

تدوین الگوریتم حرکتی بهینه خطی شبیه ساز پرواز شش درجه آزادی با در نظر گرفتن محدوده فضای کاری سامانه حرکتی

امیر صیادی^۱، ابولفتح نیک رنجبر^۲، علی محمودی^۳

۱ و ۲ دانشکده مکترونیک، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد کرج

۳ دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات

دریافت مقاله: ۱۳۹۳/۰۲/۲۵

پذیرش مقاله: ۱۳۹۳/۰۶/۱۶

چکیده

تعلیم خلبان ماهر در صنعت هوایی اهمیت ویژه‌ای دارد. این امر در شرایط واقعی به علت هزینه بالا و ملاحظات ایمنی، با موانع جدی روبرو است. فراهم کردن شرایط آموزش پرواز کم هزینه، کارآمد و تکرارپذیر، گستره تحقیقاتی وسیعی یافته است. سامانه شبیه ساز پرواز با هدف ایجاد حس شرایط پرواز واقعی برای خلبان، از جمله وسایل آموزش نیروی انسانی ماهر در صنعت هوایی است. طراحی الگوریتم حرکت ساز سامانه شبیه ساز از مسائل چالش برانگیز در طراحی شبیه ساز پرواز می‌باشد. الگوریتم با دریافت شتاب‌های خطی و سرعت‌های زاویه‌ای هواپیما به عنوان ورودی، وظیفه دارد خروجی‌های مناسب عملگرها را به گونه‌ای محاسبه کند که حرکت‌های نامحدود هواپیما به حرکت‌های محدود شبیه ساز پرواز در فضای کاری آن تبدیل شود و تا حد امکان حس حرکتی خلبان داخل هواپیما را ایجاد نماید. در این تحقیق هدف توسعه الگوریتم بهینه حرکتی شبیه ساز پرواز شش درجه آزادی با محوریت استفاده حداکثری از فضای کاری سامانه حرکتی در تولید حرکت‌های مورد نیاز می‌باشد. بدین منظور از سیستم مکمل فازی جهت القای حس حرکتی مناسب تر بهره برده می‌شود. مقایسه نتایج حاصل از الگوریتم حرکت ساز مرسوم بهینه با الگوریتم توسعه یافته بهینه با سیستم جبران ساز مکمل فازی، بهبود مشهودی را در جهت ایجاد حس حرکتی با حرکت‌های محدودتر عملگرها نشان می‌دهد.

کلید واژه

الگوریتم حرکت ساز، شبیه ساز پرواز، سکوی استوارت، کنترل بهینه، کنترل فازی.

مقدمه

به دلیل اهمیت بالای تضمین امنیت سرنشین در حین پرواز، فراهم کردن تدابیر لازم جهت کاهش احتمال وقوع سوانح هوایی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. با مطالعه سوانح هوایی مشاهده می‌شود که بسیاری از این سوانح با عکس العمل مناسب خلبان قابل پیشگیری بوده است، از این رو آموزش مناسب خلبانان در صنعت هوایی امری لازم است. آموزش خلبان برای نشان دادن عکس العمل مناسب در شرایط مختلف پرواز از جمله شرایط بحرانی آب و هوایی که منجر به حرکات شدید هواپیما و بروز شرایط غیرقابل پیش‌بینی برای هواپیما می‌شود، امری

حیاتی است. لذا فراهم کردن شرایط پرواز برای خلبان به نحوی ارزان، کارآمد، تکرار پذیر و بدون احتمال آسیب به خلبان و وسیله که با به کارگیری شبیه سازها میسر می‌شود، در صنعت هوانوردی از اهمیت بسزایی برخوردار است. هدف از به کارگیری این وسیله فراهم کردن شرایطی است که تا حد ممکن شرایط مشابه پرواز را برای خلبان فراهم کند. ایجاد حس مشابه پرواز به خلبان، وی را در شرایط مشابه پرواز قرار می‌دهد تا عکس العمل لازم را با توجه به علایم دریافتی از خود نشان دهد. تاریخچه شبیه سازهای پرواز^۱ را می‌توان به زمان ایکاروس^۲ و لئوناردو داوینچی^۳ نسبت داد [۱]. تحول جدی در ساخت شبیه سازهای پرواز از سال ۱۹۱۷ با اختراع شبیه ساز جدیدی توسط لندر^۴ و هیدلبری^۵ آغاز گردید. از سال ۱۹۳۰ به بعد از

۱. کارشناس ارشد، amir.sayadi@hotmail.com

۲. استادیار، a.nikanrjbar@kiau.ac.ir (نویسنده مخاطب)

۳. استادیار، alimahmoodi@srbiau.ac.ir

شبیه‌سازها در آموزش بسیاری از خلبانان استفاده شد. در سال ۱۹۴۳ دهمل^۶ اولین شبیه‌ساز مجهز به کامپیوتر آنالوگ را ساخت [۲]. شبیه‌سازهای اولیه دارای دو یا سه درجه آزادی بودند. از دهه ۶۰ به بعد شبیه‌سازها ۴ تا ۶ درجه آزادی توسعه یافتند. امروزه، سیستم حرکتی با ۶ درجه آزادی یا بیشتر، از انواع متداول شبیه‌ساز است. از دهه ۸۰ تاکنون همگام با پیشرفت فناوری به خصوص در زمینه رایانه، سیستم‌های کنترل و سیستم‌های دیداری، شبیه‌سازها نیز پیشرفت شایانی کرده‌اند [۲].

با اینکه شبیه‌سازهای کامل پرواز، سال‌هاست که مورد استفاده قرار می‌گیرند، اما به جرأت می‌توان گفت، الگوریتم‌های حرکتی در آنها از شبیه‌سازی واقعی حس حرکت، عاجز هستند. دلیل این امر، ناشی از ماهیت پیچیده رابطه ادراک انسان از حرکت با حرکت‌های بسیار محدود شبیه‌ساز جهت تداعی حرکت‌های بسیار بزرگ و وسیله نقلیه پرنده واقعی است. برای ایجاد حس حرکت در انسان، لازم است حسگرهای حرکتی که در گوش داخلی هستند و همچنین سیستم بینایی تحریک شوند. ناگفته نماند که تحریک سیستم شنیداری و حسگرهای لامسه نیز می‌تواند به قوی‌تر شدن حس حرکت کمک کند، اما اثر آنها به اندازه تحریک حسگرهای حرکتی گوش داخلی و سیستم بصری نیرومند نمی‌باشد. تاکنون الگوریتم‌های بسیاری تحت عنوان الگوریتم‌های حرکت ساز^۷ یا فیلترهای شستشو^۸ توسط محققان ارائه شده‌اند [۷-۳]. این الگوریتم‌ها به‌طور کلی در سه شاخه کلاسیک، تطبیقی و بهینه‌دسته‌بندی می‌شوند. الگوریتم کلاسیک ابتدایی‌ترین و ساده‌ترین این الگوریتم‌ها از لحاظ ریاضیات و محاسبات است که این به دلیل استفاده از ضرائب ثابت به صورت حلقه باز برای مانورهای مختلف بوده و در نتیجه حس القایی حرکت واقعی را بسیار محدود می‌کند.

الگوریتم تطبیقی که اولین بار توسط پریش^۹ [۳] ارائه و سپس توسط رید و ناهون [۴ و ۵] توسعه داده شد، با تغییر این ضرائب در هر بازه زمانی احساس بهتری را نسبت به الگوریتم کلاسیک القا می‌کرد. الگوریتم بهینه با طراحی فیلترهای بهینه سعی در کمینه کردن خطای احساس حرکت بین خلبان شبیه‌ساز و وسیله واقعی با حفظ محدودیت‌های فیزیکی عملگرهای آن ایجاد شده است. این الگوریتم اولین بار توسط سیوان و همکاران [۶] ارائه شد. بعد از آن مطالعات زیادی بر روی این الگوریتم در جهت توسعه آن از جهات مختلف انجام شده است که می‌توان به کارهای وو و کاردلو [۷ و ۸]، تلبان و همکاران [۹-۱۳] اشاره نمود. تلبان و همکاران نتایج این الگوریتم را با

الگوریتم تطبیقی تدوین شده توسط رید و ناهون [۴ و ۱۴] مقایسه کرده و کارایی هر کدام را مورد تجزیه و تحلیل قرار دادند. آنها نشان دادند که الگوریتم بهینه نسبت به الگوریتم تطبیقی، حس حرکتی بهتری را در محدوده کوچکتري ارائه داده و نسبت به آن نوسانات کمتری دارد و در نتیجه حرکت نرم تری در شرایط مختلف ایجاد می‌کند. همچنین شرایط ناپایداری موجود در روش تطبیقی نیز در آن دیده نمی‌شود [۱۱-۹].

