



تلفیق سامانه ناوبری اینرسی با سیستم ناوبری تصویری در بستر سخت‌افزار در حلقه برای یک پهپاد بال ثابت

مسعود علی زاده^۱، عبدالمجید خوشنود^{۲*}

^۱ دانشجوی دکتری هوافضا-دینامیک پرواز و کنترل، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

^۲ دانشیار مهندسی هوافضا-دینامیک پرواز و کنترل، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۷/۲۰؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۱/۰۵/۲۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۰۵

چکیده

هدف از این مقاله ارائه روش نوین در ناوبری تلفیقی اینرسی با استفاده از تصویر به‌منظور افزایش دقت توأم با حفظ قابلیت اطمینان و عدم واگرایی است. حال به‌منظور تخمین پارامترهای ناوبری شامل سرعت، موقعیت و وضعیت (جهت‌گیری) از روش فیلتر کالمن گسسته استفاده شده است. در این روش از داده‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی (IMU) متشکل از سه شتاب سنج و سه ژایروسکوپ به‌عنوان مدل سیستم ناوبری و تصویر به‌عنوان اندازه‌گیری استفاده شده است. بدین ترتیب برای استفاده از تصویر، ابتدا با روش تطبیق تصویر با رویکرد "SIFT"، مؤلفه‌های موقعیت پرده در صفحه افقی استخراج می‌شود. در این راستا به‌منظور ارزیابی عملکرد و کارایی کلی سیستم و بر طرف کردن چالش‌هایی مانند تأخیر زمانی ارتباطات، انتخاب فرکانس کاری مناسب، اثر حجم محاسباتی پردازش تصویر و تلفیق روی میکروکنترلر نهایی، به‌صورت زمان حقیقی از بستر سخت‌افزار در حلقه استفاده شده است. نتایج پیاده‌سازی سخت‌افزار در حلقه نشان می‌دهد، باوجود داشتن اندازه‌گیری تصویر در فرکانس خروجی نه‌چندان زیاد، رویکرد مذکور می‌تواند دقت مناسبی برای تخمین پارامترهای ناوبری پهپاد داشته باشد. این روش می‌تواند با حفظ دقت و هزینه، جایگزین مناسبی برای پهپادهایی باشد که از روش ناوبری بر پایه سیگنال‌های ماهواره‌ای (GPS) استفاده می‌کنند.

کلمات کلیدی: سامانه ناوبری اینرسی؛ ناوبری تصویری؛ تطبیق تصویر؛ فیلتر کالمن توسعه یافته؛ سخت‌افزار در حلقه.

Fusion of inertial measurement system and visual navigation for unmanned aerial vehicles using Hardware in the Loop simulation

M. Alizadeh¹, A.M. Khoshnood^{2,*}

¹ Ph.D. Student, Aero. Eng., Khajeh Nasir Toosi Univ., Tehran, Iran

² Assoc. Prof., Aero. Eng., Khajeh Nasir Toosi Univ., Tehran, Iran

Abstract

The main purpose of this paper is presentation a novel approach of inertial-vision based navigation to increase accuracy and safety factor simultaneously. In order to estimate navigation parameters, consist of velocity, position and orientation (attitude) the Extended Kalman Filter (EKF) is used. In proposed method, the Inertial Measurement Unit (includes of 3-axis accelerometer and gyroscope) and vision data considered as navigation process model and measurement model respectively. By utilizing the Scale Invariant Feature Transform (SIFT) method, the 2D position of UAV is obtained. The real time Hardware in the Loop (HIL) simulation technique is used To evaluate overall system performance and efficiency such as serial interface time delay, appropriate operating frequency selection and micro-controller performance at implemented image processing and data fusion algorithm. The real time HIL simulation results clearly show despite of low frequency in vision based navigation, proposed approach has acceptable accuracy for estimating uav navigation parameters. Maintaining accuracy and cost, the proposed approach can be a suitable alternative method to drones that use GPS-based navigation.

Keywords: INS; vision based navigation; image matching; Extended Kalman; hardware-in-the-loop.

۱- مقدمه

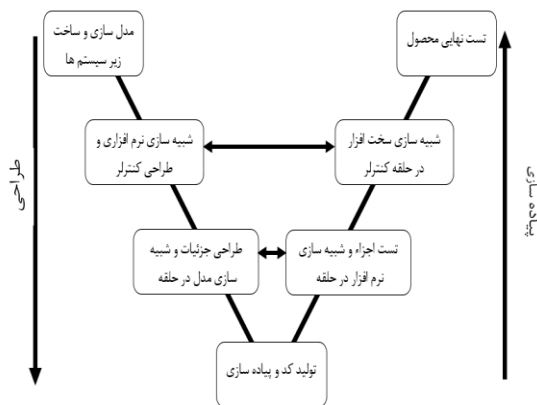
ناوبری وسایل پرنده سرنشین دار و همچنین بدون سرنشین از دیرباز دارای اهمیت زیادی بوده است. اگرچه GPS برای ناوبری در فضای آزاد مناسب است، اما چندین مشکل در به‌کارگیری آن وجود دارد. نقاط کور GPS، جمینگ و اختلال در GPS از جمله مواردی است که قابلیت اطمینان سیستم ناوبری بر مبنای GPS را از بین می‌برد. با در نظر گرفتن موضوعات ذکر شده و همچنین محدودیت‌های استفاده از GPS در فضای بسته، داشتن یک پرنده بدون سرنشین مقاوم، خودمختار و با دقت کافی را با مشکل روبرو می‌کند. سایر فناوری‌های حسگرها مانند رادار، حسگر مادون قرمز، فاصله‌یاب لیزری می‌تواند به علت محدودیت حمل محموله برای پهپادها غیر کاربردی باشد. سیستم ناوبری اینرسی-تصویری در صورتی می‌تواند به‌عنوان یک گزینه مناسب برای حل این مشکلات ارائه می‌شود که محدودیت‌های استفاده از آن مانند کاربردی نبودن در شب، مناطق پوشیده از برف، در سطح دریا و یا بیابان بدون عوارض طبیعی مشخصه و ... در نظر گرفته شود [۱ و ۲]. برای ناوبری تصویری روش‌های متعددی وجود دارد. در روش تعیین موقعیت و تنظیم نقشه به‌صورت همزمان [۳]، سیستم قصد دارد که نقشه محیط ناشناخته را بسازد و به‌روزرسانی کند؛ درحالی‌که موقعیت و وضعیت ناظر را حفظ می‌کند. محققان به‌صورت گسترده‌ای از روش SLAM برای دستیابی به عملکرد دقیق در رویارویی با بهینه‌سازی‌های به‌شدت غیرخطی استفاده کرده‌اند. اگرچه بزرگ‌ترین مزیت SLAM دقت آن است، بزرگ‌ترین محدودیت آن حجم محاسبات بالای آن است [۴، ۵ و ۶]. روش دیگر ناوبری تصویری مبتنی بر تطبیق تصویر است که حتی برای پهپادها در سرعت بالا نیز کاربرد دارد [۷]. مرجع [۸] از ترکیب قوی ناوبری تصویری بر مبنای تطبیق تصویر با داده‌های IMU و همچنین GNSS در مواقع موجود بودن استفاده نموده است. یکی از روش‌های مقاوم و کاربردی در این زمینه استفاده از الگوریتم تطبیق تصویر به روش SIFT می‌باشد که به معنای استفاده از ویژگی‌های تغییرناپذیر با مقیاس تصویر است [۹]. به منظور جلوگیری از واگرایی ناوبری اینرسی از یک روش ناوبری کمکی غیر وابسته با زمان استفاده می‌شود [۱۰]. بدین منظور از روش‌های گوناگونی استفاده می‌شود. برخی از مراجع از مشاهده‌گرها برای این هدف استفاده کرده‌اند [۱۱ و ۱۲]. به

عنوان مثال مرجع [۱۳] از مشاهده‌گر غیر خطی به منظور تلفیق داده‌های IMU و تصویر استفاده نموده است. بیشتر محققان به‌صورت ترکیب ضعیف سیستم ناوبری اینرسی و تصویری را تلفیق نموده‌اند. به‌عنوان مثال مرجع [۱۴] داده‌های اندازه‌گیری IMU به‌عنوان یک انحراف سنج با تخمین گر زاویه سمت که از دوربین استریو بهینه استخراج می‌شود را تلفیق نموده است. درحالی‌که می‌توان از تخمین تصویر تنها استفاده نمود که داده‌های IMU به‌صورت غیرمستقیم داده تصویر را پشتیبانی شود [۱۵]. سیستم ترکیب ضعیف می‌تواند به کمک صرف‌نظر کردن از همبستگی بین متغیرهای حالت داخلی حسگرهای غیر همگن، پیچیدگی الگوریتم را کاهش دهد. به منظور تنظیم پارامترها و کالیبراسیون سنسورها از روش‌های هوشمند مانند الگوریتم مورچگان و ژنتیک نیز می‌توان استفاده کرد [۱۶]. مرجع [۱۷] از ترکیب ضعیف و فیلتر کالمن توسعه یافته تطبیقی استفاده نموده و خطای جمع شونده IMU را کاهش داده است. این در حالی است که در رویکرد ترکیب قوی همه متغیرهای حالت حسگرها با دقت برای بهبود عملکرد تخمین به کار گرفته می‌شوند. به‌علاوه در سیستم ترکیب ضعیف تلفیق تصویر و ناوبری اینرسی، می‌توان اندازه‌گیری‌های ماژول IMU و دوربین را در ابتدا به‌صورت جداگانه تحلیل کرد و سپس در ادامه سیستم‌ها باهم تلفیق شوند و خروجی نهایی حاصل شود [۱۸]. به عنوان نمونه مرجع [۱۹] با به کارگیری فیلتر کالمن گسسته، از روش ترکیب قوی به منظور تلفیق داده‌های IMU، تصویر و فاصله‌یاب استفاده نموده است. اشکال اصلی این موضوع بدین خاطر حاصل می‌شود که به خاطر اثر حذف جفت‌شدگی، نتایج خروجی از اطلاعات حذف می‌شود؛ بنابراین باید به این موضوع اشاره کرد که از مزیت‌های الگوریتم‌های ترکیب قوی می‌توان به افزایش دقت و مقاوم بودن در مقایسه با هر دو روش تصویر تنها و همچنین حالت ترکیب ضعیف تلفیق تصویر و ناوبری اینرسی اشاره کرد [۲۰]. برای سیستم‌هایی که علاوه بر غیرخطی بودن، گوسی نیز نیستند، تخمین گر مونت‌کارلو مرحله‌ای یا مجموعه‌ای که به‌عنوان فیلتر ذره‌ای شناخته می‌شوند، به‌صورت وسیعی در مسائل تخمین اتفاقی استفاده می‌شوند [۲۱ و ۲۲]. در صورت تمایل به بررسی یک فیلتر غیرخطی بر اساس روش بیزین که در آن‌ها نتایج قبلی باید احتمال رویداد حال و آینده را به‌منظور

استفاده از یک بستر شبیه ساز تصویر است که تصویر خروجی آن با تصاویر گرفته شده توسط پهپاد در ارتفاع مورد نظر اعتبارسنجی و تطبیق داده شده است. بستر سخت افزار در حلقه جامع، کمک می کند که هر چه بیشتر شرایط به تست واقعی نزدیک شود و بتوان با دقت بالایی تمامی تست ها و بهینه سازی های مورد نظر را با صرفه جویی در هزینه و زمان به نحو عالی انجام داد و با کمترین تعداد تست پروازی سیستم ناوبری تلفیقی را توسعه داد.

