شبیه‌سازی و بهینه‌سازی سامانه هدایت و ناوبری تلفیقی در هواپیماهای کوچک

محمدرضا الهامی[۱] و سید مهدی سادات‌رسول[۲]
دانشگاه جامع امام حسین (ع)
(تاریخ دریافت:۱۳۹۱/۳/۳۰؛ تاریخ پذیرش:۱۳۹۳/۷/۱)

چکیده

یکی از دغدغه‌های همیشگی موجود در سیستم‌های هدایت و ناوبری تک بعدی بودن این سیستم‌ها می‌باشد. ناوبری بر پایه یک سیستم بسیار نا امن بوده و احتمال خطا بسیار بالا خواهد بود. لذا داشتن یک سیستم کمک ناوبری یا استفاده از دو سنسور همزمان می‌تواند یکی از راه‌کارهای کاهش این خطر بسیار جدی به‌شمار آید. در این تحقیق، شبیه‌سازی و بهینه‌سازی حرکت و طراحی نرم‌افزاری خلبان خودکار هواپیمای کوچک، به‌صورت غیرخطی و با بهره‌گیری از سیستم تلفیقی ناوبری اینرسی و استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته مد نظر می‌باشد. برای به‌دست آوردن نتایج قابل استناد، خطای سنسورهای جی پی اس و آی ان اس و همچنین عملگرهای موجود در هواپیما مدل‌سازی و شبیه‌سازی شده و برای نزدیک‌تر شدن به فضای واقعیت، شرایط آب و هوایی برای بادهای با سرعت‌های مختلف شبیه‌سازی و به سیستم کنترلی اضافه شده است. در این مقاله، ابتدا مدل دینامیکی این هواپیمای کوچک به‌دست آمده و سپس با درنظر گرفتن محدودیت‌های موجود در هواپیما، کنترلر پی آی دی به‌صورت سری انتخاب شده است. برای افزایش دقت در سیستم کنترلی و همچنین اطمینان از صحت عملکرد کلیه فرامین و الگوریتم‌ها، سیستم کنترلی در سه‌سطح و سیستم شبیه‌سازی را در دو مرحله حلقه باز و حلقه بسته طراحی و مورد آزمایش قرار داده‌ایم. نزدیکی نتایج به‌دست آمده از این روش با نتایج حاصل از تست‌های تجربی، بیانگر انتخاب صحیح الگوریتم کنترلی، مدل‌سازی مناسب اجزاء و صحت شبیه‌سازی سیستم می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: هواپیمای کوچک، طراحی خلبان خودکار، شبیه‌سازی پرواز، هدایت و ناوبری تلفیقی

Simulation and Optimization of Integrated Guidance and Control System in Small Aircrafts

M.R. Elhami and S.M. Sadat Rasul
Imam Hossein University
(Received: 19/June/2012; Accepted: 23/September/2014)

ABSTRACT

one of the main concerns in the present navigation systems is their single-based. Navigation rely on one system will be very insecure and subjected to very high probability of errors. Therefore, having a navigation aid system or the use of two sensors at the same time can be the best way to reduce this very serious risk. In this research , simulation and software design to optimize movement and autopilot of small aircraft has been considered. At first, dynamic modelling of the aircraft with integrated inertial navigation and extended Kalman filter is developed. To obtain reliable results, the position and inertia sensors as well as actuator errors are modeled in simulation of the aircraft. Furthermore, to get closer to the reality, weather conditions for different wind speed also simulated and added to the PID control system. In order to increase the accuracy of the control system and ensure the precistion of performance, all commands and algorithms of the control system have been designed in three level and tested in two stages of open-loop and closed-loop simulations. The closeness of simulation results with of experimental tests indicates the correct choice of control algorithms, suitable modeling of components and precision simulation of the system.

Keywords: Small Aircraft, Auto Pilot Design, Flight Simulation, Integrated Guidance and Control System

۱- استادیار(نویسنده پاسخگو): melhami@ihu.ac.ir
۲- کارشناسی ارشد

Archive of SID
www.SID.ir

۱- مقدمه

امروزه افزایش سرعت و ایمنی دو عامل مهم و چالش برانگیز پیش روی ذهن بشری می‌باشند که منجر به ایجاد جایگاهی ممتاز برای صنایع هوایی شده است. ازاین رو اهمیت هواپیماهای کوچک با توجه به ابعاد کوچک‌تر و دقت بالاتر و عدم استفاده از نیروی انسانی خلبان که منجر به حذف بسیاری از محدودیت‌ها می‌شود در حوزه‌های مختلف و به خصوص در صنایع نظامی روز به روز بیشتر شده است. مهمترین عامل در این وسایل سیستم ناوبری و خلبان خودکار در آنها می باشد [۱]. خلبان خودکار سیستمی است که از زیر سیستم‌های[۱] مکانیکی، الکتریکی و گاهی نیز هیدرولیکی تشکیل شده است. این سیستم وظیفه هدایت وسیله را در غیاب خلبان بر عهده دارد [۲]. پیشرفت‌های زیادی در زمینه سیستم‌های کنترلی و اتوپایلوت این هواپیماها صورت گرفته است ولی کلیه آنها از نرم افزارهایی استفاده می‌کنند که در دو کارکرد اساسی ذیل مشترک می باشند[۳]:

