیکی (ج) گیمبال‌ها (د) عملگرهای چرخ عکس‌العملی

۳-۳- استخراج دینامیک سیمولاتور سمت به فرم رباتیکی

رابطه دینامیک حاکم بر یک ربات در معادله زیر آورده شده است.

$$M(q)\ddot{q} + V(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = \tau \quad (5)$$

در این رابطه، $M(q)$ ماتریس $n \times n$ جرمی ربات، V بردار $n \times 1$ مربوط به شتاب‌های گریز از مرکز و کوریولیس، G بردار $n \times 1$ مربوط به شتاب گرانش و τ گشتاور وارد بر مفصل‌ها می‌باشد. علاوه بر این q و \dot{q} زاویه و سرعت زاویه‌ای بازوها می‌باشند. معادله دینامیک ربات با حضور اصطکاک در لینک‌ها، مطابق رابطه زیر می‌باشد.

$$M(q)\ddot{q} + V(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) + F(\dot{q}) = \tau \quad (6)$$

در مدل کردن اصطکاک در مدل دینامیکی ربات مشکلات بسیاری وجود دارد [۲۲]. از آنجا که اصطکاک ویسکوز با سرعت متناسب است، رابطه حاکم بر آن طبق معادله (۷) بیان می‌شود.

$$T_f = C\omega \quad (7)$$

که در آن، C ضریب اصطکاک ویسکوز است. رابطه دینامیک شبیه‌ساز با در نظر گرفتن مدل اصطکاک ویسکوز مطابق زیر است [۲۴، ۲۹].

$$J\dot{\omega} + [\omega^*](h_1 + h_2) + I_w \dot{\Omega} + C\omega = 0 \quad (8)$$

که در آن:

$$h_2 = I_w \dot{\Omega}, h_1 = J\omega$$

و C ماتریس قطری ضرایب اصطکاک ویسکوز می‌باشد. با توجه به برقراری رابطه سینماتیک $\dot{\sigma} = G(\sigma)\omega$ ، براساس پارامترهای رودریگز اصلاح شده، با مشتق‌گیری از طرفین رابطه سینماتیک نرخ تغییرات سرعت زاویه‌ای شبیه‌ساز سمت مطابق رابطه زیر به دست می‌آید.

با جایگذاری این رابطه در رابطه دینامیک شبیه‌ساز داریم:

$$JG^{-1}\dot{\sigma} - JG^{-1}\dot{G}G^{-1}(\sigma)\dot{\sigma} + [\omega^*](h_1 + h_2) + I_w \dot{\Omega} + C\omega = 0 \quad (9)$$

با مرتب کردن این رابطه و مقایسه با مدل دینامیک ربات داریم:

$$\begin{aligned} M(q)\ddot{q} + V(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) + F(\dot{q}) &= \tau \\ M(q) &= G^{-T} JG^{-1} \\ V(q, \dot{q}) &= -G^{-T} JG^{-1} \dot{G}G^{-1} - G^{-T} [h_1^*]G^{-1} \\ F(\dot{q}) &= G^{-T} CG^{-1} \dot{\sigma} \\ \tau &= G^{-T} [h_2^*]\omega - G^{-T} I_w \dot{\Omega} \end{aligned} \quad (10)$$

پس از به دست آوردن رابطه دینامیک شبیه‌ساز سمت به فرم رباتیکی، می‌توان برای شبیه‌ساز سمت، کنترل‌کننده‌های سمتی که بر روی سامانه‌های رباتیکی پیاده‌سازی می‌شوند، طراحی نمود؛ لذا در فصل بعد کنترل‌کننده سمت از نوع تطبیقی برای شبیه‌ساز طراحی شده و پایداری آن اثبات خواهد شد.

۳-۱- طراحی کنترل‌کننده براساس تابع لیپانوف

فرض کنید مسیر مطلوب وضعیت به صورت $\sigma_d(t)$ ، $\omega_d(t)$ و $\dot{\omega}_d(t)$ برای $t > 0$ تعریف شوند. همچنین خطای تعقیب سرعت زاویه‌ای در مختصات بدنه با $\omega_e = \omega - \omega_d$ نمایش داده می‌شود. عبارت σ_e معرف خطای پارامترهای رودریگز بین دستگاه مرجع و بدنه می‌باشد. در نتیجه سینماتیک پارامترهای رودریگز از عبارت $\dot{\sigma}_e = G(\sigma_e)\omega_e$ به دست می‌آید. یک کنترل فیدبک برای برقراری شرایط $\omega_e \rightarrow 0$ و $\sigma_e \rightarrow 0$ با استفاده از تابع لیپانوف زیر به دست می‌آید [۲۵]:

$$V = \frac{1}{2} \omega_e^T J \omega_e + 2k_0 \ln(1 + \sigma_e^T \sigma_e) \quad (1)$$

به طوری که در آن $k_0 > 0$. این تابع مثبت معین بوده و براساس σ_e و ω_e شعاعی نامحدود می‌باشد. مشتق این تابع لیپانوف عبارتست از:

$$\dot{V} = +\omega_e^T J \dot{\omega}_e + 2k_0 \frac{2\sigma_e^T \dot{\sigma}_e}{1 + \sigma_e^T \sigma_e} = \quad (2)$$

$$(\omega - \omega_d)^T \{J(\dot{\omega} - \dot{\omega}_d) + k_0 \sigma_e\}$$

براساس معادله بالا، می‌توان پیشنهاد داد که برای برقراری پایداری لیپانوف رابطه زیر برقرار گردد:

$$-J(\dot{\omega} - \dot{\omega}_d) - k_0 \sigma_e = K_1(\omega - \omega_d) \quad (3)$$

