

اندازه‌گیری سرعت فضاپیمای بازگشتی به کمک ردیابی شاخصه‌های تصویری

محسن شامیرزایی^۱، مهران میرشمس^۲

چکیده

مسئله‌ی تعیین جابجایی و دوران دوربین براساس شاخصه‌های متناظر میان فریم‌های تصویر، از موضوعات مورد بحث در علم بینایی ماشین است. پیچیدگی مسئله به یکتا نبودن پاسخ مربوط می‌شود. در این مقاله از روش حداقل مربعات بازگشتی برای پردازش اطلاعات حاصل از ردیابی شاخصه‌های تصویری به منظور اندازه‌گیری جابجایی خطی و زاویه‌ای دوربین میان فریم‌های تصویری و متعاقب آن اندازه‌گیری سرعت استفاده می‌شود. به طور مشابه، از تطبیق تصاویر لحظه‌ای دوربین با تصاویر مرجع، برای اندازه‌گیری خطای ناوبری اینرسی در تعیین خطای موقعیت و وضعیت فضاپیمای حامل دوربین استفاده می‌شود. همچنین فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای تلفیق مقادیر اندازه‌گیری شده توسط سامانه بینایی با اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی به کار گرفته می‌شود. بدین ترتیب، همزمان با ارتقاء دقت سیستم ناوبری، امکان دستیابی به تقریب مناسبی از جابجایی دوربین در بازه‌های زمانی میان فریم‌های تصویر فراهم می‌شود. بکارگیری این تقریب به عنوان نقطه شروع، باعث همگرایی روش حداقل مربعات بازگشتی به پاسخ مورد قبول از میان پاسخ‌های ممکن برای مسئله می‌شود. برای نمایش کارایی روش پیشنهادی، بازگشت یک فضاپیمای نوعی و تصاویر دوربین نصب شده بر روی آن شبیه‌سازی می‌شود. خطای سنسورهای اینرسی مدل‌سازی شده‌اند. بنابراین سیستم ناوبری اینرسی سرعت، موقعیت و وضعیت فضاپیما را با خطا گزارش می‌کند. با ردیابی شاخصه‌های تصویری مناسب و تعیین مختصات نقاط شاخص از پیش‌نگاشت‌یافته در تصویر دوربین، خطای سیستم ناوبری اینرسی تخمین زده شده و اصلاح می‌گردد. صحنه‌گذاری بر نتایج، از طریق مقایسه آن‌ها با مقادیر حاصل از حل معادلات شش درجه آزادی حرکت به عنوان مقادیر صحیح و بدون خطا انجام می‌شود. نتایج نشان می‌دهند که در سناریوی تعریف شده برای بازگشت فضاپیما و به ازای مشخصات در نظر گرفته شده برای دوربین و سنسورهای اینرسی، دقت 0.02 متر بر ثانیه، 5 متر و 0.1 درجه به ترتیب در تعیین سرعت، موقعیت و وضعیت قابل دستیابی است، ضمن این که دقت حاصل از بکارگیری سامانه بینایی، مستقل از زمان پرواز، دینامیک پرنده و سایر عوامل مؤثر بر دقت سیستم ناوبری اینرسی است.

کلید واژه‌ها

ناوبری اینرسی، ناوبری تلفیقی، ناوبری به کمک تصویر، بینایی ماشین، سرعت سنجی بینایی

بینایی به منظور اصلاح خطای سیستم ناوبری اینرسی و متعاقب آن ارتقای دقت فرود است.

یک خانواده از الگوریتم‌های تلفیق اندازه‌گیری‌های اینرسی با مشاهدات شاخصه‌های تصویری، از الگوی مکان‌یابی و نگاشت همزمان پیروی می‌کنند. در این روش‌ها، حالات (موقعیت و وضعیت) واحد اندازه‌گیر اینرسی به همراه موقعیت سه‌بعدی همه شاخصه‌های تصویری، بطور توأم تخمین زده می‌شوند. این روش‌ها با روش‌هایی که تنها از دوربین برای مکان‌یابی و نگاشت استفاده می‌کنند از اصول مشترکی تبعیت می‌کنند با این اختلاف که به‌جای مدل آماری حرکت از اندازه‌گیری‌های واحد اینرسی برای

۱- مقدمه

در بسیاری از کاربردها، محاسبه‌ی جابجایی و دوران دوربین میان فریم‌های تصویر مورد نیاز است. یکی از کاربردهای این موضوع، اندازه‌گیری سرعت محموله فضایی بازگشتی به وسیله سامانه

این مقاله در مردادماه ۱۴۰۱ دریافت، در مهرماه بازنگری و در آبان‌ماه پذیرفته شد.

^۱ دانشجوی دکتری هوافضا، دانشگاه خواجه‌نصیرالدین طوسی

رایانامه: m.shah@email.kntu.ac.ir

^۲ گروه مهندسی فضایی، دانشکده هوافضا، دانشگاه خواجه‌نصیرالدین طوسی

رایانامه: mirshams@kntu.ac.ir

نویسنده مسئول: محسن شامیرزایی

کند. این مقاله روش‌هایی را برای کاهش بروزرسانی‌ها و خطی-سازی معادله اندازه‌گیری بکار می‌گیرد.

[2] از تطبیق میان تصاویر دو بُعدی دوربین با نقشه سه بُعدی منطقه (شاخصه‌های تصویری نگاشت‌یافته^۹) برای حالات مطلق فضاپیما و از تطبیق شاخصه‌های تصویری مناسب^{۱۰} در دنباله‌ای از تصاویر دوربین برای استخراج اطلاعات سرعت زاویه‌ای و سرعت انتقالی دوربین، به منظور تلفیق سخت^{۱۱} با اندازه‌گیری‌های واحد اندازه-گیر اینرسی^{۱۲} در یک فیلتر کالمن توسعه‌یافته، استفاده می‌کند. با خارج شدن یک شاخصه تصویری از کادر دوربین یا حالت ردیابی، تمام اندازه‌گیری‌های انجام شده برای بروزرسانی فیلتر استفاده می‌شود. از آنجا که مختصات مطلق ویژگی‌های تصویری ردیابی شده در تصویر معلوم نیستند، از یک الگوریتم کمینه‌سازی حداقل مربعات^{۱۳} برای تخمین موقعیت آن‌ها استفاده می‌شود.

[8] با اندازه‌گیری زوایای دید شاخصه‌ها از چند موقعیت، از تخمین حداقل مربعات برای اندازه‌گیری سرعت استفاده می‌کند. نویسندگان در [9] یک مدل اندازه‌گیری ضمنی برای استفاده در فیلتر کالمن توسعه‌یافته ارائه می‌کنند. در این حالت نرخ تغییرات فاصله نسبی تا شاخصه‌ها با زمان، به بردار حالت‌های حامل افزوده می‌شوند تا تخمین زده شوند.

[10] با استفاده از سه تصویر دارای ناحیه همپوشان، قیودی بر حرکت در فواصل زمانی میان سه تصویر وضع می‌کند. این مرجع نیز برای برطرف کردن ابهام ذاتی مقیاس، قیود مذکور را به وسیله فیلتر کالمن ضمنی با داده‌های ناوبری اینرسی تلفیق می‌کند.

[11] روابط یک فیلتر کالمن توسعه‌یافته را که در آن بردار حالت شامل پنجره لغزانی از موقعیت‌هاست، برای سرعت سنجی اینرسی-بینایی^{۱۴} ارائه می‌کند و نشان می‌دهد که این روش نسبت به مکان‌یابی و نگاشت همزمان با فیلتر کالمن توسعه‌یافته که در آن بردار حالت شامل موقعیت‌های جاری و شاخصه‌های مشاهده شده توسط دوربین است، از دقت^{۱۵}، ثبات^{۱۶} و کارایی محاسباتی^{۱۷} بالاتری برخوردار است.

