

Research Paper

Visual-inertial Navigation System based on a New Approach in Tracking and Investigating the Image Feature Points

M.V. Arbabmir¹ and M. Ebrahimi Kachoei^{2*}

1, 2. Department of Mechanical Engineering, Tarbiyat Modares University, Tehran, IRAN

* ebrahimikm@modares.ac.ir

In the last decades, the visual navigation system has been investigated by many researchers as an aided navigation system for Inertial Navigation System (INS) in the Unmanned Aerial Vehicles (UAV). In this research, for improving the INS errors a new approach based on feature tracking algorithm is used. In this approach, in order to estimate the feature points in the current image, the INS states, the feature points of the previous image and dynamic equations are used. Also, in this approach, for improving the estimation of terrain points, the outlier estimated feature points delete. Furthermore, in this article, for improving the altitude error, a barometer is used by the mentioned vision navigation system. The simulation results illustrate the desirable accuracy of the vision system and barometer observations in the update step of Extended Kalman Filter (EKF) and remarkable performance of integrated navigation system for calculating the UAV navigation parameters.

Keywords: INS, Visual navigation, Feature tracking, Barometer, EKF

1. PhD Student

2. Assistant Professor (Corresponding Author)

مقاله علمی - پژوهشی

سیستم ناوبری اینرسی - تصویری مبتنی بر رویکردی جدید در ردیابی و ارزیابی ویژگی‌های تصویر

محمودلی ارباب‌میر^۱ و مسعود ابراهیمی کجویی^{۲*}

۱-۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

*ebrahimikm@modares.ac.ir

در چند دهه اخیر استفاده از سیستم ناوبری تصویری به‌عنوان یک سیستم کمک ناوبری در کنار سیستم ناوبری اینرسی برای پرنده‌های بدون سرنشین مورد تحقیق بسیاری از محققان بوده است. در این تحقیق رویکردی جدید از الگوریتم ردیابی ویژگی‌ها به‌منظور بهبود خطای سیستم ناوبری اینرسی ارائه شده است. در این رویکرد از اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی، ویژگی‌های تصویر قبلی و معادلات دینامیکی جهت پیش‌گویی نقاط ویژگی استفاده شده است. همچنین، در این رویکرد به‌منظور بهبود دقت محاسبه نقاط شاخص زمینی، نقاط ویژگی پیش‌گویی شده نامطلوب در مقایسه با خروجی الگوریتم سیفت حذف می‌شود. در این رویکرد جهت بهبود خطای ارتفاع از یک بارومتر در کنار سیستم تصویر استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی بیانگر دقت مطلوب مشاهدات سیستم تصویر و بارومتر در مرحله به‌روزرسانی فیلتر کالمن توسعه‌یافته و عملکرد مطلوب سیستم ناوبری تلفیقی مذکور در تعیین پارامترهای ناوبری یک پرنده بدون سرنشین است.

واژه‌های کلیدی: سیستم ناوبری اینرسی، ناوبری تصویری، ردیابی ویژگی‌ها، بارومتر، فیلتر کالمن توسعه‌یافته

علائم و اختصارات

a^B	شتاب مخصوص در دستگاه بدنی		
ω_{IB}^B	سرعت زاویه‌ای بدنی نسبت به اینرسی و در دستگاه بدنی	I	دستگاه اینرسی
n_a	نویز گوسی شتاب‌سنج	C	دستگاه دوربین
n_g	نویز گوسی ژيروسکوپ	B	دستگاه بدنی
S	مختصات یک نقطه جهانی در دستگاه دوربین	x_v	بردار حالت پرنده
Z	مختصات یک ویژگی متناظر با S در صفحه تصویر	X	بردار حالت کلی پرنده شامل بردار حالت پرنده و نقاط شاخص زمینی
f	فاصله کانونی	r_i	موقعیت آامین نقطه شاخص زمینی در دستگاه اینرسی
K	نسبت پرسپکتیو	Z_{IMU}	اندازه‌گیری اینرسی
n_c	نویز گوسی دوربین	Z_{CAM}	اندازه‌گیری سیستم تصویر
C_B^C	ماتریس دوران از دستگاه بدنی به دوربین	Z_{BAR}	اندازه‌گیری بارومتر
C_I^B	ماتریس دوران از دستگاه اینرسی به بدنی		
C_I^C	ماتریس دوران از دستگاه اینرسی به		

۱. دانشجوی دکتری
۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

دوربین موقعیت پرنده در دستگاه اینرسی جابجایی دستگاه دوربین نسبت به بدنی سرعت زاویه‌ای اینرسی نسبت به دوربین و در دستگاه اینرسی ماریس ضرب ω_{CI}^I سرعت پرنده در دستگاه اینرسی موقعیت \mathbf{m}_{y_i} امین نقطه ویژگی در راستای \mathcal{V} صفحه تصویر موقعیت \mathbf{m}_{z_i} امین نقطه ویژگی در راستای \mathcal{Z} صفحه تصویر موقعیت \mathbf{m}_i امین نقطه ویژگی در صفحه تصویر موقعیت $\tilde{\mathbf{m}}_i$ امین نقطه ویژگی پیش بینی شده در صفحه تصویر ماتریس کوواریانس P فشار استاتیک p_s ارتفاع از سطح دریا H_p نویز گوسی بارومتر n_b سیستم ناوبری اینرسی Inertial Navigation System (INS) سیستم موقعیت‌یاب جهانی Global Positioning System (GPS) تشکیل و استفاده هم‌زمان از نقشه (اسلم) Simultaneous Localization And Mapping (SLAM) فیلتر کالمن توسعه‌یافته Extended Kalman Filter (EKF) تبدیل ویژگی مقاوم در برابر تغییر مقیاس (سیفت) Scale Invariant Feature Transform (SIFT) واحد اندازه‌گیری اینرسی Inertial Measurement Unit (IMU) اجماع نمونه تصادفی (رَنسک) RANdom Sample Consensus (RANSAC) ریشه میانگین مربعات خطا Root Mean Square Error (RMSE) سیستم میکروالکترومکانیکی Micro Electro Mechanical System (MEMS)

انحراف با افزایش بازه زمانی از لحظه مقداردهی اولیه سیستم، به صورت نمایی افزایش می‌یابد. به همین دلیل از ترکیب اطلاعات دو یا چند سیستم در بهبود اطلاعات این سیستم ناوبری استفاده می‌شود. هدف از ترکیب اطلاعات چندین حسگر، به دست آوردن سیستمی است که کارایی آن از کارایی تک‌تک حسگرها بیشتر باشد. از جمله سیستم‌های کمک ناوبری GPS است. در صورتی که نتوان از GPS استفاده نمود، مثلاً در هنگام قطع سیگنال، می‌بایست از سیستم‌های کمک ناوبری دیگری جهت افزایش یکپارچگی^۴، صحت و دقت ناوبری استفاده کرد. استفاده از دوربین در زمان عدم دسترسی به GPS می‌تواند رشد خطای INS را کاهش دهد و در صورت داشتن تصویر مرجع، خطای آن را حذف نماید. ترکیب اطلاعات INS و اطلاعات تصویری با نام سیستم ناوبری اینرسی به کمک تصویر^۵ در تحقیقات پیشین شناخته می‌شود.

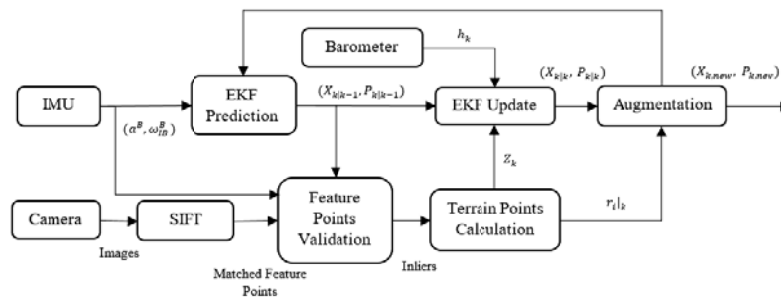
در تحقیقات مختلف، کمک ناوبری تصویری در سه حوزه وسایل زمینی، وسایل هوایی و وسایل دریایی در کنار سیستم ناوبری اینرسی استفاده شده است. در مراجع [۱-۲] انواع روش‌های ناوبری تصویری برای ناوبری پرنده‌های بدون سرنشین ارائه شده‌اند. طبق این مراجع، ناوبری تصویری بیشتر براساس تکنیک‌های مبتنی بر نقشه، SLAM [۳-۷] و بدون نقشه است. ناوبری مبتنی بر نقشه به سیستم‌های ناوبری تصویری مبتنی بر تطبیق ناحیه [۸-۱۰] و ناوبری تصویری مبتنی بر استخراج و تطبیق ویژگی [۱۱-۱۳] تقسیم می‌شود. ناوبری بدون نقشه به سیستم‌های ناوبری تصویری بر پایه شار نوری [۲۰-۲۴]، ادمتری تصویری [۲۱-۲۶] و ردیابی ویژگی‌ها^۸ تقسیم می‌شود.