به طوری که K_1 یک ماتریس 3×3 مثبت معین می‌باشد. با جایگذاری معادله بالا در دینامیک ماهواره، قانون کنترل‌کننده وضعیت مناسب با قابلیت تعقیب مسیر مطلوب وضعیت به صورت زیر به دست می‌آید [۲۵]:

$$\dot{h}_e = K_1(\omega - \omega_d) - J\dot{\omega}_d + k_0 \sigma_e - [\omega^*](J\omega + I_w \dot{\Omega}) + T_f \quad (4)$$

$$\text{که در آن } \dot{h}_e = I_w \dot{\Omega}$$

۳-۲- طراحی کنترل‌کننده تطبیقی به فرم رباتیکی

بیش از نیم قرن است که در صنایع از کنترل‌کننده‌های تطبیقی استفاده می‌شود. از همان زمان تاکنون این کنترل‌کننده در صنایع رباتیکی مورد استفاده قرار گرفته است؛ لذا دینامیک ساختار اکثر روش‌های کنترل تطبیقی به فرم رباتیکی است [۲۵-۲۸]. همزمان با پیشرفت فناوری و بالا رفتن توان محاسباتی کامپیوترها، این کنترل‌کننده در صنایع دیگر همچون هوا-فضا و سامانه‌هایی با دینامیک پیچیده مورد استفاده قرار گرفت. به دلیل وسعت دامنه تحقیقات انجام شده در زمینه کنترل‌کننده تطبیقی ربات‌ها و استخراج روش‌های کنترل تطبیقی متنوع برای این سامانه‌ها، در اکثر موارد ابتدا معادله دینامیک سامانه مورد نظر به فرم رباتیکی استخراج می‌گردد. این امر امکان استفاده از کنترل‌کننده‌های تطبیقی طراحی شده برای ربات‌ها را ممکن می‌سازد [۲۵-۲۸]. در نتیجه در این قسمت پیش از طراحی کنترل‌کننده تطبیقی برای شبیه‌ساز سمت، به استخراج رابطه دینامیک شبیه‌ساز سمت به شکل رباتیکی پرداخته می‌شود.

دینامیک خطا می‌توان با بررسی پایداری تابع لیپانوف، قانون تطبیق مناسب برای برقراری شرایط پایداری مجانبی خطای تعقیب مسیر را به دست آورد. برای این منظور ابتدا تابع لیپانوف مثبت معین زیر انتخاب می‌شود [۲۸]:

$$V = E^T P E + \tilde{\Phi}^T \Gamma^{-1} \tilde{\Phi} \quad (19)$$

در این رابطه P ماتریس $2n \times 2n$ ، مثبت معین، ثابت و متقارن و Γ یک ماتریس قطری، مثبت معین و $n \times n$ است. Γ را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\Gamma = \text{diag}(\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_r) \quad (20)$$

به طوری که در آن، عبارت‌های γ_i ثابت‌های مثبتی هستند. با مشتق‌گیری از تابع لیپانوف نسبت به زمان رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\dot{V} = E^T P \dot{E} + \dot{E}^T P E + \tilde{\Phi}^T \Gamma^{-1} \dot{\tilde{\Phi}} + \dot{\tilde{\Phi}}^T \Gamma^{-1} \tilde{\Phi} \quad (21)$$

در نهایت پس از ساده‌سازی مشتق لیپانوف مطابق رابطه (۱۹) محاسبه می‌گردد.

$$\dot{V} = -E^T Q E + 2\tilde{\Phi}^T (\Gamma^{-1} \dot{\tilde{\Phi}} + W^T \hat{M}^{-1}(q) B^T P E) \quad (22)$$

در این رابطه Q یک ماتریس مثبت معین و متقارن می‌باشد و مطابق رابطه زیر به دست می‌آید.

$$A^T P + P A = -Q \quad (23)$$

برای برقراری شرط پایداری باید مشتق تابع لیپانوف نسبت به زمان در بدترین حالت مثبت نیمه معین باشد. در نتیجه از این طریق می‌توان قانون تطبیق را به دست آورد. با صفر قرار دادن مقدار پراتر در رابطه بالا، قانون تطبیق به صورت رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\dot{\tilde{\Phi}} = -\Gamma W^T \hat{M}^{-1}(q) B^T P E \quad (24)$$

بنابراین مشتق لیپانوف مطابق زیر به دست می‌آید.

$$\dot{V} = -E^T P E \quad (25)$$

شایان ذکر است از آنجا که پارامترهای تخمین زده شده مقادیری ثابت هستند، لذا:

$$\dot{\hat{\Phi}} = -\dot{\tilde{\Phi}} \quad (26)$$

در نتیجه قانون تطبیق نهایتاً مطابق رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\dot{\hat{\Phi}} = \Gamma W^T \hat{M}^{-1}(q) B^T P E \quad (27)$$

از آنجا که مشتق تابع لیپانوف منفی نیمه معین است و این تابع از پایین به صفر کراندار است، تابع لیپانوف در زمان $[0, \infty)$ از پایین و بالا کراندار می‌باشد؛ در نتیجه:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} V = V_{\infty} \quad (28)$$

رابطه دینامیک ربات را می‌توان به شکل معادله زیر بازنویسی کرد [۳۰]:

$$M(q)\ddot{q} + V(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) + F(\dot{q}) = W(q, \dot{q}, \ddot{q})\Phi \quad (11)$$

که در آن $W(q, \dot{q}, \ddot{q})$ یک ماتریس $n \times r$ و Φ نیز یک بردار $r \times 1$ از پارامترهای نامعلوم ثابت می‌باشد. در این روش کنترل تطبیقی، ماتریس پارامترها از ماتریس رگرسور (ماتریسی که درایه‌های آن تابع مسیر است) باید به طور کامل جداسازی شود. به دلیل این که معادلات رباتیک قابلیت خطی‌سازی شدن برحسب پارامترها را دارند، انجام این جداسازی میسر است. از این قابلیت در به دست آوردن قانون تطبیق و بررسی پایداری کنترل‌کننده در تعقیب مسیر استفاده خواهد شد.