علیرغم مزایای قابل توجه الگوریتم بهینه، این روش با مشکلاتی نیز مواجه است که از جمله می‌توان به محدود کردن کارایی حس حرکتی به دلیل ضرائب انتخاب شده جهت قرار گرفتن شبیه‌ساز در فضای کاری^{۱۱} خود، اشاره کرد. این ضرائب در مرحله محاسبه فیلترهای بهینه به نحوی انتخاب می‌شوند که حرکت شبیه‌ساز برای مانورهای مختلف در محدوده فضای کاری خود قرار گیرد و از آن خارج نشود. در نتیجه این فیلترها در بهره‌برداری از تمام فضای کاری جهت ایجاد حس حرکتی بسیار نزدیک در مانورهای نه چندان سخت عاجز خواهند ماند. جهت رفع این مشکل، استفاده از محدوده فضای کاری پیشنهاد شده است که در این راستا می‌توان به انتخاب متفاوت ورودی‌ها [۱۲-۸]، تغییر دستگاه مختصات و انتقال به فضای عملگرها [۱۵] که راه حلی برای بهبود الگوریتم تطبیقی نیز بشمار می‌رود [۱۶] و در نهایت استفاده از فیلترهای متغیر در روش بهینه نظیر روش تطبیقی تحت عنوان الگوریتم بهینه غیرخطی با حل درخط^{۱۱} معادله ریکاتی در هر بازه زمانی [۱۳-۱۰] و [۱۷ و ۱۸] اشاره نمود. در تمامی این روش‌ها این مسئله که چه نوع شبیه‌ساز یا چه مکانیزمی به عنوان سیستم حرکتی انتخاب شده است در نظر گرفته نمی‌شود. در واقع ممکن است از تمام قابلیت‌های سامانه حرکتی در شبیه‌سازی استفاده نشود. این مسئله در مدل معکوس می‌تواند در طراحی سامانه حرکتی مورد نیاز بسیار مهم و کاربردی باشد. در سال ۲۰۰۸ نهوآوو^{۱۲} و همکاران با پیاده‌سازی الگوریتم‌های حرکت ساز برای طراحی یک شبیه‌ساز ۲ درجه آزادی کوچک و ارزان استفاده کردند [۱۹]. این مسئله با ترکیب الگوریتم‌های کلاسیک و تطبیقی در کانال‌های مختلف جهت بهره‌بردن از فضای کاری در طرح‌های مختلف یک شبیه‌ساز رانندگی دو درجه آزادی مطرح شد [۲۰]. همچنین استفاده از سیستم کنترل فازی در فیلترهای شستشو به عنوان راه حل دیگری در این زمینه برای اولین بار توسط وانگ^{۱۳} و همکارانش در سال ۲۰۰۸ مورد استفاده قرار گرفت [۲۱] که از قواعد فازی به عنوان یک جبران ساز برای ترکیب حس حرکتی

$$\frac{\hat{\omega}(s)}{\omega(s)} = \frac{G_s \tau_a s^2 (1 + \tau_L s)}{(1 + \tau_a s)(1 + \tau_1 s)(1 + \tau_2 s)} \quad (1)$$

که در آن $\hat{\omega}$ سرعت زاویه‌ای حس شده و ω سرعت زاویه‌ای وارده به سرنشین می‌باشد. هریک از این کانال‌ها شکل (۱)، سرعت زاویه‌ای حول یک محور را اندازه‌گیری می‌کند اما تابع تبدیل تمامی آنها مشابه می‌باشد. مقادیر این پارامترها برابرند با [۱۳]:

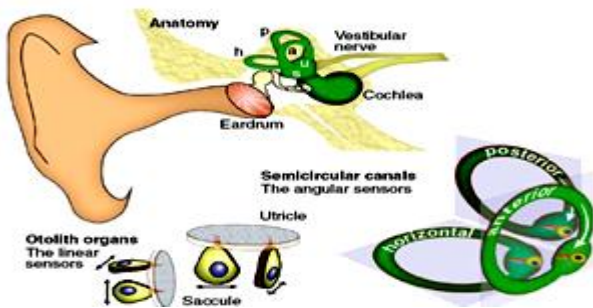
$$G_s = 5.73, \tau_a = 80, \tau_L = 0.06, \tau_1 = 5.73, \tau_2 = 0.005$$

همچنین دینامیک حسگرهای نیروی مخصوص که سنگ‌های گوش واقع در گوش داخلی هستند به شکل زیر بیان شده است [۱۳]:

$$\frac{\hat{f}(s)}{f(s)} = \frac{G_0 s (s + A_0)}{(s + B_0)(s + B_1)} \quad (2)$$

که در آن \hat{f} سرعت زاویه‌ای حس شده و f سرعت زاویه‌ای وارده به سرنشین می‌باشد. مقادیر پارامترها برابرند با [۱۳]:

$$G_0 = 1.5, A_0 = 0.076, B_0 = 0.19, B_1 = 1.5$$



شکل ۱. گوش داخلی، با نمایش جزئیات دستگاه تعادلی [۲۵]

الگوریتم حرکت ساز بهینه

مسئله الگوریتم حرکتی بهینه عبارت از طراحی فیلتر خطی $W(s)$ برای ایجاد ارتباط حالت‌های حرکتی شیب‌ساز به حالت‌های حرکتی هواپیما با کمینه سازی تابع هزینه درجه دوم است. تابع هزینه شامل خطای حس خلبان (در هواپیما و شیب‌ساز) و محدودیت‌های حرکت شیب‌ساز بوده و لازم است به طور همزمان در مدل هواپیما و مدل شیب‌ساز، کمینه گردد. ساختار این الگوریتم در شکل ۲ نشان داده شده است [۱۳]. فیلتر $W(s)$ به صورت برنامه خارج خط^{۱۶} با روش‌های مرسوم کنترل بهینه و حل معادله ریکاتی طراحی و سپس به شکل درخت در مدار قرار می‌گیرد. برای مود طولی ورودی‌های کنترلی عبارتند از سرعت زاویه‌ای حول محور γ و شتاب خطی در راستای محور X وسیله‌ی پرنده در دستگاه مختصات بدنه‌ی هواپیما می‌باشند.

و حرکت واقعی قطار بهره بردند. سانگ و همکاران در سال ۲۰۱۰ با بزرگنمایی شتاب‌ها و سرعت‌های زاویه‌ای در دایره حسی دستگاه تعادلی^{۱۴} نشان دادند که این کار باعث برگشت سریع‌تر شیب‌ساز به نقطه شروع کاری خود خواهد شد [۲۲]. آنها در مسیرهای برگشتی هنگامی که شتاب‌ها یا سرعت‌های زاویه‌ای در محدوده کوچک‌تر از دایره حسی انسان می‌باشد، مقادیر حدی برای آنها انتخاب کردند. آنها در سال ۲۰۱۱ با استفاده از قواعد کنترل فازی، فیلترهای درختی طراحی کردند که ورودی آنها خطای حس حرکت و نرخ تغییر حرکت‌های وسیله واقعی بود [۲۳]. در سال ۲۰۱۳ الگوریتم بهینه‌سازی گروه ذرات و قواعد فازی در توسعه سامانه حرکت ساز مورد استفاده قرار گرفت [۲۴] اصلی‌ترین مشکل در این مدل‌ها عدم درک هندسی مناسب از فضای کاری و ابعاد حرکتی مکانیزم مورد استفاده شیب‌ساز در مسیر حل بود. در این مقاله، هدف برپایی سامانه حرکت‌ساز ترکیبی با بهره‌گیری از معادلات فضای کاری سامانه حرکتی به عنوان مکمل سامانه حرکت ساز بهینه است تا حس حرکتی کامل‌تری ایجاد شود. جهت محاسبه فضای کاری سامانه حرکتی شش درجه آزادی استوارت^{۱۵} از سینماتیک معکوس بر اساس روش شناسایی سیستم استفاده گردیده و از قواعد کنترل فازی برای درک موقعیت شیب‌ساز در فضای کاری آن و همچنین درک خطای حس القاء شده حرکت بهره گرفته می‌شود. با تدوین و برپایی الگوریتم حرکت‌ساز بهینه، سیستم فازی به عنوان جبران ساز مدل اصلی به آن اضافه می‌شود. نتایج روش ارائه شده برای مانورهای متعددی با روش مرسوم مقایسه شده و کارایی آن مورد بحث قرار می‌گیرد.