روش‌های ناوبری تصویری ذکر شده، به ناوبری در فضای بسته^۹ و ناوبری در فضای باز^{۱۰} محدود می‌شود. ناوبری در محیط باز خود نیز به دو دسته محیط ساختار یافته^{۱۱} و محیط ساختار نیافته^{۱۲} تفکیک می‌شود. همچنین، چهار نوع دوربین استاندارد تک‌جهته^{۱۳}، استریو^{۱۴}، سه‌جهته^{۱۵} و همه‌جهته^{۱۶} در این روش‌ها استفاده هستند.

مقدمه

طی سال‌های اخیر با توسعه بسترهای سخت‌افزاری و افزایش قابلیت‌های محاسباتی، استفاده از INS در کاربردهای مختلف بر روی متحرک‌های هوایی، زمینی و دریایی روزبه‌روز در حال افزایش است. به دلیل خطاهای اولیه و خطاهای اندازه‌گیری، موقعیت برآورد شده توسط INS نسبت به موقعیت واقعی دارای انحراف^۳ بوده و این

4. Integrity
5. Vision-aided Inertial Navigation
6. Optical Flow
7. Visual Odometry
8. Feature Tracking
9. Indoor
10. Outdoor
11. Structured Environments
12. Unstructured Environments
13. Single Standard Camera
14. Stereo Camera
15. Three Directional Camera
16. Omnidirectional Camera



شکل ۱- بلوک دیاگرام سیستم ناوبری تلفیقی

EKF با INS تلفیق شده و علاوه بر تصحیح موقعیت، سرعت وسیله در سه راستا نیز تصحیح شده است. در مرجع [۳۲] از یک مشاهده گر یکنواخت، پایدار، غیرخطی و مبتنی بر ردیابی ویژگی‌ها برای تلفیق با INS جهت تخمین پارامترهای ناوبری برای یک پرنده بدون سرنشین استفاده شد. نتایج شبیه‌سازی بیانگر عملکرد مقاوم سیستم ناوبری تصویری ارائه شده است. در این تحقیق از یک فیلتر EKF در مرحله به‌روزرسانی پارامترهای ناوبری استفاده شده است. در سال ۲۰۱۶، از یک سیستم کمک ناوبری تصویری برای ناوبری یک پرنده بدون سرنشین با ابعاد کوچک در نبود GPS استفاده شد [۳۳]. در این تحقیق از ابر نقاط محیطی در سیستم تصویر استفاده نشده است. سیستم ناوبری مبتنی بر ردیابی ویژگی‌ها به‌طور کارا بر روی تصاویر با رزولوشن پائین قابل استفاده است. در این تحقیق از فیلتر EKF برای تلفیق اطلاعات حسگرها استفاده شده است. در مرجع [۳۴]، یک سیستم ناوبری مبتنی بر تطبیق ویژگی‌ها با ناوبری اینرسی ارائه شده است. سیستم ناوبری ارائه شده قادر به تخمین با نرخ بالا و تأخیر کم بود که موجب می‌شود سیستم مذکور قابل استفاده در شرایط مختلف فضای باز و بسته باشد.

طبق بررسی‌های به‌عمل آمده، با استفاده از سیستم تلفیق اینرسی- تصویری مبتنی بر ویژگی‌های مشخص، نامشخص، متحرک و ثابت، خطای ناوبری اینرسی اصلاح می‌شود. برخلاف روش‌های فوق در این تحقیق از اطلاعات INS پرنده در هر فریم، ویژگی‌های تصاویر قبلی و معادلات دینامیکی نقاط ویژگی پیش‌گویی می‌شود. نقاط ویژگی پیش‌گویی شده با نقاط تطبیق یافته بین دو فریم متوالی و حاصل از الگوریتم SIFT مقایسه می‌شود. در نهایت نقاط شاخص زمینی متناظر با نقاط مطلوب^{۱۷} حاصل از مقایسه به‌عنوان مشاهده در فریم فعلی و متغیرهای بردار حالت در فریم بعدی استفاده می‌شود. در این رویکرد، برای تصحیح خطای پارامتر ارتفاع از یک بارومتر^{۱۸} در حین پرواز استفاده شده است.

لازم به ذکر است در این تحقیق از یک فیلتر EKF [۳۵]

در این تحقیق رویکرد جدیدی از سیستم ناوبری تصویری بدون نقشه و مبتنی بر ردیابی ویژگی‌ها برای تصحیح اطلاعات INS ارائه شده است. در ادامه تحقیقات صورت گرفته در زمینه تلفیق سیستم ناوبری تصویری بدون نقشه و مبتنی بر ردیابی ویژگی‌ها با INS مورد بررسی قرار گرفته است.

در سال ۲۰۰۱ ترکیب اطلاعات INS، GPS و تصویر با استفاده از EKF برای تخمین موقعیت، سرعت و وضعیت یک هواپیما در مرجع [۲۷] ارائه شد. این فیلتر خطاهای حالات ناوبری را با استفاده از مشاهدات GPS و اندازه‌گیری‌های تصویر تخمین می‌زند. سیستم ناوبری تصویری از یک سری اطلاعات مشاهده شده از ویژگی‌های ناشناخته ردیابی شده، برای اصلاح خطای ناوبری اینرسی استفاده می‌کند. در سال ۲۰۰۵ یک هدف زمینی در حین پرواز به کمک دوربین مشاهده شده و از آنجاکه اطلاعاتی از قبیل اندازه و موقعیت هدف از قبل معلوم بود، با تلفیق مشاهدات در EKF، INS اصلاح شده است [۲۸]. در سال ۲۰۰۶ ترکیب اطلاعات تصویر با حسگرهای اینرسی به‌منظور بهبود INS انجام شد [۲۹]. در این تحقیق ترکیب اطلاعات دوربین و INS به کمک EKF انجام شد. استخراج موقعیت عمودی نقاط شاخص به سه روش استفاده از عوارض، دوربین استریو و ردیابی زمانی مشخصه‌های تصاویر صورت گرفت. در سال ۲۰۱۱ موقعیت اهداف متحرک، توسط یک پرنده بدون سرنشین که مجهز به یک سیستم تلفیقی شامل INS، GPS و دوربین بوده، به کمک ردیابی تصاویر متوالی و الگوریتم SIFT انجام شد [۳۰]. در مرجع [۳۱] روش جدیدی بر مبنای مشاهده یک نقطه زمینی در سه وضعیت مختلف هندسی وسیله، در سیستم کمک ناوبری تصویری به‌کار برده شد. با استفاده از این روش، در مواقع قطع GPS، به کمک اطلاعات INS و با استفاده از یک دوربین موقعیت نقاط زمینی بدون هیچ اطلاعات اولیه‌ای تخمین زده شده‌اند. این تخمین براساس سه تصویر ذخیره‌شده که همپوشانی کافی را داشته و در سه وضعیت مختلف ثبت شده و به کمک تکنیک‌های پردازش تصویر انجام شده‌است. اطلاعات به‌دست‌آمده از تصویر، به کمک

17. Feature
 18. Inlier
 19. Barometer

- به کمک الگوریتم SIFT ویژگی‌های تطبیق یافته بین دو فریم تصویر متوالی استخراج می‌شود،
- با استفاده از خروجی‌های الگوریتم SIFT، IMU و مرحله پیش‌بینی فیلتر با استفاده از معادلات دینامیکی در یک الگوریتم ابتکاری ویژگی‌های متناظر با ویژگی‌های تصویر اول در تصویر دوم یا فعلی محاسبه می‌شود. سپس، ویژگی‌های محاسبه شده در یک مقایسه با ویژگی‌های تطبیق یافته حاصل از الگوریتم SIFT در تصویر دوم مقایسه و نقاط خارج از محدوده یا نامطلوب حذف می‌شود،
- در مرحله بعد نقاط شاخص زمینی متناظر با ویژگی‌های مطلوب محاسبه می‌شوند. نقاط شاخص محاسبه شده به عنوان بردار مشاهده در مرحله به‌روزرسانی فیلتر مورد استفاده قرار می‌گیرند،
- به‌منظور بهبود خطای ارتفاع، مشاهده بارومتر در مرحله به‌روزرسانی فیلتر استفاده می‌گردد،
- خروجی مرحله به‌روزرسانی فیلتر در بردارنده پارامترهای ناوبری بهبود یافته می‌باشد. علاوه بر استفاده نقاط شاخص زمینی محاسبه شده به‌عنوان مشاهده، این نقاط به بردار حالت و کوواریانس به‌روزرسانی فیلتر اضافه شده و در مرحله بعدی مورد استفاده قرار می‌گیرند،
- فرآیند فوق به‌طور بازگشتی تا پایان مسیر ادامه می‌یابد.

