فصلنامه پژوهش های مدیریت در جهان اسلام
شماره مجوز: ۸۵۴۹۵ شماره استاندارد بین المللی: ۶۰۹۴-۲۶۷۶ شماره هشتم (پاییز ۱۴۰۰)

طراحی و شبیه سازی سیستم مدیریت پرواز در پرنده های بدون سرنشین سبک به کمک جی پی اس

(تاریخ ارسال ۱۴۰۰/۰۲/۲۵ تاریخ پذیرش ۱۴۰۰/۰۸/۲۰)

محمود مهدی زاده[۱]

محمد جعفر پورجلالی

(دانشکده مهندسی برق، موسسه آموزش عالی ادیبان،گرمسار،ایران)

چکیده

در این مقاله به بررسی کاربرد اطلاعات سرعت محاسبه شده توسط سیستم موقعیت یاب جهانی در حلقه های کنترلی پهپاد پرداخته می شود. تلفیق اطلاعات سرعت و نوشتن سخت افزاری برای محاسبه وضعیت پرنده از روی داده های جی پی اس ، از موضوعات بحث شده در این مقاله می باشد. نتیجه مشخص این مقاله، عبارت است از ارائه یک روش علمی کاربردی و قابل اجرا که با انجام آن می توان بدون داشتن یک سیستم وضعیت سنج ، اطلاعات ناوبری را تنها با استفاده از یک سیستم موقعیت یاب استخراج نمود . استفاده از چنین روشی در پرنده های بدون سرنشین ارزان قیمت نظیر پرنده های آموزشی ، دست پرتاب و میکرو و پرنده های انتحاری یکبار مصرف بسیار مهم و کاربردی جلوه می نماید. مدل شبیه سازی شده پرنده تجسسی با وزن خالص متناسب با اندازه آن می باشد . لذا جهت اطمینان از صحت روش کار و دقت آن از این پرنده به عنوان نمونه ی آزمایشی استفاده می شود. مقادیر زوایای غلت و اوج و سمت با استفاده از داده های GPS در شبیه ساز محاسبه شده و با مقادیر اصلی آن مقایسه می شود و در نهایت حلقه های کنترلی بر روی آن اعمال می گردد.

واژگان کلیدی: جی پی اس،سیستم مدیریت پرواز، پهپاد، زوایای غلت و اوج

---

[۱] نویسنده مسئول

مقدمه

سیستم مدیریت پرواز کامل عبارت است از مجموعه سخت افزاری و نرم افزاری که ضمن کنترل پرنده امکان مشاهده موقعیت، سرعت و وضعیت پرنده و همچنین گذر از نقاط راه را فراهم می آورد. سیستم های متداول به طور معمول شامل سنسور اندازه گیری وضعیت AHRS[۱]و سنسور نشانگر موقعیت[۲] GPSهستند که حضور سنسور اندازه گیری وضعیت در این مجموعه سبب افزایش قیمت کل مجموعه به میزان قابل ملاحظه ای خواهد شد. ضمن اینکه عدم امکان دسترسی سریع به آن نیز سبب افزایش زمان ساخت مجموعه خواهد شد. با استفاده از داده های موجود GPS و یک سری روابط ریاضی می توان به محاسبه وضعیت پرنده ، یا به عبارتی زوایای غلت[۳] ، اوج [۳]، سمت آن پرداخت .وجود سیستم ناوبری [۴]که تنها با استفاده از سامانه GPS بتواند نیازهای یک پرنده را به جهت کنترل فراهم نماید این امکان را برای افراد فراهم می سازد تا از این پس بتواند از دغدغه های تهیه سنسورهای مکانیکی و الکترومکانیکی که تا به امروز یکی از گلوگاه های بزرگ صنعت هوافضا محسوب می شود بکاهد و درعوض محصولی تهیه کند که طبق استاندارد های GPS که سال هاست از فرایند طراحی و اصلاح آن می گذرد ، به آن قابلیت ناوبری و هدایت پرنده را بدهد . این سیستم ناوبری می تواند به عنوان سیستم پایدارساز [۵]و خلبان خودکار[۵]در پرنده های سبک وبدون سرنشین ارزان مورد استفاده قرار گیرد. در صنعت آنچه امروزه مورد توجه بسیاراست ، استفاده از ابزارهای عمومی ، برای ساختن تجهیزات جدید می باشد وبه آن تکنولوژیCOTS [۶] اطلاق می شود . از فواید استفاده از این ابزارها می توان به موارد ذیل اشاره کرد :به طور معمول از پیدایش آن ها زمان زیادی می گذرد ، بنابراین اصلاحات متعددی بر رویشان اعمال شده است نسبت به محصولات مشابه ، به دلیل تولید در تیراژ بالا ، ارزان تر هستند،همیشه دسترسی به آن ها امکان پذیر است،کاربر پسند طراحی می شوند، در ،در مقابل نیز ایراداتی چون موارد زیر به این محصولات وارد است :عدم وجود دقت کافی،عدم وجود مقاومت لازم در برابر پدیده های فیزیکی بیرونی،قابلیت اطمینان پایین،محصولات تولیدی در صنعت هوای به دلیل لزوم ایجاد یک