۲- سخت افزار در حلقه

امروزه مهندسی سیستم به عنوان یکی از به روزترین روش ها در مراحل تحقیق و توسعه تا رسیدن به محصول نهایی کمک بسزایی در کاهش هزینه ها، افزایش قابلیت اطمینان و همچنین کاهش تعدد تست های یک محصول را موجب شده است. در این راستا، دیاگرام ۷ مراحل توسعه، طراحی و پیاده سازی یک سیستم را بیان می کند [۲۸]. در این دیاگرام انواع تست هایی که به منظور مراحل طراحی و همچنین پیاده سازی باید انجام شود، آورده شده است. شکل ۱ مراحل طراحی، پیاده سازی و تقابل هر مرحله با نظیر آن آورده شده است. همان طور که دیده می شود، در هر مرحله از طراحی و پیاده سازی شبیه سازی و یا تست های گوناگونی به منظور صحت سنجی قسمتی از این فرآیند انجام می شود؛ بنابراین در مرحله طراحی پس از مدل سازی، شبیه سازی نرم افزاری انجام می گردد و پس از آن در ساختار شبیه سازی مدل در حلقه، عملکرد الگوریتم بررسی می گردد.



شکل ۱- مراحل طراحی و پیاده سازی بر اساس دیاگرام ۷ برای یک سیستم

پیش بینی پیوسته برای رویدادهای جدید تعیین کند، فیلتر ذره ای و خانواده فیلتر کالمن متضاد می باشند.

فیلتر ذره ای در مقایسه با فیلتر کالمن توسعه یافته، به خصوص برای سیستم با مدل ریاضی به شدت غیر خطی که تحت نویز اندازه گیری غیر گوسی عمل می کند، مزیت زیادی دارد. این منجر به کاربردی بودن آن می شود؛ چراکه بیشتر سیستم ها در عمل به صورت ذاتی غیر خطی اند و بیشتر خطاها در اندازه گیری به صورت غیر گوسی هستند. فیلتر ذرات می تواند تحت این شرایط نسبت به فیلتر کالمن متداول بهتر کار کند [۲۰ و ۲۳-۲۵]. در حقیقت، هر چه غیر خطی بودن سیستم و غیر گوسی بودن نویز بیشتر باشد، مزیت فیلتر ذرات نسبت به فیلتر کالمن بیشتر است [۲۳]. به منظور کاهش حجم محاسباتی و ایجاد روش مناسب جهت داشتن سرعت کافی و قابلیت اطمینان بالا در مرحله پیاده سازی مرجع [۲۶] از فیلتر کالمن توسعه یافته تطبیقی استفاده نموده است.

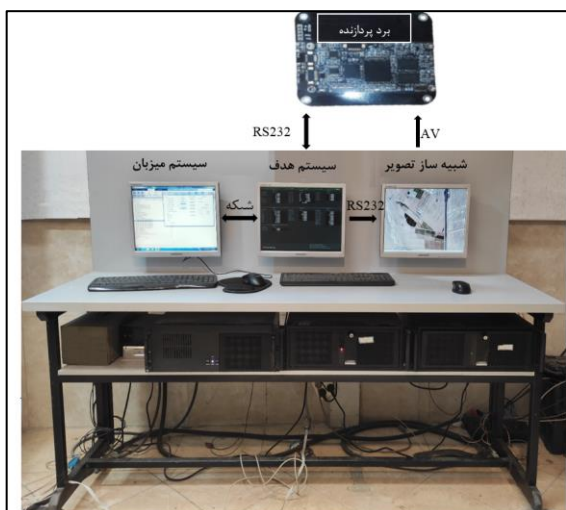
در مرجع [۲۷] (نویسندگان مقاله حاضر)، ایده ناوبری تلفیقی تصویر و اینرسی بیان گردید و با کمک یک ارتباط سریال سیمولینک و شبیه ساز تصویر با هم مرتبط شدند. با توجه به کاملاً زمان حقیقی نبودن روش ذکر شده، همچنین به منظور پیاده سازی روی میکروکنترلر نهایی و نیاز به در نظر گرفتن کامل تاخیر های ارتباطی، در پژوهش حاضر از سیستم سخت افزار در حلقه کامل (سه سیستم استفاده شده و همچنین پیاده سازی الگوریتم روی میکروکنترلر نهایی) استفاده شد.

در پژوهش حاضر با توجه به بالا بودن حجم پردازش فیلتر ذره ای و بالا بودن حجم محاسبات و همچنین محدودیت در پردازنده، از فیلتر کالمن استفاده شده است. نسبت به مرجع [۲۷] مدل دینامیکی خطا متغیرهای ناوبری ارتقا یافت تا نسبت به نبود داده مشاهده در زمان حدوداً ۳۰ ثانیه مقاوم گردد؛ همچنین مدلسازی خطای سنسور اینرسی به صورت تجربی انجام و در بستر سخت افزار در حلقه پیاده گردید تا بتوان به دقت سیستم ناوبری در حالت بدون داشتن مشاهده پی برد. سعی شد، از داده های سیستم ناوبری اینرسی به منظور کاهش حجم محاسبات سیستم ناوبری تصویری استفاده گردد. به منظور حذف خطای ناشی از تأخیر زمانی به وجود آمده بابت پردازش تصویر نیز از داده های سیستم ناوبری اینرسی استفاده شده تا به نوعی سیستم تلفیق قوی به صورت زمان حقیقی به کار گرفته شده باشد. نوآوری دیگر در این پژوهش،

و وصل کردن سیگنال‌ها، شروع فرایند تلفیق و ... که توسط سیستم میزبان انجام می‌گردد. در پایان نیز داده‌های حاصل از این شبیه‌سازی زمان حقیقی، به سیستم میزبان انتقال می‌یابد تا بتوان به کمک نرم‌افزار متلب به تجزیه و تحلیل داده‌ها پرداخت. به منظور مشاهده بر خط برخی از پارامترهای مهم نیز از سیستم هدف استفاده می‌گردد (در شکل ۳ مشخص است).



شکل ۲- نمونه‌ای از تصویر شبیه‌ساز تصویر



شکل ۳- آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه و ارتباط بین سایر سیستم‌ها و زیرسیستم‌ها

سیستم هدف داده‌های مربوط به موقعیت لحظه‌به‌لحظه‌ی پهپاد را به سیستم شبیه‌ساز تصویر می‌دهد و سیستم شبیه‌ساز تصویر نیز تصاویر منطقه موردنظر را متناظر با میدان دید دوربین و همچنین ارتفاع پرنده و ارتفاع زمین از سطح دریا نمایش می‌دهد. در این نمایش وضعیت پرنده نیز لحاظ می‌گردد (متناسب با زاویه رول و پیچ پرنده، منطقه موردنظر نمایش داده می‌شود). به‌عنوان نمونه یک تصویر از شبیه‌ساز

در این مرحله می‌توان به‌منظور لحاظ نمودن نامعینی‌ها نیز از روش‌هایی همچون مونت کارلو استفاده نمود. پس از این مرحله، می‌توان به کمک تولید خودکار کد در محیط سیمولینک وارد مرحله پیاده‌سازی شد. در مرحله بعد در بستر شبیه‌سازی و نرم‌افزار در حلقه، ابتدا تک‌تک زیرسیستم‌ها به‌صورت جداگانه به شبیه‌سازی اضافه می‌شوند تا در صورت به مشکل برخوردن هر کدام از آن‌ها، منبع خطا مشخص باشد و مشکل آن برطرف شود. پس از آن کد لازم برای اجرا روی پردازنده تولید می‌شود و در شبیه‌سازی نرم‌افزار در حلقه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. پس از این مرحله و ساخته‌شدن سخت‌افزار کنترلر، کد تولیدشده بر روی پردازنده ریخته شده و در این مرحله سخت‌افزار کنترلر وارد حلقه می‌شود و در واقع محاسبات بر روی پردازنده انجام می‌شود و حلقه کنترلی به کمک سخت‌افزار بسته می‌شود. در این مرحله نیز نتایج شبیه‌سازی نرم‌افزاری با شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه مقایسه شده و در صورت انطباق عملکرد کنترل‌کننده پیاده‌سازی شده تأیید می‌گردد. پس از گذراندن این مراحل بسیاری از مشکلات تست واقعی نمایان گردیده و در مراحل قبل از تست اصلی برطرف می‌گردد. بزرگ‌ترین مزیت این ساختار، تولید خودکار کد به در بستر این روش است که نه تنها امکان رخ دادن اشتباه را به‌شدت کاهش می‌دهد، بلکه زمان ایجاد تغییر و تست مجدد را نیز بسیار کم می‌کند.