۱- استفاده از یک یا چند فایل ورودی جهت ساخت مدل دینامیک پرواز پرنده (Flight Dynamic Model) و

۲- استفاده از یک نمایش‌گر سه‌بعدی جهت نمایش پرواز پرنده .

عموماً در این نرم افزارها، خطای سنسورها چندان مورد توجه قرار نمی‌گیرد که خود ممکن است سبب بروز اختلاف قابل توجه بین نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج واقعی گردد [۴]. بنابراین با افزودن آن به سیستم شبیه‌سازی سعی بر طراحی یک سیستم شبیه‌سازی خلبان خودکار بهینه شده است [۵].

۲-معرفی سیستم

کنترل هواپیماهای کوچک مهمترین موضوع در انجام ماموریت‌ها می‌باشد. به‌منظور تحقق این امر، با توجه به عدم وجود خلبان در هواپیماهای کوچک، به یک سیستم کنترلی موسوم به اتوپایلوت[۲] نیاز است که به واسطه آن بتوان کلیه اعمال یک خلبان را در حین پرواز انجام داده و هواپیما را به‌سمت هدف مورد نظر هدایت کرد. در سیستم اتوپایلوت به منظور صدور کلیه فرمان‌های احتمالی مورد نیاز در هدایت پرنده، از سه سطح کنترلی استفاده می‌شود که به‌ترتیب عبارتند از سطح پایین[۳]، سطح متوسط[۴] و سطح بالا[۵] . شکل **۱** سه سطح مورد نظر و نارتباط را به همراه نحوه ارتباط آنها با یکدیگر نشان می‌دهد [۶]. در سطح پایین، هدف، پایداری و کنترل پرنده می‌باشد که این امر با استفاده از کنترل گر تناسبی- مشتقی-انتگرالی میسر می‌شود. حلقه‌های عمومی به‌کار رفته در این سطح عبارتند از : ثابت نگه داشتن سرعت هواپیما، حفظ ارتفاع، چرخش هماهنگ و کنترل نرخ چرخش، حفظ زاویه با محور طولی، کنترل دماغه و حرکت رو به جلو. ضمنا حلقه‌های پایداری شامل مستهلک کننده‌های رول[۶]، پیچ[۷] و یاو[۸] می‌شوند [۷]. در این سطح برای حصول نتیجه مطلوب ابتدا سعی می‌شود هواپیما در سه راستا پایدار بوده و سپس بتواند خود را کنترل نماید، منظور از پایداری این است که هواپیما بتواند براساس قانون نیوتن حرکت مستقیم الخط خود را حتی با ایجاد یک اغتشاش فرضی مانند یک باد نسبتاً قوی حفظ نماید. برای حصول این سطح پایداری باید در طراحی اولیه دقت فراوان نمود تا هواپیما از لحاظ آیرودینامیکی شرایط مطلوبی داشته باشد، اگر هواپیما بتواند بعد از ایجاد اغتشاش مجدداً به حالت اولیه باز گردد و مسیر مستقیم خود را ادامه دهد هواپیما ذاتاً پایدار بوده و طراحی اولیه تثبیت می‌گردد و برای بخش کنترل نیز هواپیما باید بتواند به کمک سطوح کنترلی[۹] موجود، زوایای تعریف شده را حفظ نماید. [۸] و [۹].

در سطح میانی، هدف کاوش و ناوبری می‌باشد که کنترل هواپیما در عملیاتی همچون برخاست و فرود، اوج‌گیری و گشت زنی را برعهده می‌گیرد. در این سطح هواپیما علاوه‌بر حفظ پایداری و کنترل با ترکیب حلقه های کنترلی سطح پایین به انجام یک عملیات نیز می‌پردازیم.