[12] از فیلتر کالمن توسعه‌یافته، برای تلفیق اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی و سامانه تصویری استفاده می‌کند. خطای موقعیت و وضعیت از تطبیق تصاویر مرجع با تصاویر لحظه‌ای دوربین محاسبه و در معادلات اندازه‌گیری فیلتر کالمن اعمال می‌شوند. بدین منظور از فیلتر حداقل مربعات بازگشتی استفاده می‌شود [13]. در مقاله حاضر، از فیلتر اخیر برای پردازش اطلاعات حاصل از ردیابی شاخصه‌های تصویری به منظور اندازه‌گیری جابجایی خطی

انتشار حالت^۱ استفاده می‌کنند [1]. نقطه قوت روش‌های مبتنی بر مکان‌یابی و نگاشت آن است که در ازای هزینه محاسباتی متناسب با توان سوم تعداد شاخصه‌های تصویری مشاهده شده، همبستگی^۲ میان حالات دوربین و موقعیت‌های سه‌بعدی آن‌ها را محسوب می‌کنند [2]. برخلاف این دسته، الگوریتم‌های دیگری وجود دارند که با هدف کاهش بار محاسباتی، تنها حالات دوربین را تخمین می‌زنند. این روش‌ها قیودی را بر حالات دوربین وضع نموده و از آن در معادلات اندازه‌گیری استفاده می‌کنند. عیب اساسی روش‌های مکان‌یابی و نگاشت همزمان، به منظور استفاده در فاز ورود، نزول و فرود فضاپیما آن است که وقتی شاخص‌های زمینی با مختصات معین وجود نداشته باشد، امکان تخمین موقعیت و وضعیت مطلق وجود ندارد و حالت سیستم مشاهده‌پذیر نیست. بنابراین این روش‌ها به تنهایی نمی‌توانند دقت لازم برای فرود فضاپیما را فراهم کنند [3]. به علاوه مزیت اصلی روش‌های مکان‌یابی و نگاشت همزمان در توانایی "بستن حلقه"^۳ هنگام عبور مجدد از یک منطقه است که برای مأموریت‌های فرود بر سطح سیاره اهمیت ندارد.

[4] تابع هزینه‌ای^۴ از تبدیل افکنشی^۵ مختصات سه‌بعدی شاخصه‌های تصویری متناظر بر روی صفحه تصویر در دو لحظه متوالی استخراج و از روش بهینه‌سازی لونیبرگ-مارکواردت^۶ برای تعیین پارامترهای دوران و جهت انتقال دوربین بین دو فریم استفاده نموده و برای تعیین اندازه بردار انتقال، از سنجش ارتفاع لیزری^۷ بهره‌می‌گیرد.

[5] و [6] با نزدیک شدن فضاپیما به سطح سیاره و در فاز مانور کاهش ارتفاع فضاپیما که اختلاف رزولوشن نقشه‌های از پیش تعبیه شده و اندازه‌گیری‌های مبتنی بر بینایی فاحش می‌شود، شاخصه‌های تصویری با مختصات نامعلوم را استخراج و با اندازه‌گیری‌های ناوبری اینرسی ادغام می‌کند.

[1] یک مدل اندازه‌گیری ارائه می‌کند که با ردیابی شاخصه‌های تصویری در موقعیت‌های مختلف دوربین، به صورت قیود هندسی بیان می‌شود. بدین ترتیب نیازی به الحاق مختصات سه‌بعدی شاخصه‌های تصویری به بردار حالت فیلتر کالمن توسعه‌یافته نیست. برای تخمین موقعیت شاخصه تصویری ردیابی شده از فرایند بهینه‌سازی حداقل مربعات با تقریب مرتبه اول استفاده می‌شود.

[7] برای دستیابی به اطلاعات از نوع سرعت به منظور استفاده در تخمین‌گر حالت، از جدول شاخصه‌های تصویری متناظر^۸ و زوایای دید آن‌ها در دو فریم با زمان‌های ثبت مختلف استفاده می‌شود.

⁹a priori mapped landmarks

¹⁰ Opportunistic features

¹¹tight integration

¹²Inertial Measurement Unit (IMU)

¹³least-squares minimization

¹⁴Visual-Inertial Odometry (VIO)

¹⁵accuracy

¹⁶consistency

¹⁷computational efficiency

¹ state propagation

² correlation

³ loop closing

⁴ cost function

⁵ projective

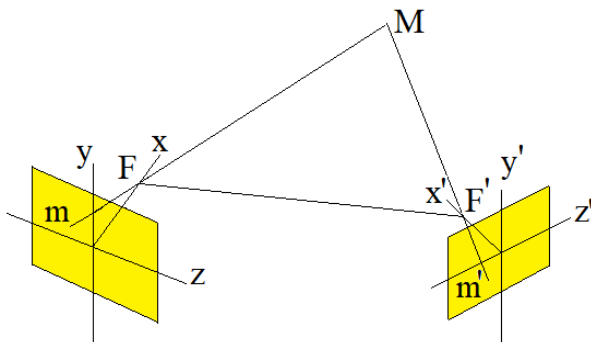
⁶ Levenberg-Marquardt

⁷ laser altimetry

⁸ Paired Feature Ttable (PFT)

۲- طرح مسأله

مسئله اصلی مورد مطالعه، تخمین خطای سرعت، موقعیت و وضعیت سیستم ناوبری اینرسی از طریق تلفیق با اطلاعات سامانه‌ی بینایی است. بستر مورد مطالعه، یک فضاییمای بازگشتی است که باید سرعت، موقعیت و وضعیت خود را نسبت به یک نقطه فرود از پیش تعیین شده، بطور دقیق اندازه‌گیری کند. موضوع مورد بررسی در این مقاله، پردازش اطلاعات حاصل از ردیابی شاخصه‌های تصویری به منظور اندازه‌گیری جابجایی خطی و زاویه‌ای دوربین میان فریم‌های تصویری و متعاقب آن اندازه‌گیری سرعت فضاییمای است. از طرف دیگر، اطلاعات حاصل از تطبیق تصاویر مرجع با تصاویر لحظه‌ای دوربین، برای اندازه‌گیری خطای موقعیت و وضعیت مورد پردازش قرار می‌گیرند [13]. سپس از فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای تلفیق اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی و بینایی استفاده می‌شود [12].



شکل (۱): هندسه حرکت دوربین در صحنه

موضوع مورد تحقیق این مقاله در بینایی ماشین به این صورت مطرح می‌شود: لازم است با داشتن چند فریم تصویری از یک صحنه در حال حرکت یا از یک صحنه ثابت توسط دوربین در حال حرکت، پارامترهای حرکت صلب^۴ شامل ماتریس دوران R و بردار انتقال^۵ استخراج گردد (شکل ۱).

چنانچه \bar{M} مختصات نقطه سه‌بعدی در دستگاه دوربین قبل از حرکت و \bar{M}' مختصات همان نقطه در دستگاه دوربین بعد از حرکت باشد:

$$\bar{M} = R\bar{M}' + \bar{t} \quad (1)$$

چنانچه نقاط m و m' نگاشت نقطه فضایی M بر صفحه تصویر قبل و بعد از حرکت باشند، باید بردارهای $\bar{m} = \bar{F}\bar{M}$ و $\bar{m}' = \bar{F}'\bar{M}'$ هم‌صفحه باشند. در این صورت:

$$\bar{m}^T (\bar{t} \times R\bar{m}') = 0 \quad (2)$$

از آنجا که رابطه فوق نسبت به \bar{t} همگن است، این بردار با تقریب یک ضریب بدست می‌آید مگر آن که اطلاعات دیگری درباره فواصل به مسأله اضافه شود.