شکل ۳ نمایی از آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در این ساختار نیاز به سه سیستم است. سیستم اول در واقع سیستم میزبان است. نرم‌افزار سیمولینک متلب بر روی همین سیستم است و این سیستم به کمک ارتباط شبکه به سیستم هدف مرتبط است. سیستم هدف در واقع همان سیستمی است که وظیفه انجام زمان حقیقی محاسبات را به عهده دارد (در بستر Xpc target) و با سایر زیرسیستم‌ها نیز در بستر سریال (RS232) در ارتباط است. سیستم میزبان به‌منظور ساختن محیط شبیه‌سازی و تکمیل فایل سیمولینک است؛ همچنین ساختن کد به‌منظور استفاده بر روی برد پردازنده و همچنین ساختن شبیه‌سازی قابل اجرا بر روی سیستم هدف نیز توسط این سیستم انجام می‌شود. در طی شبیه‌سازی زمان حقیقی سخت‌افزار در حلقه نیاز به اجرای یک سری دستورات کنترلی به‌صورت برخط می‌باشد (اعم از شروع شبیه‌سازی سیستم هدف، پایان دادن به آن، قطع

۳-۱- معادله دیفرانسیل موقعیت

اگر مؤلفه‌های سرعت پهپاد نسبت به اینرسی در دستگاه ناوبری ($[V_B^E]^N$) را با $[v_n \ v_e \ v_d]$ نمایش دهیم، با در نظر گرفتن زمین بیضوی رابطه‌ی بین سرعت در دستگاه ناوبری با مشتق طول و عرض جغرافیایی و همچنین ارتفاع، به صورت هندسی به شکل رابطه (۱) درمی‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{\ell} &= \frac{v_e}{(R_n + h) \cos \lambda} \\ \dot{\lambda} &= \frac{v_n}{R_m + h} \\ \dot{h} &= -v_d \end{aligned} \quad (1)$$

در رابطه بالا ℓ ، λ ، h ، R_m و R_n به ترتیب طول جغرافیایی، عرض جغرافیایی، ارتفاع جسم از سطح زمین، شعاع انحنای زمین در صفحه نصف‌النهار محلی و شعاع انحنای تقاطع صفحه عمود بر نصف‌النهار محلی با سطح زمین است که از مدل بیضوی زمین به دست می‌آیند.

۳-۲- معادله دیفرانسیل سرعت

قانون دوم نیوتون به صورت تنسوری در قاب اینرسی به صورت رابطه زیر است [۲۹]:

$$D^I D^I s_{BI} = f + G \quad (2)$$

در رابطه (۲) منظور از f ، شتاب غیر جاذبی و منظور از G ، شتاب جاذبی ناشی از گرانش زمین است. D^I مشتق زمانی دورانی نسبت به قاب اینرسی و s_{BI} بردار موقعیت پهپاد (B) نسبت به قاب اینرسی است. با توجه به اینکه $s_{BI} = s_{BE}$ است؛ همچنین بردار شتاب جاذبی (G) اثبات می‌شود که به صورت رابطه زیر است [۲۹]:

$$\begin{aligned} G &= g + \Omega^{EI} \Omega^{EI} s_{BE} \\ \Omega^{EI} &= \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

که در آن g بردار گرانش محلی قابل اندازه‌گیری است که تابعی از ارتفاع و عرض جغرافیایی است و همچنین Ω^{EI} شکل

تصویر در شکل ۲ آورده شده است. شبیه‌ساز تصویر متناسب با ارتفاع پرنده (پیکسل متر تصویر) و همچنین زوایای اویلر پرنده با سرعت پرنده حرکت می‌کند و در واقع تمامی عوارضی که در پرواز واقعی دیده می‌شود، در آن قابل مشاهده است. تصویر تولیدشده توسط شبیه‌ساز تصویر از طریق ارتباط (AV) برای برد پردازنده ارسال می‌گردد. در زمان تست واقعی برد پردازنده تصویر خود را از دوربینی که زیر پهپاد متصل است می‌گیرد و همچنین داده‌های موردنیاز برای تلفیق از قبیل داده‌های IMU و ارتفاع‌سنج فشاری و شرایط اولیه را از پهپاد می‌گیرد. در بستر سخت‌افزار در حلقه برد پردازنده این اطلاعات را از شبیه‌سازی زمان حقیقی (سیستم هدف) می‌گیرد. برد پردازنده به کمک موقعیت تقریبی ارسالی از طرف سیستم هدف (با در نظر گرفتن خطاهای ناوبری) و همچنین وضعیت پرنده، به تطبیق تصویر دیده‌شده با پایگاه داده ذخیره‌شده در حافظه و استخراج موقعیت پرنده می‌پردازد. سپس با در محاسبه زمان تأخیر ناشی از پردازش تصویر و همچنین داده‌های IMU و شرایط اولیه به تلفیق ناوبری تصویری با ناوبری اینرسی می‌پردازد و در نهایت موقعیت پارامترهای ناوبری (سرعت‌ها، زوایا و موقعیت حاصل از تلفیق) استخراج‌شده توسط برد پردازنده به کمک ارتباط سریال به سیستم هدف ارسال و ذخیره می‌گردد. در مراحل اولیه پیاده‌سازی، به منظور اطمینان از کد پیاده‌شده و تطابق آن با مدل شبیه‌سازی (همان‌طور که در نمودار V در شکل ۱ دیده می‌شود) به صورت موازی، محاسبات ناوبری تلفیقی بر روی سیستم هدف نیز اجرا می‌گردد و تطابق آن چک می‌گردد.

۳- بیان معادلات سیستم ناوبری اینرسی

استفاده‌شده در پهپاد در دستگاه جغرافیایی

در این بخش به معادلات سیستم ناوبری اینرسی در دستگاه جغرافیایی (NED)، که به آن دستگاه ناوبری نیز گفته می‌شود پرداخته شده است. برای داشتن مؤلفه‌های ناوبری نیاز به دانستن موقعیت، سرعت و وضعیت جسم نسبت به دستگاه ناوبری می‌باشد که در ادامه این معادلات در حالت تنسوری بسط داده شده است.

۳-۳- معادله دیفرانسیل وضعیت

منظور از وضعیت، تعیین زوایای اوپلر است که به آن جهت‌گیری نیز می‌گویند. در صورت مشخص بودن نرخ‌های بدنی به شکل رابطه (۱۱) و همچنین با داشتن مقادیر اولیه وضعیت، معادله دیفرانسیل وضعیت را می‌توان حل نمود:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (11)$$

که به کمک رابطه زیر پس از محاسبه، می‌توان کورترینیون‌ها را به زوایای اوپلر تبدیل نمود:

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tan^{-1} \left(\frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \right) \\ \sin^{-1} (-2(q_1 q_3 - q_0 q_2)) \\ \tan^{-1} \left(\frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \right) \end{bmatrix} \quad (12)$$

۴- ناوبری تصویری به کمک تطبیق تصویر

ناوبری تصویری چندین روش دارد که در این پژوهش از ناوبری تصویری به کمک تطبیق تصویر استفاده شده است. در این روش از پایگاه داده از قبل تهیه‌شده‌ای از یک منطقه مشخص استفاده می‌شود که موقعیت هر نقطه از آن مشخص است. در واقع تصویر ورودی از دوربین با پایگاه داده مقایسه شده و پس از تطبیق موقعیت لحظه‌ای پرنده را گزارش می‌دهد. روش‌های متعددی برای تطبیق تصویر وجود دارد. یکی از روش‌های مهم و کاربردی روش SIFT است که در واقع که توسط لائو (Lowe) پیشنهاد داده شد [۹]. این روش به‌عنوان نماینده‌ی کلاسی از الگوریتم‌های شناسایی شیء که یک شیء را به کمک توصیف نواحی اطراف نقاط کلیدی ارائه می‌کنند، مطرح شده است [۹]. در واقع در روش SIFT هر تصویر به ویژگی‌های تغییرناپذیر با مقیاس تبدیل می‌شود و پس از آن جستجو در این فضا انجام می‌شود. همان‌طور که لائو در مرجع [۹] اشاره می‌کند، تبدیل تصاویر به ویژگی‌های تغییرناپذیر با مقیاس در چهار مرحله صورت می‌گیرد. سه مرحله‌ی اول مربوط به استخراج نقاط کلیدی و آخری مربوط به ساخت توصیف‌گر برای آن نقاط است که در ادامه به آن‌ها پرداخته می‌شود:

پادمتقارن سرعت زاویه‌ای ω^{EI} است [۲۹]. در ادامه سمت چپ معادله (۲) از قاب اینرسی به قاب زمین انتقال داده می‌شود:

$$\begin{aligned} D^I D^I s_{BI} &= D^I D^I s_{BE} = D^E D^E s_{BE} \\ &+ 2\Omega^{EI} D^E s_{BE} + \Omega^{EI} \Omega^{EI} s_{BE} + (D^E \Omega^{EI}) s_{BE} \\ &= D^E v_B^E + 2\Omega^{EI} v_B^E + \Omega^{EI} \Omega^{EI} s_{BE} \end{aligned} \quad (4)$$

بنابراین با جای‌گزینی معادله (۳) و (۴) در معادله (۲):

$$D^E v_B^E + 2\Omega^{EI} v_B^E = f + g \quad (5)$$

با استفاده از قانون اوپلر و انتقال معادله (۵) به قاب ناوبری، رابطه (۶) حاصل می‌شود:

$$D^N v_B^E + \Omega^{NE} v_B^E + 2\Omega^{EI} v_B^E = f + g \quad (6)$$

حال می‌توان معادله تنسوری رابطه (۶) را در دستگاه جغرافیایی تعریف‌شده در قاب ناوبری پیاده‌سازی نمود و به رابطه (۷) رسید:

$$[D^N v_B^E]^N = [f]^N + [g]^N - (2[\Omega^{EI}]^N + [\Omega^{NE}]^N) [v_B^E]^N \quad (7)$$

و در نهایت معادله دیفرانسیل سرعت به‌صورت رابطه (۸) درمی‌آید:

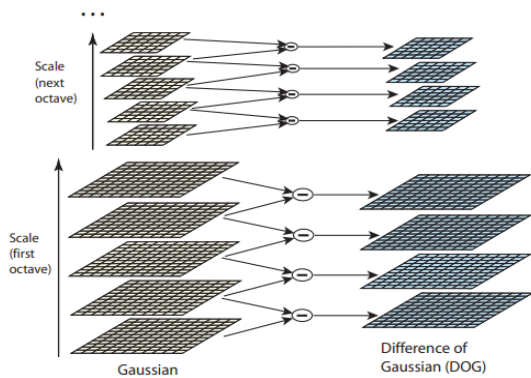
$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} [v_B^E]^N &= [T]^{NB} [f]^B + [g]^N \\ &- (2[T]^{NE} [\Omega^{EI}]^E [\bar{T}]^{NE} + [\Omega^{NE}]^N) [v_B^E]^N \end{aligned} \quad (8)$$