سطح بالا را خودکنترلی نیز می‌گویند، که وظیفه مفهوم‌سازی خصوصیات عملیات و محدودیت‌ها، آگاه‌سازی از شرایط محیط اطراف و به‌روزرسانی لحظه‌ای از طرح عملیات را دارد. این سطح همچنین محدوده قطعی خطاها را توسط اطلاعات به‌دست‌آمده از سنسور، عملگر و یا خطای بدنه هواپیما[۱۰]، برای سیستم هواپیمای کوچک مشخص می‌کند و الگوریتم‌های سطوح کنترل پایین و میانی را مجددا پیکربندی می‌کند. در شبیه‌سازی با به‌کارگیری سطح اول، هواپیمای مورد نظر را تحت کنترل در آورده و پایداری مطلوب حاصل می‌شود. در سطح دوم، علاوه‌بر کنترل پایداری، برای هواپیما ماموریتی شبیه‌سازی شده و رفتار هواپیما با طراحی و شبیه‌سازی اتوپایلوت مورد بررسی قرار می‌گیرد. در سطح سوم، کلیه مراحل یک ماموریت ازجمله پرواز، انجام ماموریت و فرود

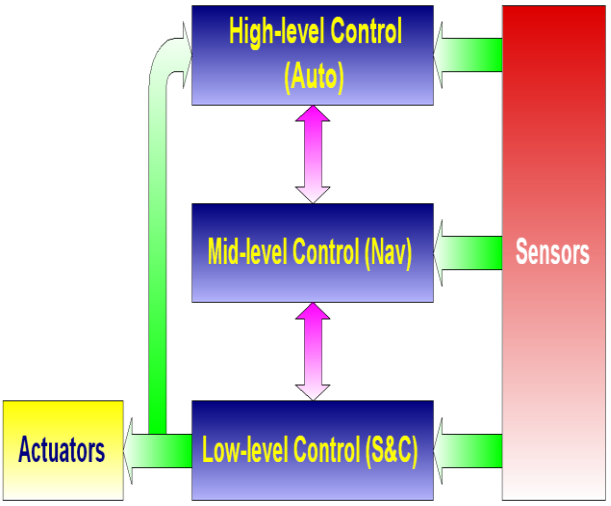
1- Sub System
2-Auto Pilot
3- Low Level
4 -Mid level
5 -High level

6 -Roll
7 -Pitch
8 -Yaw
9-Aileron, Elevator, Rudder
10 -Airframe Error

Archive of SID

www.SID.ir

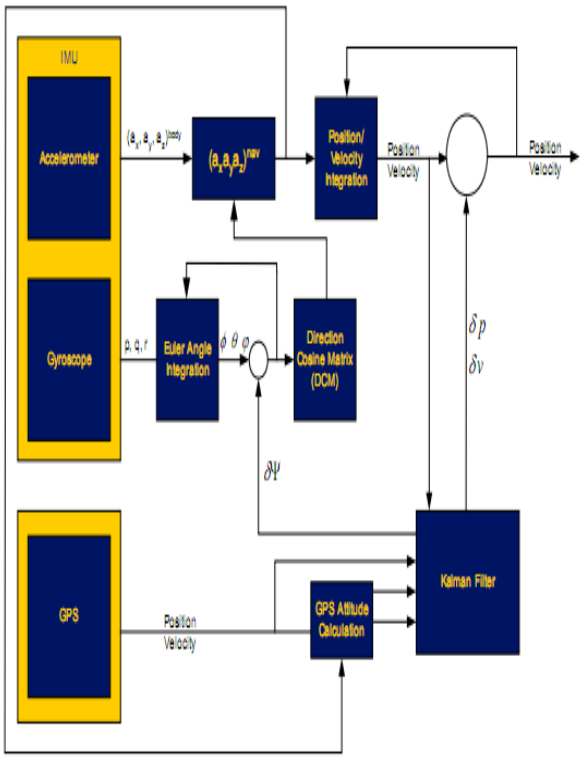
شبیه‌سازی شده و با استفاده از شرایط کنترلی ، کنترل‌گر مشتقی-تناسبی-انتگرالی و حلقه‌های کنترلی چندگانه و سری و موازی کردن آنها هدف مورد نظر در زمینه کنترل به دست می‌آید [۱۰].



شکل (۱) : نمایی از نحوه عملکرد سه سطح کنترلی.

۳-تلفیق دو سیستم ناوبری اینرسی و موقعیت یابی جهانی و منابع خطا [۱۱]