سیستم ناوبری اینرسی-تصویری

چارچوب کلی در سیستم ناوبری اینرسی-تصویری در شکل (۲) نمایش داده شده است. در این شکل (I) بیانگر دستگاه اینرسی بوده که با عنوان دستگاه مختصات جهانی شناخته می‌شود، (C) بیانگر دستگاه دوربین بوده و مرکز آن در مرکز اپتیکی دوربین قرار دارد و (B) بیانگر دستگاه بدنی بوده و مرکز آن در مرکز جرم پرنده قرار دارد. در سیستم ناوبری اینرسی-تصویری موقعیت، وضعیت و سرعت پرنده می‌بایست در هر لحظه پیش‌بینی و سپس به‌روزرسانی شود. بنابراین، بردار حالت پرنده به‌صورت رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$x_v = [xyz\phi\theta\psi uvw]^T \quad (1)$$

در رابطه (۱)، (x, y, z) موقعیت پرنده در دستگاه اینرسی، (ϕ, θ, ψ) زوایای اوپلر یا وضعیت پرنده در دستگاه اینرسی و (u, v, w) سرعت پرنده در دستگاه اینرسی می‌باشد.

برای ترکیب اطلاعات سه حسگر و بهبود خطای INS استفاده شده است. از جمله نقاط قوت روش ...

- استخراج معادلات دینامیکی نقاط ویژگی با استفاده از روابط پایه،
 - پیش‌گویی نقاط ویژگی در تصاویر متوالی به کمک معادلات دینامیک استخراج شده،
 - حذف نقاط نامطلوب یا خارج از محدوده با بار محاسباتی کم و عملکرد مطلوب،
 - عدم ذخیره نقاط شاخص زمینی متناظر با ویژگی‌های تصویر بر خلاف روش SLAM. در این روش تنها نقاط شاخص تصویر قبلی در محاسبات لحاظ شده و با استفاده از آن‌ها نقاط شاخص متناظر با تصویر فعلی محاسبه می‌شود. بنابراین، حجم حافظه استفاده شده نسبت به SLAM کاهش می‌یابد و
 - پایداری و بهبود خطای ارتفاع پرنده به کمک بارومتر.
- در ادامه سیستم تلفیق مذکور تشریح شده و معادلات آن به‌طور کامل مورد بررسی قرار می‌گیرد. ساختار این تحقیق بدین شکل است که در بخش دوم سیستم ناوبری تلفیقی مورد بررسی قرار گرفته، در بخش سوم سیستم ناوبری اینرسی-تصویری تشریح شده و در بخش چهارم بارومتر مورد بررسی قرار گرفته است. شبیه‌سازی سیستم ناوبری تلفیقی مورد نظر در محیط متلب و نتایج حاصل از آن در بخش پنجم انجام و ارائه شده و نهایتاً در بخش ششم نتیجه‌گیری از این تحقیق ارائه شده است.

سیستم ناوبری تلفیقی

سناریو این تحقیق، پرواز یک پرنده بدون سرنشین بر فراز یک منطقه‌ای بوده که نقشه‌ای از آن تهیه نشده است. سیستم ناوبری تلفیقی موردنظر از اطلاعات واحد اندازه‌گیری اینرسی، یک دوربین سیاه-سفید و بارومتر استفاده کرده است. دیاگرام بلوکی این سیستم در شکل (۱) نمایش داده شده است. طبق این بلوک دیاگرام فرآیند سیستم تلفیق به صورت زیر عمل می‌کند:

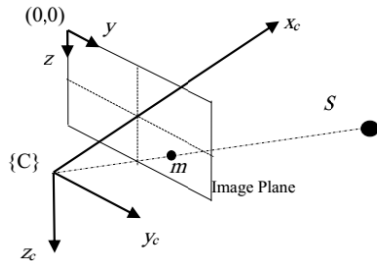
- در هر لحظه IMU، شتاب‌ها و سرعت‌های زاویه‌ای پرنده را نسبت به دستگاه بدنی اندازه‌گیری می‌کند. به‌طور هم‌زمان دوربین تصاویر متوالی را از منطقه موردنظر فراهم می‌کند و بارومتر ارتفاع پرنده را اندازه‌گیری می‌کند،
- در مرحله پیش‌بینی فیلتر به کمک خروجی‌های IMU، بردار حالت پیش‌بینی پرنده و همچنین کوواریانس خطای مرتبط به آن محاسبه شده و روابط سیستم ناوبری اینرسی مطابق مرجع [۳۶] در این مرحله از فیلتر استفاده می‌شود،

در رابطه (۵)، a^B شتاب مخصوص در دستگاه بدنی بوده که توسط شتابسنج‌ها اندازه‌گیری می‌شود، n_a نویز گوسی شتابسنج، ω_{IB}^B سرعت زاویه‌ای بدنی نسبت به اینرسی و در دستگاه بدنی و n_g نویز گوسی ژيروسکوپ می‌باشند.

مدل دوربین

در این تحقیق از مدل دوربین روزنه‌ای [۳۷] در شبیه‌سازی استفاده شده است. طبق این مدل که در شکل (۳) نمایش داده شده است، مختصات یک نقطه بر روی صفحه تصویر با استفاده از رابطه (۶) به دست می‌آید.

$$Z = \frac{f}{S_x} \begin{bmatrix} S_y \\ S_z \end{bmatrix} \quad (۶)$$



شکل ۳- مدل دوربین روزنه‌ای

در رابطه (۶)، f فاصله کانونی، $S = [S_x S_y S_z]^T$ مختصات نقطه بیان شده در دستگاه دوربین و $Z = [m_y m_z]^T$ مختصات ویژگی متناظر با S در صفحه تصویر است. در این رابطه نسبت $\frac{f}{S_x}$ طبق رابطه (۷) به‌عنوان نسبت پرسپکتیو^{۲۱} تعریف می‌شود:

$$K = \frac{f}{S_x} \quad (۷)$$

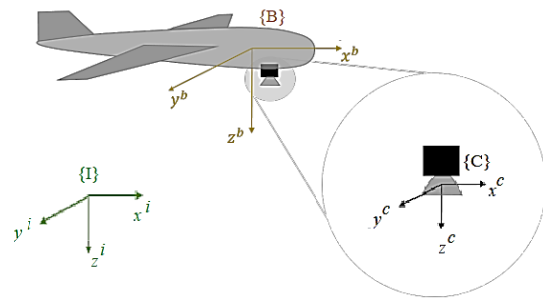
برای n امین ویژگی در یک فریم تصویر، مدل اندازه‌گیری مشاهده (تابع g_2 در رابطه (۳)) عبارت است از:

$$Z_{cam,i} = \begin{bmatrix} m_{y_i} \\ m_{z_i} \end{bmatrix} + n_c \quad (۸)$$

اندازه‌گیری با یک نویز گوسی n_c با میانگین صفر، همراه است. وقتی که مشاهده چند ویژگی در یک فریم تصویر در دسترس باشد، بردار اندازه‌گیری‌های مشاهده، همه ویژگی‌های همراه با نویز یک فریم را به‌صورت رابطه (۹) در بردارد.

$$Z_{cam} = [Z_{cam,1}^T Z_{cam,2}^T \dots Z_{cam,m}^T]^T \quad (۹)$$

از آنجا که $S_i = [S_{x_i} S_{y_i} S_{z_i}]^T$ بیانگر برداری در دستگاه دوربین و از مرکز مختصات دوربین تا n امین نقطه شاخص است، طبق مرجع [۳۷] به‌صورت رابطه (۱۰) قابل محاسبه است.