که در این رابطه سرعت قاب اینرسی نسبت به قاب زمین (سرعت چرخش زمین) به‌صورت رابطه زیر درمی‌آید:

$$[\omega^{EI}]^E = [0 \quad 0 \quad \omega^{EI}]^T \quad (9)$$

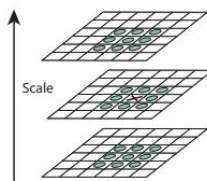
همچنین:

$$[\omega^{NE}]^N = \begin{bmatrix} v_e & -v_n & -v_e \tan \lambda \\ (R_n + h) & R_m + h & (R_n + h) \end{bmatrix}^T \quad (10)$$



شکل ۴- نحوه‌ی ساخت فضای مقیاس و تفاضل‌های گوسی
تصویر [۹]

هدف از شکل ۴، نمایش روشی کارآمد برای پیاده‌سازی DoG و استخراج مکان و مقیاس نقاط کلیدی است. در این شکل، به مجموعه تصاویری که با ابعاد یکسان هستند، یک اکتاو گفته می‌شود. در هر اکتاو تصویر ابتدایی به صورت مکرر با تابع گوسی کانوالو می‌شود که در سمت چپ تصویر نمایش داده شده است. تفاضل‌های مقیاس‌های مجاور فضای DoG را می‌سازند. نقاط کلیدی در بین اکستریم‌های فضای تفاضل گوسی‌ها جستجو می‌شود، برای پیدا کردن اکستریم‌ها مطابق شکل ۵ هر پیکسل با ۲۶ همسایه‌ی خود، یعنی ۸ همسایه مجاور و ۱۸ همسایه در مقیاس قبل و بعد در بین تصاویر همان اکتاو مقایسه می‌شود؛ اگر مقدار آن از همه‌ی همسایه‌هایش بزرگ‌تر یا کوچک‌تر بود (با در نظر گرفتن یک آستانه)، آن نقطه به‌عنوان کاندید نقطه‌ی کلیدی مطرح می‌شود.



شکل ۵- نحوه‌ی پیدا کردن نقاط کلیدی در فضای تفاضل
گوسی‌های تصویر [۹]

۴-۲- پیدا کردن زاویه‌ی نقاط کلیدی روش SIFT

پس از مشخص شدن محل دقیق هر نقطه‌ی کلیدی به همراه مقیاس آن، با تخصیص زاویه‌ای بر اساس مشخصه‌های محلی آن و لحاظ کردن این زاویه هنگام ساخت توصیفگر، می‌توان

۴-۱- آشکارساز نقاط کلیدی در روش SIFT

اولین مرحله‌ی آشکارسازی نقاط، به دست آوردن مکان‌ها و مقیاس‌هایی است که تحت منظرهای متفاوت از یک شیء به صورت تکراری به دست آیند. می‌توان با جستجوی فضا-مقیاس و پیدا کردن ویژگی‌های پایدار آن با تغییر مقیاس، نقاط تغییرناپذیر با مقیاس تصویر را آشکارسازی کرد. نمایش فضا-مقیاس، یک مجموعه‌ای از تصاویر نمایش داده شده در سطوح گسسته با رزولوشن‌های مختلف است مرجع [۳۰]. فضای مقیاس یک تصویر که با تابع $L(x, y, \sigma)$ نمایش داده می‌شود، از کانولوشن تابع گوسی با مقیاس متغیر $G(x, y, \sigma)$ با تصویر $I(x, y)$ به دست می‌آید.

$$L(x, y, \sigma) = G(x, y, \sigma) * I(x, y) \quad (13)$$

که در آن:

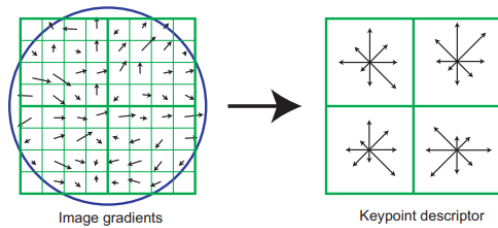
$$G(x, y, \sigma) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} e^{-\frac{x^2+y^2}{2\sigma^2}} \quad (14)$$

برای به دست آوردن نقاط پایدار در فضای مقیاس به صورت مؤثر، اکستریم‌های $D(x, y, \sigma)$ پیدا میکنند که حاصل کانولوشن تابع تفاضل گوسی (Difference of Gaussian (DoG)) با تصویر است. تابع تفاضل گوسی از تفریق دو تابع گوسی به دست می‌آید که مقیاس آن‌ها تنها در یک ضریب ثابت k متفاوت است.

$$D(x, y, \sigma) = (G(x, y, k\sigma) - G(x, y, \sigma)) * I(x, y) = L(x, y, k\sigma) - L(x, y, \sigma) \quad (15)$$

همان‌طور که لاو در مقاله‌ی خود اشاره می‌کند، آشکارساز DoG، تخمینی از لاپلاسیان گوسی نرمالیزه شده در مقیاس $(\sigma^2 \nabla^2 G)$ است. چگونگی پیاده‌سازی فضای مقیاس و تفاضل-های گوسی به صورت مؤثر در شکل ۴ نمایش داده شده است. لاو در این پیاده‌سازی به‌خوبی از خاصیت‌های تابع گوسی بهره می‌برد. مثلاً برای به دست آوردن تصویر با مقیاس $k\sigma$ به‌جای استفاده به صورت مستقیم، از تصویر با مقیاس کوچک‌تر σ استفاده می‌کند.

عصب‌های خاصی جود دارد که به گرادیان‌ها با جهت خاص پاسخ می‌دهند. طراحی این توصیفگرها به این شکل است که ابتدا مطابق شکل ۶، با توجه به زاویه و مقیاس نقطه‌ی کلیدی یک شبکه‌ی مربعی 4×4 بر روی نقطه کلیدی در تصویر با مقیاس مناسب قرار داده می‌شود و در این ناحیه اندازه و زاویه-ی گرادیان‌ها محاسبه می‌شود. لازم به ذکر است که برای حفظ تغییرناپذیری نسبت به چرخش، زاویه‌ی گرادیان‌ها نسبت به زاویه نقطه‌ی کلیدی در محاسبات اثر داده می‌شود. حال در هر کدام از این ۱۶ زیر ناحیه هیستوگرامی از زاویه‌ی گرادیان‌ها که با اندازه‌هایشان و تابع گوسی مثل مرحله قبل وزن داده شده‌اند، با ۸ انبارک تشکیل می‌دهند. سپس این بردارهای ۸ تایی را کنار هم قرار داده و برداری با طول ۱۲۸ تولید می‌کنند. پس از آن اثر تغییر کنتراست و گرادیان‌های غالب را حذف می‌کنند؛ به این صورت که ابتدا هر بردار توصیفگر را نرمالیزه کرده (تک تک مؤلفه‌ها به نرم تقسیم می‌شوند)، سپس مقادیر بالاتر از 0.2 را به 0.2 تغییر می‌دهند و دوباره آن را نرمالیزه می‌کنند.



شکل ۶- نحوه‌ی ساخت توصیفگرهای SIFT [۹]

۴-۴- شناسایی اشیاء با استفاده از روش SIFT

برای شناسایی اشیاء با استفاده از روش SIFT باید مراحل زیر را طی کرد:

- ۱- استخراج نقاط کلیدی و توصیفگرهای SIFT از تصویر الگو. نقاط کلیدی تصویر الگو را با $p_{M,l} = [x, y, s, \theta]$ و توصیفگرهای آن را $d_{M,l}$ می‌نامیم (که در آن‌ها $1 < l \leq N_M$ و N_M تعداد نقاط کلیدی تصویر الگو است).
- ۲- استخراج نقاط کلیدی و توصیفگرهای SIFT از تصویر صحنه. نقاط کلیدی تصویر الگو را با $p_{S,k} = [x, y, s, \theta]$ و توصیفگرهای آن را $d_{S,k}$ می‌نامیم (که در آن‌ها $1 < k \leq N_S$ و N_S تعداد نقاط کلیدی تصویر صحنه است).

توصیفگرهای تغییرناپذیر با چرخش به دست آورد. برای به دست آوردن زاویه‌ی هر نقطه‌ی کلیدی ابتدا با توجه به مقیاس آن نقطه، تصویر نرم‌شده با فیلتر گوسی L که در نزدیک‌ترین مقیاس آن قرار دارد، انتخاب می‌شود و محاسبات بر روی آن انجام می‌گیرد. در پنجره‌ای دایره‌ای شکل به مرکز نقطه‌ی کلیدی، به شعاع $3 \times 1/5$ برابر مقیاس آن، برای هر پیکسل مقدار اندازه‌ی گرادیان $m(x, y)$ و زاویه‌ی آن $\theta(x, y)$ با معادلات زیر محاسبه می‌شود.

$$m(x, y) = \sqrt{(L(x+1, y) - L(x-1, y))^2 + (L(x, y+1) - L(x, y-1))^2} \quad (16)$$

$$\theta(x, y) = \tan^{-1} \left(\frac{L(x, y+1) - L(x, y-1)}{L(x+1, y) - L(x-1, y)} \right) \quad (17)$$

پس از آن یک هیستوگرام از زاویه‌ی گرادیان‌های این ناحیه تشکیل می‌شود. این هیستوگرام ۳۶ انبارک با طول دسته‌های ۱۰ درجه‌ای دارد که کل ۳۶۰ درجه را پوشش دهد. هر نمونه-ای که به هیستوگرام اضافه می‌شود، با دو ضریب اندازه‌ی گرادیان و تابع گوسی با انحراف معیار $1/5$ برابر مقیاس نقطه، وزن داده می‌شود.

پس از آن باید بیشینه قله‌های هیستوگرام را پیدا کرده و قله‌های محلی که از ۸۰٪ مقدار بیشینه بیشتر هستند، مشخص نمود. با درون‌یابی در محل این قله‌ها زاویه‌ی یا زاویه‌های نقطه‌ی کلیدی را به دست می‌آورند. به همین دلیل ممکن است برای یک نقطه‌ی کلیدی چند زاویه به دست آید (حدود ۱۵٪ نقاط). قله‌های هیستوگرام زاویه‌ی گرادیان‌ها، جهت‌های غالب گرادیان‌های محلی را مشخص می‌کنند.