ناوگان مستحکم ، مقاوم و قابل اطمینان ، اکثرا در رده نظامی طراحی می شوند که هزینه ساخت آن ها فوق العاده بالا می باشد . ساخت چنین محصولاتی ، اگرچه در خود ناوگان هوایی امری ضروری ست ، اما در بخش های آموزشی ، پرنده های دست پرتاب ، پرنده های هدف ، چندان ضرورتی ندارد هدف از طراحی سیستم مدیریت پرواز با جی پی اس آنچه که به عنوان نتیجه مشخص است ، طراحی و شبیه سازی پهپاد [۷] بدون داشتن یک سیستم وضعیت سنج ، اطلاعات ناوبری را تنها با استفاده از یک GPS استخراج نمود . استفاده از چنین روشی در پرنده های ، سبک وبدون سرنشین ارزان قیمت نظیر پرنده های هواشناسی،نظامی ، آموزشی و پرنده ها بسیار مهم و کاربردی میباشد. نحوه محاسبه وضعیت پرنده[۸] با استفاده از GPS این تحقیق برای شمار عظیمی از سیستم مدیریت پرواز مورد استفاده قابل اجراست ، در پرنده های با سرنشین سبک و فوق سبک به عنوان سیستم ناوبری و در پهپادهای ارزان قیمت برای استفاده در سیستم های آموزشی، انتحاری و کاربردی مورد استفاده در صنایع نظامی و صنایع غیر نظامی همچون محیط زیست ، جنگل بانی و راهداری و به کاربرده می شود . اکثر هواپیماهای متداول از نظر اصول هدایت و کنترل شبیه به هم هستند و لذا از ساده ترین نوع شیوه های کنترلی می توان آن ها را کنترل کرد .

بخش اول: روش انجام پژوهش

همانگونه که قابل ذکرمیباشد، پهپاد انتخابی پرنده تجسسی با وزن خالص ۳ کیلوگرم و با دهانه بال ۲ متر می باشد . لذا جهت اطمینان از درست بودن روش کار و دقت آن از این پرنده به عنوان نمونه ی آزمایشی استفاده می شود.برای شبیه سازی پرنده ی مذکور از طریق یک بلوک در نرم افزار متلب، پرواز پرنده را شبیه سازی می توان کرد. خروجی این شبیه سازی ، کلیه اطلاعات مربوط به موقعیت ، سرعت و وضعیت پرنده می باشد که با استفاده از مدل نویز گاوس اطلاعات GPS شبیه سازی شده و سپس اطلاعات وضعیت نیز با شیوه بدست آمده در طول تحقیق به زوایای اویلر تبدیل می گردد که به عنوان ورودی به ساختمان هدایت و کنترل داده می شود و سپس با توجه به الگوریتم هدایت و کنترل و

همچنین کنترلرهای طراحی شده سیگنال های سطوح کنترلی تولید و در جهت کنترل وسیله به پرنده شبیه سازی شده باز می گردد.

بند اول: سیستم موقعیت یاب جهانی و تشریح خطاهای GPS

خود این شبیه‌سازی ، فرآیندی است که پس از دریافت فایل‌های ناوبری و مشاهده با فرمت راینکس از گیرنده‌ای خاص و استخراج اطلاعات افمریس از ماهواره‌ها، شبیه‌سازی مداری آن‌ها و تعیین موقعیت لحظه‌ای هر ماهواره رویت شده به صورت لحظه‌ای، شروع و با افزوده شدن اثرات خطاهای اعمالی گوناگونی چون یونسفریک، تروپسفریک، خطای ساعت ماهواره و بایاس ساعت گیرنده ادامه می‌آید. در نهایت با اعمال این خطا ها، موقعیت نهایی کاربر بدست می‌آید.

بند دوم: تشریح سیستم تعیین موقعیت جهانی

یک سیستم ناوبری دربرگیرنده سنسورهایی است که شرایط موجود پروازی را اندازه‌گیری می‌کند و یک نرم‌افزار ناوبری، برنامه‌ای است که شرایط پروازی را تخمین می‌زند. یکی از پرکاربردترین سنسورهای ناوبری، گیرنده‌های GPS است. این سنسور ای یی سی، موقعیت کاربر را به صورت سه بعدی در دستگاه مختصات زمین مرکز-زمین ثابت اندازه‌گیری می-کند. این سنسور سیگنال‌هایی را از صورت فلکی GPS ، که از تعداد ۲۴ ماهواره در شش مدار تشکیل شده را دریافت می‌نماید. به واسطه این حقیقت که مدارهای صورت فلکی GPS و در نتیجه موقعیت ماهواره‌های GPS از قبل شناخته شده‌اند، موقعیت جاری کاربر با کمک سیگنال‌های دریافتی و خواندن فایل rinex و بر اساس قانون مثلثاتی، قابل محاسبه می‌شود. این سیگنال‌ها، تحت تأثیر شرایط گوناگون محیطی مثل اثر لایه یونسفر و تروپسفر بر سیگنال، قرار دارند .سیستم تعیین موقعیت جهانی را می‌توان در سه بخش مجزای زیر در نظر گرفت:

- بخش فضا space segment

- بخش کنترل control segment
- بخش کاربر user segment



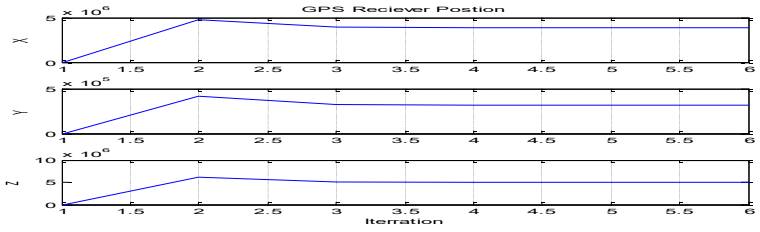
شکل ۱ ایستگاه‌های کنترلی جی.پی.اس [۲]

بند سوم: اصول تعیین موقعیت با جی.پی.اس

به منظور شبیه‌سازی موقعیت کاربر و خطاهای موجود در GPS از مدل زیر استفاده شده است:

$$p = \rho + c(\Delta T - \Delta t) + d_{iono} + d_{trop} \quad (۱)$$

الگوریتم برنامه به شکلی است که با روش تکرار و اعمال خطاهای مدل‌سازی شده بر اساس یک حدس اولیه از موقعیت شروع به حل کردن نموده و پس از چند مرحله تکرار اختلاف خطا با موقعیت واقعی به حداقل مقدار خود می‌رسد، این روند در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۲ تعیین موقعیت کاربر[۲]