کنترل هواپیماهای کوچک در ابتدا با استفاده از سیستم جی پی اس صورت می‌گرفت. اما با توجه به خطاهای موجود در سیستم ماهواره‌ای جی پی اس و همچنین محدودیت های استفاده از این سیستم و قابلیت های سیستم ناوبری اینرسی یا آی ان اس[1]، امروزه معمولا از سیستم ترکیبی جی پی اس- آی ان اس در کنترل و هدایت هواپیماهای کوچک استفاده می‌شود. شکل **۲** واحدهای موجود در سنسور آی ان اس و همچنین اطلاعات خروجی دو سنسور جی پی اس و آی ان اس را به همراه نحوه تلفیق این اطلاعات با استفاده از سیستم فیلتر کالمن نشان می‌دهد. فیلتر کالمن یک فیلتر بازگشت پذیر است که حالت یک سیستم دینامیکی را با مقایسه کواریانس حالت با کواریانس یک ابزار اندازه‌گیر در یک زمان معین تقریب می‌زند، این پروسه دو مرحله دارد، اول ترویج حالات استفاده از مدل دینامیکی با ورودی نویز دار اندازه‌گیری شده که این اندازه گیری‌ها تا حدودی مخرب هستند و از تخمین حالات به‌دست می آیند و سپس وارد مرحله دوم می‌شوند و در آنجا هنگامی که از کالمن فیلتر استفاده می‌شود می‌تواند بهینه ترین تقریب از حالت مورد نظر در عین کاهش خطاها را داشته باشد و در نهایت تقریب حالت‌های سیستم دینامیکی را تصحیح می‌کند [۱۲]. روش کار به این صورت است که بیشتر پردازش داده‌ها و مقدار دهی اولیه پارامترها از سنسور اول جی پی اس ثابت باقی می‌مانند، اختلافات اساسی برای اجرا، اضافه شدن محاسبات غیرخطی حالات در فیلتر کالمن توسعه و تخمین ماتریس کوواریانس ورودی و اضافه شدن مقادیر واریانس حالت آی ان اس برای اندازه‌گیری ماتریس کوواریانس می‌باشد. از آنجایی‌که آی ان اس مجموعه‌ای از سنسورهای مکانیکی بوده که نیازی به دریافت سیگنال برای تعیین موقعیت خود ندارد و تمام اطلاعات مورد نیاز خود را با استفاده از سنسورهای مکانیکی و قوانین نیوتن و نیروها و شتاب‌های وارده بر سنسورها دریافت می‌نماید، به همین دلیل سیستمی ایمن تلقی می‌شود [۱۳].



شکل(۲): نحوه تلفیق اطلاعات دو سنسور.

با بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی با تست‌های پروازی، خطایی محسوس ملاحظه می‌گردد. این خطا ناشی از نتایج ایده‌آل به دست آمده از حل عددی در شبیه‌سازی می‌باشد.

علت وجود این خطا را می‌توان در عواملی همچون خطاها و محدودیت‌های موجود در حس‌گرها[2] و محرک‌ها[3] و شرایط محیطی[4] بررسی نمود.

1- INS

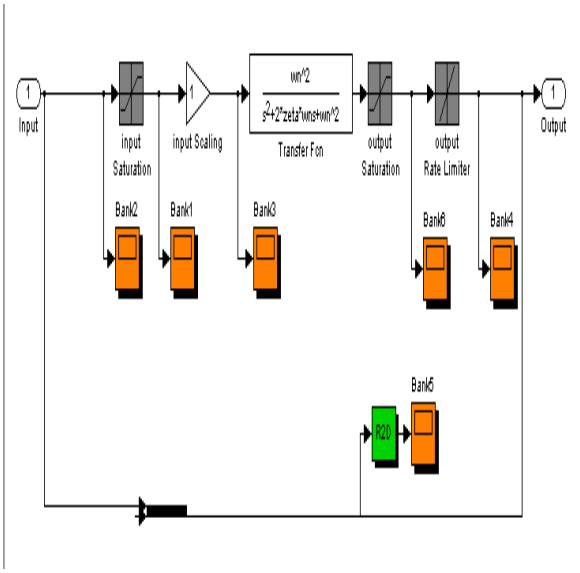
2- Sensor
3- Actuator
4- Environmental Condition