۴-۳- معادله توصیفگرهای روش SIFT

در مراحل قبل تعدادی نقاط کلیدی با چهار پارامتر (دو پارامتر برای محل، یکی برای زاویه و یکی برای مقیاس) به دست آمد. در این مرحله باید با توجه به مقیاس و زاویه‌ی هر نقطه‌ی کلیدی، ناحیه‌ای اطراف آن را در نظر گرفت و این ناحیه را به گونه‌ای توصیف کرد که هم تمایز بالا داشته باشد و هم نسبت به متغیرهای باقی مانده مثل روشنایی و نقطه دید سه‌بعدی، تا حد امکان تغییرناپذیر بماند. طراحی توصیفگرهای SIFT از بیولوژی سیستم بینایی نشأت می‌گیرد. در سیستم بینایی

است که در اینجا مقدار آن در هر مرحله محاسبه و اعمال می‌گردد.

به‌منظور تلفیق داده‌های اینرسی با ناوبری تصویری از الگوریتم فیلتر کالمن خطی گسسته استفاده شده است. مدل گسسته سیستم و ابزار اندازه‌گیری به دلیل عدم قطعیت‌های موجود به‌صورت رابطه زیر است:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{k+1} &= \Phi_k \mathbf{x}_k + \Gamma_k \mathbf{u}_k + \Lambda_k \mathbf{w}_k \\ \tilde{\mathbf{y}}_k &= \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \end{aligned} \quad (18)$$

در رابطه بالا (Φ_k) مدل دینامیکی خطای متغیرهای ناوبری می‌باشد که در قسمت بعد به‌صورت کامل شرح داده شده است، \mathbf{v}_k و \mathbf{w}_k معرف فرایندهای تصادفی هستند که با نویز گوسین سفید با میانگین صفر مدل شده‌اند. به صورتی که:

$$E\{\mathbf{v}_k \mathbf{v}_j^T\} = \begin{cases} \mathbf{0} & k = j \\ \mathbf{R}_k & k \neq j \end{cases} \quad (19)$$

$$E\{\mathbf{w}_k \mathbf{w}_j^T\} = \begin{cases} \mathbf{0} & k = j \\ \mathbf{Q}_k & k \neq j \end{cases} \quad (20)$$

مطلوب است که تخمین فعلی حالت‌ها ($\hat{\mathbf{x}}_k$) بروز شود و تخمین مرحله بعد ($\hat{\mathbf{x}}_{k+1}$) حاصل شود. در این راستا از $k+1$ مرحله اندازه‌گیری استفاده خواهیم کرد. دینامیک تخمین‌گر به‌صورت زیر مدل می‌شود.

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- &= \Phi_k \hat{\mathbf{x}}_k^+ + \Gamma_k \mathbf{u}_k \\ \hat{\mathbf{x}}_k^+ &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k [\tilde{\mathbf{y}}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k^-] \end{aligned} \quad (21)$$

در رابطه (۲۱) گذر از علامت منفی به مثبت را به‌روزرسانی به کمک گرفتن از مشاهده و گذر از مرحله k به مرحله $k+1$ را انتشار گویند؛ همچنین ماتریس کواریانس خطا نیز به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{P} = E\{\tilde{\mathbf{x}}(t) \tilde{\mathbf{x}}^T(t)\} \quad (22)$$

ثابت می‌شود ماتریس انتشار کواریانس خطا به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{P}_{k+1}^- = \Phi_k \mathbf{P}_k^+ \Phi_k^T + \Lambda_k \mathbf{Q}_k \Lambda_k^T \quad (23)$$

۳- تطبیق دادن توصیفگرهای تصویر الگو و توصیفگرهای تصویر صحنه.

۴- پیدا کردن تبدیل مستوی یا هر تبدیل دیگر با توجه به کاربرد، که نقاط تصویر الگو را به نقاط تصویر صحنه متناظر می‌کند (در صورت وجود) و پیدا کردن مکان شیء با استفاده از آن.

۵- تلفیق سیستم ناوبری اینرسی پهپاد با سیستم ناوبری تصویری (IBNS) به کمک الگوریتم فیلتر کالمن خطی گسسته

یکی از مشکلات ناوبری تصویری در حالت تطبیق تصویر با سخت‌افزارهای موجود، نرخ خروجی آن است؛ همچنین این روش تنها دو پارامتر از ۹ پارامتر ناوبری موقعیت یعنی موقعیت پرنده در صفحه افقی را می‌دهد. سیستم ناوبری اینرسی نیز با گذر زمان دچار خطا می‌شود. این خطا بسته به نوع سنسورهای آن می‌تواند تا حدودی متفاوت باشد؛ اما در محدوده‌ی سنسورهای ارزان‌قیمت موجود یعنی سنسورهای ممز (mems) ناوبری برای پهپاد بدون کمک گرفتن از سنسور کمکی به‌عنوان مشاهده برای کاهش رشد خطا ممکن نیست؛ بنابراین در پژوهش حاضر از خروجی سیستم ناوبری تصویری (موقعیت پرنده در صفحه) به همراه کمک گرفتن از ارتفاع‌سنج فشاری به‌عنوان مشاهده، جلوی رشد خطای سنسور اینرسی گرفته شده است.

همانند تلفیق GNSS با سیستم ناوبری اینرسی و برای مشاهده پذیر شدن متغیرهای ناوبری شامل زوایای اوپلر، سرعت‌ها و موقعیت در دستگاه اینرسی به هر سه مولفه موقعیت به‌عنوان بردار مشاهده نیاز است. به منظور تطبیق تصویر به کمک پایگاه داده ذخیره شده در حافظه پرنده، به ارتفاع پروازی از سطح زمین نیاز است. بدین منظور از ارتفاع‌سنج بارومتریک استفاده شده است و ارتفاع از سطح دریا منطقه نیز در پایگاه داده موجود است؛ بنابراین پس از تطبیق تصویر موقعیت صفحه‌ای پرنده و ارتفاع بارومتریک به‌عنوان بردار موقعیت می‌تواند در تلفیق داده‌های ناوبری اینرسی مورد استفاده قرار گیرد. تفاوتی که اینجا با GNSS وجود دارد این است که در این حالت فرکانس داده‌های بردار مشاهده (موقعیت) با فرکانس مشخصی به‌روزرسانی نمی‌گردد؛ همچنین تاخیر ناشی از محاسبه موقعیت توسط ناوبری تصویری مقداری قابل توجه و غیر ثابت

$$\gamma^n = g^n + \delta g^n \quad (31)$$

که در روابط بالا r^n ، v^n ، γ^n ، به ترتیب موقعیت، سرعت و بردار گرانش در دستگاه ناوبری، $[T]^{NB}$ ماتریس کسینوس‌های هادی از دستگاه بدنی به دستگاه ناوبری است. E^n شکل پادمتقارن بردار خطای وضعیت (ε^n) می‌باشد. همچنین δ و علامت ۸ به ترتیب بیانگر خطا و مقدار محاسبه‌شده است. با اغتشاشی کردن معادله ۱ که تابعی از موقعیت و سرعت است، مدل دینامیکی خطای موقعیت به صورت مشتقات جزئی به صورت زیر درمی‌آید [۳۱]:

$$\delta \hat{r}^n = F_{rv} \delta r^n + F_{rv} \delta v^n$$

$$F_{rv} = \begin{pmatrix} \frac{\delta \dot{\lambda}}{\delta \lambda} & \frac{\delta \dot{\lambda}}{\delta \mu} & \frac{\delta \dot{\lambda}}{\delta h} \\ \frac{\delta \dot{\mu}}{\delta \lambda} & \frac{\delta \dot{\mu}}{\delta \mu} & \frac{\delta \dot{\mu}}{\delta h} \\ \frac{\delta \dot{h}}{\delta \lambda} & \frac{\delta \dot{h}}{\delta \mu} & \frac{\delta \dot{h}}{\delta h} \end{pmatrix} \quad (32)$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{-v_n}{(R_e + h)^2} \\ \frac{v_e \sin \lambda}{(R_e + h) \cos^2 \lambda} & 0 & \frac{-v_e}{(R_e + h)^2 \cos \lambda} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_{rv} = \begin{pmatrix} \frac{\delta \dot{\lambda}}{\delta v_n} & \frac{\delta \dot{\lambda}}{\delta v_e} & \frac{\delta \dot{\lambda}}{\delta v_d} \\ \frac{\delta \dot{\mu}}{\delta v_n} & \frac{\delta \dot{\mu}}{\delta v_e} & \frac{\delta \dot{\mu}}{\delta v_d} \\ \frac{\delta \dot{h}}{\delta v_n} & \frac{\delta \dot{h}}{\delta v_e} & \frac{\delta \dot{h}}{\delta v_d} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{R_e + h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(R_e + h) \cos \lambda} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

در این رابطه R_e شعاع زمین است که مقدار آن در این قسمت ثابت در نظر گرفته شده است. به منظور استخراج مدل دینامیکی خطای سرعت، باید معادله ۸ را اغتشاشی نمود. در همین راستا با فرض ساده‌سازی زمین کروی و در نظر گرفتن فقط تابعیت ارتفاع برای بردار گرانش نرمال:

$$g = g_0 \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 \quad (33)$$

که در این رابطه g_0 گرانش نرمال در ارتفاع صفر است. اگر F^n پادمتقارن بردار شتاب‌های غیر جاذبی در دستگاه ناوبری

برای شروع به کار فیلتر کالمن ابتدا در مرحله اول باید مقداردهی اولیه انجام شود:

$$\hat{\mathbf{x}}_0^- = \hat{\mathbf{x}}_0 \quad (24)$$

$$\mathbf{P}_0 = \mathbf{E} \{ \tilde{\mathbf{x}}(t_0) \tilde{\mathbf{x}}^T(t_0) \}$$

پس از آن باید گین کالمن مطابق رابطه زیر به دست آید:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k \mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} [\mathbf{I} + \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k \mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1}]^{-1} \quad (25)$$

سپس به کمک مقدار مشاهده هم بردار متغیر حالت‌ها و ماتریس کواریانس خطا به روزرسانی می‌گردد:

$$\hat{\mathbf{x}}_k^+ = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k [\tilde{\mathbf{y}}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k^-] \quad (26)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k] \mathbf{P}_k^-$$

درواقع در این مرحله به کمک مقادیر مشاهده، جلوی رشد خطای متغیرهای حالت گرفته می‌شود. در اینجا بردار متغیرهای حالت به صورت رابطه زیر در نظر گرفته شده است:

$$\varepsilon \mathbf{x} = [\varepsilon \ell, \varepsilon \lambda, \varepsilon h, \varepsilon v_n, \varepsilon v_e, \varepsilon v_d, \varepsilon \varphi, \varepsilon \theta, \varepsilon \psi]^T \quad (27)$$

و در قسمت مشاهده نیز $\tilde{\mathbf{y}}_k = [\varepsilon \ell \quad \varepsilon \lambda \quad \varepsilon h]$ به منظور تلفیق استفاده می‌گردد. فرکانس اجرای کلی برنامه ۱۰۰ هرتز است و فرکانس خروجی ناوبری تصویری حدوداً ۲ هرتز است.