بند چهارم: شبیه سازی حرکت مداری ماهواره‌ها

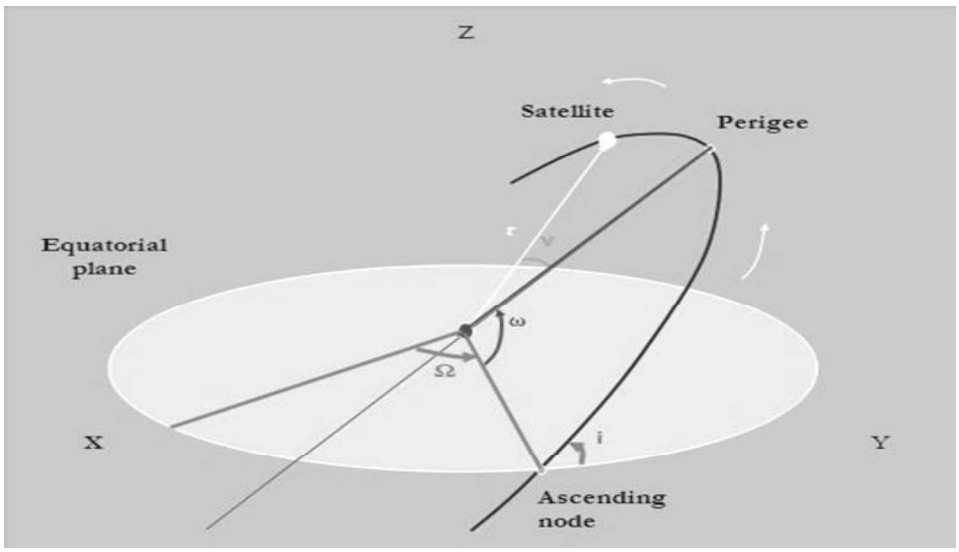
موقعیت ماهواره‌ها بر اساس داده‌های افمریس و در دستگاه زمین مرکز-زمین ثابت محاسبه می گردد.ECEF این داده‌ها، از هر ماهواره به طور جداگانه و از طریق پیام ناوبری به هر گیرنده‌ای در روی زمین ارسال می‌گردد. شبیه‌سازی مداری بر مبنای قانون کپلر بوده و بنابراین قبل از تبدیل موقعیت به مختصات ECEF ، مدار ماهواره به شکل عناصر مداری کپلری توصیف می‌گردد. پارامترهای مداری در شکل (۳) نمایش داده شده و دارای تعاریف زیر می‌باشند:

۱. Ω_0 بعد نقطه صعود

۲. i زاویه میل صفحه مداری

۳. ω آرگومان حضیض

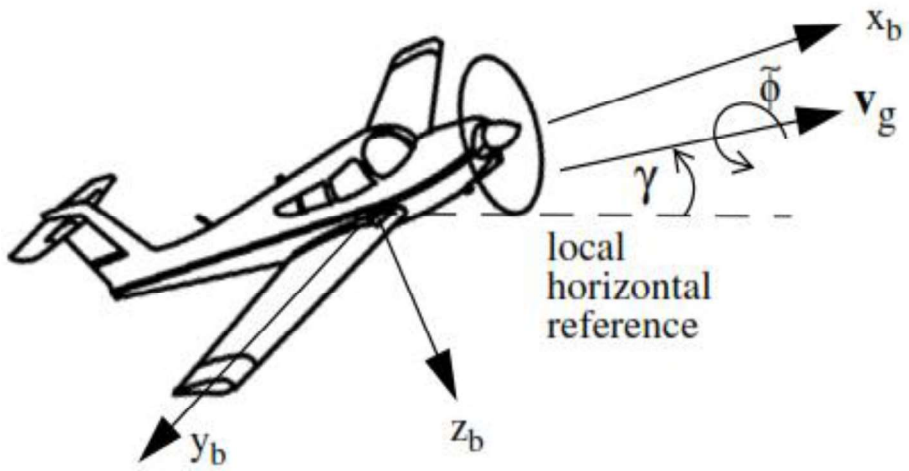
۴. ν انحراف صحیح



شکل ۳ عناصر مداری ماهواره‌ها [۳]

بند پنجم: عوامل و پارامترهای خطا در سیستم تعیین موقعیت جهانی

ابتدا برخی عوامل خطا در سیستم تعیین موقعیت جهانی را بررسی می‌کنیم و سپس تأثیر این عوامل را بر خطای تعیین موقعیت، در حالت‌های متفاوت، مورد مطالعه قرار خواهیم داد. اولین عامل خطا، اثر طبقات تروپسفر و یونسفر، جو بر روی سیگنال‌های ارسالی از سوی ماهواره‌ها است. نشان داده شده است که تأخیر ناشی از طبقه یونسفر، با تقریب بسیار خوبی، با عکس مجذور فرکانس سیگنال متناسب است. بنابراین برای جبران خطای ناشی از این تأخیر، در سیستم‌های تعیین موقعیت ماهواره‌ای و از جمله سیستم تعیین موقعیت جهانی، سیگنال‌ها در دو فرکانس مختلف ارسال می‌شوند و لذا گیرنده‌هایی که قابلیت دریافت هر دو فرکانس را داشته باشند، می‌توانند تأخیر ناشی از طبقه یونسفر را محاسبه کرده، خطای ناشی از آن را جبران کنند. مثلاً در سیستم تعیین موقعیت جهانی، برای گیرنده‌هایی که قابلیت دریافت هر دو فرکانس باند را دارند.زوایای شبه وضعیت جانشین مناسبی برای زوایای سنتی پرنده (غلت ، اوج ، سمت) هستند ، با این مزیت که عملیات محاسبه آن ها تنها از روی بردار قابل پردازش است .