سیستم تعادلی بدن انسان

سیگنال‌های مفید خروجی شیب‌ساز پرواز، نیروی مخصوص a_A^A و سرعت زاویه‌ای ω_A^A در مختصات هواپیما می‌باشند. الگوریتم‌های حرکتی دارای دو درجه‌ی آزادی انتقالی و چرخشی هستند که در اندرکنش با یکدیگر هستند. این امر به این دلیل است که برای حسگرهای گوش داخلی، شتاب و نیروی جاذبه قابل تمیز نیست. بنابراین با ایجاد چرخش، بخشی از شتاب به نحوی بازسازی می‌شود که حرکت‌های شیب‌ساز در محدوده‌ی حرکتی قرار گیرد.

دینامیک حسگرهای سرعت زاویه‌ای که مجاری نیم دایره‌ای در گوش داخلی می‌باشند مطابق رابطه ذیل است [۱۳]:

$$\begin{Bmatrix} \hat{\omega}_y^A \\ \hat{f}_x^A \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{scc} & 0 \\ 0 & C_{oto} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ \vdots \\ x_6 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{scc}^A \\ D_{oto}^A \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{Bmatrix} \quad (8)$$

این رابطه به شکل فشرده به صورت رابطه (۹) در خواهد آمد:

$$y^A = C_{VES} x_{1-6}^A + D_{VES}^A u^A \quad (9)$$

مجموعه روابط (۷) و (۸) معادلات حالت و خروجی سیستم حسی خلبان داخل هواپیما را توصیف می کنند. همانطور که در رابطه (۸) و (۹) مشخص است، خروجی سیستم y^A برای خلبان وسیله واقعی، شامل سرعت های زاویه ای و نیروی ویژه می باشد. مشابه همین معادلات برای خلبان داخل شبیه ساز نیز قابل استخراج است که با بالانویس s مشخص می شود:

$$u = \begin{Bmatrix} \omega_y^s \\ a_x^s \end{Bmatrix}^T$$

$$\dot{x}_{1-6}^s = A_{VES}^s x_{1-6}^s + B_{VES}^s u^s \quad (10)$$

$y^s = C_{VES} x_{1-6}^s + D_{VES}^s u^s$

در طراحی کنترل کننده برای کاربرد مورد نظر این پژوهش، هدف کمینه کردن خطای حس حرکت خلبان شبیه ساز و هواپیما به صورت $e = y^s - y^A$ است. بنابراین با تعریف رابطه (۱) می توان به رابطه (۱۲) رسید:

$$x^E = x^s - x^A \quad (11)$$

$$\dot{x}^E = A_{VES} x^E + B_{VES}^s u^s - B_{VES}^A u^A \quad (12)$$

$$e = C_{VES} x^E + D_{VES}^s u^s - D_{VES}^A u^A$$

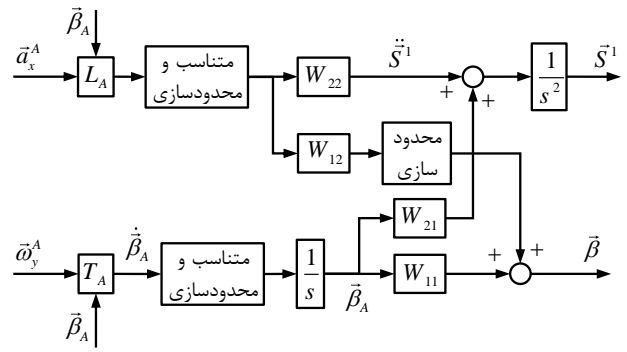
برای محدود کردن حرکت شبیه ساز، از متغیرهای حالت کمکی که به شکل زیر تعریف شده استفاده می شود:

$$x_d = \left[\int \omega_y^s dt \quad \iint a_x^s dt \quad \int a_x^s dt \right]^T \quad (13)$$

$$\dot{x}_d^s = A_d x_d^s + B_d^s u^s$$

با توجه به نامشخص بودن ورودی هواپیما، استفاده از توابع معیار استاندارد مانند توابع سینوسی، پله یا پالس به عنوان ورودی های سیستم کفایت نمی کند. به این معنی که ممکن است خطای میان حس حرکت در خلبان هواپیما و شبیه ساز به ازای برخی ورودی ها مطلوب، و به ازای برخی دیگر نامطلوب باشد. بنابراین لازم است که این خطا تحت تاثیر ورودی به شکل نویز بررسی شود. معادلات حالت جدیدی که ورودی هواپیما را به شکل نویز سفید، مدل می کنند، می توانند به شکل رابطه (۱۴) بیان شوند:

$$u = \begin{Bmatrix} \omega_y^A \\ a_x^A \end{Bmatrix}^T \quad (3)$$



شکل ۲. دیاگرام بلوکی الگوریتم بهینه [۱۳]

که در آن L_A و T_A به ترتیب ماتریس های تبدیل چارچوب بدنی هواپیما به چارچوب شبیه ساز می باشند. مطابق شکل مقادیر شتاب خطی a_x^A و سرعت زاویه ای هواپیما ω_y^A پس از انتقال به دستگاه مختصات بدنه سکو، توسط فیلترهای موجود در هر کانال تبدیل به مقادیر شتاب خطی \dot{S}_s و سرعت زاویه ای $\dot{\beta}_s$ شبیه ساز می شوند.

دینامیک حسگرهای سرعت زاویه ای که با معادلات ۴ تا ۶ توصیف خواهند شد را می توان از شکل ورودی - خروجی، به شکل معادلات حالت به فرم فشرده زیر بیان کرد:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{1-3} &= a_{scc} \bar{x}_{1-3} + b_{scc}^A u^A \\ \dot{\omega}^A &= c_{scc} \bar{x}_{1-3} + d_{scc}^A u^A \end{aligned} \quad (4)$$

که در آن زیرنویس SCC نشان دهنده ی کانال های نیمه دایره ای^{۱۷} شکل (۱) می باشد. به همین ترتیب برای نیروی مخصوص که با دینامیک توصیف شده در معادله (۲) حس می شود رابطه زیر حاصل خواهد شد:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{4-6} &= a_{oto} \bar{x}_{4-6} + b_{oto}^A u^A \\ \hat{f}^A &= c_{oto} \bar{x}_{4-6} + d_{oto}^A u^A \end{aligned} \quad (5)$$

که در آن زیرنویس oto نشان دهنده سنگ های گوش^{۱۸} می باشد. مدل افزوده فرآیند با افزودن معادلات (۴) و (۵) مطابق زیر حاصل شود:

$$\dot{x}_{1-6}^A = \begin{bmatrix} A_{scc} & 0 \\ 0 & A_{oto} \end{bmatrix} x_{1-6}^A + \begin{bmatrix} B_{scc} \\ B_{oto} \end{bmatrix} u^A \quad (6)$$

رابطه (۶) به شکل فشرده به شکل رابطه (۷) در خواهد آمد:

$$\dot{x}_{1-6}^A = A_{VES}^A x_{1-6}^A + B_{VES}^A u^A \quad (7)$$

همچنین شکل افزوده بردار خروجی که شامل کل مؤلفه های حسی خلبان داخل هواپیماست، مطابق رابطه (۸) می باشد:

$$u_s = -[K_1 \quad K_2 \quad K_3] \begin{bmatrix} x_e \\ x_d \\ x_n \end{bmatrix} \quad (20)$$

در نتیجه برای متغیرهای حالت x_e و x_d معادلات حالت به شکل زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{x}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_v & 0 & -B_v \\ 0 & A_d & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e \\ x_d \\ u_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_v \\ B_d \end{bmatrix} u_s \quad (21)$$

که در آن از تساوی $x_n = u_A$ استفاده شده است. با نوشتن u_s بر حسب متغیرهای حالت با استفاده از قانون کنترلی ۲۰، معادلات حالت x_e ، x_d و u_s بر حسب u_A به صورت زیر به دست خواهد آمد:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{x}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_v - B_v K_1 & -B_v K_2 \\ -B_d K_1 & A_d - B_d K_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e \\ x_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -B_v(I + K_3) \\ -B_d K_3 \end{bmatrix} u_A \quad (22)$$

$$u_s = -[K_1 \quad K_2] \begin{bmatrix} x_e \\ x_d \end{bmatrix} - K_3 u_A$$

در نهایت u_s بر حسب u_A به فرم زیر قابل محاسبه خواهد

بود:

$$u_s(s) = W(s)u_A(s)$$

$$W(s) = [K_1 \quad K_2] \begin{bmatrix} sI - A_v + B_v K_1 & B_v K_2 \\ B_d K_1 & sI - A_d + B_d K_2 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -B_v(I + K_3) \\ -B_d K_3 \end{bmatrix} - K_3 \quad (23)$$

بدین ترتیب، هدف الگوریتم که استخراج فیلتر خطی $W(s)$ بود، برآورده می‌گردد.