۶- مدل دینامیکی خطای متغیرهای ناوبری

در قسمت قبل فیلتر کالمن خطی گسسته ارائه شد. به منظور استفاده از فیلترهای تخمین گر از جمله فیلتر کالمن همان‌طور که در معادله ۲۱ مشاهده می‌شود، نیاز به استخراج مدل دینامیکی خطای متغیرهای ناوبری (Φ_k) است [۱۸]. ماتریس Φ_k یک ماتریس ۹*۹ است. به کمک اغتشاشی نمودن معادلات موقعیت، سرعت و وضعیت در دستگاه ناوبری به دست می‌آید. بدین منظور صورت اغتشاشی موقعیت، سرعت، فرم ماتریس کسینوس‌های هادی (DCM) وضعیت و همچنین گرانش به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\hat{r}^n = r^n + \delta r^n \quad (28)$$

$$\hat{v}^n = v^n + \delta v^n \quad (29)$$

$$[\hat{T}]^{NB} = (\mathbf{I} - \mathbf{E}^n) [T]^{NB} \quad (30)$$

$$F_{er} = \begin{bmatrix} -\Omega \sin \lambda & 0 & \frac{-v_e}{(R_e + h)^2} \\ 0 & 0 & \frac{v_n}{(R_e + h)^2} \\ -\Omega \cos \lambda - \frac{v_e}{(R_e + h) \cos^2 \lambda} & 0 & \frac{v_e \tan \lambda}{(R_e + h)^2} \end{bmatrix}$$

$$F_{vv} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{(R_e + h)} & 0 \\ \frac{-1}{(R_e + h)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{-\tan \lambda}{(R_e + h)} & 0 \end{bmatrix}$$

که در این رابطه $[\delta \omega^{BI}]^B$ اغتشاش در بردار سرعت زاویه‌ای قاب بدنی نسبت به قاب اینرسی است (همان $[\delta p \ \delta q \ \delta r]$ ژایرو ها) که به صورت اختصار $\delta \omega^{BI}$ نشان داده شده است. در نهایت ماتریس‌های معادله ۲۱ به صورت زیر درمی‌آید:

$$\Phi_k = \begin{bmatrix} F_{rr} & F_{rv} & 0 \\ F_{vr} & F_{vv} & F^n \\ F_{er} & F_{ev} & -(\Omega + \Omega') \end{bmatrix} \quad X = \begin{bmatrix} \delta r^n \\ \delta v^n \\ \varepsilon \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$\Gamma = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ [T]^{NB} & 0 \\ 0 & -[T]^{NB} \end{bmatrix} \quad u = \begin{bmatrix} \delta f \\ \delta \omega^{BI} \end{bmatrix}$$

۷- نتایج شبیه‌ساز در بستر سخت‌افزار در حلقه

به منظور شبیه سازی در بستر سخت افزار در حلقه، از مدل آیرودینامیکی یک پرنده بال ثابت استفاده شده است. در واقع بیشتر کاربرد ناوبری در زمان طولانی، مربوط به پرنده‌های بال ثابت می باشد. نکته دیگر، ارتفاع مورد نیاز به منظور تطبیق تصویر با تصاویر مرجع است که در این پژوهش مقدار حداقلی آن (با توجه به مقدار زوم اپتیکال دوربین) ۱۵۰۰ متر است که این ارتفاع پروازی، برای پرنده های بال ثابت مرسوم است. انجام تست‌های سخت‌افزار در حلقه یکی از مراحل نهایی قبل از انجام تست واقعی برای محققان به حساب می‌آید. به‌عنوان مثال آقای امیری آتشگاه در مرجع [۳۴] ابتدا به انجام نرم‌افزار در حلقه برای ارزیابی عملکرد ناوبری و کنترل یک وسیله هوایی بدون سرنشین پرداخته و سپس با ارسال داده‌ها به پایگاه زمینی و محاسبه داده‌های پرواز به کمک خلبان

و همچنین $[\delta f^b]^B$ اغتشاش در بردار شتاب در دستگاه بدنی (که به صورت اختصار δf^b نشان داده شده است) و Ω نیز اندازه سرعت چرخش زمین نسبت به اینرسی باشد، در نهایت معادله دینامیکی خطای سرعت به صورت رابطه زیر است [۳۳-۳۱]:

$$\delta \dot{v}^n = F_{vr} \delta r^n + F_{vv} \delta v^n + F^n \varepsilon + [T]^{NB} \delta f^b \quad (34)$$

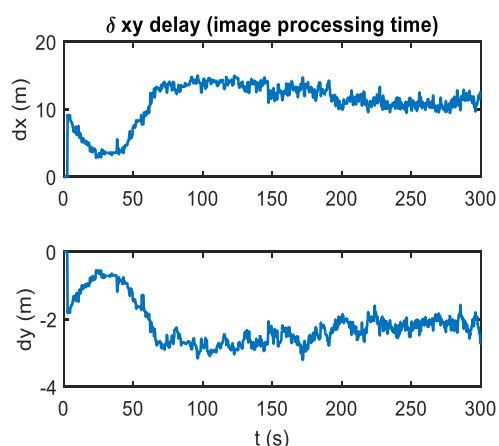
$$F_{vr} = \begin{bmatrix} \frac{-2v_e \Omega \cos \lambda}{(R_e + h) \cos^2 \lambda} & 0 & \frac{-v_n v_d}{(R_e + h)^2} + \frac{v_e^2 \tan \lambda}{(R_e + h)^2} \\ \frac{2\Omega(v_n \cos \lambda - v_d \sin \lambda)}{(R_e + h) \cos^2 \lambda} + \frac{v_e v_n}{(R_e + h) \cos^2 \lambda} & 0 & \frac{v_e v_d}{(R_e + h)^2} - \frac{v_n v_e \tan \lambda}{(R_e + h)^2} \\ 2\Omega v_e \sin \lambda & 0 & \frac{v_e^2 + v_n^2}{(R_e + h)^2} - \frac{2g}{(R_e + h)} \end{bmatrix}$$

$$F_{vv} = \begin{bmatrix} \frac{v_d}{R_e + h} & \frac{-2\Omega \sin \lambda}{(R_e + h)} & \frac{v_n}{R_e + h} \\ \frac{2\Omega \sin \lambda}{(R_e + h)} + \frac{v_e \tan \lambda}{(R_e + h)} & \frac{v_d}{(R_e + h)} + \frac{v_n \tan \lambda}{(R_e + h)} & \frac{2\Omega \cos \lambda}{(R_e + h)} + \frac{v_e}{(R_e + h)} \\ -2\frac{v_n}{R_e + h} & \frac{-2\Omega \cos \lambda}{(R_e + h)} - \frac{v_e}{(R_e + h)} & 0 \end{bmatrix}$$

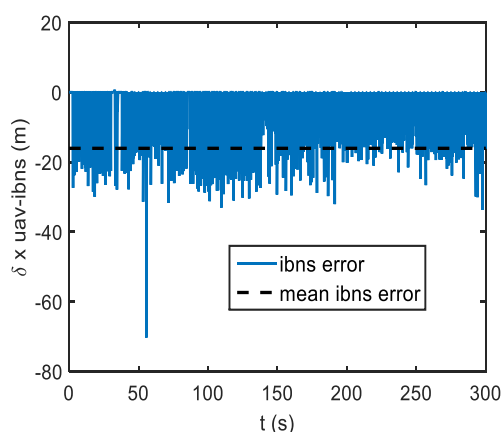
اگر Ω و Ω' به ترتیب شکل پادمتقارن $[\Omega \cos \lambda \ 0 \ -\Omega \sin \lambda]^T$ و $[\dot{\mu} \cos \lambda \ -\dot{\lambda} \ -\dot{\mu} \sin \lambda]^T$ تعریف شود، مدل دینامیکی خطا را می‌توان به صورت زیر نوشت [31]:

$$\dot{\varepsilon}^n = F_{er} \delta r^n + F_{ev} \delta v^n - (\Omega + \Omega') \varepsilon + [T]^{NB} [\delta \omega^{BI}]^B \quad (35)$$

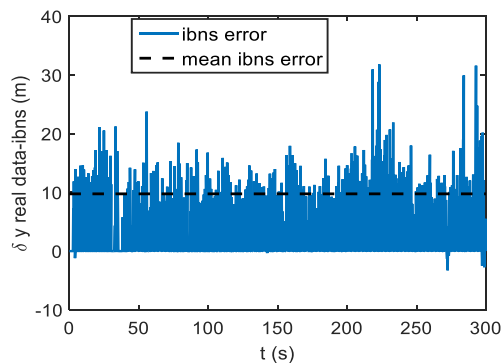
تطبیق تصویر به روش SIFT است که همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، مقدار آن قابل توجه است؛ بنابراین قبل از تلفیق آن با داده‌های سیستم ناوبری اینرسی، به کمک سرعت پرنده می‌توان این خطا را جبران و از خطای نهایی کاست.