www.SID.ir

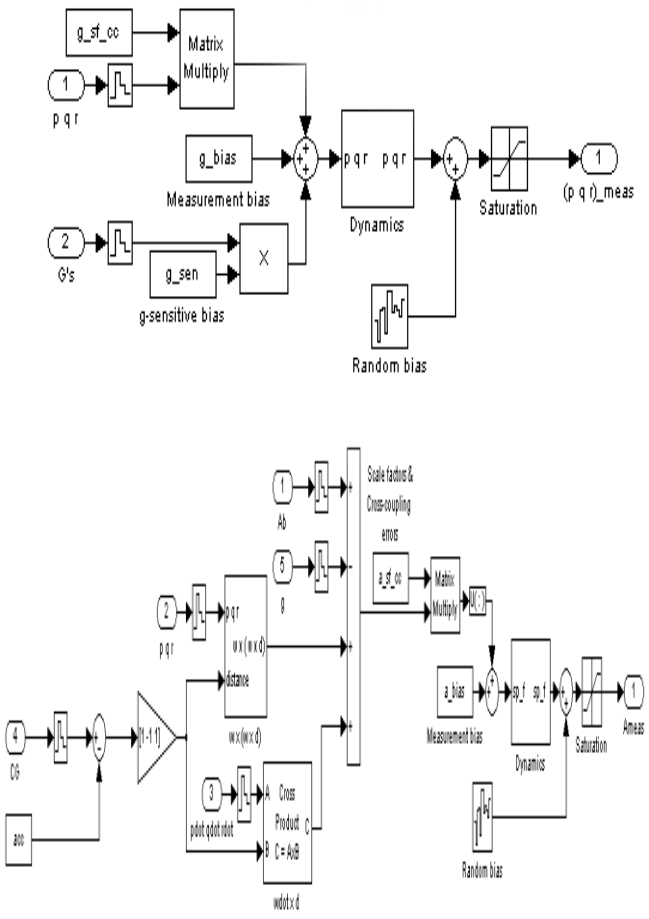
۴-بهینه‌سازی و بهبود شرایط شبیه‌سازی

برای به‌دست آوردن نتایج بهتر و نزدیک به واقعیت باید منابع خطا را نیز شبیه‌سازی کرده و به مدل موجود اضافه نمود. برای تحقق این امر، حس‌گر 3DM-GX2 به عنوان سنسور ناوبری اینرسی مورد استفاده در سیستم و سروو موتور شرکت JR مدل ۵۱۹ شبیه‌سازی شده و به حلقه های کنترلی اضافه شده است. در شکل **۳** و **۴** محدودیت‌ها و عواملی را که باعث تغییر در رفتار هواپیما می‌شود شناسایی شده و به حلقه کنترلی اضافه می‌شود محدودیت‌های موجود در این سروو موتورها عبارتند از حداکثر میزان جابه‌جایی، حداکثر سرعت جابه‌جایی ، زمان تاخیر (مدت زمانی که طول می‌کشد از زمان ارسال فرمان تا زمان اجذای فرمان)، ثابت زمانی(حرکت پله‌ای سروو موتورها)، حداقل جابجایی، لقی سروو‌ها و در واحد اندازه‌گیری اینرسی نیز عواملی مانند نرخ به‌روزرسانی یا فرکانس کاری سنسور که زمان باز خوانی اطلاعات را بیان می‌نماید، نرخ دمپر نمودن شتاب‌ها که توسط سه شتاب سنج موجود در سیستم بیان می‌گردد، حداقل و حداکثر شتاب‌های اندازه‌گیری شده توسط سیستم(این پارامتر محدوده کاری پرنده را تاحدودی تعیین می‌نماید)، نرخ دمپرینگ ژایروها که توسط سه ژایرو به‌کار رفته در سیستم محاسبه می‌شوند، حداقل و حداکثر سرعت‌های زاویه‌ای اندازه‌گیری‌شده که این امر نیز باعث تعیین محدوده جدید برای سیستم می‌شود، سرعت و قدرت نویز موجود بر روی سیستم که غالبا دراغلب سنسورها ثابت در نظر گرفته می‌شود. که سعی شده با توجه به اطلاعات موجود در شرکت سازنده و نتایج موجود در تست‌های عملی این مدل سازی‌ها با واقعیت مطابقت داشته باشد. در شبیه‌سازی اولیه، محرک‌ها در حالت ایده‌آل بوده و هیچ محدودیتی در سرعت، تاخیر زمانی[1]، نرخ جابه‌جایی و مقدار جابه‌جایی نداشتند که در نتیجه این امر کلیه فرمان‌های ارسالی را بدون هیچ محدودیتی اجرا می‌کردند. لذا نتایج تست شبیه‌سازی با نتایج عملی متفاوت بود.

بعد از اتمام شبیه‌سازی مجدد سیستم را راه‌اندازی نموده که در شکل **۵** تفاوت میان زمانی که محدودیت‌ها اعمال شده و زمانی که سیستم به‌صورت خطی و بدون محدودیت راه‌اندازی شده بود را در یکی از جهت‌های اصلی حرکت مشاهده می‌نماییم.



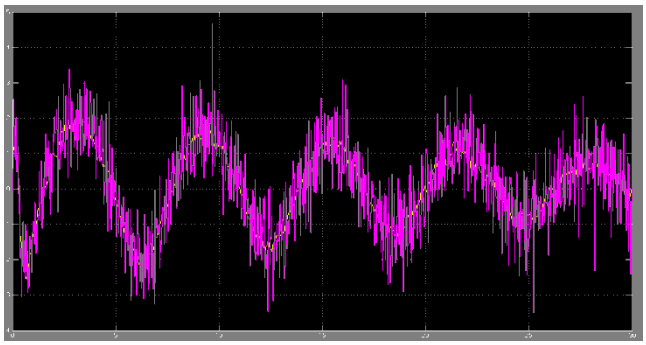
شکل (۳): نمای کلی شبیه‌سازی سروو موتور.