تعریف سیستم فازی جهت در نظر گرفتن فضای کاری

سامانه حرکتی در الگوریتم حرکت ساز

برای تحلیل سینماتیکی فضای کاری مکانیزم سکوی استوارت، معمولاً دو نوع قید سینماتیکی در نظر گرفته می‌شود که عبارتند از:

۱- محدودیت حرکت طولی عملگرها

۲- محدودیت حرکت زاویه‌ای مفاصل عملگرها

محدودیت حرکت طولی عملگرها

با توجه به هندسه شکل (۳) که یک عملگر نمونه از سکوی استوارت را نشان می‌دهد، روابط انتقال برای سیستم متحرک

$$\begin{aligned} \dot{x}_n &= A_n x_n + B_n w \\ u_A &= x_n \end{aligned} \quad (14)$$

که در آن x_n حالت‌های نویز سفید فیلتر شده، w نویز سفید و ورودی هواپیما به شکل نویز سفید فیلتر شده خواهد بود. در این رابطه A_n و B_n به شکل زیر قابل بیان می‌باشند:

$$A_n = \begin{bmatrix} -\gamma_1 & 0 \\ 0 & -\gamma_2 \end{bmatrix}, \quad B_n = \begin{bmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \end{bmatrix} \quad (15)$$

در ضرائب آرایه بالا، γ_1 و γ_2 فرکانس‌های قطع فیلترهای مرتبه اول برای هر یک از درجات آزادی می‌باشند. با گردآوری معادلات، مجموعه معادلات حالت افزوده زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu_s + Hw \\ y &= e = Cx + Du_s \end{aligned} \quad (16)$$

$$x = [x_e \quad x_d \quad x_n]^T$$

که در آن آرایه‌های A, B, C, D, H به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} A_v & 0 & 0 \\ 0 & A_d & 0 \\ 0 & 0 & A_n \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} B_v \\ B_d \\ 0 \end{bmatrix} \\ C &= \begin{bmatrix} C_v & 0 & -D_v \\ 0 & I & 0 \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} D_v \\ 0 \end{bmatrix}, \quad H = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ B_n \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (17)$$

در نهایت به منظور رسیدن به هدف مورد نظر که صفر کردن خطای علائم حرکتی حس شده در شبیه‌ساز و هواپیماست (با حفظ محدوده حرکتی شبیه‌ساز) معیار بهینه‌سازی به صورت زیر انتخاب می‌گردد:

$$J = E \left[\int_{t_0}^{\infty} (e^T Q e + x_d^T R_d x_d + u_s^T R u_s) dt \right] \quad (18)$$

به منظور نوشتن این مسئله به فرم استاندارد مسئله کنترل بهینه، (که در آن ماتریس‌های وزنی، مثبت معین شوند) با انجام تبدیل مناسب و حل معادله ریکاتی، سیگنال کنترل حاصل از روش کنترل بهینه مطابق رابطه ذیل حاصل می‌شود:

$$u_s = -Kx \quad (19)$$

که در آن K آرایه بهره کنترل پس‌خور کامل حالت می‌باشد. چنانچه با توجه به متغیرهای حالت، با تفکیک آرایه K بر حسب مجموعه متغیرهای حالت، رابطه (۱۹) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

روابط سینماتیک معکوس به شکل زیر به دست می آید.

$$\bar{p}_i = \mathfrak{R}\bar{p}_{0i}, \quad i=1, \dots, 6 \quad (24)$$

که \mathfrak{R} ماتریس انتقال از وضعیت اولیه به وضعیت دلخواه، وضعیت کنونی انتهای عملگر نسبت به موقعیت سکو و \bar{p}_{0i} وضعیت اولیه ی \bar{p}_i می باشد.

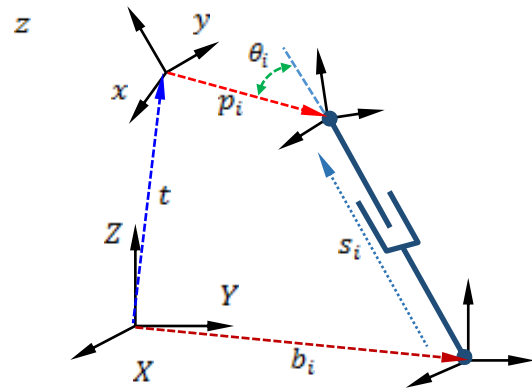
$$\bar{S}_i = \bar{p}_i + \bar{t} - \bar{b}_i \quad (25)$$

در رابطه فوق \bar{t} بردار امتداد هر عملگر و \bar{b}_i بردار موقعیت مرکز سکو نسبت به دستگاه مختصات زمینی است. به طور ساده طول هر عملگر به شکل زیر به دست می آید:

$$L_i = \|\bar{S}_i\| \quad (26)$$

قید طول به صورت زیر بیان می شود:

$$L_{\min} < L_i < L_{\max} \quad (27)$$



شکل ۳. هندسه ی برداری یک عملگر نسبت به دستگاه های مختصات زمینی و متصل به سکو

محدودیت حرکت زاویه ای مفاصل عملگرها

برای تعیین محدوده حرکتی مفاصل، نخست باید مبدأ زاویه آنها را مشخص نمود. مبدأ زاویه ای مفاصل با بردار یکه فرضی ثابت گذرنده از مرکز مفصل و در امتداد محور اولیه عملگر نشان داده می شود. در این صورت جابه جایی زاویه ای مفصل در هر لحظه از ضرب داخلی بردار یکه امتداد عملگر و بردار یکه موقعیت کنونی انتهای عملگر نسبت به مرکز سکو، مطابق رابطه (۲۸) به دست می آید.

$$\theta_i = \cos^{-1} \left(\hat{s}_i \cdot \frac{\hat{p}_i}{|\hat{p}_i|} \right), \quad i=1, 2, \dots, 6 \quad (28)$$

که در آن \hat{s}_i بردار یکه عملگر نام است که در موقعیت اولیه و ثانویه مطابق رابطه (۲۹) محاسبه می شود:

$$\hat{s}_i = \bar{S}_i / L_i \quad (29)$$

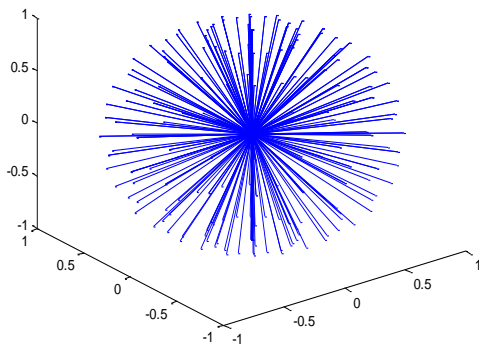
باید توجه داشت که این بردارهای یکه برای مفاصل متصل به زمین، نسبت به دستگاه مختصات زمینی و برای مفاصل متصل به سکو، نسبت به دستگاه مختصات بدنی بیان می شوند. شرط قرار گرفتن در فضای کاری با قید جابه جایی زاویه مفاصل به صورت زیر خواهد بود:

$$|\theta_i| < \theta_{\max} \quad (30)$$

θ_{\max} برای مفاصل متصل به زمین و مفاصل متصل به سکو، متفاوت است.