و زاویه‌ای دوربین میان فریم‌های تصویری و متعاقب آن اندازه‌گیری سرعت فضاییمای استفاده می‌شود. هرچند روش اتخاذ شده برای حل این دو مسأله یعنی اندازه‌گیری خطای موقعیت و وضعیت، و اندازه‌گیری سرعت فضاییمای، به لحاظ استفاده از فیلتر حداقل مربعات بازگشتی شبیه هستند، لیکن یک اختلاف اساسی دارند. در محاسبه خطای موقعیت و وضعیت، از تصاویر مرجع نگاشت‌یافته شامل نقاط شاخص با مختصات از پیش تعیین‌شده استفاده می‌شود، در صورتی که در محاسبه سرعت فضاییمای، از ردیابی نقاط شاخص مناسب^۱ در تصاویر متوالی دوربین استفاده می‌شود. به علاوه، به خاطر منطبق استخراج روابط که در قسمت بعد ارائه خواهد شد، به جای خطا، مستقیماً مقادیر مؤلفه‌های سرعت تعیین می‌گردند. بنابراین لازم است اختلاف مقادیر محاسبه شده برای مؤلفه‌های سرعت با مقادیر متناظر از خروجی سیستم ناوبری اینرسی را به عنوان خطای مؤلفه‌های سرعت به معادلات اندازه‌گیری فیلتر کالمن اضافه نمود. روش پیشنهادی در این مقاله برای اندازه‌گیری حرکت خطی و حرکت زاویه‌ای در فاصله زمانی میان ردیابی شاخصه‌های تصویری، از مزایای زیر برخوردار است:

- در اندازه‌گیری‌های سیستم بینایی همزمان از ردیابی شاخصه‌های مناسب و نقاط شاخص نگاشت‌یافته استفاده می‌شود. بنابراین نیازی به تجهیزات اضافه برای اندازه‌گیری فاصله (ارتفاع‌سنج، فاصله‌سنج لیزری یا راداری و غیره) نیست.
- تقریب اولیه برای جابجایی دوربین براساس اطلاعات سیستم ناوبری انجام می‌شود و بلعکس، جابجایی محاسبه شده برای دوربین در ارتقاء دقت ناوبری بکارگرفته می‌شود. بنابراین تقریب مذکور از دقت کافی برخوردار بوده و به همگرایی روش حداقل مربعات به پاسخ صحیح می‌انجامد.
- با توجه به آن که از طرح تلفیق نرم^۲ برای ادغام اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی و بینایی استفاده شده، در صورتی که به دلایلی مانند انسداد تصویر، نتایج پردازش تصویر با خطای فاحش مواجه باشد، می‌توان از اعمال اندازه‌گیری‌های بینایی در معادلات فیلتر کالمن جلوگیری کرد.
- نوع و حجم محاسبات مورد نیاز سنگین نبوده و برای پردازش‌های زمان واقعی^۳ مناسب است. بویژه حجم محاسبات تقریباً نسبت خطی با تعداد شاخصه‌های تصویری ردیابی شونده دارد؛
- بدلیل استفاده از روش بازگشتی برای پردازش اطلاعات بینایی، خطای خطی‌سازی روابط بهبود می‌یابد؛
- حرکت زاویه‌ای جسم همزمان با حرکت خطی، تخمین زده می‌شود. این قابلیت برای کاربردهایی که در آن از ژيروسکوپ‌های با دقت پایین استفاده می‌شود، می‌تواند سودمند باشد.

¹opportunistic features

²loosely coupled integration

³Real time

⁴rigid

$$\vec{m}' = \begin{bmatrix} 1 \\ p_y' \\ p_x' \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\vec{m} = \begin{bmatrix} 1 \\ p_y \\ p_x \end{bmatrix} \quad (7)$$

که در آن p_x' ، p_y' و p_x ، p_y به ترتیب مؤلفه افقی و عمودی نگاشت نقطه فضایی در صفحه نرمالیزه دوربین قبل و بعد از حرکت هستند.

با قراردادن روابط (۴) تا (۷) در (۳):

(۸)

$$f(X, Y, Z, \varphi, \psi, \vartheta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1 & p_y' & p_x' \\ 0 & -Z & Y \\ Z & 0 & -X \\ -Y & X & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & \sin(\varphi) \\ 0 & -\sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \cos(\vartheta) & \sin(\vartheta) & 0 \\ -\sin(\vartheta) & \cos(\vartheta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\psi) & 0 & -\sin(\psi) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\psi) & 0 & \cos(\psi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ p_y' \\ p_x' \end{bmatrix} = 0$$

پس از انجام عملیات ضرب ماتریسی، تابع f به صورت یک معادله بدست می‌آید:

(۹)

$$f(X, Y, Z, \varphi, \psi, \vartheta) = p_y' \left((\sin\varphi \sin\psi - \cos\varphi \cos\psi \sin\vartheta)(p_x Y - p_y Z) - (Y - p_y X)(\cos\psi \sin\varphi + \cos\varphi \sin\psi \sin\vartheta) + \cos\varphi \cos\vartheta(Z - p_x X) \right) - p_x' \left((Y - p_y X)(\cos\varphi \cos\psi - \sin\varphi \sin\psi \sin\vartheta) - (\cos\varphi \sin\psi + \cos\psi \sin\varphi \sin\vartheta)(p_x Y - p_y Z) + \cos\vartheta \sin\varphi(Z - p_x X) + \sin\vartheta(Z - p_x X) + \cos\psi \cos\vartheta(p_x Y - p_y Z) + \cos\vartheta \sin\psi(Y - p_y X) \right) = 0$$

بسط تیلور تابع f با صرف نظر کردن از جملات مرتبه ۲ و بالاتر به صورت:

(۱۰)

$$f(X, Y, Z) + \frac{\partial f}{\partial X} \Delta X + \frac{\partial f}{\partial Y} \Delta Y + \frac{\partial f}{\partial Z} \Delta Z + \frac{\partial f}{\partial \varphi} \Delta \varphi + \frac{\partial f}{\partial \psi} \Delta \psi + \frac{\partial f}{\partial \vartheta} \Delta \vartheta = f(X + \Delta X, Y + \Delta Y, Z + \Delta Z) = 0$$

خواهد بود که در آن مشتقات جزئی تابع f از روابط زیر محاسبه می‌شوند:

فرم ماتریسی رابطه (۲) به شکل زیر است:

$$\vec{m}^T T R \vec{m}' = \vec{m}^T E \vec{m}' = 0 \quad (3)$$

که:

$$\vec{t} \times = T = \begin{bmatrix} 0 & -Z & Y \\ Z & 0 & -X \\ -Y & X & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

ماتریس معادل ضرب خارجی بردار \vec{t} و X ، Y و Z ، مؤلفه‌های بردار \vec{t} هستند.

اثبات می‌شود ماتریس حقیقی E (ماتریس اساسی) قابل تفکیک به حاصل ضرب یک ماتریس پادمتقارن T در یک ماتریس دوران R است اگر و تنها اگر دارای یک مقدار منفرد صفر و دو مقدار منفرد غیرصفر برابر باشد [14].

در صورت کالیبره بودن دوربین، ماتریس E شامل ۵ متغیر مستقل است زیرا سه پارامتر برای توصیف دوران و دو پارامتر برای توصیف امتداد جابجایی میان وضعیت‌های دوربین قبل و بعد از حرکت مورد نیاز است. از آنجایی که هر جفت نقطه متناظر در تصویر دوربین قبل و بعد از حرکت، یک معادله در اختیار قرار می‌دهد، برای تعیین ماتریس E حداقل به ۵ جفت نقطه متناظر در تصویر نیاز است. حل تحلیلی مسأله در این حالت به یک دستگاه متشکل از دو معادله درجه ۶ می‌انجامد که مجموعاً مشتمل بر ۳۶ پاسخ خواهد بود. از آن میان ۲۶ پاسخ بدیهی و ۱۰ پاسخ متناظر با جابجایی‌های امکان‌پذیر هستند [14].