شکل (۴): نمای کلی شبیه‌سازی واحد اندازه‌گیری اینرسی.

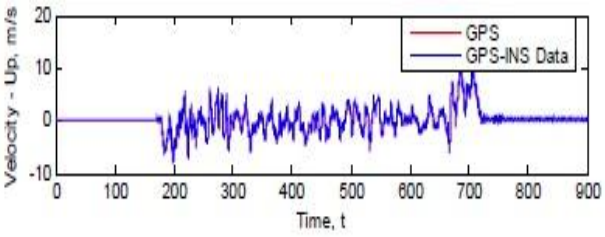
1 -Time Lag

www.SID.ir



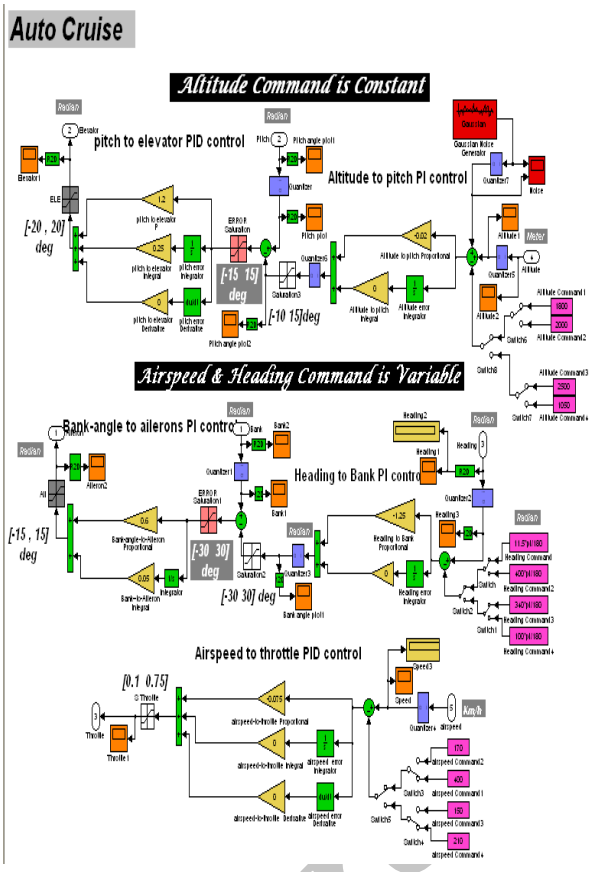
شکل(۵): مقایسه زوایای ROLL در شبیه‌سازی خطی و زمانی که محدودیت‌ها اعمال شده است.

در شکل ۶ نمودار سرعت هواپیما را درحالتی که فقط سنسور جی پی اس مورد استفاده قرار می‌گیرد و زمانی که از تلفیق این دو سنسور استفاده می‌نماییم نشان داده شده است که مشاهده می‌گردد در سرعت، ما تفاوت محسوسی نداشته و رفتارها منطقی می‌باشند [۱۴].



شکل (۶): نمودار مقایسه سرعت.

ما برای داشتن یک سیستم هدایت و ناوبری که بتواند تمام خواسته های ما را پوشش دهد و یک ماموریت نظامی را از ابتدا تا انتها انجام دهد، نیاز داریم یک ماموریت کامل را بشناسیم تا بتوانیم حالت‌های پروازی مورد نیاز را طراحی نماییم. یک ماموریت کامل برای هواپیما شامل برخاستن، اوج گرفتن، نقطه یابی، دور زدن حول یک نقطه، پرواز با سرعت ثابت و ارتفاع ثابت و کاهش ارتفاع و فرود به‌صورت تمام خودکار می‌باشد. تک‌تک این مراحل را به‌صورت جداگانه مدل‌سازی نموده و با کمک نرم افزار متلب شبیه‌سازی و در نهایت همگی آنها را ترکیب می‌نماییم. در شکل ۷ یکی از پرکاربردترین حالت‌های پروازی به نام پرواز کروز برای یک هواپیما مدل‌سازی و شبیه سازی شده است منظور از پرواز کروز یعنی پرواز با ارتفاع ثابت و سرعت ثابت در جهات مختلف به‌همین خاطر در این حالت ابتدا با استفاده از حلقه کنترلی تنظیم ارتفاع و با استفاده از پایدار کننده افقی ارتفاع هواپیما را در سطح مورد نظر ثابت نگاه داشته می‌شود و سپس سرعت هواپیما را نیز با کمک حلقه تنظیم سرعت در حد مطلوب ثابت نگاه داشته و در نهایت با کمک حلقه تنظیم جهت و استفاده از پایدار کننده عمودی هواپیما جهت هواپیما را در اختیار خلبان ایستگاه زمینی قرار می‌دهیم. نکته قابل توجه در این بخش این است که سرعت هواپیما و همچنین ارتفاع در این حلقه در صورت نیاز قابل تغییر و می‌باشد و خلبان ایستگاه زمینی قادر به تنظیم آنها می‌باشد [۱۳].