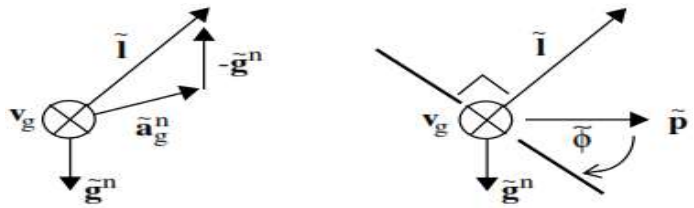


شکل ۴ نمایش زوایای شبه وضعیت[۴]

-۴ بردارهای سرعت بدنی v_g و نیز محورهای بدنی (x_b , z_b , y_bشکل ۴ نشان می دهد ، همانگونه که اشاره شد ، زاویه اوج ، زاویه بین v_g و افق است و از طریق رابطه زیر محاسبه می شود .

$$\gamma = \operatorname{atan}\left(\frac{-v_{gD}}{\sqrt{v_{gN}^2 + v_{gE}^2}} \right) \quad (۲)$$

زاویه شبه غلت از محاسبه زاویه ی شتاب پرنده و شتاب جاذبه به دست می آید ()



[۴] طریقه محاسبه زاویه غلت شکل۵

در شکل بالا(۵) ابتدا به توضیح بردار شبه شتاب بالارونده ($\tilde{l}$) پرداخته می شود ، در طول پرواز چهار نیرو بر هواپیما وارد می شود که این چهار نیرو عبارتند از :

نیروی وزن

۱- نیروی لیفت (بَرا یا بالابرنده)

۲- نیروی پیشران یا جلوبرنده

۳- نیروی دِرَگ (پسا یا مقاومت هوا)

نیروی شبه لیفت از تفاضل نیروی شتاب پرنده و محور شتاب زمین حاصل می شود و همواره بردار شتاب پرنده و شتاب زمین بر بردار سرعت عمود است .

$$\tilde{l} = \tilde{a}_g^n - \tilde{g}^n \quad (۳)$$

$$\tilde{a}_g^t = \frac{a_g v_g}{|v_g|^2} v_g \quad (۴)$$

در معادلات فوق میباشد Tیا همان بردار مماس و n بیانگر بردار نرمال است . پس از محاسبه بردار شبه لیفت ، نوبت به

$$\tilde{p} = g \times v_g = \tilde{g}^n \times v_g \quad (۵)$$

و در نهایت پس از انجام محاسبات فوق زاویه شبه غلت از رابطه زیر محاسبه می شود :

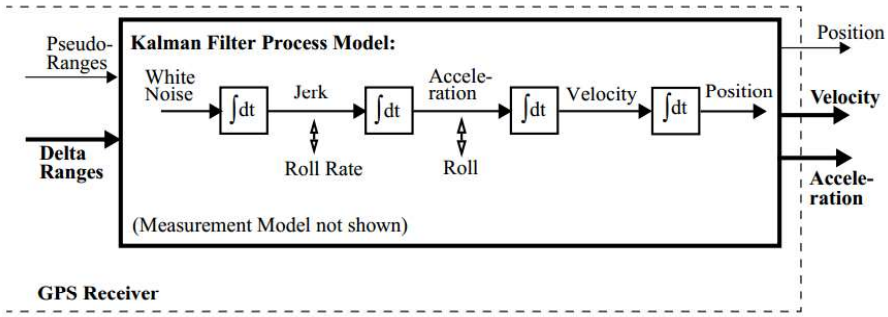
$$\tilde{\phi} = \text{asin}\left(\frac{\tilde{l}.\tilde{p}}{|\tilde{l}|.|\tilde{p}|} \right) \quad (۶)$$

-بند ششم: کاربرد فیلتر کالمن در گردآوری اطلاعات شتاب

الف) فیلتر کالمن داخلی جی پی اس

در کاربرد های مستقل GPS بطور عمومی یک کالمن فیلتر توسعه یافته و گسسته مورد استفاده قرار می گیرد که مشخصات آن توسط یک مدل پردازش داده می شوند. . در بستر حرکت و مدل خطاهای کلاک دریافت کننده آن است. بطور عمومی ، برای وسایل نقلیه با دینامیک های بالا ، مدل پردازش به حالت های مکان ، سرعت و شتاب در سه بعد اختصاص می یابد .این مدل باعث می شود در نوعی از مدل های پردازش کالمن فیلتر ، مشتق شتاب نسبت به زمان را که به صورت ناگهانی است یک فرآیند نویز سفید فرض کند. این فرض در بیشتر کاربردهایی که اطلاعات شتاب تخمین زده می شود برقرار است و در

مفاد سنتز بردار سرعت بر اساس اطلاعات وضعیت نیست و این در حالیست که شتاب های تخمین زده شده مربوط ، به طور مستقیم در محاسبه زاویه غلت هواپیما نقش دارند.



شکل۶ مدل پردازش با استفاده مستقیم از مشتق تابع شتاب[۵]

مدل دینامیکی زمان گسسته در هنگام حرکت گیرنده جی پی اس را می توان به صورت زیر بیان کرد :

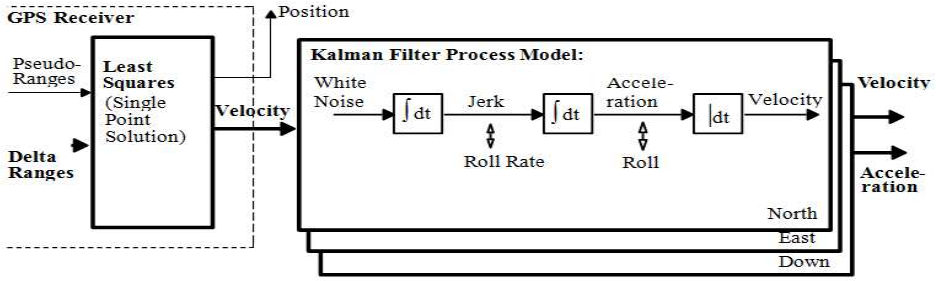
$$x_c(k) = F_c(\Delta t)\, x_c(k-1) + w_c(k-1) \quad (۸)$$