کاهش تعداد پاسخ‌های ممکن و نیز کاهش حساسیت پاسخ به نویز، از راه افزایش تعداد نقاط متناظر امکان‌پذیر است. بدین منظور الگوریتم هشت نقطه‌ای [14] و الگوریتم‌هایی به فرم بهینه‌سازی مقید در مراجع آورده شده است.

رویکرد روش‌های کلاسیک حل مسأله بدین صورت است که عموماً سعی می‌کنند در گام اول ماتریس E را با رعایت قیود مربوطه محاسبه کنند، سپس در گام بعدی به استخراج پارامترهای حرکتی براساس نتایج گام اول بپردازند. در روش پیشنهادی در این مقاله، پارامترهای حرکت بدون مواجهه با ماتریس E و قیود مربوط به آن، مستقیماً محاسبه می‌شوند.

۳- روش حل مسأله

اگر ماتریس R شامل سه دوران به ترتیب حول محورهای y ، z و x به اندازه ψ ، ϑ و φ باشد:

$$R = R_x^\varphi R_z^\vartheta R_y^\psi \quad (5)$$

بردارهای \vec{m} و \vec{m}' را نیز می‌توان بر حسب مؤلفه‌هایشان به صورت زیر بیان کرد:

(۱۶)

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{\partial \vartheta} = & \cos\vartheta(Z - p_x X) \\ & - p_y' (\cos\varphi \sin\vartheta(Z - p_x X) \\ & + \cos\varphi \cos\psi \cos\vartheta(p_x Y - p_y Z) \\ & + \cos\varphi \cos\vartheta \sin\psi(Y - p_y X)) \\ & + p_x' (\sin\varphi \sin\vartheta(Z - p_x X) \\ & + \cos\psi \cos\vartheta \sin\varphi(p_x Y - p_y Z) \\ & + \sin\psi \cos\vartheta \sin\varphi(Y - p_y X)) \\ & - \sin\vartheta \cos\psi(p_x Y - p_y Z) \\ & - \sin\psi \sin\vartheta(Y - p_y) \end{aligned}$$

همان‌گونه که قبلاً اشاره شد، بردار انتقال با تقریب یک ضریب قابل محاسبه است، بنابراین این بردار نسبت به یکی از مؤلفه‌ها (مثلاً X) نرمالیزه می‌شود:

$$\bar{t} = \begin{bmatrix} Y/X \\ Z/X \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Y} \\ \bar{Z} \end{bmatrix} \quad (۱۷)$$

برای i -امین جفت نقطه متناظر در تصاویر دوربین مربوط به قبل و بعد از حرکت، یک معادله به دستگاه معادلات اضافه می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial f}{\partial \bar{Y}}|_i & \frac{\partial f}{\partial \bar{Z}}|_i & \frac{\partial f}{\partial \varphi}|_i & \frac{\partial f}{\partial \psi}|_i & \frac{\partial f}{\partial \vartheta}|_i \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \bar{Y} \\ \Delta \bar{Z} \\ \Delta \varphi \\ \Delta \psi \\ \Delta \vartheta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f|_i \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (۱۸)$$

بخاطر وجود نویز، تعداد نقاط متناظر و به تبع آن تعداد معادلات بیشتر از تعداد مجهولات در نظر گرفته می‌شوند. در این حالت، پاسخ دستگاه معادلات خطی جبری (۱۸) به فرم $Ax = B$ ، از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$x = (A^T A)^{-1} A^T B \quad (۱۹)$$

در ادامه پارامترها اصلاح و معادله (۱۸) مکرراً حل می‌گردد:

$$\begin{bmatrix} \bar{Y} \\ \bar{Z} \\ \varphi \\ \psi \\ \vartheta \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} \bar{Y} \\ \bar{Z} \\ \varphi \\ \psi \\ \vartheta \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \Delta \bar{Y} \\ \Delta \bar{Z} \\ \Delta \varphi \\ \Delta \psi \\ \Delta \vartheta \end{bmatrix} \quad (۲۰)$$

که در آن k شماره تکرار است. این فرایند تا همگرایی پاسخ ادامه می‌یابد. بدین ترتیب خطای خطی سازی رابطه (۱۰) بهبود می‌یابد.

نقطه شروع برای محاسبه درایه‌های ماتریس ضرایب یا همان مشتقات جزئی تابع f ، و نیز طرف راست معادله (۱۸)، براساس خروجی‌های سیستم ناوبری اینرسی محاسبه می‌شوند. به بیان دیگر، استفاده از جواب تقریبی مسأله همراه با محدوده خطای مشخص از سیستم ناوبری اینرسی، باعث حذف پاسخ‌های

(۱۱)

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{\partial X} = & p_y' (p_y (\cos\psi \sin\varphi - \cos\varphi \sin\psi \sin\vartheta) \\ & - \cos\varphi \cos\vartheta p_x) - p_x \sin\vartheta \\ & + p_x' (p_y (\cos\varphi \cos\psi \\ & - \sin\varphi \sin\psi \sin\vartheta) + \cos\vartheta \sin\varphi p_x) \\ & - \cos\vartheta \sin\varphi p_y \end{aligned} \quad (۱۲)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{\partial Y} = & p_x' (p_x (\sin\psi \cos\varphi + \sin\varphi \cos\psi \sin\vartheta) \\ & - \cos\varphi \cos\psi + \sin\varphi \sin\psi \sin\vartheta) \\ & - p_y' (\cos\psi \sin\varphi \\ & - p_x (\sin\varphi \sin\psi \\ & - \cos\varphi \cos\psi \sin\vartheta) \\ & + \sin\psi \sin\vartheta \cos\varphi) + \cos\vartheta \sin\psi \\ & + \cos\psi \cos\vartheta p_x \end{aligned} \quad (۱۳)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{\partial Z} = & \sin\vartheta - p_y' (p_y (\sin\psi \cos\varphi \\ & + \sin\varphi \cos\psi \sin\vartheta) - \cos\varphi \cos\vartheta) \\ & - p_x' (p_y (\cos\varphi \sin\psi \\ & + \sin\varphi \cos\psi \sin\vartheta) \\ & + \sin\psi \sin\vartheta \cos\varphi) - \cos\vartheta \cos\varphi p_y \end{aligned} \quad (۱۴)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{\partial \varphi} = & -p_x' ((\sin\psi \sin\varphi - \cos\varphi \cos\psi \sin\vartheta) (p_x Y \\ & - p_y Z) \\ & - (Y - p_y X) (\sin\varphi \cos\psi \\ & + \cos\varphi \sin\psi \sin\vartheta) \\ & + \cos\varphi \cos\psi (Z - p_x X)) \\ & - p_y' ((Y - p_y X) (\cos\varphi \cos\psi \\ & - \sin\varphi \sin\psi \sin\vartheta) \\ & - (\cos\varphi \sin\psi \\ & + \cos\psi \sin\varphi \sin\vartheta) (p_x Y - p_y Z) \\ & + (Z - p_x X)) \end{aligned} \quad (۱۵)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{\partial \psi} = & p_x' ((\cos\psi \cos\varphi - \sin\varphi \sin\psi \sin\vartheta) (p_x Y \\ & - p_y Z) \\ & + (Y - p_y X) (\cos\varphi \sin\psi \\ & + \sin\varphi \cos\psi \sin\vartheta)) \\ & + p_y' ((p_x Y - p_y Z) (\sin\varphi \cos\psi \\ & + \cos\varphi \sin\psi \sin\vartheta) \\ & + (\sin\varphi \sin\psi \\ & - \cos\psi \cos\varphi \sin\vartheta) (Y - p_y X)) \\ & - \cos\vartheta \sin\psi (p_x Y - p_y Z) \\ & + \cos\psi \cos\vartheta (Y - p_y X) \end{aligned}$$

$$\Delta FNF: \frac{\overline{FF'}}{\sin(\angle FMF')} = \frac{\overline{FM}}{\sin(\angle FF'M)} \quad (24)$$

$$\Delta FNF: \frac{\overline{FF'}}{\sin(\angle FNF')} = \frac{\overline{FN}}{\sin(\angle FF'N)} \quad (25)$$

$$\Delta FMN: \frac{\overline{FM}}{\sin(\angle FNM)} = \frac{\overline{MN}}{\sin(\angle MFN)} = \frac{\overline{FN}}{\sin(\angle FMN)} \quad (26)$$

$$\Delta FMN: \angle FNM + \angle MFN + \angle FMN = \pi \quad (27)$$

از قراردادن مقادیر \overline{FM} و \overline{FN} از روابط (24) و (25) در (26) و استفاده از رابطه (27)، به معادله مثلثاتی زیر برای محاسبه زاویه $\angle FMN$ می‌رسیم:

$$\tan(\angle FMN) = \frac{\sin(\angle MFN)}{K - \cos(\angle MFN)} \quad (28)$$

که

$$K = \frac{\sin(\angle FNF') \sin(\angle FF'M)}{\sin(\angle FMF') \sin(\angle FF'N)} \quad (29)$$