شکل ۲- چارچوب کلی سیستم اینرسی-تصویری

علاوه بر حالت پرنده که به‌صورت رابطه (۱) تعریف شد، موقعیت نقاط شاخص زمینی (متناظر با ویژگی‌های مطلوب هر فریم تصویر) نیز بایستی به بردار حالت اضافه شوند. به همین منظور موقعیت مطلق این نقاط در دستگاه اینرسی تخمین زده می‌شود. پس بردار حالت کلی پرنده در سیستم ناوبری اینرسی-تصویری به‌صورت زیر شکل می‌گیرد:

$$X = [x_v^T r_1^T r_2^T \dots r_m^T]^T \quad (۲)$$

به‌طوری که x_v حالت پرنده و $r_i = [S_{x_i}^T S_{y_i}^T S_{z_i}^T]^T$ موقعیت نقطه شاخص زمینی متناظر با n امین ویژگی در دستگاه اینرسی است. در سیستم ناوبری اینرسی-تصویری هدف به دست آوردن اطلاعات مورد نیاز برای ناوبری (شامل بردار حالت و کواریانس خطای متناظر با آن) با دقت مناسب است. بدین منظور از مدل‌های اندازه‌گیری رابطه (۳) استفاده می‌شود:

$$\begin{cases} Z_{IMU} = g_1(u) \\ Z_{CAM} = g_2(u) \\ Z_{BAR} = g_3(u) \end{cases} \quad (۳)$$

در این رابطه، u ورودی‌های اعمالی به پرنده، Z_{IMU} اندازه‌گیری‌های اینرسی، Z_{CAM} اندازه‌گیری‌های موقعیت متناظر با ویژگی‌ها هر فریم تصویر در دستگاه دوربین و Z_{BAR} اندازه‌گیری ارتفاع بارومتر می‌باشند که در ادامه تشریح شده‌اند.

مدل اندازه‌گیری اینرسی

واحد اندازه‌گیری اینرسی شامل شتابسنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها است. شتابسنج‌ها، شتاب مخصوص و ژيروسکوپ‌ها، سرعت زاویه‌ای پرنده را اندازه می‌گیرند. هر دو حسگر دارای نویز گوسی با میانگین صفر و بدون انحراف هستند. مدل اندازه‌گیری واحد اندازه‌گیری اینرسی را می‌توان به‌صورت رابطه (۴) نوشت:

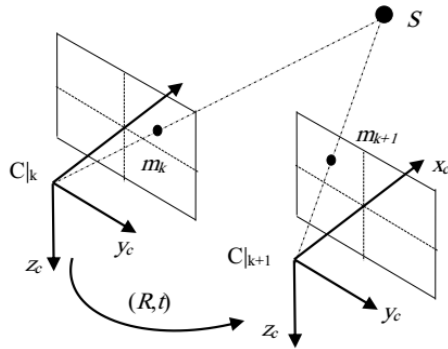
$$Z_{IMU} = [Z_a^T Z_g^T]^T \quad (۴)$$

به‌طوری که:

$$\begin{cases} Z_a = a^B + n_a \\ Z_g = \omega_{IB}^B + n_g \end{cases} \quad (۵)$$

20. Pinhole camera model

21. Perspective



شکل ۴- ارتباط یک ویژگی در دو فریم متوالی

به منظور پیش‌گویی نقاط در تصویر $k + 1$ از معادله دینامیکی اولر به صورت معادله (۱۲) استفاده می‌شود.

$$\begin{bmatrix} f \\ m_{y_i} \\ m_{z_i} \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} f \\ m_{y_i} \\ m_{z_i} \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{m}_{y_i} \\ \dot{m}_{z_i} \end{bmatrix} \times \Delta t \quad (12)$$

در این رابطه، $\begin{bmatrix} m_{y_i} \\ m_{z_i} \end{bmatrix}_k$ نقاط ویژگی در تصویر k ، مشتق نقاط ویژگی در تصویر k و Δt نرخ تصویربرداری دوربین است. به منظور محاسبه مشتق نقاط ویژگی با مشتق‌گیری از رابطه (۶)، رابطه (۱۳) حاصل خواهد شد.

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{m}_{y_i} \\ \dot{m}_{z_i} \end{bmatrix} = [K_i S_i]_k + [K_i \dot{S}_i]_k \quad (13)$$

در این رابطه، همانطور که گفته شد S_i و K_i موقعیت آمین نقطه شاخص زمینی در دستگاه دوربین و نسبت پرسپکتیو هستند. مشتق نسبت پرسپکتیو است و با استفاده از رابطه (۱۴) قابل محاسبه خواهد بود.

$$\dot{K}_i = \frac{-K_i^2 \dot{S}_{x_i}}{f} \quad (14)$$

همچنین، با توجه به اینکه $S_i = C_i^C \Delta r_i$ است، مشتق S_i با استفاده از رابطه (۱۵) قابل محاسبه خواهد بود.

$$\dot{S}_i = \dot{C}_i^C \Delta r_i + C_i^C \Delta \dot{r}_i \quad (15)$$

به طوری که، C_i^C ماتریس دوران از دستگاه اینرسی به دوربین بوده و مشتق آن از رابطه (۱۶) قابل محاسبه است.

$$\dot{C}_i^C = C_i^C \Omega_{CI}^I, \Omega_{CI}^I = [\omega_{CI}^I \times] \quad (16)$$

و

$$[\omega_{CI}^I \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

در ماتریس ضرب فوق مقادیر $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ سرعت‌های زاویه‌ای حس شده توسط ژيروسکوپ نسبت به دستگاه اینرسی و دوران یافته در دستگاه دوربین هستند. همچنین، در رابطه (۱۵) مشتق بردار Δr_i در دستگاه اینرسی برابر با تفاضل بردار سرعت نقاط شاخص

$$S_i = C_B^C (C_i^B (r_i - r) - \Delta S) = C_B^C (C_i^B \Delta r_i - \Delta S) \quad (10)$$

به طوری که، C_B^C بیانگر ماتریس دوران از دستگاه بدنی به دستگاه دوربین، C_i^B ماتریس دوران از دستگاه اینرسی به بدنی، $r_i = [S_{x_i}^I S_{y_i}^I S_{z_i}^I]^T$ موقعیت نقاط شاخص در دستگاه اینرسی و $r = [x^I y^I z^I]^T$ موقعیت پرنده در دستگاه اینرسی می‌باشد. همچنین، ΔS بردار انتقال یا جابجایی دستگاه دوربین نسبت به بدنی است.

با فرض اینکه دوربین در مرکز جرم پرنده قرار گرفته، رابطه (۱۰) به شکل رابطه (۱۱) ساده‌سازی خواهد شد:

$$S_i = \begin{bmatrix} S_{x_i} \\ S_{y_i} \\ S_{z_i} \end{bmatrix} = C_B^C C_i^B \begin{bmatrix} S_{x_i}^I - x^I \\ S_{y_i}^I - y^I \\ S_{z_i}^I - z^I \end{bmatrix} = C_i^C \begin{bmatrix} S_{x_i}^I - x^I \\ S_{y_i}^I - y^I \\ S_{z_i}^I - z^I \end{bmatrix} \quad (11)$$

استخراج ویژگی‌ها از تصویر و تطبیق آن‌ها

ویژگی‌ها نقاط خاصی از تصویر هستند که غیرقابل تشخیص از هم بوده و لذا می‌بایست با محاسبات و الگوریتم‌های ویژه، آن‌ها را به طور واضح از هم تشخیص داد. در این تحقیق برای تشخیص ویژگی‌ها در تصویر و تطبیق آن‌ها در فریم‌های متوالی از الگوریتم SIFT [۳۸] استفاده شده است. این الگوریتم نقاط هر تصویر که در مقابل تغییرات مقیاس، روشنایی و زاویه دید مقاوم می‌باشد را به طور مجزا استخراج نموده و به هر یک از آن‌ها یک بردار توصیف تخصیص می‌دهد. سپس در مرحله بعد، بین نقاط دو تصویر تطبیق را انجام داده و جایگاه ویژگی‌های تطبیق داده شده و تطبیق داده نشده را در دو تصویر مشخص می‌کند. بدین ترتیب، نقاط در تصاویر متوالی ردیابی شده و نقاط جدید نیز برای ردیابی در تصویر بعدی مشخص می‌شود.