در این معادله بردار حالت x_p و ماتریس انتقال حالت Φ_p به این صورت تعریف می شوند:

$$x_p = [r_u \;\; v_u \;\; a_u \;\; j_u]^T \quad (۹)$$

ب) فیلتر کالمن خارجی جی پی اس

هدف اصلی کالمن فیلتر در این پروژه ، محاسبه شتاب از روی سرعت خروجی جی پی اس است . چنین محاسباتی آنجا که این اطلاعات در محاسبات داخلی ناوبری جی پی اس پردازش نمی شود ، برای تخمین زاویه غلت بسیار حیاتی می نماید .



شکل۷طریقه محاسبه شتاب با استفاده از سرعت[۵]

بند هفتم: پیاده سازی با زبان برنامه نویسی C

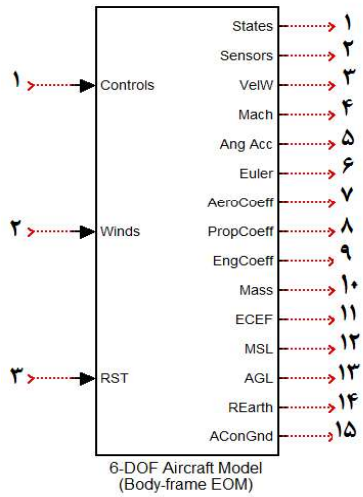
به جهت تکمیل فرآیند طراحی ، کد زبان سی در این مقاله که به محاسبه زوایای مورد نیاز می پردازد ، برای پیاده سازی سعی شده تا متغیرها ، اسامی و حتی ترتیب انجام آن ها طبق دستورات باشد .

بخش سوم: شبیه سازی و نتایج

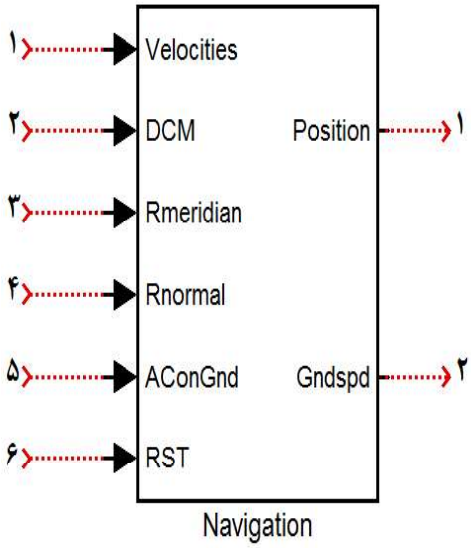
بند اول: مجموعه هواپیمای کامل

این بلوک به عنوان نمونه مناسبی برای مدل‌سازی هواپیما می‌تواند به کار رود و بوسیله آن می‌توان به شبیه‌سازی دینامیکی ۶ درجه آزادی غیر خطی هواپیما پرداخت. این بلوک در شکل ۸ نمایش داده شده است.

این بلوک برای بدست‌آوردن موقعیت هواپیما از معادله هدایت انتگرال می‌گیرد. این بلوک در شکل ۹ نمایش داده می‌شود:



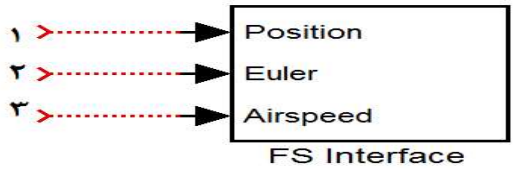
شکل ۸ بلوک ناوبری



شکل ۹ بلوک مجموعه هواپیمای کامل

لازم به ذکر است که برای مدل کردن ظاهر هواپیما دلخواه در این نرم‌افزار باید به نرم‌افزارهای گرافیکی حرفه‌ای و ..... تسلط کامل داشت و از این رو مدل کردن گرافیکی هواپیما بوسیله این نرم‌افزار بسیار دشوار و زمان‌گیر می‌باشد

به علت اینکه مدل گرافیکی هواپیما به حل معادلات و مدل ریاضی ارتباطی ندارد، پیشنهاد می‌گردد که در مراحل اولیه شبیه‌سازی از مدل‌های گرافیکی هواپیماهایی که به صورت پیش فرض در خود نرم افزار موجود است برای دیدن رفتار هواپیماهای مورد طراحی استفاده شود.این بلوک در شکل ۱۰ نمایش داده می‌شود:



شکل ۱۰ بلوک FS Interface–[۸]