دست یابی به نقاط مرزی با استفاده از سینماتیک معکوس

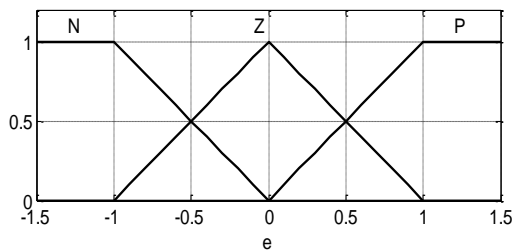
برای تحلیل فضای کاری، با استفاده از سینماتیک معکوس، فرض می شود که سکو در یک دستگاه مختصات کروی در امتداد بردارهایی که از مرکز به سمت پوسته کره نشانه رفته اند حرکت می نماید تا یکی از قيود حرکتی نامعادلات (۲۷) یا (۳۰) فرارسد. شکل (۴) این بردارها و نقاط نشانه روی آنها را که مجموعاً ۱۸ مدار و ۳۶ نصف النهار را با تقسیمات برابر روی سطح کره تشکیل می دهند، نشان می دهد (تعداد این مدارها و نصف النهارها را می توان برای افزایش دقت بالا برد). این مسیرها شباهت به یک قاصدک دارند [۲۶].



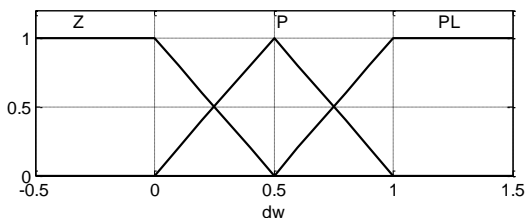
شکل ۴. مسیرهای حرکت برای تعیین مرز فضای کاری

برای مکانیزم سکوی استوارت می توان روش فوق را برای فضای شش بعدی اعمال نمود. ولی نمایش هندسی این فضا امکان پذیر نمی باشد. اما می توان با محدود کردن حرکت سکوی استوارت به سه بعد، تحلیل سه بعدی در فضای کاری انجام داد. بدین صورت که ابتدا سکو با حفظ زوایای اوایلر صفر در امتداد بردارهای قاصدک گون شکل (۴) حرکت می نماید تا یکی از قيود حرکتی فرا برسد. در ادامه همین روند را برای حرکت

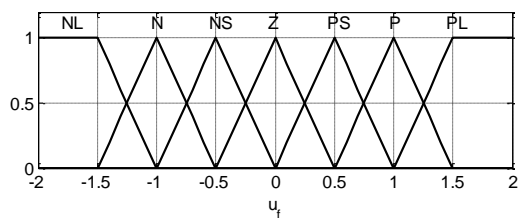
سیگنال کنترلی با توجه به فضای موجود محاسبه می شود. برای این منظور با استفاده از سینماتیک معکوس فضای کاری سیستم حرکتی مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته و موقعیت کنونی سامانه حرکتی در هر لحظه سنجیده می شود. در ادامه فضای مجاز برای حرکت به سه بخش ناچیز، متوسط و زیاد در سیستم فازی تقسیم شده و توابع عضویت آن تعریف می گردد که در شکل (۷) نشان داده شده است. همان طور که ملاحظه می شود محدوده مجاز حرکت (dw) نسبت به مقدار بیشینه خود به سه بخش Z ، P و PL تقسیم شده است که به ترتیب نمایانگر محدوده ناچیز، متوسط و زیاد برای حرکت سامانه حرکتی در فضای کاری خود می باشد. شکل (۸) توابع عضویت را به عنوان خروجی سیستم فازی (u_f) نشان می دهد.



شکل ۶. توابع شکل خطای حسی



شکل ۷. توابع عضویت محدوده حرکتی

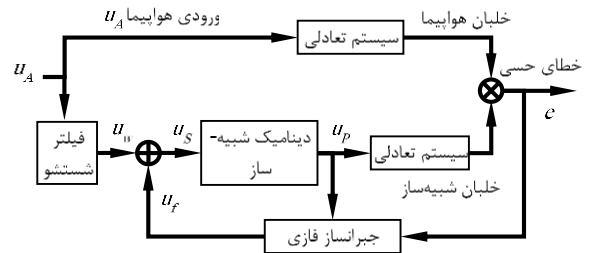


شکل ۸. توابع عضویت خروجی

به منظور برپایی سیستم فازی با توجه به توابع عضویت تعریف شده و متغیرهای ورودی و خروجی، تعریف قواعد فازی ضروری است. قواعد فازی مورد استفاده در این پژوهش با استفاده از جدول قواعد فازی جدول (۱) تعریف شده اند.

چرخشی خالص در حالی که جابه جایی ها صفر هستند، تکرار می شود. در ادامه به منظور بهبود عملکرد سیستم در کاهش مؤثرتر خطای حس خلبان شبیه ساز و هواپیما و بهره گیری حداکثری از فضای کاری، سیستم فازی با هدف منظور نمودن حداکثر محدوده فضای کاری سامانه حرکتی شبیه ساز، طراحی می گردد.

ورودی سیستم فازی مورد بحث، خطای حس حرکتی و موقعیت شبیه ساز بوده و خروجی آن سیگنال کنترلی می باشد که به عنوان سیگنال کنترلی جبران ساز، به سیگنال اصلی حاصل از الگوریتم حرکت ساز بهینه اضافه گردیده و سیگنال حاصل به عنوان ورودی به سیستم حرکتی شبیه ساز اعمال می شود. شکل (۵) نحوه ترکیب این سیستم فازی با الگوریتم حرکت ساز بهینه را نشان می دهد.



شکل ۵. ترکیب الگوریتم فازی با الگوریتم حرکتی

توابع عضویت خطای حسی خلبان شبیه ساز و هواپیما (e) در شکل (۶) ترسیم شده است. این توابع شامل توابع خطای مثبت، صفر و منفی می باشند که نشان دهنده خطای مثبت، منفی یا بدون خطا جهت مشارکت این بخش در تولید سیگنال کنترلی جبران ساز برای بهبود حس حرکتی می باشد. این مقدار با توجه به موقعیت سامانه حرکتی شبیه ساز در فضای کاری تعیین می گردد. در واقع در صورتی که فضای کاری اجازه مانور مناسبی به شبیه ساز بدهد، مقدار سیگنال کنترلی بزرگ تری انتخاب شده تا خطا به سرعت کاهش یابد و در شرایطی که فضای کافی وجود نداشته و شبیه ساز به مرز فضای کاری نزدیک باشد این مقدار به سمت صفر میل می کند. البته می توان این سیستم را طوری طراحی کرد که در صورت خارج شدن از فضای کاری هم سیگنال عملگر جهت بازگرداندن شبیه ساز تولید کند ولی این مورد به دلیل از بین رفتن کارایی شبیه ساز در شبیه سازی حس حرکتی چندان مطلوب نمی باشد. لذا تنها حرکت شبیه ساز در فضای کاری در نظر گرفته می شود و مقدار

همان گونه که ملاحظه می شود، سیستم فازی به صورت دو ورودی - یک خروجی است که با ترکیب قوانین فازی ناشی از ورودی های مقادیر خطای حسی و فضای کاری، سیگنال کنترل جبران ساز فازی محاسبه می شود.

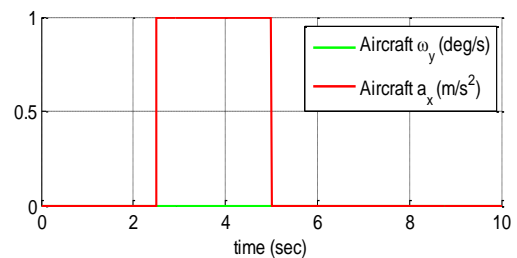
جدول ۱. جدول قواعد فازی

u_f		e		
		N	Z	P
dw	Z	NS	Z	PS
	P	N	Z	P
	PL	NL	Z	PL

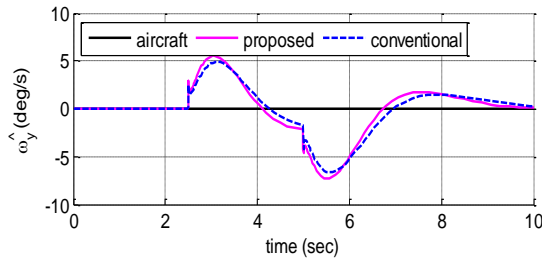
نتایج و بحث

در این قسمت نتایج حاصل از شبیه سازی الگوریتم و مقایسه آن با الگوریتم مرسوم ارائه شده است. در این مانورها سرعت های زاویه ای و خطی و همچنین نیروی ویژه حس شده در شبیه ساز و هواپیما برای دو الگوریتم مرسوم و جدید مقایسه شده است. همچنین طول عملگرهای مکانیزم حرکتی با یکدیگر مقایسه شده اند. در کانال طولی، حرکت های شبیه ساز متقارن بوده و به همین دلیل مقایسه برای طول عملگرها بین سه عملگر ارائه شده است.