شکل ۹- خطای موقعیت ناشی از تاخیر در تطبیق تصویر

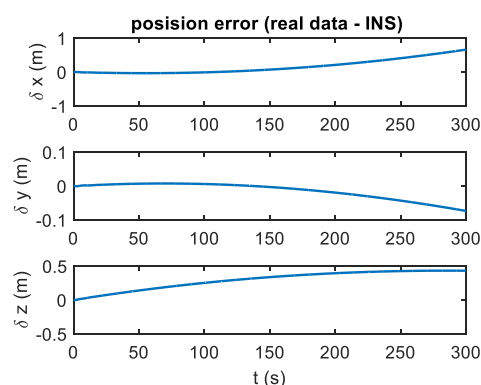


شکل ۱۰- خطای سیستم ناوبری تصویری در محور X (شمال)

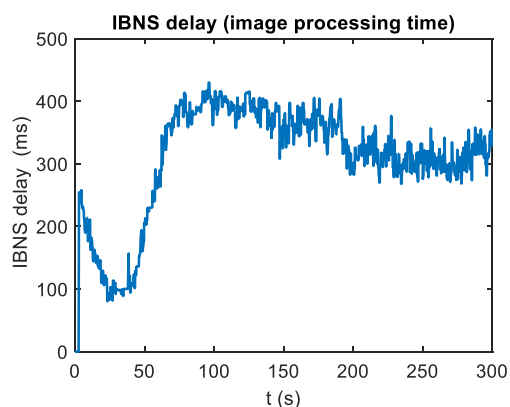


شکل ۱۱- خطای سیستم ناوبری تصویری در محور Y (شرق)

خودکار و شبیه‌سازی سنسورها، به‌جای محاسبات توسط کامپیوتر، از خلبان خودکار به‌عنوان سخت‌افزار در حلقه استفاده نمودند. شبیه‌سازی‌ها در سرعت پرنده برابر با ۱۳۰ کیلومتر بر ساعت، زاویه سمت پروازی برابر با $348/8$ و همچنین ارتفاع از سطح دریا برابر با ۳۳۰۰ متری انجام شده است (ارتفاع زمین از سطح دریا حدوداً برابر با ۱۶۰۰ است). به‌منظور مشاهده میزان خطای ناشی از گسسته‌سازی و همچنین فرکانس کاری پردازشی، خطای موقعیت ناشی از ۳۰۰ ثانیه ناوبری بدون خطای سنسورها (IMU) در بستر سخت‌افزار در حلقه انجام شد تا مشاهده شود که فرکانس کاری (۱۰۰ هرتز) برای این سناریو کافی است یا خیر.



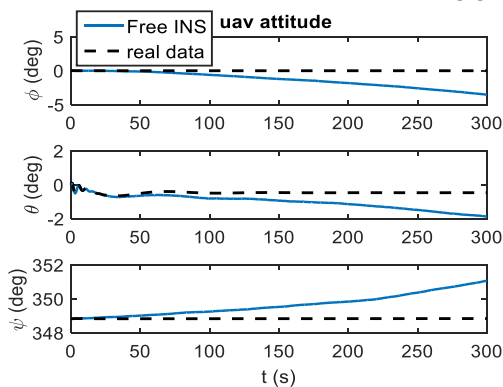
شکل ۷- خطای عددی ناشی از گسسته‌سازی



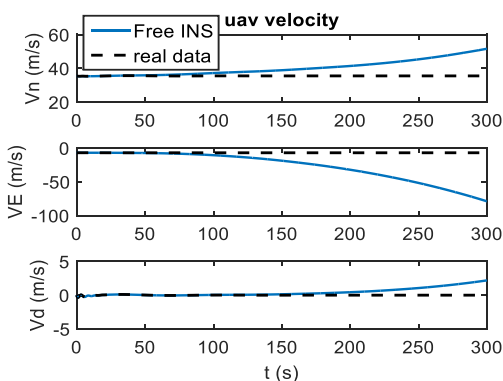
شکل ۸- زمان تطبیق تصویر در هر فریم بروز رسانی

همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود، مقدار خطای در راستای شمال زیر یک متر، شرق زیر یک‌دهم متر و ارتفاع زیر نیم متر است که مقدار قابل قبولی می‌باشد. نکته دیگر زمان

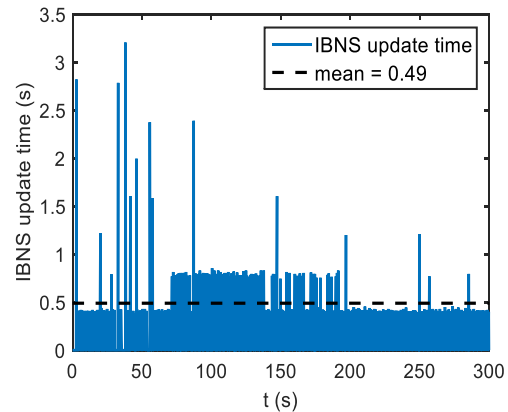
در نظر گرفته شده است. همانطور که شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، مقدار زوایا به صورت نمایی در حال رشد است و در مدت زمان ۵ دقیقه حدود ۲ درجه در هر محور رشد خطا ایجاد شده است. شکل ۱۴ نشان می‌دهد، خطای سرعت نیز در این مدت زمان، به ترتیب حدود ۰.۱۵، ۰.۷۰ و ۳ متر برثانیه در محورهای شمال، شرق و پایین ایجاد شده است که ناشی از خطای تصادفی شتاب سنج ها و ژایروها (خطای ایجاد شده در زوایای پرنده) است. در نهایت مطابق شکل ۱۵ خطای موقعیت در محور شمال حدود ۲ کیلومتر، شرق حدود ۶ کیلومتر و پایین حدود ۲۰۰ متر ایجاد شده است. لازم به ذکر است که مقدار خطای بوجود آمده، با در نظر گرفتن یک اجرای رندم برای خطاهای IMU است و با یک اجرای دیگر و مقادیر رندم جدید، نتایج در سه محور متفاوت می‌شود و در اینجا تنها محدوده خطاها مورد نظر است و این که خطاها به صورت نمایی با زمان در حال رشد است.



شکل ۱۳- مقایسه‌ی بین وضعیت واقعی پرنده و ناوبری اینرسی منفرد



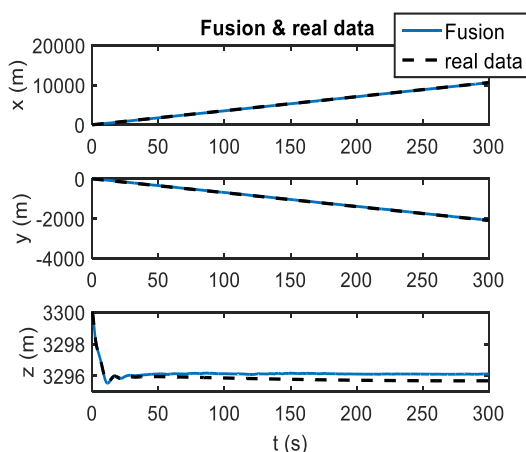
شکل ۱۴- مقایسه‌ی بین مؤلفه‌های سرعت واقعی پرنده و ناوبری اینرسی منفرد



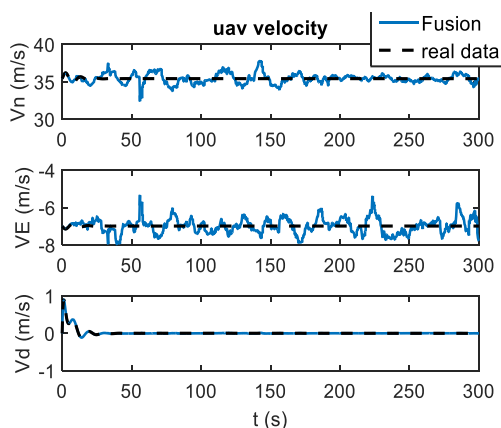
شکل ۱۲- فرکانس بروز رسانی مشاهدات موقعیت توسط ناوبری تصویری

همان‌طور که در شکل ۹ دیده می‌شود، این خطا در راستای شمال برابر با حدود ۱۰ متر و در راستای شرق حدود ۲ متر است که مقادیر آن لحاظ شده است. همان‌طور که در شکل ۱۰ و ۱۱ مشاهده می‌شود، مقدار خطای سیستم ناوبری مبتنی بر تصویر (ibns) پس از جبران کردن خطای ناشی از تأخیر پردازش تصویر، در محور شمال، زیر ۲۰ متر و در محور شرق حدوداً ۱۰ متر است که مقدار قابل قبولی است. (با توجه به ارتفاع پرنده و پیکسل متر عوارض زمین از این ارتفاع). همان‌طور که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، زمان پردازش ناوبری تصویری به‌صورت متوسط زیر نیم ثانیه است و در حالت‌هایی نیز تا ۳ ثانیه نیز طول می‌کشد که فرکانس خروجی قابل قبولی به حساب می‌آید.

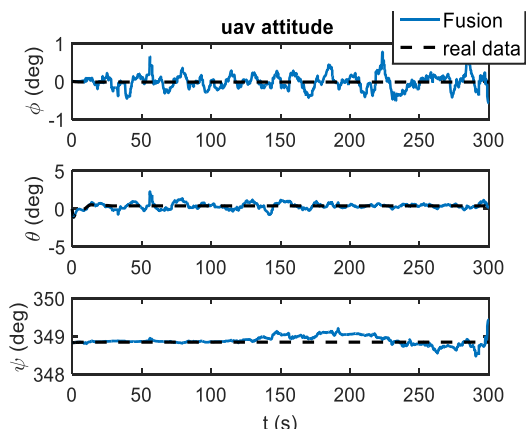
به منظور محاسبات ناوبری از IMU شرکت analog devices با نام تجاری ADIS 16488 استفاده شده است. به منظور مدل‌سازی خطای ناوبری اینرسی، مقادیر خطاهای قابل اندازه‌گیری (یعنی بایاس ثابت (fixed bias) و همچنین ماتریس مقیاس (scale factor)) صفر در نظر گرفته شده است. به کمک تحلیل داده‌های سنسور به روش Allan variance، برای ژایروسکوپها مقدار ناپایداری بایاس (In-Run Bias Stability) برابر با $18 \text{ deg}/h$ و گام تصادفی زاویه (Walk) نیز $0.3 \text{ deg}/\sqrt{h}$ در نظر گرفته شده است. به همین ترتیب برای شتاب سنج ها مقدار ناپایداری بایاس برابر با 0.1 mg و گام تصادفی سرعت نیز برابر با $0.09 \text{ m}/(s^2 \sqrt{h})$