بند دوم: شبیه سازی سخت افزار سیستم مدیریت پرواز در متلب

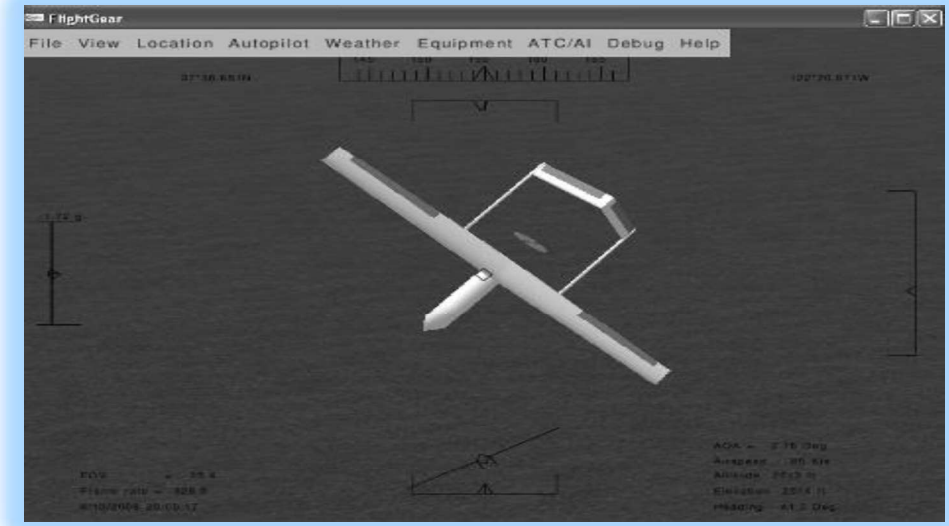
فرایند شبیه‌سازی هواپیما به دو صورت انجام می‌گیرد. شبیه‌سازی حلقه باز و بسته در مرحله اول، پرواز حلقه باز مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این مرحله هواپیمای شبیه‌سازی شده با شرایط اولیه مانند سرعت و ارتفاع مشخص و بدون هیچ‌گونه کنترلی پرواز داده می‌شود تا رفتار ذاتی هواپیما مشخص شود. در هنگام پرواز زوایای وضعیت هواپیما و

همچنین میزان تغییرات سرعت و ارتفاع پرونده مورد بررسی و ارزیابی قرار می‌گیرد. همان‌طور که در بالا اشاره شد تمامی ورودی‌ها و کنترل کننده‌ها در حالت ثابت می‌باشند.

برای مشخص شدن رفتار پرنده سایه در حالت حلقه باز از نرم افزارهای شبیه سازی ایرسیم و فلایت گیر استفاده شده است

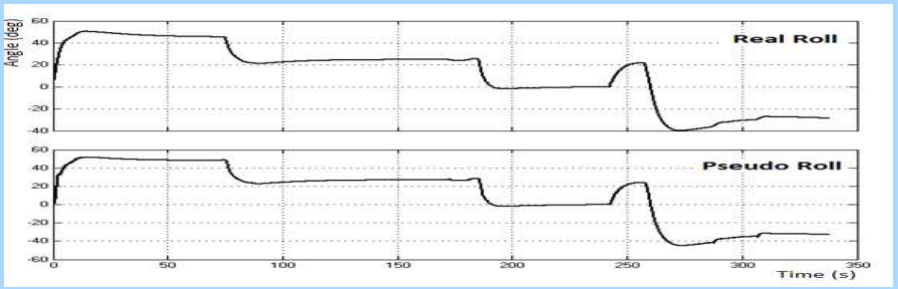
در شکل۱۱ گراف های زوایای وضعیت و همچنین نمودار تغییرات سرعت و ارتفاع پهپاد سایه در حالت حلقه باز نمایش داده میشود.

با استفاده از نرم افزار Fight geerمی‌توان رفتار کیفی پهپاد را مورد مطالعه قرار داد. ولی با این حال نمی توان از نرم افزار مذکور برای بررسی رفتار کمی استفاده کرد. در ادامه تصاویر مدل های ساخته شده در نرم افزار مذکور ارئه می‌گردد.



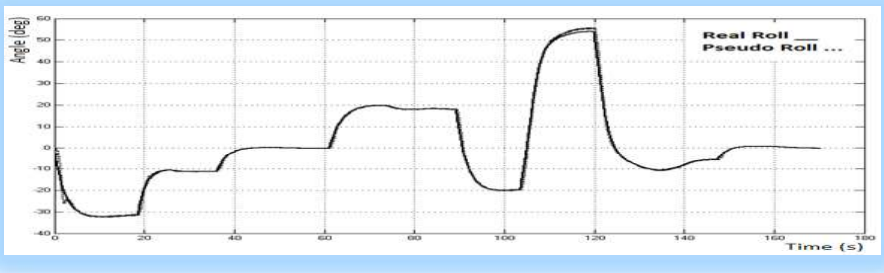
شکل ۱۲تصویری از پرنده شبیه سازی شده سایه در Flight Gear

فاز بعدی شبیه‌سازی حلقه باز، استفاده از کنترل کننده‌های متغییر است. به این معنی که با استفاده از سطوح کنترلی و... و رفتار دینامیکی هواپیما مورد مطالعه قرار می‌گیرد و به این وسیله می‌توان میزان خوش‌دستی هواپیما را مشخص نمود. به این منظور می‌توان از بلوک جوی استیک استفاده کرد و در صورتی که یک سخت‌افزار به کامپیوتر متصل باشد می‌توان هواپیما را کاملاً شبیه‌سازی نمود و توسط خلبان به پرواز در آورد. از این روش می‌توان برای آموزش خلبان نیز استفاده کرد که خود باعث کاهش هزینه‌های سقوط و... می‌شود. از دیگر کاربردهای این روش می‌توان به تعیین کارایی اشاره کرد زیرا می‌توان از طریق مدل شبیه‌سازی شده، پارامترهای کارایی مانند سرعت حداکثر، زاویه صعود حداکثر، برد و... را مشخص نمود. پس از اجرای شبیه سازی ، بررسی گراف های حاصل ، نتایج نهایی را تعیین می کند . این گراف ها برای مقایسه در زوایای وضعیت به دو صورت منطبق و جداگانه آورده شده اند که برای هرکدام از آن ها به جهت اثبات تکرار پذیری دو اجرای مجزا گرفته شده است.