شکل(۷): ساختار کنترلی یک عملیات پروازی.

۵- صحه گذاری و بحث نتایج

استفاده از ابزارهای روز دنیا جهت طراحی خلبان خودکار پهپاد، تنها راه جلوگیری از تخریب‌های احتمالی در پرواز و کاهش زمان و هزینه تست‌های مربوطه است. یکی از این ابزارها شبیه-سازی براساس خطاهای ذکر شده و اصلاحات صورت گرفته می‌باشد، که در قالب مدل‌های شبیه‌سازی شده به سیستم اصلی اضافه و شبیه‌سازی سیستم نهایی با توجه به شبیه‌سازی حس‌گر 3DM-GX2 و سرو موتورهای شرکت JR و جی پی اس مورد استفاده در تست عملی، تکمیل شده و مورد تحلیل قرار گرفت. همان‌طور که ملاحظه می‌شود نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج حاصل از تست میدانی نزدیک بوده و خطای موجود قابل اغماض می‌باشد. در جدول ۱ در سه حلقه

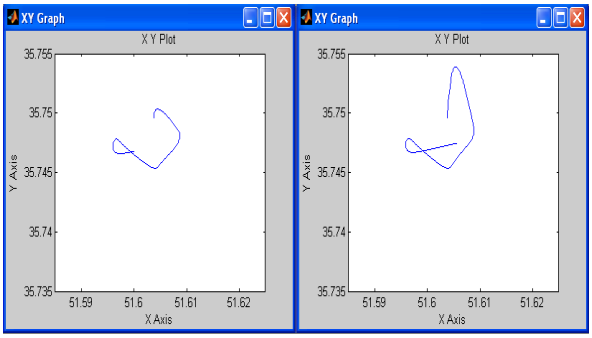
Archive of SID

www.SID.ir

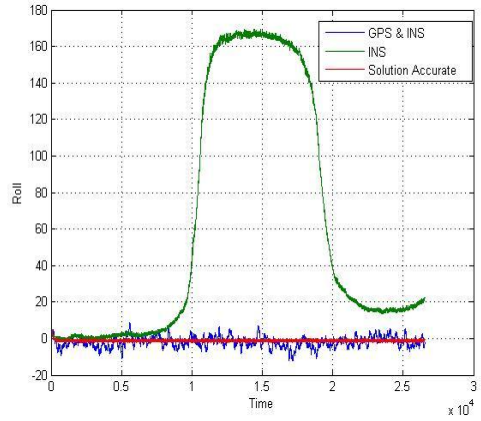
کنترلی متفاوت هواپیما مورد تست قرار گرفت و مقایسه‌ای از ضرایب کنترلی در حالت‌های پایدار کننده چرخش، پیچش و نگه‌دارنده سرعت در تست‌های نرم افزار در حلقه و پرواز واقعی به‌دست آمده است که نشان‌دهنده به‌دست آوردن ضرایب کنترلی مناسب در تست‌های زمینی و آزمایشگاهی می‌باشد. همچنین در شکل **۸** نیز نمودار مسیر پروازی با شرایط یکسان زمانی که محدودیت‌ها اعمال شده (نمودار سمت چپ) و زمانی سیستم محدودیتی ندارد (نمودار سمت راست) به تصویر کشیده شده است. همان طور که مشاهده می شود با توجه به محدودیت موجود در سیستم زوایای حرکتی دچار تغییر می‌شوند. همچنین شکل**۹** اطلاعات خروجی سنسورها را در سه حالت نشان می‌دهد: با INS، تلفیقی و با حالت حل دقیق. همان‌طور که ملاحظه می‌نمایید خروجی مربوط به INS به علت انباشت خطای حاصل از محاسبات دارای یک حرکت غیرمنطقی می‌باشد و در حالت حل عددی دقیق معادلات حرکت به‌صورت یکنواخت و بدون هیچ اغتشاش می‌باشد. ولی در حالت سوم که از ترکیب سنسور ها استفاده شده نزدیک‌ترین حالت به پرواز واقعی هواپیما را داراست.

جدول (۱): مقایسه ضرایب کنترلی.

	نرم افزار در حلقه	تست پروازی
پایدارکننده رول	KP=0.5 KI= 0.08 KD=0	KP=0.58 KI= 0.075 KD=0
پایدارکننده پیچ	KP=0.35 KI= 0.1 KD=0	KP=0.5 KI= 0.07 KD=0
کنترل کننده سرعت	KP=-0.01 KI=-0.007 KD=0	KP=-0.04 KI=0 KD=0



شکل (۸): مقایسه نمودار مسیر پروازی.