با تعیین زاویه $\angle FMN$ از حل معادله (28) و مشخص بودن فاصله \overline{MN} ، اندازه جابجایی $\overline{FF'}$ بدست می‌آید:

$$\overline{FF'} = \overline{MN} \frac{\sin(\angle FNF') \sin(\angle FMN)}{\sin(\angle FF'N) \sin(\angle MFN)} \quad (30)$$

برای محاسبه سینوس زوایا در روابط (28) تا (30) از ضرب خارجی بردار نرمال موقعیت نقاط M و N ، در دستگاه مختصات دوربین استفاده می‌شود.

$$\bar{m} = \frac{1}{\sqrt{1+p_x^2+p_y^2}} \begin{bmatrix} 1 \\ p_y \\ p_x \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$\bar{m}' = \frac{1}{\sqrt{1+p_x'^2+p_y'^2}} \begin{bmatrix} 1 \\ p_y' \\ p_x' \end{bmatrix} \quad (32)$$

به روش مشابه، این مقادیر برای نقطه N نیز محاسبه و با \bar{n} و \bar{n}' نمایش داده می‌شوند. بازنویسی معادلات (28) تا (30) برحسب پارامترهای مذکور به شکل زیر است:

$$K = \frac{|\bar{n} \times R\bar{n}'| |\bar{t} \times R\bar{m}'|}{|\bar{m} \times R\bar{m}'| |\bar{t} \times R\bar{n}'|} \quad (33)$$

$$\tan(\angle FMN) = \frac{|\bar{m} \times \bar{n}|}{K - \sqrt{1 - \|\bar{m} \times \bar{n}\|^2}} \quad (34)$$

ناممکن مسأله و رسیدن به پاسخ موردنظر می‌شود. این ترفند، نقطه قوت روش پیشنهادی نسبت به روش‌های حل کلاسیک مسأله در مراجع بینایی ماشین است.

تقریب اولیه برای جابجایی خطی و زاویه‌ای دوربین، به منظور استفاده در گام اول تشکیل دستگاه معادلات (18)، براساس خروجی‌های سیستم ناوبری فضایی‌ها، از روابط زیر بدست می‌آیند:

$$c_{21}^{E'} = c_{22}^{E'} c_{23}^{E'} c_{24}^{E'} \quad (21)$$

$$c_{22}^{E'} = c_{23}^{E'} c_{24}^{E'} \quad (22)$$

$$\bar{c}_2 = r_c' - c_{21}^{E'} \bar{c}_1 \quad (23)$$

در این روابط $c_{21}^{E'}$ ، ماتریس انتقال از دستگاه مختصات دوربین در وضعیت جدید به دستگاه مختصات بدنی در همین لحظه است؛

$c_{22}^{E'}$ ، ماتریس انتقال از دستگاه مختصات بدنی به دستگاه مختصات مماسی محلی¹ [15]؛

$c_{23}^{E'}$ ، ماتریس انتقال از دستگاه مختصات ناوبری به دستگاه مختصات زمین مرکزی دوار با زمین²؛

$c_{24}^{E'}$ ، ماتریس انتقال از دستگاه مختصات زمین مرکزی دوار با زمین به دستگاه مختصات زمین مرکزی اینرسی³؛

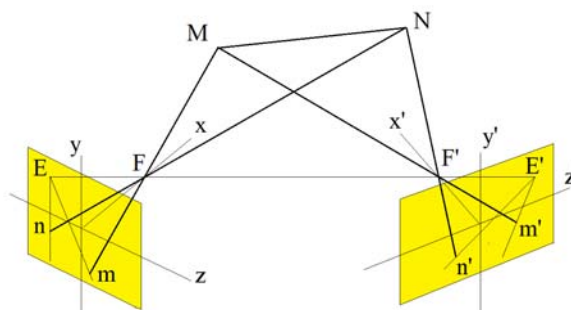
$c_{25}^{E'}$ ، ماتریس انتقال از دستگاه مختصات دوربین در وضعیت قدیم به دستگاه مختصات زمین مرکزی اینرسی؛

$c_{26}^{E'}$ ، ماتریس انتقال از دستگاه مختصات دوربین در وضعیت قدیم به وضعیت جدید است که برای محاسبه مقدار اولیه جابجایی زاویه‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد؛

r_c' و r_c ، به ترتیب بردار موقعیت نقطه فرود نسبت به فضایی‌ها در دستگاه مختصات دوربین در وضعیت جدید و قدیم؛

\bar{c}_1 و \bar{c}_2 ، مقدار اولیه بردار جابجایی دوربین هستند.

همانطور که قبلاً عنوان شد، از حل معادلات، بردار جابجایی با تقریب یک ضریب بدست می‌آید. بنابراین برای محاسبه بردار سرعت، باید اندازه بردار جابجایی نیز محاسبه شود. با فرض معلوم بودن فاصله فضایی دو نقطه M و N ، اندازه بردار جابجایی (پاره خط $\overline{FF'}$ در شکل ۲) به روش زیر قابل محاسبه است.



شکل (۲): محاسبه اندازه بردار جابجایی دوربین

¹Local Level Frame (LLF)

²Earth-Centered Earth-Fixed Frame (ECEF)

³Earth-centered inertial (ECI)

سرعت صحیح، معیاری برای ارزیابی خطای روش پیشنهادی در اندازه‌گیری سرعت فضاپیما است.

برای خطای سنسورهای اینرسی از مدل گاوس-مارکوف مرتبه اول استفاده می‌شود. بنابراین خروجی سیستم ناوبری اینرسی با خطا همراه است. در گام‌های متوالی، مطابق روابط (۲۱) تا (۲۳)، از اطلاعات وضعیت و موقعیت محاسبه شده به وسیله سیستم ناوبری اینرسی، در تشکیل دستگاه معادلات (۱۸) برای شروع تکرار رابطه (۲۰) استفاده می‌شود. در تشکیل دستگاه معادلات (۱۸)، از مختصات ۱۰ نقطه متناظر در تصاویر متوالی دوربین استفاده می‌شود.

جدول (۱): پارامترها و مقادیر بکاررفته برای شبیه‌سازی

مقدار	واحد	پارامتر
۳۴	deg	عرض جغرافیایی نقطه فرود
۵۳	deg	طول جغرافیایی نقطه فرود
۰	deg	ازیموت ^۲ صفحه پرواز
۹۰۰۰	m	ارتفاع اولیه
۵۰	m/s	سرعت اولیه
۳۰	deg	زاویه فراز اولیه
۱	mg	انحراف معیار بایاس شتاب‌سنج‌ها
۰/۰۱	deg/s	انحراف معیار درینت ژيروسکوپ‌ها
Full HD		رزولوشن تصویر
۸	deg	میدان دید افقی دوربین
۴/۵	deg	میدان دید عمودی دوربین

رزولوشن تصویر ۱۰۸۰*۱۹۲۰ پیکسل و میدان دید دوربین در مدت پرواز ثابت و برابر ۴/۵*۸ درجه در نظر گرفته می‌شود. بنابراین مقیاس پیکسل‌های تصویر در جهت افقی و عمودی با هم برابر هستند. دوربین در صفحه زیرین فضاپیما نصب شده و طی پرواز همواره مرکز تصویر به سمت نقطه فرود نامی جهت‌دهی می‌گردد.