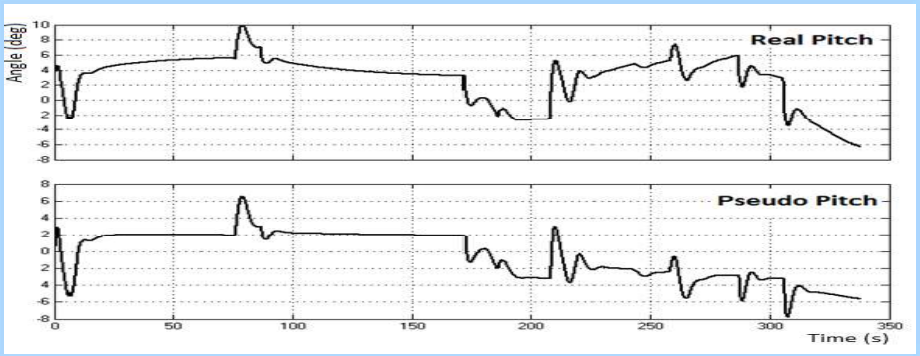
شکل ۱۳ گراف های جداگانه زاویه غلت (اجرای اول)

همانگونه که در شکل ۱۳ مشاهده می شود ، رفتار زاویه غلت در حالت حقیقی که از حل معادلات ۶ درجه آزادی داخل بلوک Aerosim به دست می آید ، با رفتار آن در حالتی که از طریق سرعت راستای بدنی و معادلات مطرح شده در مباحث پیشین محاسبه می شود تقریبا منطبق است . در اجرای دوم ، نمودار تطبیقی آورده شده است ، تطابق لحظه ای مقادیر در حالت محاسباتی و حقیقی باعث شده تا این دو گراف در بسیاری از لحظات بر هم منطبق باشند و تشکیل یک خط را بدهند . بدیهی است در واقعیت و پس از ساخت در شکل۱۵و۱۶گراف های پایداری محور اوج و میزان حرکت سطوح نشان داده است. این سامانه ، هرگز چنین دقتی وجود نخواهد داشت ، اما پیش بینی می شود که رفتار کلی در حالت سخت افزاری نیز مانند حالت شبیه سازی باشد .

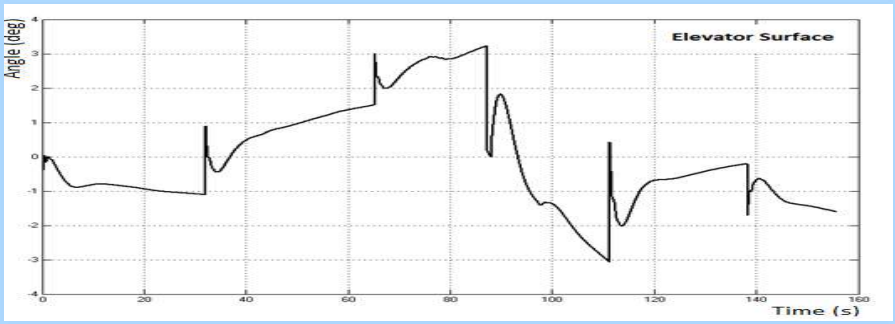


شکل ۱۴ گراف های منطبق زاویه غلت (اجرای دوم)

رفتار زاویه اوج در شکل ۱۵ ترسیم شده است ، جاییکه طبق پیش بینی های قبل ، به علت وجود زاویه حمله در پاره ای از زمان ها ، تفاوت های قابل اغماضی در دو منحنی به چشم می خورد .ذکر مجدد این نکته ضروری است که سامانه مدیریت پرواز ، یک سیستم بازخوردی است . وجود بازخورد این امکان را به سیستم های کنترلی می دهد تا بر اساس آنچه در ورودی دیده می شود ، دستور مقتضی را صادر کنند . بنابر این در صورتی که تفاوت مقادیر عددی در حسگرها با آنچه در واقعیت وجود دارد مقادیر ناچیزی باشد ، می توان از آن ها چشم پوشی کرد. در حقیقت ماموریت در پرنده ها دستیابی به زوایای وضعیت تعریف شده نیست . بلکه هدف ، گذر از نقاط مسیر تعریف شده با ارتفاع دلخواه است و در این میان به طور مثال دستیابی به ارتفاع مورد نظر با زاویه اوج ۲ یا ۵ درجه تفاوت چندانی با هم ندارد .