شکل (۹): مقایسه داده‌های خروجی سنسورها.

۶- نتیجه گیری

در تحقیق حاضر، معادلات دینامیک و حرکتی یک هواپیمای بدون سرنشین استخراج شده همچنین الگوریتم‌ها و حلقه‌های کنترلی مورد نیاز جهت هدایت و ناوبری با بهره‌گیری از تلفیق دو سنسور جی پی اس و آی ان اس تعیین شد. در نهایت با مدل‌سازی و شبیه‌سازی موارد فوق و انجام آزمایشات و نتایج به‌دست آمده، می‌توان نتیجه‌گیری نمود که استفاده از این روش برای طراحی، ساخت و ناوبری هواپیماهای بدون سرنشین فوق العاده مفید بوده و تا حدود ۸۰ درصد می توان از طراحی موجود و انجام کامل ماموریت در شرایط خاص اطمینان حاصل نمود. همچنین با استفاده از این روش و حذف تست‌های میدانی که مستلزم صرف وقت و هزینه فراوان می‌باشند، در منابع مالی و انسانی صرفه‌جویی نموده و از صحت عملکرد سیستم‌ها و طراحی‌های انجام گرفته مطمئن شد. امروزه سازه‌های کامپوزیتی به‌خاطر ویژگی‌هایی چون استحکام، سفتی مخصوص بالا و مقاومت در برابر خستگی و خوردگی، به‌طور گسترده‌ای در صنایع هوا و فضا، تجهیزات ورزشی، لوله‌های فشار و قسمت‌های مختلف خودرو مورد استفاده قرار می‌گیرند. تحلیل پوسته‌های کامپوزیتی چندلایه تحت بار ضربه در سال‌های اخیر به‌دلیل حساسیت مواد کامپوزیتی در برابر ضربه مورد توجه قرار گرفته است.

۷- مراجع

1. Shiuh-Chuan, H. and Yu-Cheng, L. “ Devising and Flying a Low-Cost GPS-Based Backup”, Navigation UAV, Vol. 66, pp. 277–285, 1996.
2. Ying-Chin Lai, and Shau-Shiun Jan. “Attitude Estimation Based on Fusion of Gyroscopes and Single Antenna GPS for Small UAVs”, AIAA J., Vol. 34, No. 8, pp. 1633–1640, 2004.

Archive of SID

www.SID.ir

3. Jihoon Kim, and Seoul Natl, T. “Takeoff and Landing of a UAV Only With a Single-Antenna GPS Receiver”, Fully Automatic Taxiing, Vol. 47, pp. 126–137, 2007.
4. Victor Chueh, and Te-Chang Li,“INS/Baro Vertical Channel Performance Using Improved Altitude as a Reference”, IEEE, Vol. 93, pp. 1363–1375, 2008.
5. Salluce D.N., "Comprehensive System dentification of Ducted Fan Uavs", Master Thesis, California Polytechnic State University, 2008.
6. Spaulding C. M., Mansur M. J., Tischler M. B., Hess R. A., and Franklin J. A., "Nonlinear Inversion Control for a Ducted Fan UAV," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, San Francisco, California, Vol. 47, pp. 126–137, 2009.
7. Victor Chueh, and Te-Chang Li , "Modeling, Control, and Flight Testing of a Small Ducted-Fan Aircraft", Jounal of Guidance, Control, and Dynamics, , Vol. 29 , pp. 769–779, 2010.
8. Metni N, . “Attitude and Gyro Bias Estimation for a VTOL UAV”, Control Engineering Practice, Vol. 14, pp. 1511–1520, 2010.
9. Tobias E.l., "Development of Modeling and Simulation Tools for Analysis of Ducted Fan Aircraft", The Pennsylvania State University, Department of Aerospace Engineering, 2010
10. Grewol.M, "Global Positioning System, Inertial Navigation, and Integration", Public , Wiley , 2010
11. Vaglienti, B. , Hoag, R., and Niculescu, M.“Piccolo Hardware-in-Loop, Software-in-LoopSetup Guide, Software,Vol. 2, pp.45-86, 2010.
12. H.Shamsabadi,. “Dynamic Stability Normal Human Bird Flight”,MS Thesis of Imam Hossein University, 2011.
13. H.Soleimani,. “Small Plane Perpendicular to the Flight Simulation V-Bat”., Mechanical Engineering Master's Thesis, MS Thesis of Imam Hossein University, 2011.
14. Rogers.R. “Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems”, Mech Engineering, Vol. 2, pp. 261-7, 2011.

Archive of SID

www.SID.ir