پیش‌گویی نقاط ویژگی و حذف نقاط نامطلوب

در این تحقیق برای پیش‌گویی و ارزیابی نقاط ویژگی در هر فریم تصویر، یک الگوریتم ابتکاری ارائه شده است. در این الگوریتم از اطلاعات INS پرنده در هر فریم، ویژگی‌های تصویر قبلی و معادلات دینامیکی برای پیش‌گویی نقاط ویژگی استفاده شده است. همچنین، به منظور ارزیابی نقاط ویژگی پیش‌گویی شده و حذف نقاط نامطلوب یا خارج محدوده، نقاط پیش‌گویی شده با نقاط ویژگی تطبیق یافته حاصل از الگوریتم SIFT مقایسه می‌شود. مطابق شکل (۴)، تغییرات موقعیت و وضعیت پرنده، برای پیش‌گویی نقاط ویژگی در تصویر $k + 1$ (فعلی) متناظر با ویژگی‌های دیده شده در تصویر k (قبلی) استفاده می‌شود.

(r_i) ، محاسبه می‌شود. پس از محاسبه K_i و r_i طبق روابط (۲۱) و (۲۲) مشتق نقاط ویژگی در تصویر k و در نهایت به کمک رابطه (۱۲) نقاط ویژگی پیش‌گویی شده در تصویر $k + 1$ به دست می‌آید.

نقاط شاخص محاسبه شده از رابطه (۲۵) طبق رابطه (۲۶) به بردار حالت به روزرسانی شده و کوواریانس متناظر با خطای آن طبق رابطه (۲۷) به ماتریس کوواریانس به روزرسانی شده اضافه می‌شود.

$$X_{k|k} = \begin{bmatrix} X_{k|k} \\ r_i \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$P_{k|k} = \begin{bmatrix} P_{k|k} & 0 \\ 0 & P_{r_i} \end{bmatrix} \quad (27)$$

زمانی که نقاط ویژگی پیش‌گویی شده در تصویر $k + 1$ به دست آمد، برای ارزیابی و حذف نقاط نامطلوب یا خارج از محدوده، این نقاط ویژگی با نقاط ویژگی تطبیق داده شده حاصل از الگوریتم SIFT در دو تصویر k و $k + 1$ مقایسه می‌شود. بدین منظور می‌توان از الگوریتم تکراری RANSAC استفاده نمود. از آنجاکه بار محاسباتی و زمانی این الگوریتم بسیار زیاد است، در این تحقیق از روشی با بار و زمان محاسباتی کمتر ولی عملکرد مشابه استفاده شده است. در این روش، اگر RMSE ویژگی‌های پیش‌بینی شده $(\tilde{m}_i|_{k+1})$ از واقعی $(m_i|_{k+1})$ در تصویر $k + 1$ از رابطه (۲۸) پیروی نماید ویژگی‌های پیش‌بینی شده به‌عنوان ویژگی‌های صحیح یا داخل محدوده انتخاب می‌شود. از طرف دیگر، در صورت عدم پیروی از این رابطه، نقاط مورد نظر به‌عنوان نقاط نامطلوب یا خارج محدوده انتخاب شده و حذف می‌شود.

$$\{m_i|_{k+1}\}^{inlier} = RMSE(m_i|_{k+1}, \tilde{m}_i|_{k+1}) < threshold \quad (28)$$

پس از حذف نقاط نامطلوب، نقاط مطلوب در تصویر $k + 1$ طبق رابطه (۲۵) برای محاسبه نقاط شاخص مورد استفاده در بردار مشاهده مرحله $k + 1$ استفاده می‌شود. همچنین، این نقاط شاخص متناظر با ویژگی‌های مطلوب و کوواریانس خطای متناظر با آن‌ها طبق روابط (۲۶) و (۲۷) به بردار حالت و ماتریس کوواریانس به روزرسانی شده اضافه شده و در مرحله $k + 2$ مورد استفاده قرار می‌گیرند. لازم به ذکر است عمل حذف نقاط نامطلوب باعث بهبود دقت تخمین نقاط شاخص زمینی محاسبه شده در مرحله $k + 2$ و متناظر با ویژگی‌های تصویر $k + 1$ و همچنین بهبود بردار مشاهده فیلتر می‌شود.

به منظور تشریح دقیق الگوریتم پیش‌گویی نقاط ویژگی و حذف نقاط نامطلوب، در شکل (۵-الف) نمایشی از نقاط ویژگی تطبیق‌یافته و متناظر بین دو تصویر متوالی و حاصل از الگوریتم پیش‌گویی نقاط ویژگی ارائه شده است. همچنین، در شکل (۵-ب) عملکرد حذف نقاط نامطلوب یک تصویر به نمایش درآمده است.

(که دارای دینامیکی نبوده و صفر در نظر گرفته می‌شود) و پرند در دستگاه اینرسی هستند که این تفاضل به صورت رابطه (۱۸) بیان می‌شود.

$$\Delta \dot{r}_i = v_i - v = -v \quad (18)$$

در نهایت رابطه (۱۳) به صورت رابطه (۱۹) تغییر خواهد کرد.

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{m}_{y_i} \\ \dot{m}_{z_i} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} -K_i^2 \dot{S}_{x_i} \\ f \end{bmatrix}_k S_i + [K_i C_i^C [\omega_{CI}^I \times] \Delta r_i]_k + [K_i C_i^C \Delta \dot{r}_i]_k \quad (19)$$

سپس، این رابطه به روابط (۲۰)، (۲۱) و (۲۲) تجزیه می‌شود:

$$(\dot{S}_{x_i})_k = (C1. \omega 1. \Delta r_{x_i})_k - (C1. v)_k \quad (20)$$

$$(\dot{m}_{y_i})_k = \left(\frac{-K_i^2 \dot{S}_{x_i}}{f} S_{y_i}\right)_k + (K_i C2. \omega 2. \Delta r_{y_i})_k - (K_i C2. v)_k \quad (21)$$

$$(\dot{m}_{z_i})_k = \left(\frac{-K_i^2 \dot{S}_{x_i}}{f} S_{z_i}\right)_k + (K_i C3. \omega 3. \Delta r_{z_i})_k - (K_i C3. v)_k \quad (22)$$

به طوری که $\omega 1$ ، $\omega 2$ و $\omega 3$ به ترتیب ستون‌های اول، دوم و سوم ماتریس $[\omega_{CI}^I \times]$ و $C1$ ، $C2$ و $C3$ نیز به ترتیب سطوحی اول، دوم و سوم ماتریس C_i^C می‌باشد. طبق روابط فوق تنها مقادیر K_i (نسبت پرسپکتیو متناظر با نقطه شاخص) و $(S_i)_k$ یا همان نقاط شاخص زمینی متناظر با ویژگی‌های تصویر k مجهول است. برای محاسبه دو مجهول مذکور طبق روابط (۷) و (۱۱)، رابطه (۲۳) حاصل خواهد شد:

$$\begin{bmatrix} f \\ m_{y_i} \\ m_{z_i} \end{bmatrix} = K_i \begin{bmatrix} S_{x_i} \\ S_{y_i} \\ S_{z_i} \end{bmatrix} = K_i C_i^C \begin{bmatrix} S_{x_i}^I - x^I \\ S_{y_i}^I - y^I \\ S_{z_i}^I - z^I \end{bmatrix} \quad (23)$$

در این رابطه، همان‌طور که گفته شد $r = [x^I y^I z^I]^T$ موقعیت پرند در دستگاه اینرسی و $r_i = [S_{x_i}^I S_{y_i}^I S_{z_i}^I]^T$ مختصات نقاط شاخص در دستگاه اینرسی هستند که برحسب سایر متغیرها به صورت رابطه (۲۴) قابل محاسبه خواهند بود.

$$r_i = \frac{1}{K_i} (C_i^C)^{-1} \begin{bmatrix} f \\ m_{y_i} \\ m_{z_i} \end{bmatrix} + r = \frac{1}{K_i} C_i^I \begin{bmatrix} 1 \\ m_{y_i} \\ m_{z_i} \end{bmatrix} + r \quad (24)$$

نقاط شاخص زمینی در دستگاه اینرسی به صورت رابطه (۲۵) محاسبه می‌شوند.

$$\begin{bmatrix} S_{x_i}^I \\ S_{y_i}^I \\ S_{z_i}^I \end{bmatrix} = \frac{1}{K_i} C_i^I \begin{bmatrix} f \\ m_{y_i} \\ m_{z_i} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x^I \\ y^I \\ z^I \end{bmatrix} \quad (25)$$

با استفاده از نقاط تطبیق یافته در دو فریم متوالی و اطلاعات ناوبری متناظر با آنها و حل دستگاه معادلات، مجهولات (K_i) و

شبیه‌سازی و نتایج

در این بخش سیستم تلفیق پیشنهادی، بر روی یک مسیر نامی پروازی یک پرنده بدون سرنشین در مدت زمان ۱۰۰۰ ثانیه و در نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی شده و مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته است. در این مرحله از یک واحد اندازه‌گیری اینرسی ارزان قیمت، دوربین و بارومتر استفاده شده است. شتاب‌سنج و ژيروسکوپ استفاده شده در واحد اندازه‌گیری اینرسی متناسب با حسگرهای ارزان قیمت MEMS در نظر گرفته شده‌اند. حسگرهای استفاده شده دارای واریانس خطای تعریف شده در جدول (۱) هستند. همچنین مشخصات دوربین استفاده شده در جدول (۲) تعریف می‌شود.