در شبیه‌سازی انجام شده، مقاداردهی پارامترها مطابق جدول ۱ بوده است.

مسیر واقعی فرود فضاپیما و مسیر گزارش شده به وسیله سیستم ناوبری اینرسی (باخطا) در صفحه قائم، در شکل ۳ و مؤلفه‌های سرعت در جهات شرق، شمال و بالا به ترتیب در اشکال ۴ تا ۶ نمایش داده شده‌اند. همان‌گونه که ملاحظه می‌گردد در صورت عدم اصلاح خطای سیستم ناوبری اینرسی، خطای تعیین مؤلفه‌های سرعت به ۰/۳ متر بر ثانیه و خطای موقعیت به ۲۵ متر می‌رسد.

میانگین و واریانس خطای پردازش تصویر برای ۱۰ نقطه شاخص در جهت افقی و عمودی تصویر بر حسب پیکسل در اشکال ۷ و ۸ نشان داده شده است. اشکال ۹ و ۱۰ مقادیر معادل میانگین و واریانس خطای پردازش تصویر را بر حسب متر بر روی زمین نشان

^۲azimuth، زاویه با شمال جغرافیایی که در جهت عقربه‌های ساعت اندازه‌گیری می‌شود.

$$\frac{FF'}{MN} = \frac{|\bar{n} \times R\bar{n}'| \sin(\angle FMN)}{|\bar{t} \times R\bar{n}'| |\bar{m} \times \bar{n}|} \quad (۳۵)$$

پس از حل مسأله و تعیین جابجایی‌های خطی و زاویه‌ای دوربین، در محاسبه سرعت خطی و زاویه‌ای فضاپیما به کار گرفته می‌شوند. بدین منظور ابتدا با استفاده از مقادیر بدست آمده برای زوایای θ و ψ ، ماتریس انتقال از دستگاه مختصات دوربین از وضعیت قدیم به جدید $C_{E^2}^{E^1}$ محاسبه می‌گردد. سپس ماتریس انتقال مربوط به تغییر وضعیت دستگاه مختصات بدنی فضاپیما بدست می‌آید:

$$C_{E^2}^{E^1} - C_{E^2}^E C_{E^1}^E C_{E^2}^E \quad (۳۶)$$

کوآرتین $q_{E^2}^{E^1} = [q_0, q_1, q_2, q_3]$ متناظر با ماتریس $C_{E^2}^{E^1}$ برای محاسبه بردار سرعت زاویه‌ای بدنه فضاپیما بکار می‌رود:

$$\theta = 2 \cos^{-1}(q_0) \quad (۳۷)$$

$$\omega_x = \frac{\theta}{\Delta t \sin(\theta/2)} q_1$$

$$\omega_y = \frac{\theta}{\Delta t \sin(\theta/2)} q_2$$

$$\omega_z = \frac{\theta}{\Delta t \sin(\theta/2)} q_3$$

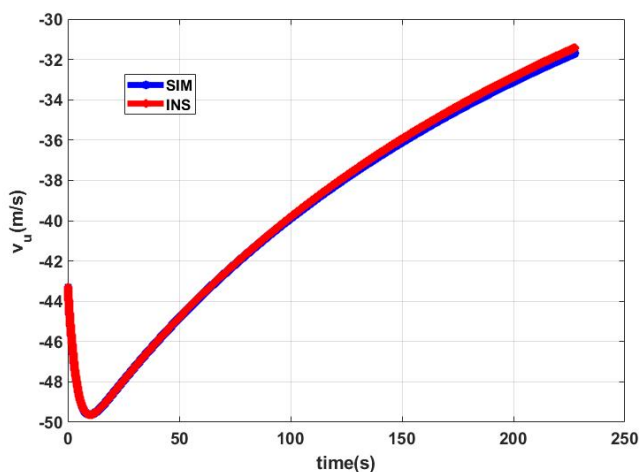
که Δt زمان، طی چرخش و جابجایی دوربین است. به روش مشابه بردار سرعت در دستگاه مختصات مماسی محلی محاسبه می‌گردد:

$$\bar{v}_i = \frac{1}{R} C_{E^2}^E C_{E^1}^E C_{E^2}^E \bar{v} \quad (۳۸)$$

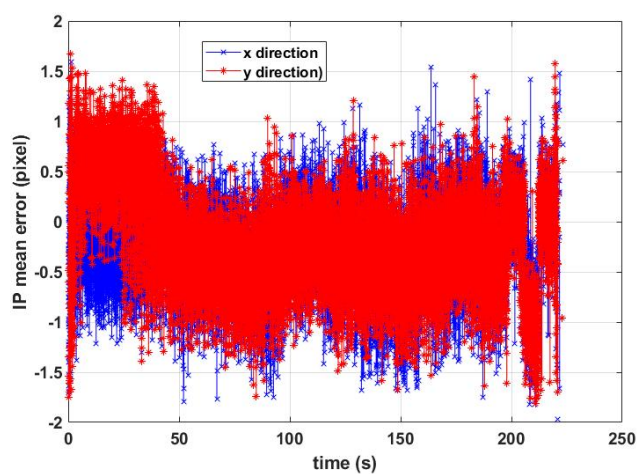
۴- نتایج

برای نمایش کارایی و دقت روش پیشنهادی، از شبیه‌سازی بازگشت یک فضاپیما نوعی به زمین استفاده شده است. فضاپیما مجهز به سیستم ناوبری اینرسی و دوربین مری در نظر گرفته شده است. جزئیات مدل‌های به کار رفته برای شبیه‌سازی حرکت شش درجه آزادی فضاپیما، شبیه‌سازی تصویر دوربین نصب شده بر روی فضاپیما و معادلات سیستم ناوبری اینرسی، در [12] آمده است. از حل معادلات حرکت شش درجه آزادی فضاپیما، موقعیت، وضعیت و سرعت صحیح (بدون خطای) فضاپیما بدست می‌آید. موقعیت و وضعیت صحیح، در اعمال تبدیلات هندسی بر تصاویر بالانگر منطقه فرود^۱ و شبیه‌سازی تصویر دوربین استفاده می‌شود.

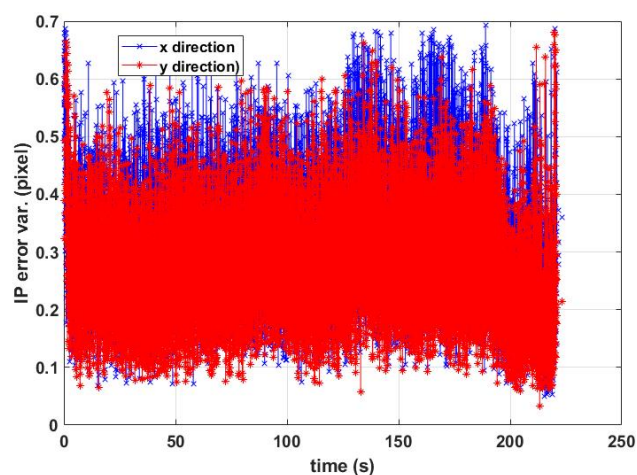
^۱در نتایج ارائه شده در این مقاله، از تصاویر بالانگر یک منطقه عمومی در کویر مرکزی ایران استفاده شده که از سایت Google Earth اخذ شده‌اند. به دلیل محدودیت در رزولوشن تصاویر تهیه شده از سایت مذکور، با کاهش ارتفاع فضاپیما، متناسب با محدوده تحت پوشش دوربین، از تصاویر ارتفاع پایین‌تر منطقه استفاده می‌شود تا جزئیات بیشتری در تصویر نمایان شوند.