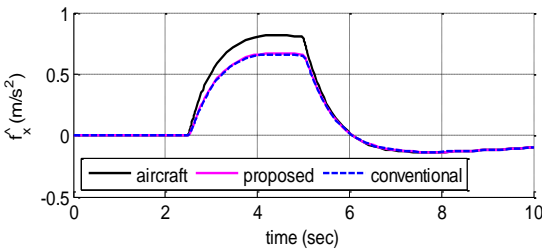
برای اولین مانور، سرعت زاویه ای هواپیما با اندازه صفر و شتاب خطی یک واحد در بازه زمانی محدود ۲/۵ تا ۵ ثانیه مطابق شکل (۹) به عنوان ورودی الگوریتم حرکت ساز منظور شده و نتایج ناشی از حس حرکتی القا شده توسط الگوریتم حرکت ساز در شکل های (۱۰) و (۱۱) ترسیم شده اند. مشاهده می شود که خطای حس حرکتی در الگوریتم ترکیبی جدید با بهره گیری مناسب از فضای کاری سامانه حرکتی، به طور محسوسی در مقایسه با روش مرسوم کاهش یافته است. همان طور که در شکل (۱۰) مشاهده می شود حس حرکتی برای سرعت زاویه ای در وسیله واقعی صفر می باشد ولی در شبیه ساز این حس وجود دارد که به دلیل تبدیل بخش ماندگار شتاب خطی به زاویه فراز ماندگار در شبیه ساز حاصل می شود.



شکل ۹. انتخاب شتاب خطی طولی پله به عنوان ورودی هواپیما

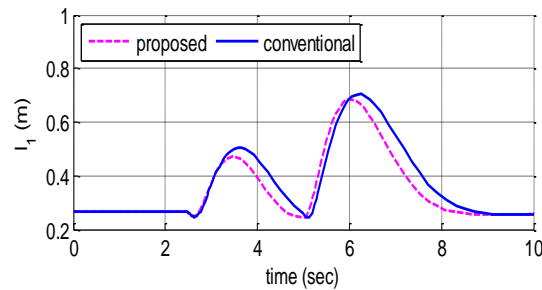


شکل ۱۰. سرعت زاویه ای حس شده برای وسیله واقعی و شبیه ساز

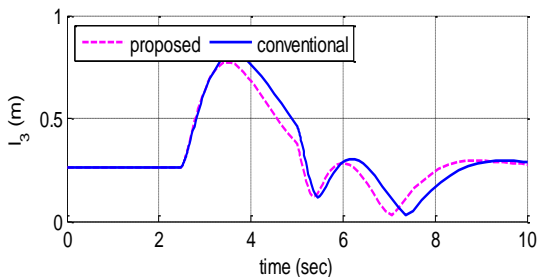


شکل ۱۱. نیروی ویژه حس شده برای وسیله واقعی و شبیه ساز

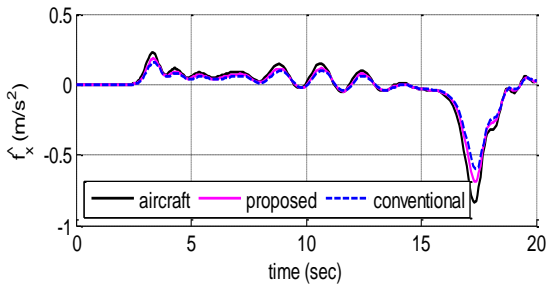
در نمودارهای شکل های (۱۲) تا (۱۳) طول عملگرهای مکانیزم استوارت برای دو الگوریتم مورد نظر این پژوهش، ترسیم شده اند. با مقایسه نتایج، کاهش طول عملگرها در هر سه منحنی برای الگوریتم بهبود یافته مورد نظر این پژوهش مشهود می باشد، که از مزایای این روش می باشد.



شکل ۱۲. طول عملگر شماره ۱ مکانیزم حرکتی

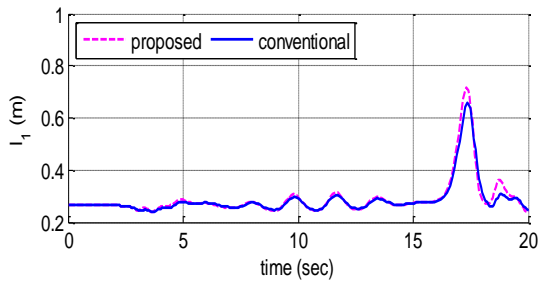


شکل ۱۳. طول عملگر شماره ۳ مکانیزم حرکتی

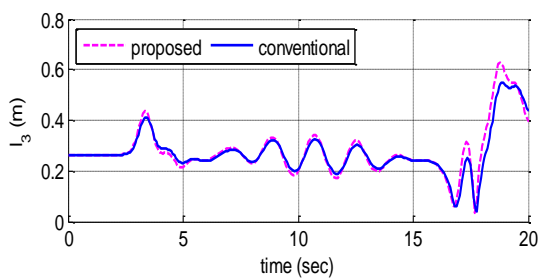


شکل ۱۷. سرعت زاویه‌ای حس شده برای وسیله واقعی و شبیه ساز

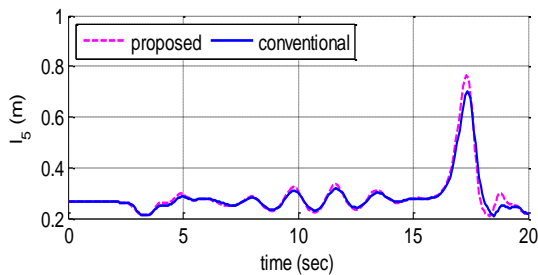
تغییر طول‌های عملگرهای سامانه حرکتی این مانور برای هر دو الگوریتم مرسوم و بهبود یافته، در شکل‌های (۱۸) تا (۲۰) ترسیم شده‌اند. مطابق نتایج مندرج در این اشکال، تغییر طول بیشتری برای عملگرها در الگوریتم بهبود یافته مشاهده می‌شود که در تبیین مطلب می‌توان گفت الگوریتم حرکت‌ساز بهبود یافته ترکیبی بهینه - فازی، به علت امکان بهره‌گیری کارآمدتر از فضای کاری سامانه، از تغییر طول مناسب‌تر عملگرها برای ایجاد حس حرکتی بهتر در مقایسه با حرکت‌ساز مرسوم، بهره می‌گیرد.