گام اول در بررسی کنترل‌کننده تطبیقی، تشکیل دینامیک خطای تعقیب است. با استفاده از معادله (۱۱) عبارت دینامیک ربات را می‌توان به شکل معادله زیر به دست آورد:

$$\tau = W(q, \dot{q}, \ddot{q})\Phi \quad (12)$$

با فرض نامشخص بودن پارامترهای ممان اینرسی و ضرایب اصطکاک ویسکوز، کنترل‌کننده تطبیقی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\hat{M}(q)(\ddot{q}_d + K_v \dot{e} + K_p e) + \hat{V}(q, \dot{q})\dot{q} + \hat{G}(q) + \hat{F}(\dot{q}) = \tau \quad (13)$$

با توجه به تعریف خطای تعقیب مسیر، داریم:

$$\hat{M}(q)(\ddot{e} + K_v \dot{e} + K_p e) + \hat{M}(q)\dot{q} + \hat{V}(q, \dot{q})\dot{q} + \hat{G}(q) + \hat{F}(\dot{q}) = \tau \quad (14)$$

با استفاده از معادله (۱۱) رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\hat{M}(q)(\ddot{e} + K_v \dot{e} + K_p e) + W(q, \dot{q}, \ddot{q})\Phi = \tau \quad (15)$$

با استفاده از روابط (۱۲) و (۱۵) دینامیک خطا مطابق رابطه (۱۳) به دست می‌آید.

$$\ddot{e} + K_v \dot{e} + K_p e = \hat{M}^{-1}(q) W(q, \dot{q}, \ddot{q})\tilde{\Phi} \quad (16)$$

که در آن:

$$\tilde{\Phi} = \Phi - \hat{\Phi} \quad (17)$$

به منظور سادگی در شبیه‌سازی، معادله (۱۶) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\dot{E} = A E + B \hat{M}^{-1}(q) W(q, \dot{q}, \ddot{q})\tilde{\Phi} \quad (18)$$

که در آن:

$$E = \begin{bmatrix} e \\ \dot{e} \end{bmatrix} \\ A = \begin{bmatrix} 0_n & I_n \\ -K_p & -K_v \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0_n \\ I_n \end{bmatrix}$$

در این رابطه، I_n یک ماتریس واحد $n \times n$ است. پس از به دست آوردن

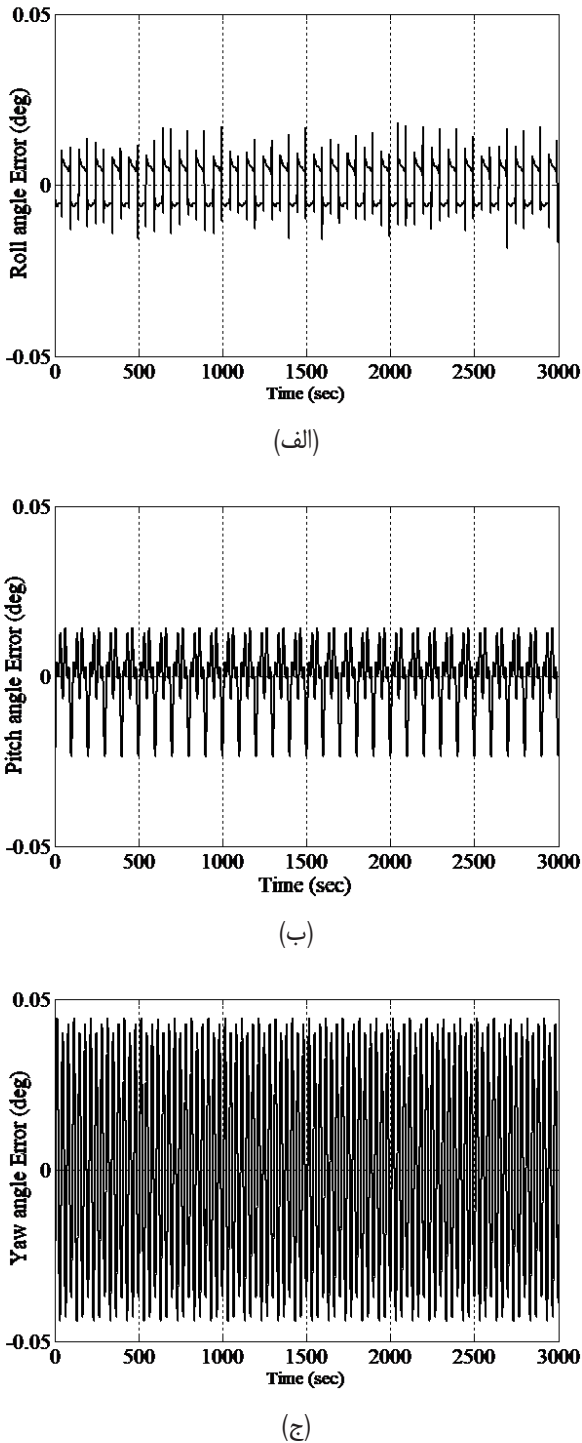


Fig. 3. Tracking Error (a) Roll (b) Pitch (c) Yaw

شکل ۳: خطای تعقیب مسیر شبیه‌ساز سمت (الف) محور رول (ب) محور پیچ (ج) محور یاو

این که هدف شبیه‌سازی انجام شده تنها به‌دست آوردن ضرایب اصطکاک یاتاقان‌های شبیه‌ساز سمت است، ولی به دلیل نوع کنترل‌کننده تطبیقی طراحی شده، همزمان با به‌دست آمدن ضرایب اصطکاک ویسکوز، ممان اینرسی‌های شبیه‌ساز سمت نیز به‌دست می‌آیند. مقادیر اولیه در شبیه‌سازی و مقادیر واقعی در جدول ۱ آورده شده است.