جدول ۱- واریانس خطای حسگرها

واحد	واریانس خطا	حسگر
(m/s^2)	۰/۴	شتاب سنج
(deg/s)	۰/۱۴۲۳	ژيروسکوپ
(m)	۲۵	بارومتر
$(pixel)$	۰/۰۱	دوربین

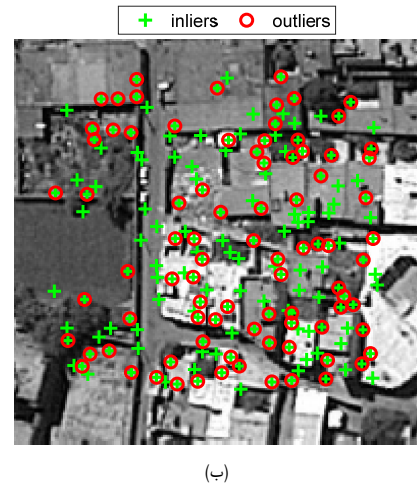
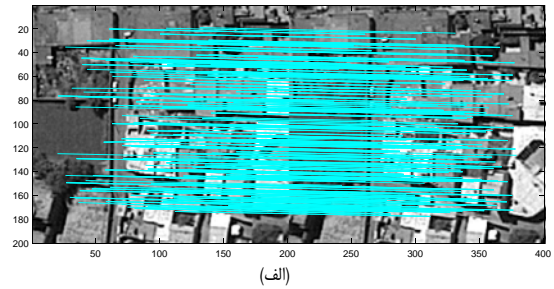
جدول ۲- پارامترهای دوربین

واحد	مقدار	پارامتر
میلی‌متر	۲	فاصله کانونی
ساتی‌متر مربع	۲×۲	مساحت آشکارساز تصویر
پیکسل	۲۰۰	طول آشکارساز تصویر
پیکسل	۲۰۰	عرض آشکارساز تصویر

در شکل (۶) مسیر حرکت سه‌بعدی پرنده با استفاده از INS و سیستم تلفیق پیشنهادی نمایش داده شده و با مسیر واقعی مقایسه شده است. همان‌طور که مشخص است INS منفرد به علت وجود نویز حسگرها و خطای جمع شونده به‌سرعت خطادار شده ولی رشد خطای سیستم تلفیقی پیشنهادی با وجود خطای جمع شونده بسیار کند بوده که بیانگر عملکرد مطلوب این سیستم است.

جدول ۳- خطای سیستم‌های ناوبری

سیستم	RMSE			نهایی		
	موقعیت (متر)	وضعیت (درجه)	سرعت (متر بر ثانیه)	موقعیت (متر)	وضعیت (درجه)	سرعت (متر بر ثانیه)
ناوبری اینرسی منفرد	۱۴۷۰	۱۲/۹۶	۵۷۴	۳/۶۸e+۵	۲۰/۳۹	۱۲۴۸
ناوبری اینرسی-تصویری	۲۹۳/۶	۰/۵۶	۱/۳۱	۳۸۴/۸۴	۰/۴۹	۰/۶۳



شکل ۵- الگوریتم پیش‌گویی نقاط ویژگی و حذف نقاط نامطلوب. (الف) پیش‌گویی نقاط متناظر بین دو تصویر متوالی، (ب) حذف نقاط نامطلوب

بارومتر

برای بهبود پارامتر ارتفاع INS در مرحله به روزرسانی فیلتر از مشاهدات بارومتر استفاده می‌شود. بارومتر حسگری است که بر روی پرنده نصب شده و فشار استاتیک را در هر ارتفاعی اندازه‌گیری می‌کند. طبق مرجع [۳۹] ارتفاع پرنده براساس فشار استاتیک اتمسفر و مطابق رابطه (۲۹) قابل محاسبه است.

$$H_p = 145542 \left[1 - \left(\frac{p_s}{29.9213} \right)^{0.19026} \right]$$

$$H_p < 36089 \text{ (ft)}, \quad (29)$$

$$H_p = 36.089 - 20.806 \ln \left(\frac{p_s}{6.68324} \right)$$

$$36089 \leq H_p \leq 65617 \text{ (ft)},$$

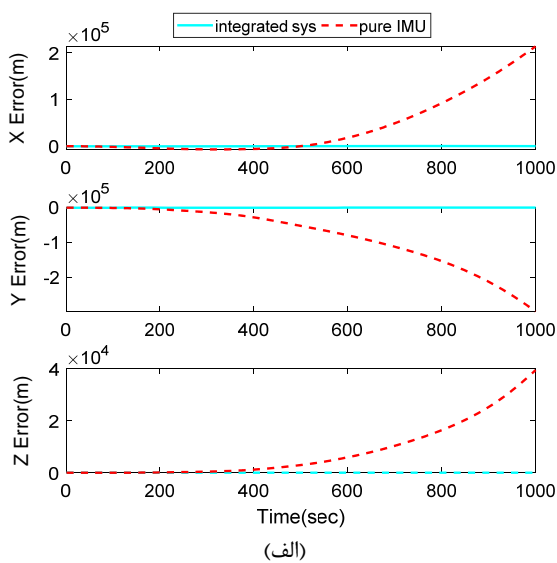
در این رابطه، H_p ارتفاع از سطح دریا و p_s فشار استاتیک است که توسط بارومتر اندازه‌گیری می‌شود. در شبیه‌سازی و در مرحله استفاده از مشاهده بارومتر در مرحله به‌روزرسانی فیلتر، مدل موردنظر با یک نویز گوسی جمع شونده (n_b)، به‌صورت رابطه (۳۰) در نظر گرفته می‌شود.

$$h = H_p + n_b \quad (30)$$

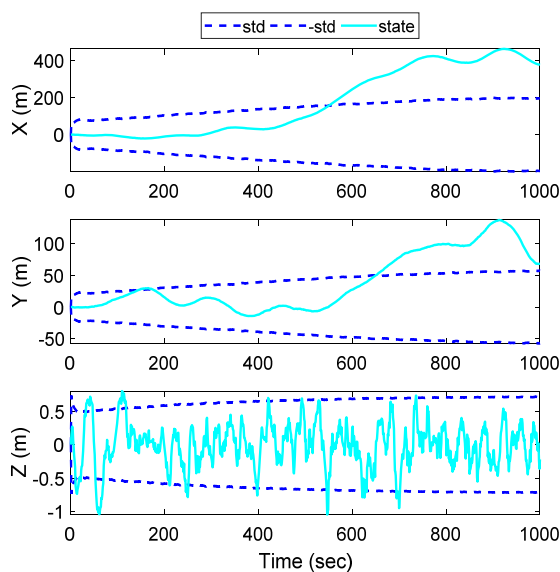
با این اوصاف مشاهده بارومتر با توجه به تابع g_3 در رابطه (۳) به صورت رابطه (۳۱) بیان می‌شود:

$$Z_{BAR} = h = H_p + n_b \quad (31)$$

نمودار تغییرات خطای پارامترهای سرعت ناشی از سیستم تلفیق ارائه شده نسبت به INS منفرد در راستای سه راستای x ، y و z در شکل (۹-الف) نمایش داده شده‌اند. همچنین، نمودار خطای تغییرات پارامترهای سرعت به همراه انحراف معیار تخمین زده شده به کمک سیستم تلفیق در راستای سه راستای x ، y و z در شکل (۹-ب) به نمایش در آمده است. مطابق شکل (۹)، با استفاده از سیستم تلفیق ارائه شده سرعت تخمین زده شده نسبت به استفاده از INS منفرد دقیق‌تر و مطلوب‌تر است.