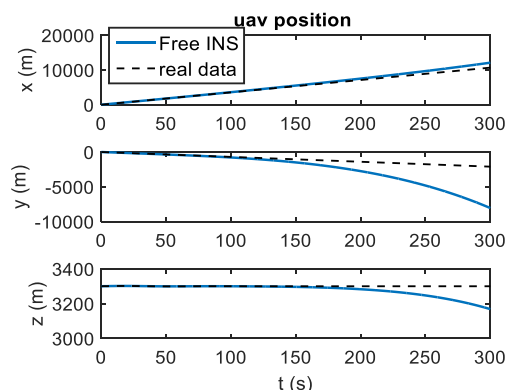
شکل ۱۷- مقایسه‌ی بین موقعیت واقعی پرنده و ناوبری تلفیقی



شکل ۱۸- مقایسه‌ی بین مؤلفه‌های سرعت واقعی پرنده و ناوبری تلفیقی

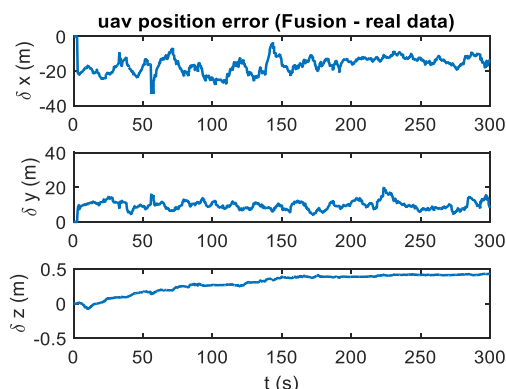


شکل ۱۹- مقایسه‌ی بین وضعیت واقعی پرنده و ناوبری تلفیقی



شکل ۱۵- مقایسه‌ی بین مؤلفه‌های سرعت واقعی پرنده و ناوبری اینرسی منفرد

شکل ۱۶ خطای نهایی موقعیت ناوبری تلفیقی با مقدار واقعی پرنده و شکل ۱۷ نیز مسافت طی شده و ارتفاع پرنده را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مقدار خطای ناشی از تلفیق داده فاصله زیادی با مقدار خطای ناشی از ناوبری تصویری ندارد و در واقع تلفیق به خوبی توانسته خطای موقعیت ناشی از خطا در سنسورهای اینرسی را جبران کند. شکل ۱۸ نیز انتشار خطا در سرعت‌های خطی را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود، توجه به خطاهای ایجاد شده در موقعیت تلفیق شده، رفتار سرعت نیز با دامنه یک متر بر ثانیه حول مقدار واقعی به صورت باند شده نوسان دارد. شکل ۱۹ نیز زوایای رول و پیچ و یاو را در حالت تلفیق شده با مقدار واقعی آن را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود با توجه به مشاهده‌پذیری حاصل از تلفیق داده، به صورت باند با خطای زیر یک درجه در نوسان است.



شکل ۱۶- خطای نهایی موقعیت ناوبری تلفیقی با مقدار واقعی پرنده

- 23370–23381.
- [9] Lowe, D. G (2004) Distinctive Image Features from Scale Invariant Keypoints. *Int. Journal of Comput. Vision* 60(2): 91-110.
- [10] K. Lee and E. N. Johnson (2020) Robust outlier-adaptive filtering for vision-aided inertial navigation. *Sensors* 20(7) : 20-36.
- [11] M. Wang, S. Berkane, and A. Tayebi (2021) Nonlinear Observers Design for Vision-Aided Inertial Navigation Systems. *IEEE Trans. Automat. Contr.*
- [12] T. Hamel, M.-D. Hua, and C. Samson (2020) Deterministic observer design for vision-aided inertial navigation,” in 2020 59th IEEE CDC: 1306–1313.
- [13] M. Wang, S. Berkane, and A. Tayebi (2021) Nonlinear Observers Design for Vision-Aided Inertial Navigation Systems. *IEEE Trans. Automat. Contr.*
- [14] K. Konolige, M. Agrawal, and J. Sola (2011) Large-scale visual odometry for rough terrain. in *Robotics Research*. Berlin, Germany Springer-Verlag: 201–212.
- [15] S. Weiss, M. W. Achtelik, S. Lynen, M. Chli, and R. Siegwart (2012) Realtime onboard visual-inertial state estimation and self-calibration of MAVs in unknown environments. in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. : 957–964*.
- [16] M. Arbabmir and M. Ebrahimi (2020) Simultaneous filter tuning and calibration of the camera and inertial measurement unit camera for a vision inertial navigation system. *IET Image Process* 14(12): 2756–2767.
- [17] Y. Xu, T. Liu, B. Sun, Y. Zhang, S. Khatibi, and M. Sun (2021) Indoor Vision/INS Integrated Mobile Robot Navigation Using Multimodel-Based Multifrequency Kalman Filter. *Math. Probl. Eng.*
- [18] G. Huang, M. Kaess, and J. J. Leonard (2014) Towards consistent visualinertial navigation. in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot: 4926–4933*.
- [19] J. Liao, X. Li, X. Wang, S. Li, and H. Wang (2021) Enhancing navigation performance through visual-inertial odometry in GNSS-degraded environment. *Gps Solut* 25(2):1–18.
- [20] B. Ristic, S. Arulampalam, and N. Gordon, (2004) *Beyond the Kalman Filter: Particle Filters for Tracking Applications*. Norwood, MA, USA: Artech House.
- [21] M. S. Arulampalam, S. Maskell, N. Gordon, and T. Clapp(2002) A tutorial on particle filters for online nonlinear/non-Gaussian Bayesian tracking. *IEEE Trans. Signal Process* 50(2): 174–188.
- [22] F. Danescu, S. Oniga, S. Nedeveschi, and M.-M. Meinecke(2009) Tracking multiple objects using particle filters and digital elevation maps. in *Proc. IEEE Intell. Vehicles Symp* 4:88–93.
- [23] D. Simon (2006), *Optimal State Estimation: Kalman, H_∞, and Nonlinear Approaches*. New

۸- نتیجه گیری

در این مقاله روش جدید ناوبری اینرسی تصویری به منظور تخمین پارامترهای ناوبری با استفاده از روش فیلتر کالمن گسسته معرفی شد. بدین ترتیب پس از استخراج روابط ریاضی حاکم بر سیستم ناوبری تلفیقی مذکور، شبیه سازی معادلات در نرم افزار سیمولینک متلب برای سناریوی حرکتی پهباد در فاز کروز انجام شد. اعتبارسنجی نتایج شبیه سازی با فراهم کردن بستر زمان حقیقی سخت افزار در حلقه و استفاده از مازول های سخت افزاری به جای شبیه سازی آن ها صورت گرفت. سپس روش ناوبری تصویری SIFT و همچنین تلفیق آن با داده های ناوبری اینرسی روی برد پردازنده پیاده سازی و به کمک شبیه ساز تصویر اعتبارسنجی شد. نتایج سخت افزار در حلقه نشان می دهد، میانگین خطای نهایی ناوبری به این روش (۱) در موقعیت کمتر از ۲۰ متر (۲) در سرعت کمتر از یک متر بر ثانیه (۳) در وضعیت (زوایای اوپلر) کمتر از ۱ درجه است. نتایج شبیه سازی در کنار خروجی سخت افزار در حلقه، توانمندی مؤثر این روش را در تأمین دقت مورد نیاز و نیز قابلیت اطمینان کافی در جایگزینی این سیستم ناوبری با سیستم ناوبری مبتنی بر GPS، به خوبی نشان می دهد.

مراجع

- [1] M. A. Garratt and J. S. Chahl (2008) Vision-based terrain following for an unmanned rotorcraft. *J. Field Robot* 25(5): 284–301.
- [2] Y. Lin et al (2018) Autonomous aerial navigation using monocular visual-inertial fusion. *J. F. Robot* 35(1): 23–51.
- [3] C. Chen and H. Zhu (2018) Visual-inertial SLAM method based on optical flow in a GPS-denied environment. *Ind. Robot An Int. J.*
- [4] F. Daum (2005) Nonlinear filters: Beyond the Kalman filter. *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag* 20(8): 57–69.
- [5] D. Bagnell and B. Wagenknecht (2009) SLAM, fast SLAM, and Rao-Blackwellization. *Statist. Techn. Robot.*
- [6] E. A. Wan and R. Van Der Merwe (2000) The unscented Kalman filter for nonlinear estimation. In *Proc. IEEE Adapt Syst. Signal. Process., Commun. , Control Symp*: 153–158.
- [7] X. Luo, J. Lv, and G. Sun (2020) A visual-inertial navigation method for high-speed unmanned aerial vehicles. *arXiv Prepr.*
- [8] F. Zhu, Y. Shen, Y. Wang, J. Jia, and X. Zhang(2021) Fusing GNSS/INS/Vision with a Priori Feature Map for High-precision and Continuous Navigation. *IEEE Sens. J* 21(20) :

- [29] P. H. Zipfel (2000) Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics: Aiaa.
- [30] Witkin, A.P. (1983) Scale-Space Filtering. In Artificial Intelligence. Proc. Int. Joint Conf. :1019–1022.
- [31] Shin, E.H(2001) Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Application. University of Calgary.
- [32] Schmidt, G.T. (1978) Strapdown Inertial Systems-Theory and Applications. AGARD Lecture Series 95.
- [33] Bar-Itzhack, I.Y., and Berman, N (1988) Control Theoretic Approach to Inertial Navigation Systems. Journal of Guidance, 11(3):237-245.
- [34] A. Aminzadeh, M. A. Atashgah, and A. Roudbari (2018) Software in the loop framework for the performance assessment of a navigation and control system of an unmanned aerial vehicle. IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag 33(1):50–57.
- York, NY, USA: Wiley.
- [24] F. Gustafsson et al (2002) Particle filters for positioning, navigation, and tracking. IEEE Trans. Signal Process. 50(2): 425–437.
- [25] F. Gustafsson and F. Gunnarsson (2005) Mobile positioning using wireless networks: Possibilities and fundamental limitations based on available wireless network measurements. IEEE Signal Process. Mag 22(4): 41–53.
- [26] M. Amami(2022) Fast and Reliable Vision-Based Navigation for Real Time Kinematic Applications. Int. J. Res. Appl. Sci. Eng. Technol 10(2): 922–932.
- [۲۷] خوشنود ع م، علی زاده م (۱۴۰۰) تلفیق سامانه ناوبری اینرسی با سیستم ناوبری تصویری برای یک پهپاد بال ثابت. بیستمین کنفرانس انجمن هوافضا، اردیبهشت ۱۴۰۱.
- [28] Buede D.M (2002) The Engineering Design of Systems, John Wiley.