به طوری که V_∞ یک اسکالر مثبت می‌باشد. از آنجا V از بالا کراندار است، از تعریف تابع لیپانوف مشخص می‌شود که E و $\dot{\Phi}$ نیز کراندارند. به عبارتی دیگر q ، \dot{q} و $\ddot{\Phi}$ نیز کراندارند. با توجه به دینامیک ربات داریم:

$$\ddot{q} = M^{-1}(q)(\tau - V(q, \dot{q})\dot{q} - G(q) - F(\dot{q})) \quad (29)$$

از آنجا که τ و \ddot{q} براساس مقادیر محدود تعریف می‌شوند، خودشان نیز محدود هستند. با توجه به کراندار بودن \ddot{q} از دینامیک خطا می‌توان نتیجه گرفت که مقدار مشتق خطا نیز محدود است. با محدود بودن خطا می‌توان از معادله (۲۵) نتیجه گرفت که مشتق لیپانوف نیز محدود است. از آنجا که مقدار تابع لیپانوف از پایین به عدد صفر کراندار است و مشتق آن منفی نیمه معین بوده و مشتق دوم آن نیز محدود است؛ بنابراین از لم باربالات می‌توان نتیجه گرفت:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{V} = 0 \quad (30)$$

لذا طبق قضیه ریلی-ریتز می‌توان نتیجه گرفت [۱۹].

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \lambda_{\min}\{Q\} \|E\|^2 = 0 \rightarrow \lim_{t \rightarrow \infty} E = 0 \quad (31)$$

بنابراین بردار خطای تعقیب مسیر به‌صورت مجانبی پایدار است.

۴- شبیه‌سازی کنترل‌کننده‌ها

از آنجا که یاتاقان‌های شبیه‌ساز سمت اصطکاک دارند و مقدار دقیق اصطکاک در آنها به‌طور دقیق در دسترس نیست؛ بنابراین در این قسمت به طراحی کنترل‌کننده‌های طراحی شده با در نظر گرفتن نامعینی در ساختار سامانه پرداخته می‌شود.

عملکرد کنترل‌کننده طراحی شده براساس تابع لیپانوف را می‌توان در نمودارهای سرعت‌های زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی و خطای شبیه‌ساز نشان داد. در شکل ۳ نمودار خطای وضعیت این کنترل‌کننده هنگام عدم حضور نامعینی نشان داده شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، خطای شبیه‌ساز با وجود پارامترهای نامعین نسبتاً مناسب است. در شکل ۴ نمودارهای سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی شبیه‌ساز نشان داده شده‌اند.

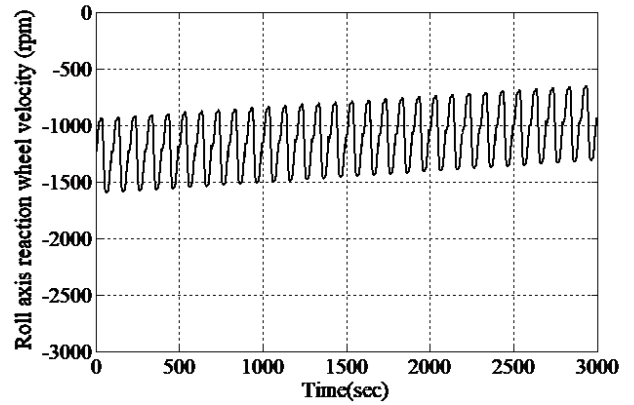
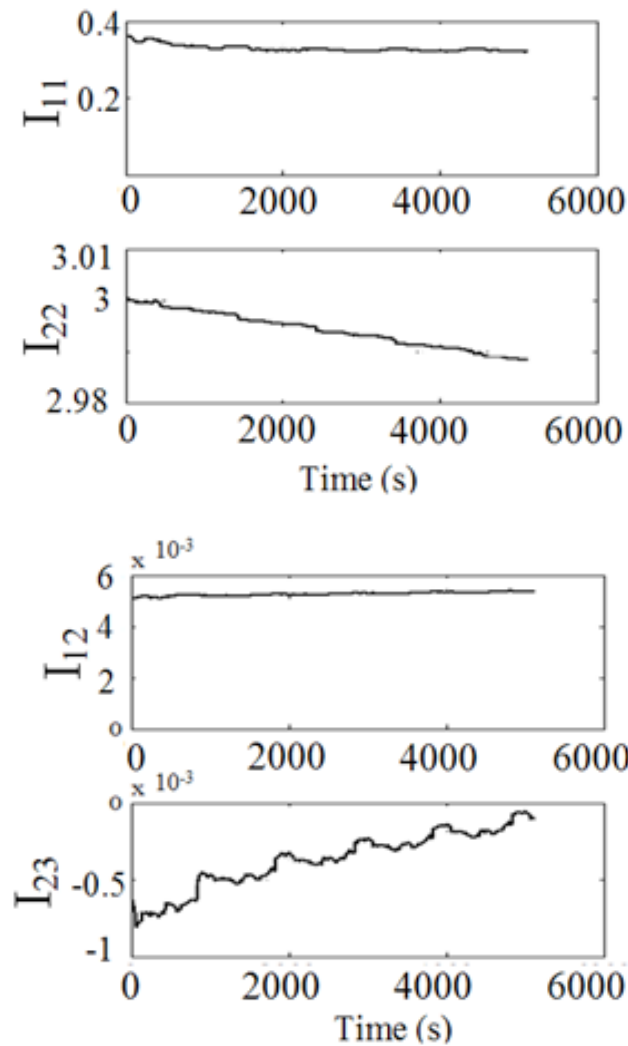
همان‌طور که در شکل ۴ نشان داده شده است، سرعت زاویه‌ای‌های چرخ‌های عکس‌العملی محورهای پیچ و یاو از مقدار مجاز سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی شبیه‌ساز امیرکبیر، ۳۵۰۰ دور بر دقیقه، بسیار بیشتر است و چرخ‌های عکس‌العملی به سرعت اشباع می‌گردند؛ بنابراین کنترل‌کننده طراحی شده براساس تابع لیپانوف عملکرد مناسبی هنگام وجود نامعینی در پارامترهای تانسور ممان اینرسی و اصطکاک در یاتاقان‌های شبیه‌ساز ندارد.