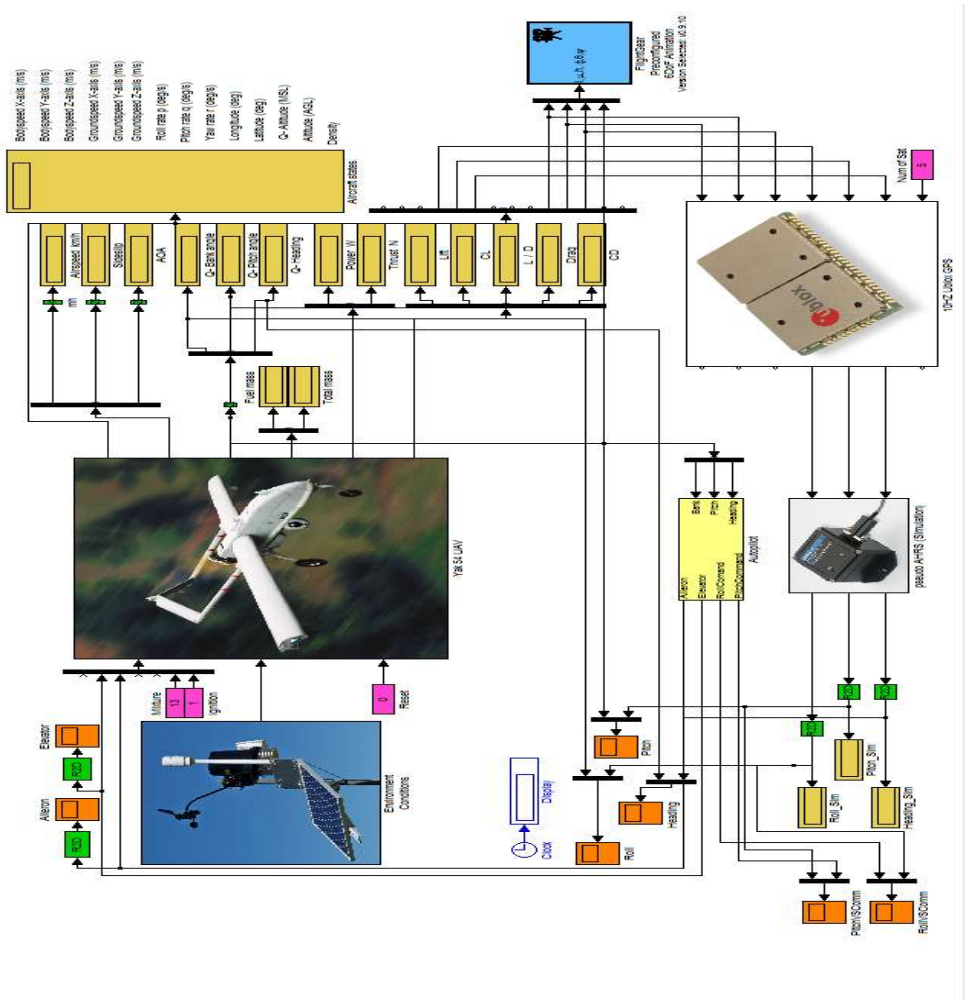


شکل ۱۵ گراف های جداگانه زاویه اوج



شکل ۱۶ گراف میزان حرکت سطوحElevator

نمای کلی از فایل شبیه سازی نهایی در شکل ۱۷ آورده شده است .



شکل ۱۷ نمای کلی فایل شبیه سازی

نتیجه گیری

در این به صورت خلاصه آیتم‌های زیر به عنوان نتایج شبیه‌سازی برای سیستم ناوبری مورد نظر بر آورده می‌شود:

سیستم مورد بحث ، قابلیت اجرای کلیه ماموریت های پروازی را دارد .

افزایش ۲ تا ۴ برابری دقت در موقعیت جی.پی.اس باعث بهبود شرایط تخمین در الگوریتم فیلتر کالمن شده و زوایای اویلر را با تقریب مناسب تری محاسبه می کند که این امر در نهایت منجر به کنترل بهتر پرنده می شود .

سیستم در سرعت زیر ۵ متر بر ثانیه ، به دلیل عدم دقت جی. پی.اس در محاسبه اطلاعات سرعت ، کارایی ندارد .

پس از شروع عملیات پروازی ، حدود سه تا چهار ثانیه الگوریتم فیلتر کالمن در حال همگرا شدن است ، در این مدت کوتاه خروجی اطلاعات صحیح نیست ، شایان ذکر است که در حالت عادی نیز مدتی بیشتر از این زمان ، صرف انجام عملیات در حالت دستی است و از آنجا که در این شرایط نیازی به دانستن اطلاعات وضعیت پرنده نیست (پرواز در داخل دید است) ، لذا این ضعف مشکل ساز نخواهد بود .

با تنظیمات بهره کالمن فیلتر برای هر پرنده به صورت جداگانه می توان تا حدود زیادی نتایج را بهینه کرد.

در صورت اجرا شدن پروژه و شروع فاز طراحی دقیق ترازیابی در حین پرواز، آیتم‌های زیر جهت انجام هر چه بهتر این پروژه پیشنهاد می‌گردد:

استفاده از مدل غیرخطی خطا و استفاده از دستگاه مختصات جغرافیایی

استفاده از حالت‌های تخمین خطای مربوط به سیستم اندازه‌گیری جغرافیایی

بسط معادلات با در نظر گرفتن دینامیک پرنده

استفاده از مدل‌های فیلتر غیرخطی مانند فیلتر کالمن مربعی، خنثی و ذره‌ای و ....

استفاده از اطلاعات واقعی تست پرواز برای تنظیم بهینه ضرائب کالمن فیلتر

اضافه نمودن ژیروسکوپ به جهت تسریع در فرآیند تخمین

تلفیق داده های محاسباتی با سیستم های وضعیت سنج ارزان قیمت به جهت افزایش کارایی آن ها

مراجع

- تحلیلی برطراحی و ساخت پهپاد های کامپوزیتی-جواد اسحاقی،اسماعیل زارع زاده،سید رضا موسوی(۱۳۹۶)-تجریه و تحلیل سیستم ها-سید رضا موسوی
- Axelrad, P., and Brown, R.G. (۱۹۹۶), “GPS Navigation Algorithms, GPS: Theory and Application, ed. Parkinson and Spilker”, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. ۱۶۳, pp. ۴۳۳-۴۰۹.
- Dan’Simon. “Optimal State Estimation Kalman, Hinf”, Nonlinear Approaches. ۱nd Edition, New York: Wiley & Sons, ۲۰۰۶.
- Bock, Y., ۱۹۹۶. Reference System. In: Teunissen, P J G. and Kleusberg, A. (Eds.), GPS for Geodesy, Springer.
- Titterton’ D.H. and Weston’ J.L.”Strapdown Inertial Navigation Technology”. ۲nd Edition, AIAA, ۲۰۰۴.
- Aggarwal’P., Syed’Zainab. Jitendra.”MEMS-Based Integrated Navigation”. ۱nd Edition, Artech House, ۲۰۱۰.
- Zhang’ Xin. Li’ Yong.”Allan Variance Analysis on Error Characters of MEMS Inertial Sensor for FPGA-based GPS/INS System”, Thesis New South Wales University,Australia, ۲۰۰۹.
- Gebre-Egziabher, D., Hayward, R.C., and Powell, J.D. (۱۹۹۸),”A Low-Cost GPS/Inertial Attitude Heading Reference System (AHRS) for General Aviation Applications”, IEEE PLANS ۹۸, Palm Springs, CA, April ۲۳-۲۰, pp. ۵۲۵-۵۱۸.