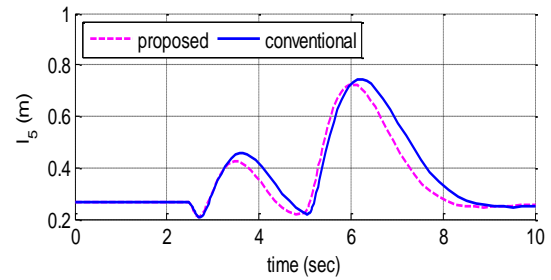
شکل ۱۸. طول عملگر شماره ۱ مکانیزم حرکتی



شکل ۱۹. طول عملگر شماره ۳ مکانیزم حرکتی

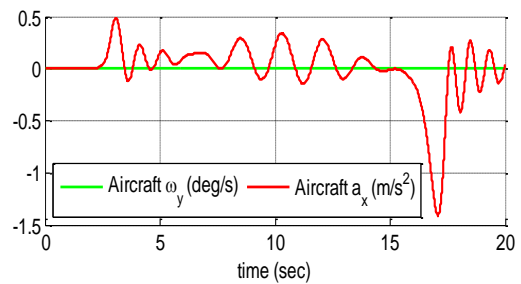


شکل ۲۰. طول عملگر شماره ۵ مکانیزم حرکتی

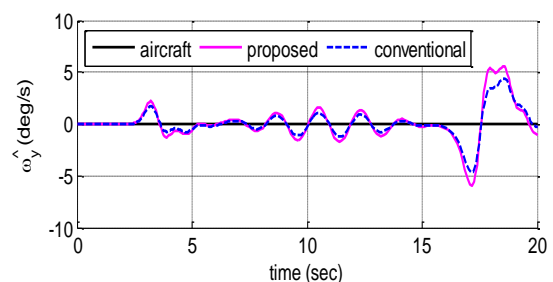


شکل ۱۴. طول عملگر شماره ۵ مکانیزم حرکتی

جهت تبیین مناسب‌تر قابلیت روش حرکت‌ساز بهبود یافته پیشنهاد شده در این پژوهش، نتایج حاصل از مانور حرکتی ترکیبی - سینوسی برای شتاب طولی به عنوان خروجی حرکتی هواپیما که ورودی به سامانه حرکت‌ساز محسوب می‌شود، در شکل‌های (۱۵) تا (۱۷) ترسیم شده‌اند. مطابق نتایج حاصل مندرج در منحنی‌های مذکور، الگوریتم حرکت‌ساز جدید، عملکرد مناسب‌تری نسبت به حس حرکتی حاصل از الگوریتم مرسوم ارائه می‌دهد. در این آزمایش نیز مشاهده شد. الگوریتم حرکت‌ساز با تبدیل بخشی از سرعت زاویه‌ای به شتاب خطی و در نتیجه تغییر زاویه شبیه‌ساز، به دنبال پیروی حداکثری از ورودی حرکت‌ساز و دستیابی به بهترین حس حرکتی ورودی در سامانه شبیه‌ساز است که البته این امر منجر به ایجاد حس حرکتی ناچیز سرعت زاویه‌ای حداکثر تا ۵ درجه بر ثانیه در شبیه‌ساز خواهد شد که حسب ویژگی‌های شبیه‌سازها، قابل اغماض می‌باشد.

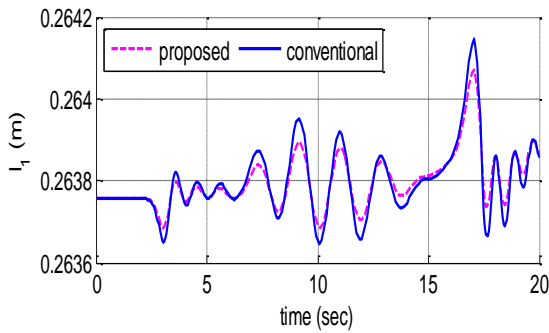


شکل ۱۵. انتخاب شتاب غیرمتناوب به عنوان ورودی هواپیما

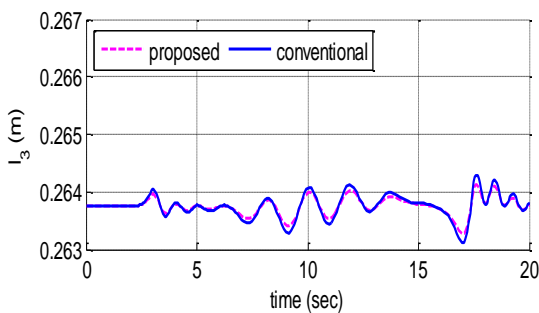


شکل ۱۶. سرعت زاویه‌ای حس شده برای وسیله واقعی و شبیه ساز

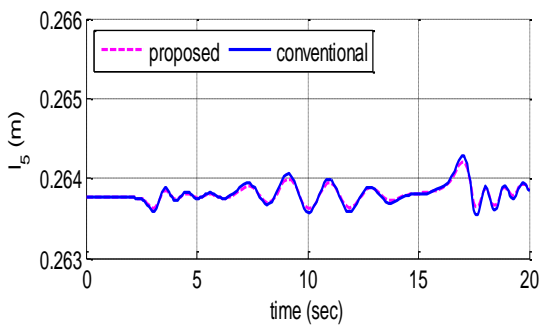
کاری سامانه حرکت ساز، حرکت کمتری دارند در عین اینکه مانند روش مرسوم قادر به القاء حس حرکتی مورد نظر می‌باشند.



شکل ۲۴. طول عملگر شماره ۱ مکانیزم حرکتی



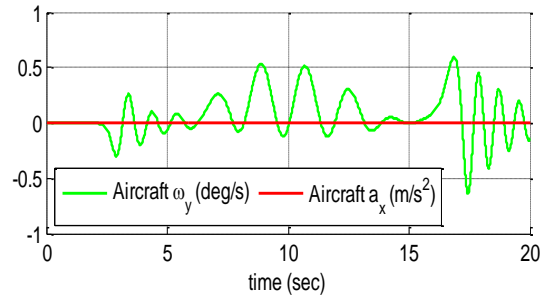
شکل ۲۵. طول عملگر شماره ۳ مکانیزم حرکتی



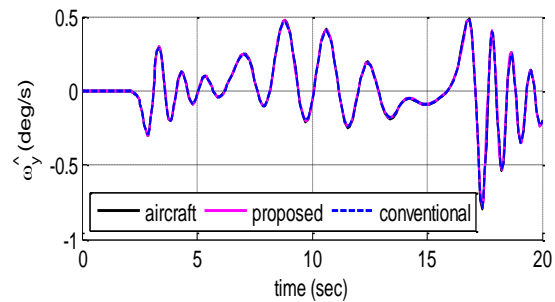
شکل ۲۶. طول عملگر شماره ۵ مکانیزم حرکتی

به‌طور اجمالی با بررسی منحنی‌های حاصل از شبیه‌سازی و مقایسه عملکرد روش‌های حرکت ساز بهبود یافته و مرسوم، مشاهده می‌شود که افزودن سیستم جبران‌ساز فازی به مدل الگوریتم بهینه، موجب درک مناسب الگوریتم حرکت ساز از حرکت در فضای کاری سامانه حرکتی شده است، به نحوی که شبیه‌ساز در صورت نیاز و امکان، به‌طور همزمان در جهت کاهش خطای حس حرکتی در فضای کاری حرکت می‌نماید. این درحالی است که روش مرسوم به دلیل عدم توانایی حل در خط و محاسبه فیلترها قبل از شبیه‌سازی، برخورد یکسانی با مانورهای مختلف هواپیما به‌عنوان ورودی الگوریتم حرکت ساز می‌کند. به همین دلیل در پاره‌ای موارد امکان دستیابی به

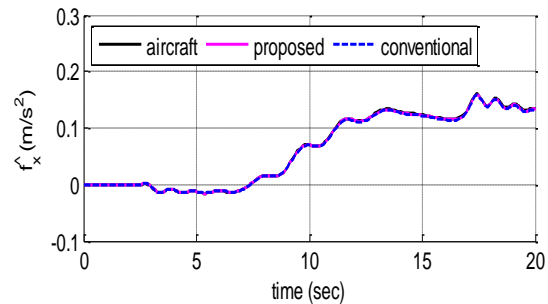
به منظور نمایش قابلیت‌های سامانه حرکت ساز پیشنهادی در ردیابی سرعت زاویه‌ای حس شده هواپیما، شبیه‌سازی با ورودی سرعت زاویه‌ای ترکیبی - سینوسی در مقابل شتاب خطی صفر مطابق منحنی (۲۱) انجام و نتایج خروجی سامانه حرکت ساز پیشنهادی و مرسوم در شکل‌های (۲۲) و (۲۳) ارائه شده‌اند.