بنابراین در این قسمت پس از شبیه‌سازی کنترل تطبیقی طراحی شده در نرم‌افزار متلب، به تخمین پارامترهای اصطکاک نیز پرداخته می‌شود. علی‌رغم

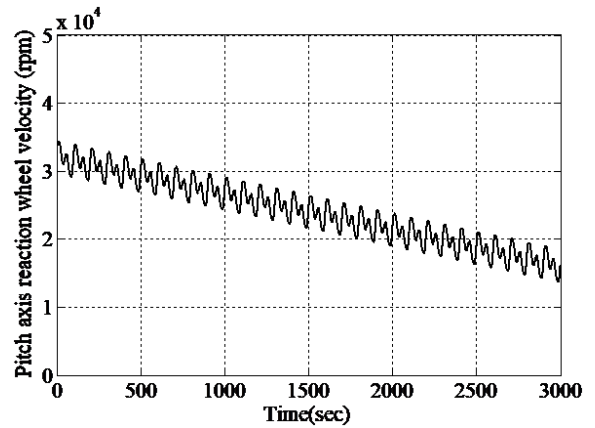
جدول ۱: مقادیر پارامترهای واقعی و اولیه شبیه‌ساز سمت در شبیه‌سازی

Table 1. AUT-simulator's Parameters (Initial value & Actual Value)

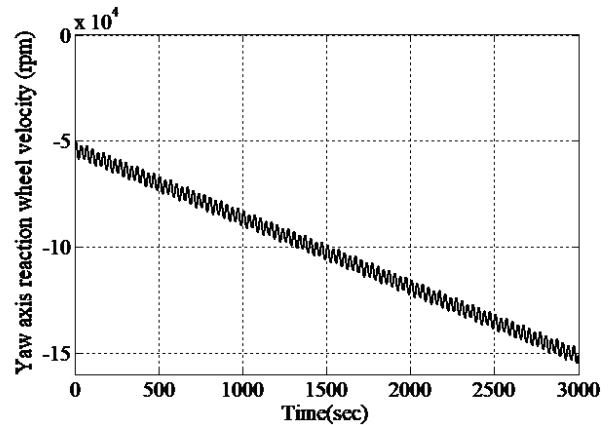
مقدار اولیه	نام مقدار واقعی	پارامترها
۰/۱	۰/۴۳	I_{11}
۰	-۰/۰۰۱۶	I_{12}
۰	۰/۰۱۷	I_{13}
۳	۳/۳	I_{22}
۰	-۰/۰۰۹	I_{23}
۳	۳/۳۷	I_{33}
۰	۰/۱	C_1
۰	۰/۲	C_2
۰	۰/۳	C_3



(الف)



(ب)



(ج)

Fig. 4. Reaction Wheels Velocity (a) Roll (b) Pitch (c) Yaw

شکل ۴: نمودار سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی (الف) محور رول (ب) محور پیچ (ج) محور یاء

در شکل ۵ و شکل ۶ تخمین پارامترهای ممان اینرسی شبیه‌ساز سمت و ضرایب اصطکاک مدل اصطکاک ویسکوز یاتاقان‌های شبیه‌ساز آورده شده است.

با توجه به شکل ۶، پارامترهای اصطکاک به مقدار دقیق خود همگرا شده‌اند؛ در نتیجه همان‌طور که مشاهده می‌شود مقادیر پارامترها با خوبی تخمین زده شده‌اند.

در شکل ۷، خطای تعقیب مسیر شبیه‌ساز سمت نمایش داده شده است. در این شبیه‌سازی خطا در محدوده ۰/۰۲ درجه نشان داده شده است که مقدار قابل قبولی برای ماهواره‌ها و سیستم‌های سمت است.

نمودار گشتاور کنترلی ($\tau = G^{-T} [h_2^*] \omega - G^{-T} I_{II} \dot{\Omega}$) در شکل ۸ آورده شده است.

با توجه به مرجع [۱۸] مقدار گشتاور به‌دست آمده برای موتورهای DC شبیه‌ساز سمت مقدار قابل قبولی است و موتورهای اشباع نمی‌شوند.

با استفاده از رابطه ذکر شده حاکم بر گشتاور کنترلی اعمال شده بر شبیه‌ساز سمت که به فرم ریاتیکی استخراج شده، با مشخص بودن مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی (h_2) می‌توان سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی را رسم نمود. نمودار سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی محور رول در شکل ۹ آورده شده است.

همان‌طور که در شکل ۹ ملاحظه می‌شود، سرعت چرخ عکس‌العملی محور رول تا ۲۰۰۰ ثانیه اول کمتر از ۳۵۰۰ دور بر دقیقه است؛ بنابراین این الگوریتم توانسته بدون اینکه موتورها را اشباع کند به خوبی شبیه‌ساز سمت را کنترل نماید.

در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نمودار سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی محورهای پیچ و یاو مشاهده می‌گردد.

همان‌گونه که ذکر شد، مقدار بیشینه سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی قبل از رسیدن به اشباع حدوداً برابر ۳۵۰۰ دور بر دقیقه است. همان‌گونه که از نمودارهای محورهای پیچ و یاو نیز مشخص است، سرعت زاویه‌ای چرخ‌ها تا مدت زمان ۲۰۰۰ ثانیه به سرعت زاویه‌ای حداکثر نرسیده است؛ بنابراین شبیه‌ساز سمت توانایی انجام این مانور را در شبیه‌سازی داشته و می‌توان این الگوریتم را بر شبیه‌ساز سمت پیاده‌سازی نمود.