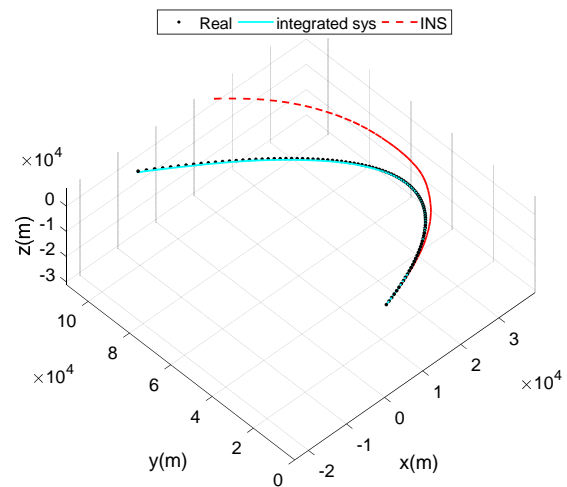


(الف)



(ب)

شکل ۷-مقایسه خطای موقعیت بین دو سیستم ناوبری و بررسی انحراف معیار در سیستم ناوبری تلفیقی

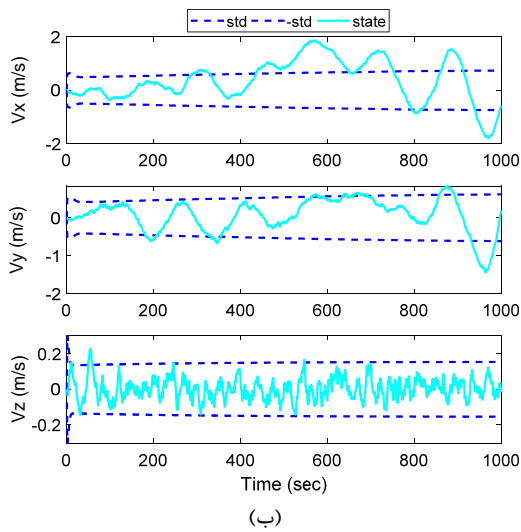


شکل ۶- مسیر حرکت سه بعدی

علاوه بر مسیر سه‌بعدی حرکت پرنده، خطای نهایی موقعیت، وضعیت و سرعت و همچنین RMSE آن‌ها بین INS منفرد و سیستم تلفیق ارائه شده در جدول (۳) مقایسه شده است. همان‌طور که در جدول (۳) نشان داده شده مقدار خطای نهایی و همچنین RMSE پارامترهای ناوبری محاسبه شده توسط سیستم تلفیق ارائه شده در مقایسه با INS منفرد پس از گذشت ۱۰۰۰ ثانیه به مراتب کمتر و مطلوب‌تر است.

به‌منظور بررسی جزئی‌تر دو سیستم مذکور، خطای پارامترهای موقعیت، وضعیت و سرعت پرنده در ادامه مورد بررسی قرار گرفته‌اند. نمودار تغییرات خطای پارامترهای موقعیت ناشی از سیستم تلفیق ارائه شده نسبت به INS منفرد در سه راستای x ، y و z در شکل (۷-الف) نمایش داده شده‌اند. همچنین، نمودار تغییرات خطای پارامترهای موقعیت به همراه انحراف معیار تخمین زده شده به کمک سیستم تلفیق در سه راستای x ، y و z در شکل (۷-ب) نمایش داده شده است. همان‌طور که در شکل (۷) مشاهده می‌شود، با استفاده از سیستم تلفیق ارائه شده در این تحقیق موقعیت تخمین زده شده نسبت به استفاده از INS منفرد به مراتب بهبود یافته است.

علاوه بر موقعیت، نمودار تغییرات خطای پارامترهای وضعیت ناشی از سیستم تلفیق ارائه شده نسبت به INS منفرد حول سه راستای x ، y و z در شکل (۸-الف) نمایش داده شده‌اند. همچنین، نمودار تغییرات خطای پارامترهای وضعیت به همراه انحراف معیار تخمین زده شده به کمک سیستم تلفیق حول سه راستای x ، y و z در شکل (۸-ب) به نمایش در آمده است. طبق شکل (۸)، با استفاده از سیستم تلفیق ارائه شده وضعیت تخمین زده شده نسبت به استفاده از INS منفرد مناسب‌تر و دقیق‌تر است.



شکل ۹- ادامه) مقایسه خطای سرعت بین دو سیستم ناوبری و بررسی انحراف معیار در سیستم ناوبری تلفیقی

نتیجه گیری

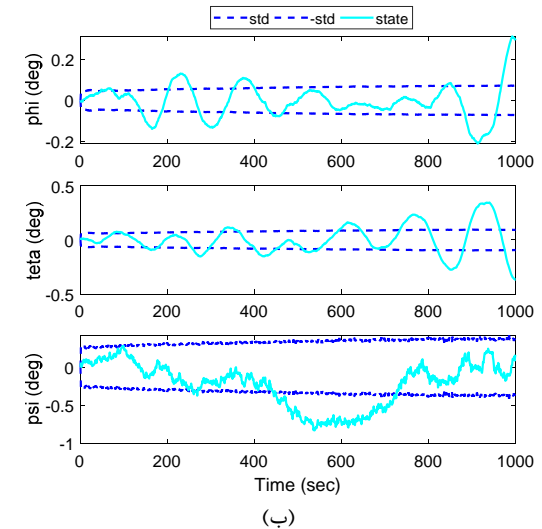
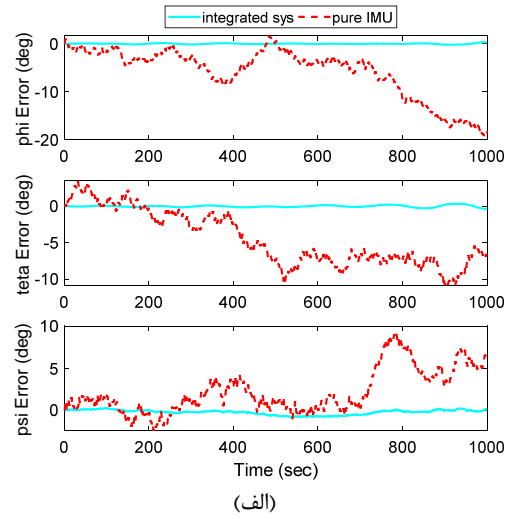
در این تحقیق رویکرد جدیدی از سیستم ناوبری تصویری بدون نقشه و مبتنی بر ردیابی ویژگی‌ها برای تصحیح اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی ارائه شده است. برای تصحیح خطای ارتفاع پرنده از یک بارومتر استفاده شده است که نقش مهمی در پایداری کانال ارتفاع INS دارد. جهت حذف نقاط تطبیق اشتباه در الگوریتم پردازش تصویر، SIFT معادلات دینامیکی نقاط تصویر استخراج شده و در الگوریتم تلفیقی استفاده شده است. این روابط در مقایسه با روش‌های قبلی مثل رنسک بسیار سریع‌تر است و با دقت بسیار خوبی قادر است تا نقاط اشتباه را حذف و از واگرایی فیلتر جلوگیری نماید. نتایج شبیه‌سازی سیستم تلفیقی مذکور در بردارنده عملکرد بسیار مطلوب این سیستم در بهبود خطای پارامترهای ناوبری یک پرنده بدون سرنشین می‌باشد.

تقدیر و تشکر

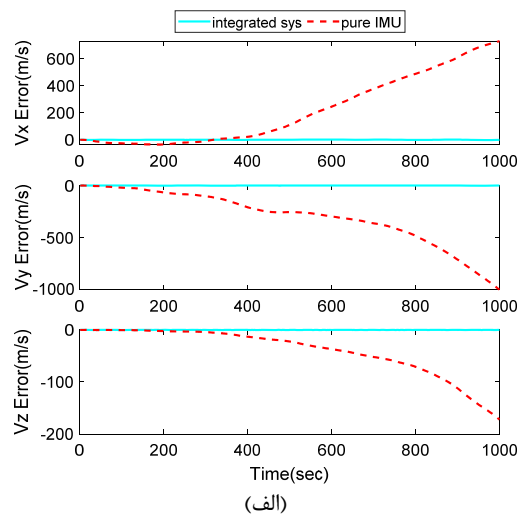
بدین‌وسیله از جناب آقای دکتر حبیب قنبر پور اصل، دکتری مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی شریف و جناب آقای مهندس محمد نوروز، کارشناس ارشد مهندسی هوافضا دانشگاه تربیت مدرس که در انجام این تحقیق ما را یاری نمودند کمال تشکر و قدردانی را داریم.

مراجع

- [1] M.V. Arbabmir, M. Ebrahimi and M. Norouz, "A Survey on Vision Navigation Methods for UAV Navigation Applications," *Journal of Space Science & Technology*, Vol. 10, No. 2, pp. 33-52, 2017 (In Persian).