شکل (۶): مؤلفه سرعت فضایی در جهت بالا از ناوبری اینرسی (باخطا) و شبیه‌سازی شش درجه آزادی (بدون خطا)

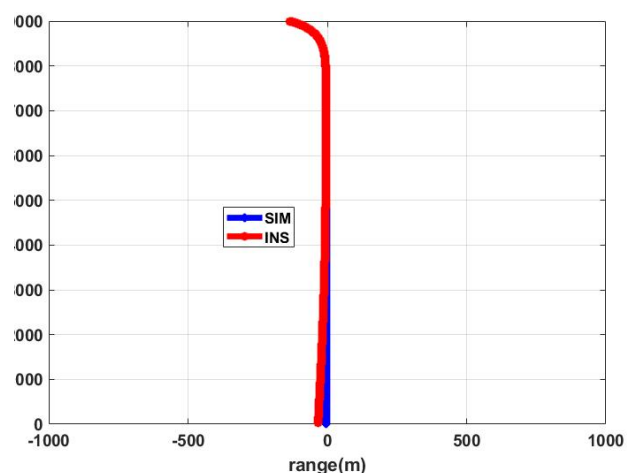


شکل (۷): میانگین خطای پردازش تصویر برای ۱۰ نقطه شاخص انتخابی (پیکسل)

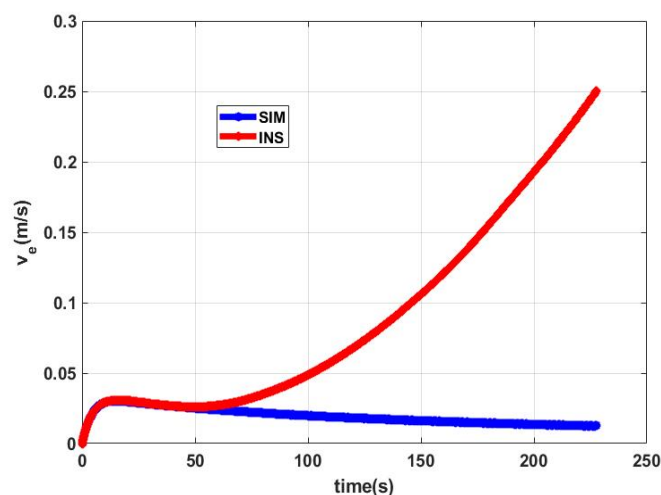


شکل (۸): واریانس خطای پردازش تصویر برای ۱۰ نقطه شاخص انتخابی (پیکسل)

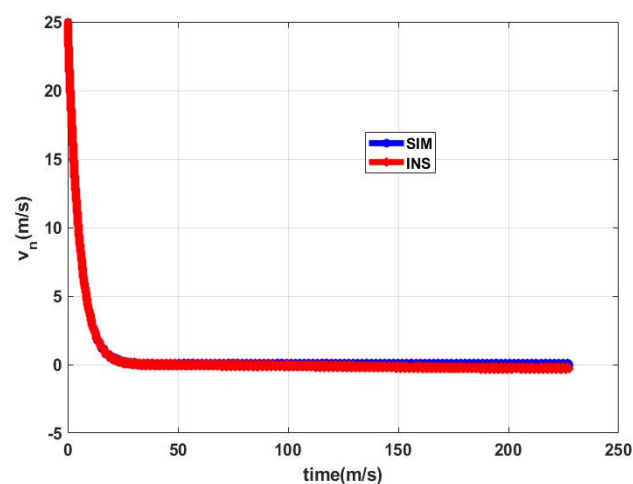
می‌دهند. مطابق شکل ۵، میانگین خطای الگوریتم پردازش تصویر ۱ به ۱/۵ و واریانس آن به ۰/۷ پیکسل می‌رسد.



شکل (۳): مسیر فرود فضایی از ناوبری اینرسی (باخطا) و مقایسه با شبیه‌سازی شش درجه آزادی (بدون خطا)



شکل (۴): مؤلفه سرعت فضایی در جهت شرق از ناوبری اینرسی (باخطا) و مقایسه با شبیه‌سازی شش درجه آزادی (بدون خطا)

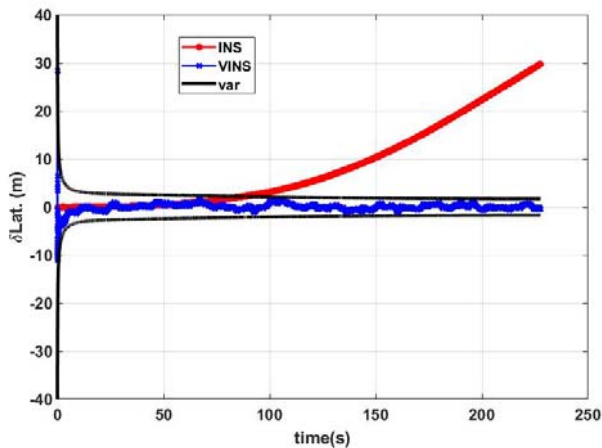


شکل (۵): مؤلفه سرعت فضایی در جهت شمال از ناوبری اینرسی (باخطا) و شبیه‌سازی شش درجه آزادی (بدون خطا)

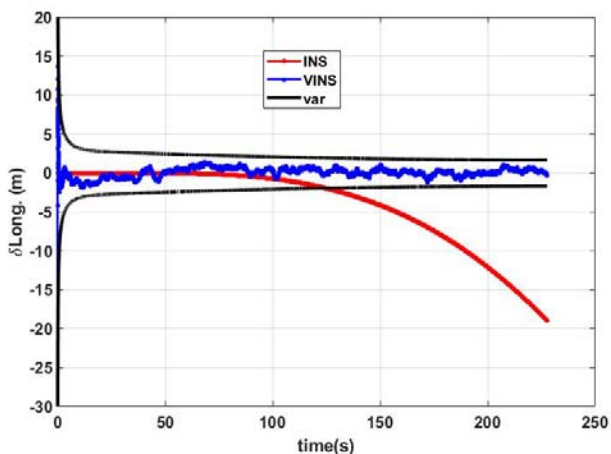
^۱ از الگوریتم (Scale Invariant Feature Transform) SIFT برای تطبیق تصاویر (image registration) استفاده شده است.

شهودی بهتر از خطای محاسبه طول و عرض جغرافیایی، این مقادیر در شعاع کره زمین ضرب شده‌اند تا به صورت مسافت بر حسب متر قابل بیان باشند. در این اشکال محدوده سه برابر کوواریانس تخمین نشان داده شده است. همان‌گونه که ملاحظه می‌گردد، برای تمامی پارامترها، خطای تخمین کاملاً در محدوده مذکور قرار گرفته است. همچنین فیلتر کالمن حداکثر طی ۵ ثانیه همگرا شده و خطای تخمین موقعیت، سرعت و وضعیت با گذشت زمان کاهش می‌یابد.