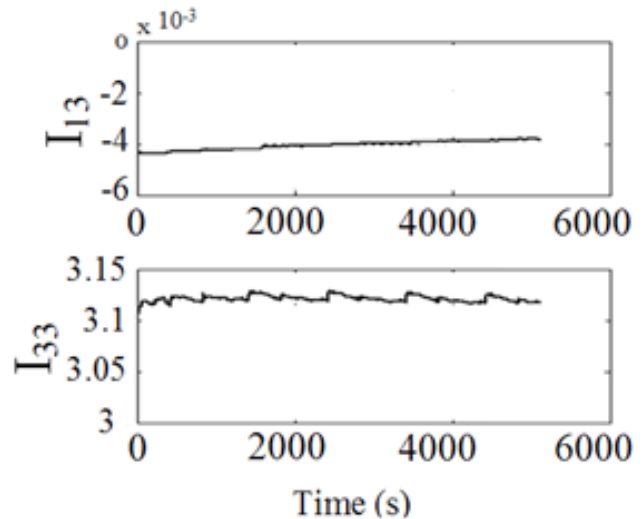


Fig. 5. Estimation of the moment of inertia matrix of simulator

شکل ۵: پارامترهای تخمین زده شده تانسور ممان اینرسی شبیه‌ساز سمت

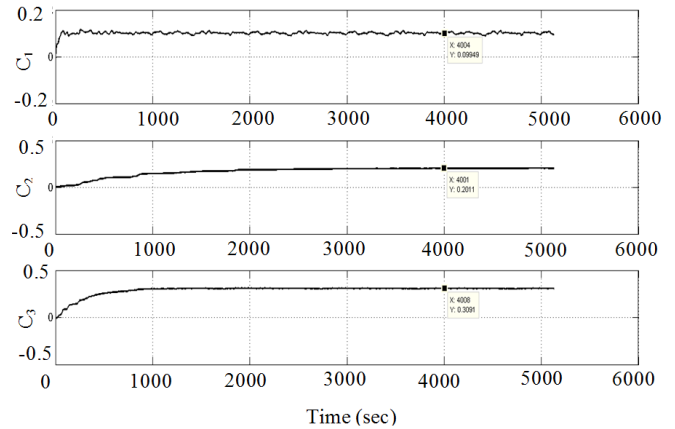


Fig. 6. Estimation of the Viscous-Coulomb friction parameters for Gimbals

شکل ۶: ضرایب اصطکاک ویسکوز تخمین زده شده برای یاتاقان‌های شبیه‌ساز

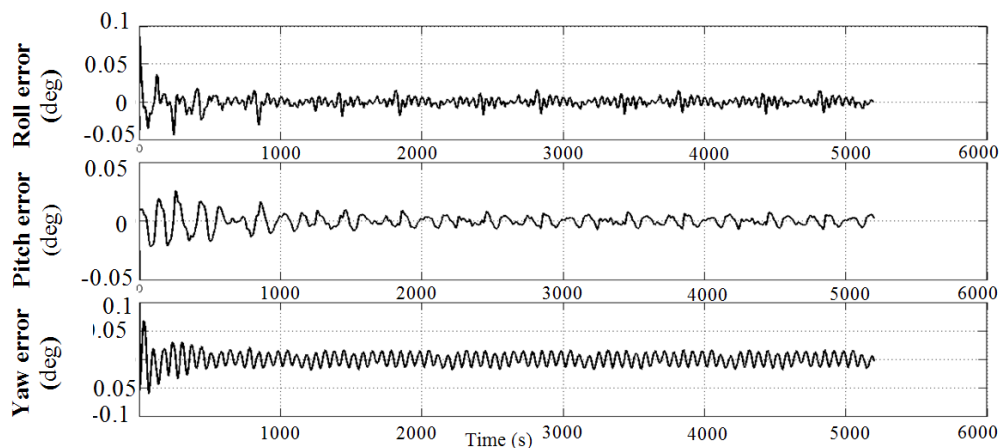


Fig. 7. Simulator Attitude Errors (a) Roll (b) Pitch (c) Yaw

شکل ۷: خطای تعقیب مسیر شبیه‌ساز

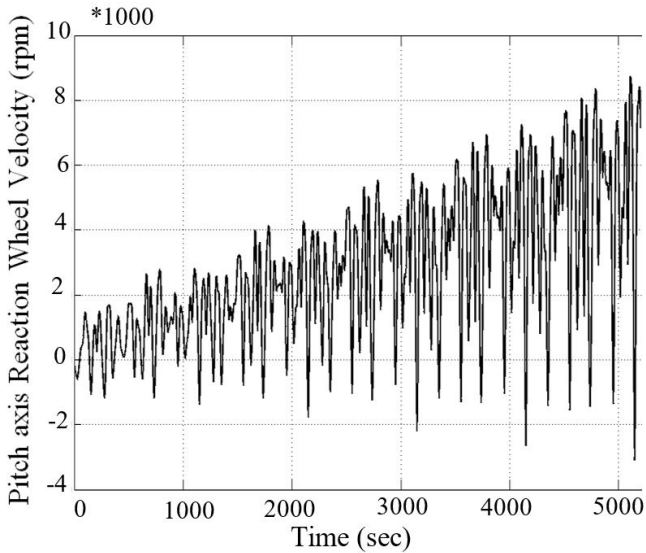


Fig. 10. Reaction Wheel Angular Velocity of Pitch Axis

شکل ۱۰: نمودار سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی محور پیچ

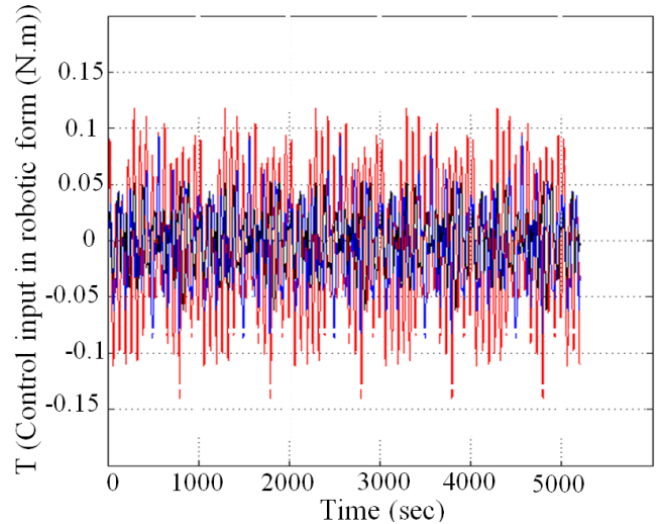


Fig. 8. Control Torque

شکل ۸: نمودار گشتاور کنترلی شبیه‌ساز

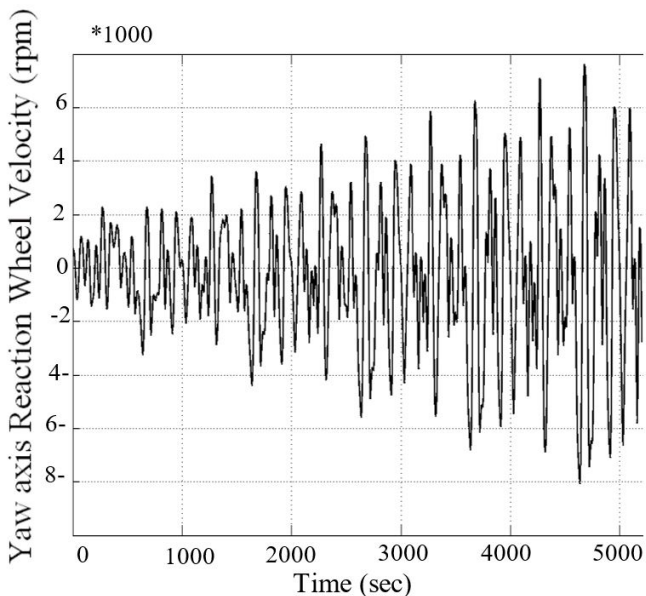


Fig. 11. Reaction Wheel Angular Velocity of Yaw Axis

شکل ۱۱: نمودار سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی محور یاء

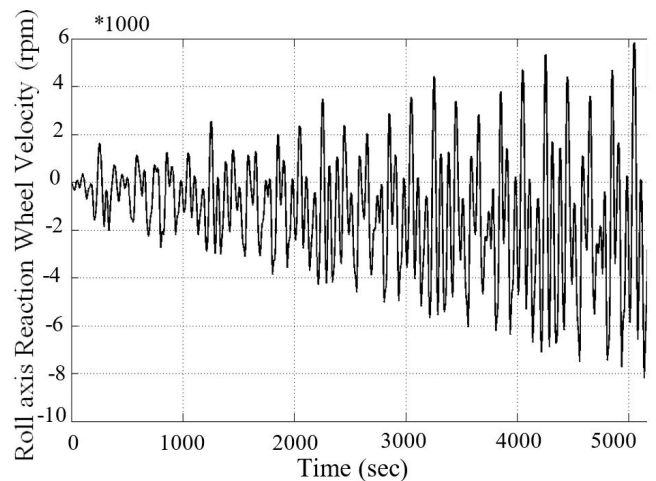


Fig. 9. Reaction Wheel Angular Velocity of Roll Axis