شکل ۸- مقایسه خطای وضعیت بین دو سیستم ناوبری و بررسی انحراف معیار در سیستم ناوبری تلفیقی



شکل ۹- مقایسه خطای سرعت بین دو سیستم ناوبری و بررسی انحراف معیار در سیستم ناوبری تلفیقی

- [17] B.K. Horn and B.G. Schunck, "Determining Optical Flow," in *1981 Technical symposium east*, pp. 319-331, 1981.
- [18] J.J. Koenderink and A.J. van Doorn, "Facts on Optic Flow," *Biol. Cybern.*, Vol. 56, No. 4, pp. 247-254, 1987.
- [19] W.E. Green, P.Y. Oh, K. Sevcik, and G. Barrows, "AutoNomous Landing for Indoor Flying Robots Using Optic Flow," in *ASME 2003 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, pp. 1347-1352, 2003.
- [20] A. Aminzadeh and M. A. A. Atashgah, "Implementation and Performance Evaluation of Optical Flow Navigation System under Specific Conditions for a Flying Robot," *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, Vol. 33, No. 11, pp. 20-28, 2018.
- [21] F. Caballero, L. MeriNo, J. Ferruz, and A. Ollero, "Unmanned Aerial Vehicle Localization Based on MoNocular Vision and Online Mosaicking A New Mapping Framework," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, Vol. 55, pp. 323-343, 2009.
- [22] D. Nistér, O. Naroditsky, and J. Bergen, "Visual odometry," in *Proceedings of the 2004 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2004. CVPR 2004.*, Vol. 1, pp. I-652, 2004.
- [23] S. Poddar, R. Kottath, and V. Karar, "Evolution of Visual Odometry Techniques," *arXiv Prepr. arXiv1804.11142*, 2018.
- [24] M. Norouz, M. Ebrahimi, and M. Arbabmir, "Modified Unscented Kalman Filter for improving the integrated visual navigation system," in *2017 Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE)*, pp. 753-758, 2017.
- [25] F. Fraundorfer and D. Scaramuzza, "Visual Odometry: Part II: Matching, Robustness, Optimization, and Applications," *IEEE Robot. Autom. Mag.*, Vol. 19, No. 2, pp. 78-90, 2012.
- [26] F. Fraundorfer and D. Scaramuzza, "Visual Odometry: Part i: The First 30 Years and Fundamentals," *IEEE Robot. Autom. Mag.*, Vol. 18, No. 4, pp. 80-92, 2011.
- [27] J. F. Raquet and M. Giebner, "Navigation Using Optical Measurements of Objects at UnkNown Locations," in *Proceedings of the 59th Annual Meeting of The Institute of Navigation and CIGTF 22nd Guidance Test Symposium*, pp. 282-290, 2001.
- [28] A.D. Wu, E.N. Johnson, and A.A. Proctor, "Vision-Aided Inertial Navigation for Flight Control," *J. Aerosp. Comput. Information, Commun.*, Vol. 2, No. 9, pp. 348-360, 2005.
- [29] M.J. Veth, "Fusion of Imaging and Inertial Sensors for Navigation," DTIC Document, 2006.
- [30] K.M. Han and G.N. DeSouza, "Geolocation of Multiple Targets from Airborne Video without Terrain Data," *J. Intell. Robot. Syst.*, Vol. 62, No. 1, pp. 159-183, 2011.
- [31] V. Indelman, P. Gurfil, E. Rivlin, and H. Rotstein, "Real-time Vision-aided Localization and Navigation Based on Three-view Geometry," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol. 48, No. 3, pp. 2239-2259, 2012.
- [32] J. Hosen, H. H. Helgesen, L. Fusini, T. I. Fossen, and
- [2] C. Kanellakis and G. Nikolakopoulos, "Survey on computer vision for UAVs: Current developments and trends," *J. Intell. Robot. Syst.*, Vol. 87, No. 1, pp. 141-168, 2017.
- [3] M. Bryson and S. Sukkarieh, "Observability analysis and active control for airborne SLAM," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol. 44, No. 1, 2008.
- [4] J. Kim and S. Sukkarieh, "Real-time implementation of airborne inertial-SLAM," *Rob. Auton. Syst.*, Vol. 55, No. 1, pp. 62-71, 2007.
- [5] M. A. A. Atashgah and S. M. B. Malaek, "An integrated virtual environment for feasibility studies and implementation of aerial MoNoSLAM," *Virtual Real.*, Vol. 16, No. 3, pp. 215-232, 2012.
- [6] A. Aminzadeh, M.A. Atashgah, and A. Roudbari, "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.*, Vol. 33, No. 1, pp. 50-57, 2018.
- [7] M.A.A. Atashgah, P. Gholampour, and S.M.B. Malaek, "Integration of image de-blurring in an aerial MoNo-SLAM," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, Vol. 228, No. 8, pp. 1348-1362, 2014.
- [8] A. Abaszadeh, H. ghanbarpourasl, Kh. Yaghmai, Data Fusion of Inertial Navigation Syatem and Visual Navigation Syatem, *13th Iranian Conference on Electrical Engineering*, Iran, Zanjan, Zanjan University, 2005 (In Persian).
- [9] J. R. Carr and J. S. Sobek, "Digital scene matching area correlator (DSMAC)," in *24th Annual Technical Symposium*, pp. 36-41, 1980.
- [10] J. Joglekar and S.S. Gedam, "Area Based Image Matching Methods-A Survey," *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering Website: www.ijetae.com*, Vol. 2, Issue 1, 2012, pp. 130-136.
- [11] R. Krishnan and A. AR, "A Survey On Image Matching Methods," *International Journa L For Res Earch In Ap Pl I Ed Sc Ienc E And Engineering Technolo Gy (IJRAS ET)*, Vol. 2, Issue V, 2014, pp. 275-280.
- [12] D. Lee, Y. Kim, and H. Bang, "Vision-based Terrain Referenced Navigation for Unmanned Aerial Vehicles Using Homography Relationship," *J. Intell. Robot. Syst.*, Vol. 69, No. 1-4, pp. 489-497, 2013.
- [13] Q. Yu *et al.*, "Full-parameter Vision Navigation Based on Scene Matching for Aircrafts," *Sci. China Inf. Sci.*, Vol. 57, No. 5, pp. 1-10, 2014.
- [14] A. Aminzadeh, M.A. AmiriAtashgh. "The Practical Implementation of Vision Navigation with Optical Flow Sensor for a Air Vehicle Robot," *2nd National Congress Research in Computer Engineering*, Iran, Tehran, 2015 (In Persian).
- [15] H. Chao, Y. Gu, and M. Napolitano, "A Survey of Optical Flow Techniques for UAV Navigation Applications," in *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2013, pp. 710-716.
- [16] T. Cornall and G. Egan, "Optic Flow Methods Applied to Unmanned air Vehicles," in *Academic Research Forum, Department of Electrical and Computer Systems Engineering, Monash University*, 2003.

- [35] L. Ljung, "Asymptotic Behavior of the Extended Kalman Filter as a Parameter Estimator for Linear Systems," *IEEE Trans. Automat. Contr.*, Vol. 24, No. 1, pp. 36–50, 1979.
- [36] D. Titterton, J.L. Weston, and J. Weston, *Strapdown inertial navigation techNology*, Vol. 17. IET, 2004.
- [37] R. Hartley and A. Zisserman, *Multiple View Geometry in Computer Vision*. Cambridge university press, 2003.
- [38] D.G. Lowe, "Object Recognition from Local Scale-invariant Features," in *The proceedings of the seventh IEEE international conference on Computer vision, 1999*. Vol. 2, pp. 1150–1157, 1999.
- [39] G. Siouris, "Aerospace Avionics Systems: a Modern Synthesis," 1st, edition, ebook, Esevier, 1993.
- T. A. Johansen, "Vision-aided Nonlinear Observer for Fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle Navigation," *J. Guid. Control. Dyn.*, Vol. 39, No. 8, 2016, pp. 1777–1789.
- [33] S. Zhao, F. Lin, K. Peng, X. Dong, B. M. Chen, and T. H. Lee, "Vision-aided Estimation of Attitude, Velocity, and Inertial Measurement Bias for UAV Stabilization," *J. Intell. Robot. Syst.*, Vol. 81, No. 3–4, pp. 531–549, 2016.
- [34] T. J. Steiner, R.D. Truax, and K. Frey, "A Vision-aided Inertial Navigation System for Agile High-speed Flight in Unmapped Environments: Distribution Statement A: Approved for Public Release, Distribution Unlimited," in *2017 IEEE Aerospace Conference, 2017*, pp. 1–10.