شکل ۲۱. انتخاب سرعت زاویه‌ای غیرمتناوب به‌عنوان ورودی هواپیما



شکل ۲۲. سرعت زاویه‌ای حس شده برای وسیله واقعی و شبیه‌ساز



شکل ۲۳. نیروی ویژه حس شده خطی در راستای طولی برای وسیله واقعی و شبیه‌ساز

منحنی‌های نشان داده شده در شکل (۲۴) تا (۲۶) تغییرات طول عملگرهای سامانه حرکتی برای هر دو الگوریتم می‌باشند. همان‌گونه از منحنی‌های مذکور می‌توان مشاهده کرد، سامانه حرکت ساز بهبود یافته در مقایسه با روش مرسوم، برای ردیابی سرعت زاویه‌ای ورودی هواپیما و ایجاد حس حرکتی مورد نظر، به تغییرات طول عملگرهای کمتری نیاز است که در این پژوهش از مزایای روش پیشنهادی است. در واقع در این مانور، به دلیل عدم نیاز الگوریتم جدید به حرکت اضافی، عملگرها در فضای

S	بالانویس	دستگاه مختصات متصل به بدنه سیمولاتور
A	بالانویس	دستگاه مختصات متصل به بدنه سیمولاتور
d	زیرنویس	حالت‌های کمکی مقیدکننده‌ی حرکت
n	زیرنویس	ورودی نویز

پی نوشت

1. Flight Simulator
2. Ikarus
3. L. Davinchi
4. Lander
5. Heidelbery
6. Dehmel
7. Motion Cue Algorithms
8. Washout Filters
9. Perish
10. Workspace
11. Online
12. Nehaoua
13. Wang
14. Vestibular System
15. Stewart Platform
16. Offline
17. Semicircular Canals
18. Otolith

مراجع

1. Winslow, C. D., 1917. *With the French flying corps*. Scribner.
2. Ray. L., 2000. Brief history of flight simulation. *SimTecT 2000 Proceedings*: 11-17.
3. Parrish, R. V., J. E. Dieudonne, and D. J. J. 1975. Coordinated adaptive washout for motion simulators. *Journal of Aircraft*, 12(1): 44-50.
4. Reid, L. D., and Nahon, A. M. 1985. *Flight Simulation Motion-Base Drive Algorithms: Part 1- Developing and Testing the Equations*. Institute for Aerospace Studies, Toronto University.
5. Reid, L. D., and Nahon, A. M., 1986. *Flight Simulation Motion-Base Drive Algorithms.: Part 2- Selecting The System Parameters*. Institute for Aerospace Studies, Toronto University.
6. Sivan, R., Ish-Shalom, J., and Huang, K. J., 1982. An optimal control approach to the design of moving flight simulators. *Systems, Man and Cybernetics, IEEE Transactions on*, 12(6): 818-827.
7. Wu, W., and Cardullo M. F., 1997. Is there an optimum motion cueing algorithm. In *Proceedings of the AIAA Modelling and Simulation Technologies Conference*, New Orleans 13: 23-29.
8. Wu, W., 1997. Development of Cueing Algorithm for the Control of Simulator Motion Systems. MS Thesis, State University of New York at Binghamton.
9. Houck, J. A., Telban J. R., and Cardullo F. M., 1999. Developments in human centered cueing algorithms for control of flight simulator motion systems. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA-99-4328*.
10. Telban, J. R., 2002. A nonlinear motion cueing algorithm with a human perception model. *Energy, Simulation-training, Ocean Engineering and Instrumentation: Research Papers of the Link Foundation Fellows* 2: 97-127.

مانورهایی با خطای حس حرکت در حد قابل قبول، در الگوریتم مرسوم امکان ندارد. این امر ناشی از رویکرد روش حرکت ساز مرسوم در تنظیم پارامترهای فیلترها در مانورهایی است که هرگز توانایی دربرگرفتن تمامی شرایط اعمالی به شبیه-ساز را ندارند. در حالی که در الگوریتم ترکیبی بهینه-فازی، با تحلیل فضای کاری سامانه حرکتی، این امکان برای شبیه ساز فراهم شده است تا شبیه‌ساز در هر کانال در صورت نیاز در جهت کاهش حس حرکتی و عدم محدودیت حرکت در فضای کاری، در مسیر مناسب حرکت نموده و در نتیجه از بیشترین قابلیت هندسه سامانه حرکتی بهره گیرد. به‌علاوه در این الگوریتم در صورت عدم نیاز به حرکت سامانه به دلیل خطای حسی کم، از حرکت اضافی شبیه‌ساز تا شرایط مورد نیاز، ممانعت به عمل می‌آید.

نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این تحقیق توسعه الگوریتم بهینه حرکت‌ساز شبیه‌ساز پرواز شش درجه‌آزادی با به‌کارگیری سیستم مکمل فازی با رویکرد بیشترین استفاده از فضای کاری سامانه حرکتی در تولید حرکت‌های مورد نیاز شبیه‌ساز به منظور القای حس حرکتی مناسب‌تر ارائه گردید. بدین منظور، فضای کاری مکانیزم حرکتی بر اساس سینماتیک معکوس شش درجه آزادی مکانیزم استوارت، مدل شده و نتایج حاصل در طراحی سیستم فازی در خط به عنوان جبران‌ساز الگوریتم بهینه مورد استفاده قرار گرفت. با مقایسه نتایج سیستم مرسوم بهینه‌سازی با الگوریتم توسعه یافته بهینه با سیستم جبران‌ساز مکمل فازی، مشاهده می‌شود که بهره‌گیری از الگوریتم بهبود یافته، با سنجش فضای حرکتی موجود و مقدار خطای حس حرکتی مرسوم، موجب تقویت و بهبود عملکرد سامانه حرکت ساز شده و شبیه ساز با حرکت‌های محدودتر عملگرها، قابلیت مؤثرتری را در القای حس حرکتی به خلبان شبیه‌ساز در مقایسه با روش مرسوم بهینه خطی دارا می‌باشد.

فهرست علائم

\mathfrak{R}	ماتریس دوران
ω	سرعت زاویه‌ای
$\hat{\omega}$	سرعت زاویه‌ای حس شده
f	نیروی ویژه
\hat{f}	نیروی ویژه حس شده

19. Nehaoua, L., H. Mohellebi, A. Amouri, H. Arioui, S. Espié, and A. Kheddar. 2008. Design and control of a small-clearance driving simulator. *Vehicular Technology, IEEE Transactions* 57(2): 736-746.
20. Arioui, H., Hima, S., Nehaoua L., Bertin J. R., and Espié, S., 2011. From design to experiments of a 2-DOF vehicle driving simulator. *Vehicular Technology, IEEE Transactions on*, 60(2): 357-368.
21. Wang, X., Li, L., and Zhang, W., 2008. Research on fuzzy control washout algorithm of locomotive driving simulator. *IEEE Intelligent Control and Automation*, 7: 3737-3741.
22. Chen, S. H., and Fu, C. L., 2010. An optimal washout filter design for a motion platform with senseless and angular scaling maneuvers. *IEEE American Control Conference (ACC)* : 4295-4300.
23. Chen, S. H., and Fu, C. L., 2011. An optimal washout filter design with fuzzy compensation for a motion platform. In 18th IFAC World Congress Milano, Italy.
24. Guiatni, M., K. Fellah, and Morsly, Y., 2013. Fuzzy/PSO Based Washout Filter for Inertial Stimuli Restitution in Flight Simulation., 7th International Conference on Sensor Technologies and Applications SENSORCOMM: 236-242.
25. Day, B. L., and Fitzpatrick C. R. 2005. The vestibular system. *Current Biology* 15: 583-586.
26. Mahmoodi, A., Sayadi, A., and Menhaj B. M., 2014. Solution of forward kinematics in Stewart platform using six rotary sensors on joints of three legs. *Advanced Robotics*, 28(1): 27-37.
11. Telban, J. R., and Cardullo M. F., 2005. Motion cueing algorithm development: Human-centered linear and nonlinear approaches. *NASA TechReport CR, 213747*.
12. Telban, J. R., Cardullo M. F., and Kelly, C. L., 2005. Motion cueing algorithm development: new motion cueing program implementation and tuning. *NASA Report CR, 213746*.
13. Telban, J. R., Wu, W., and Cardullo, M. F., 2000. *Motion cueing algorithm development: Initial investigation and redesign of the algorithms*. National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center.
14. Martin, J., Dennis. J. 1977. A Digital Program for Motion Washout on Langley's Six-Degree-of-Freedom Motion Simulator. *NASA CR-145219*.
15. Aminzadeh, M., A. Mahmoodi, and M. Sabzehparvar. 2012. Optimal Motion-Cueing Algorithm using Motion System Kinematics. *European Journal of Control*, 18(4): 363-375.
16. Naseri, A., and P. Grant. 2005. An improved adaptive motion drive algorithm. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA*.
17. Telban, R. J., F. M. Cardullo, and J. A. Houck. 2002. A nonlinear, human-centered approach to motion cueing with a neurocomputing solver. In *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and exhibit*.
18. Zaychik, K. B., and F. M. Cardullo. 2012. Nonlinear Motion Cueing Algorithm: Filtering at Pilot Station and Development of the Nonlinear Optimal Filters for Pitch and Roll. *NASA TechReport CR, 217567*.