شکل ۹: نمودار سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی محور رول

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا فرم ریاضیکی دینامیک شبیه‌ساز سمت به‌دست آمد. از آنجا که هدف تخمین پارامترهای اصطکاک و کنترل شبیه‌ساز سمت در مسیر مطلوب بود، یک کنترل‌کننده تطبیقی با در نظر گرفتن پارامترهای تانسور ممان اینرسی شبیه‌ساز و ضرایب اصطکاک ویسکوز به‌عنوان پارامترهای نامعلوم طراحی گردید. به منظور مقایسه عملکرد این کنترل‌کننده با کنترل‌کننده دیگر، یک کنترل‌کننده غیرخطی براساس تابع لیاپانوف طراحی گردید. در نهایت با انجام شبیه‌سازی، ارجحیت کنترل‌کننده تطبیقی نسبت به کنترل‌کننده غیرخطی طراحی شده براساس تابع لیاپانوف نشان داده شد. این کنترل‌کننده پارامترها را به‌خوبی تخمین زده و شبیه‌ساز سمت را به‌نحوه‌ی کنترل می‌کند که سرعت دورانی موتورهای چرخ‌های عکس‌العملی به مقدار حد اشباع نزدیک نشوند؛ بنابراین می‌توان کنترل‌کننده طراحی شده را بر روی شبیه‌ساز سمت پیاده‌سازی نمود.

فهرست علائم

C	ضریب اصطکاک ویسکوز
E	بردار خطا
g	بردار $n \times 1$ مربوط به شتاب گرانش
h	مومنوم زاویه‌ای
I	ممان اینرسی
M	ماتریس $n \times n$ جرمی ربات
q	زاویه بازوهای ربات
\dot{q}	سرعت زاویه‌ای بازوهای ربات

134.

- [11] A. Fazlyab, A. Ajorkar, M. Kabganian, Design of an adaptive controller of a satellite using thruster actuator, *International Journal of Computer Applications*, 102(10) (2014) 6-12.
- [12] J. Ahmed, V.T. Coppola, D.S. Bernstein, Adaptive asymptotic tracking of spacecraft attitude motion with inertia matrix identification, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 21(5) (1998). 684-91.
- [13] R.H. Bishop, S.J. Paynter, J.W. Sunkel, Adaptive control of space station with control moment gyros, *IEEE Control Systems*, 12(5) (1992) 23-28.
- [14] J.-J. Sheen, R.H. Bishop, Adaptive nonlinear control of spacecraft, in: *American Control Conference, 1994, IEEE*, 1994, pp. 2867-2871.
- [15] J. Ahmed, D.S. Bernstein, Adaptive control of a dual-axis CMG with an unbalanced rotor, in: *Decision and Control, 1998. Proceedings of the 37th IEEE Conference on, IEEE*, 1998, pp. 4531-4536.
- [16] A. Zaremba, An adaptive scheme with parameter identification for spacecraft attitude control, in: *American Control Conference, 1997. Proceedings of the 1997, IEEE*, 1997, pp. 552-556.
- [17] H. Schaub, M.R. Akella, J.L. Junkins, Adaptive realization of linear closed-loop tracking dynamics in the presence of large system model errors, *Journal of the Astronautical Sciences*, 48(4) (2000) 537-552.
- [18] M. Kabganian, M. Nabipour, F.F. Saberi, Modeling and laboratory verification of a three degree of freedom Gimbal simulator, in: *21st International Conference of Mechanical Engineering*, Iran, 2013.
- [19] M. Kabganian, M. Nabipour, F.F. Saberi, Design and verification of a controller for a remote sensing satellite by impementing on an attitude simulator, in: *International Conference on Control, Instrumentation and Automation*, Iran, 2013.
- [20] M. Kabganian, M. Nabipour, F.F. Saberi, Design and implementation of attitude control algorithm of a satellite on a three-axis gimbal simulator, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 229(1) (2015) 72-86.
- [21] M. Nabipour, M. Kabganian, F.F. Saberi, Designing a nonlinear attitude controller based on lyapunov theory and implementing in an attitude simulator, in: *22nd International Conference of Mechanical Engineering*, Iran, 2014.
- [22] D.M. Meissner, A three degrees of freedom test-bed for nanosatellite and Cubesat attitude dynamics, determination, and control, *NAVAL POSTGRADUATE*

ماتریس رگر سور W

علائم یونانی

پارامتر رودریگز σ

سرعت زاویه‌ای شبیه‌ساز ω

گشتاور خارجی τ

بردار پارامترهای نامعلوم ϕ

زیر نویس‌ها

چرخ W

منابع

- [1] M. Nasirian, H. Bolandi, A.K. Sedigh, A. Khoogar, Design of a satellite attitude control simulator, in: *Systems and Control in Aerospace and Astronautics, 2006. ISSCAA 2006. 1st International Symposium on, IEEE*, 2006, pp. 4 pp.-163.
- [2] H. Bolandi, M. Haghparast, F.F. Saberi, B.G. Vaghei, S.M. Smailzadeh, On-Board electronic Of Satellite Attitude Determination and Control Subsystem: Design and Test in Hardware in the Loop Test Bed, *Journal of Institute of Measurement and Control*, 45(5) (2011). 151-157
- [3] H. Bolandi, F.F. Saberi, B.G. Vaghei, Design of a supervisory adaptive attitude control (SAAC) system for a stereo-imagery satellite based on multiple model control with switching, *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, 6(9) (2010) 4675-4692.
- [4] M.C. Downs, Adaptive Control Applied to the Cal Poly Spacecraft Attitude Dynamics Simulator, (2010).
- [5] U.o. Ottawa, in, 2015.
- [6] T.a.I. The Research Institute for Science, in, 2018.
- [7] I.S.R. Center, in, 2016.
- [8] H. Yoon, P. Tsiotras, Spacecraft adaptive attitude and power tracking with variable speed control moment gyroscopes, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 25(6) (2002) 1081-1090.
- [9] X. Yue, D. Vilathgamuwa, S. Jian, Adaptive tracking control of PMSM for satellite ADCS hardware-in-the-loop simulation test, in: *Industrial Technology, 2005. ICIT 2005. IEEE International Conference on, IEEE*, 2005, pp. 1024-1029.
- [10] W. MacKunis, K. Dupree, N. Fitz-Coy, W. Dixon, Adaptive satellite attitude control in the presence of inertia and CMG gimbal friction uncertainties, *The Journal of the Astronautical Sciences*, 56(1) (2008) 121-

Prentice hall Englewood Cliffs, NJ, 1991.

- [27] S. Ding, S. Li, Q. Li, Adaptive set stabilization of the attitude of a rigid spacecraft without angular velocity measurements, *Journal of Systems Science and Complexity*, 24(1) (2011) 105-119.
- [28] J.J. Craig, *Introduction to robotics: mechanics and control*, Pearson/Prentice Hall Upper Saddle River, NJ, USA.; 2005.
- [29] F.L. Lewis, D.M. Dawson, C.T. Abdallah, *Robot manipulator control: theory and practice*, CRC Press, 2003.

SCHOOL MONTEREY CA, 2009.

- [23] J.L. Schwartz, *The distributed spacecraft attitude control system simulator: from design concept to decentralized control*, Virginia Tech, 2004.
- [24] C.W. Crowell, *Development and analysis of a small satellite attitude determination and control system testbed*, Massachusetts Institute of Technology, 2011.
- [25] H. Yoon, *Spacecraft attitude and power control using variable speed control moment gyros*, Georgia Institute of Technology, 2004.
- [26] J.-J.E. Slotine, W. Li, *Applied nonlinear control*,

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

M. Nabipour, M. Kabganian, F. F. Saberi, Designing an Adaptive Control Algorithm for Amirkabir's Laboratory Attitude Simulator of a Spacecraft, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 50(1) (2018) 163-174.
DOI: 10.22060/mej.2016.764