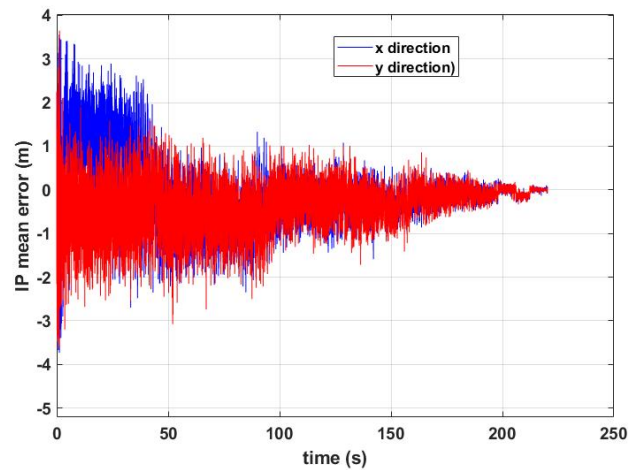
نتایج نشان می‌دهند که برای سناریوی تعریف شده و به ازای مشخصات ذکر شده برای سنسورهای اینرسی و سامانه بینایی، دقت تعیین موقعیت بهتر از ۵ متر، دقت تعیین سرعت، بهتر از ۰/۰۲ متر بر ثانیه و دقت تعیین وضعیت بهتر از ۰/۰۱ درجه حاصل می‌شود.



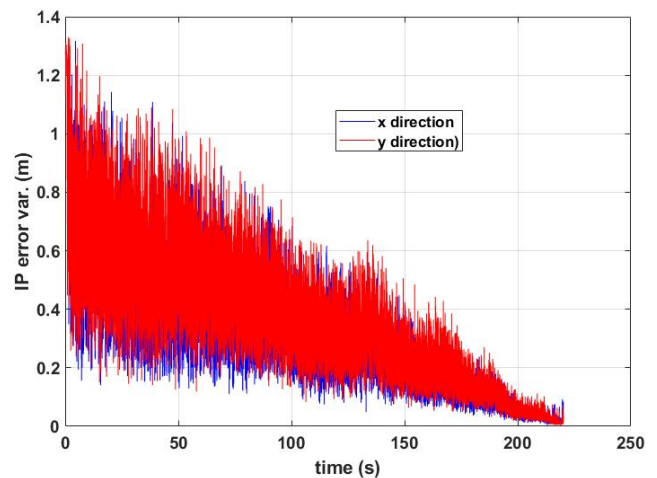
شکل (۱۱): مقایسه خطای عرض جغرافیایی از ناوبری اینرسی و تلفیقی



شکل (۱۲): مقایسه خطای طول جغرافیایی از ناوبری اینرسی و تلفیقی



شکل (۹): مقدار معادل میانگین خطای پردازش تصویر برای ۱۰ نقطه شاخص انتخابی (متر)



شکل (۱۰): مقدار معادل واریانس خطای پردازش تصویر برای ۱۰ نقطه شاخص انتخابی (متر)

هرچند انحراف میانگین خطای پردازش تصویر از صفر، باعث خطای روش حداقل مربعات در محاسبه سرعت، موقعیت و وضعیت می‌گردد، اما به دو دلیل این خطا با زمان کاهش می‌یابد. نخست آن که مطابق شکل‌های ۹ و ۱۰، مقیاس پیکسل‌ها با نزدیک شدن فضاپیما به نقطه فرود کاهش می‌یابد. دوم آن که ماهیت خطای سیستم ناوبری کمکی (سامانه بینایی)، به نوبه سفید نزدیک بوده و با فرضیات فیلتر کالمن مطابقت دارد. نتایج ناوبری تلفیقی که در ادامه آورده می‌شود، مؤید این موضوع هستند.

مقایسه خطای سیستم ناوبری اینرسی با خطای تخمین مقادیر متناظرشان از سیستم ناوبری تلفیقی اینرسی-بینایی برای عرض و طول جغرافیایی^۱، ارتفاع^۲، مؤلفه‌های سرعت در جهت شرق، شمال و بالا، زوایای چرخ^۳، سمت^۴ و فراز^۵ فضاپیما به ترتیب در اشکال ۱۱ تا ۱۹ آورده شده است. توضیح آن که برای درک

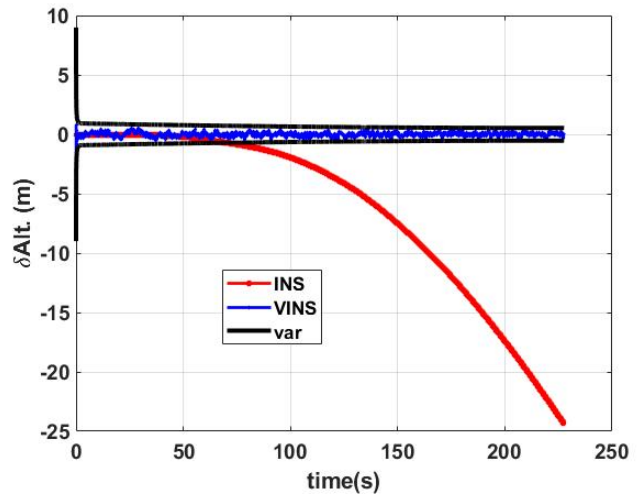
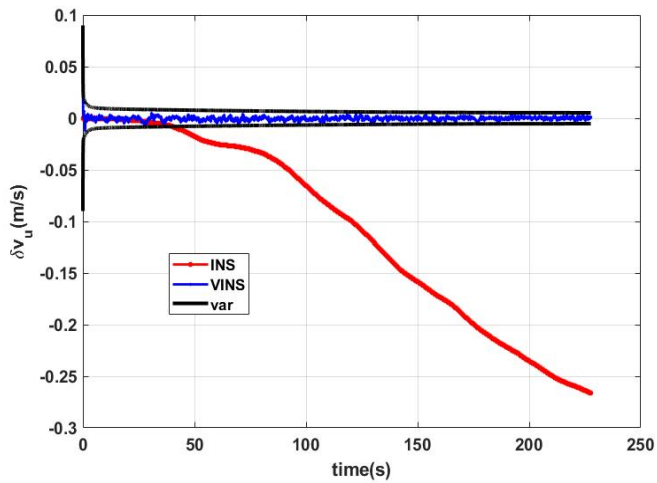
^۱latitude and longitude

^۲altitude

^۳roll

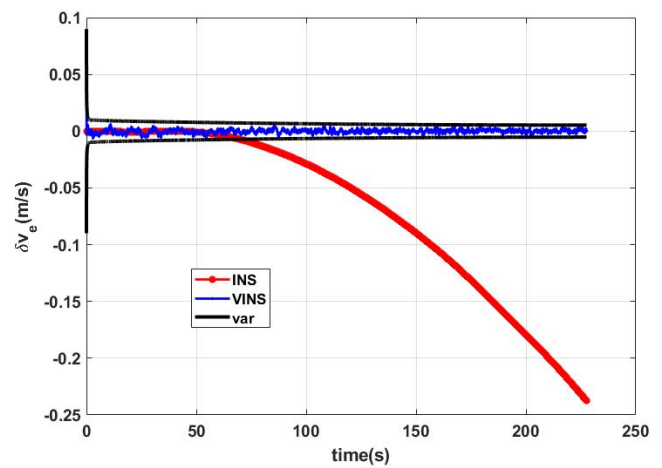
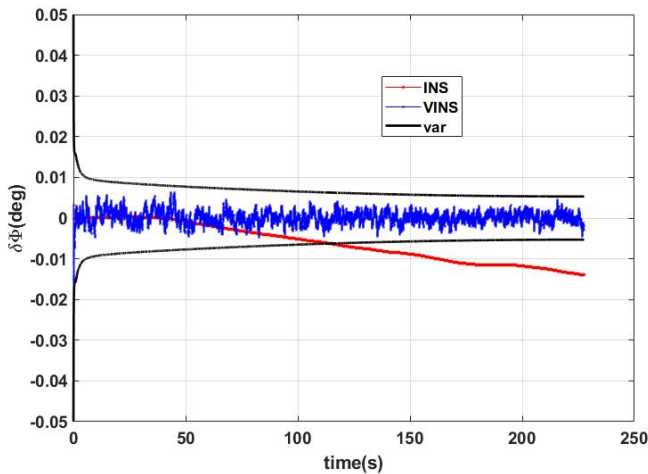
^۴yaw

^۵pitch



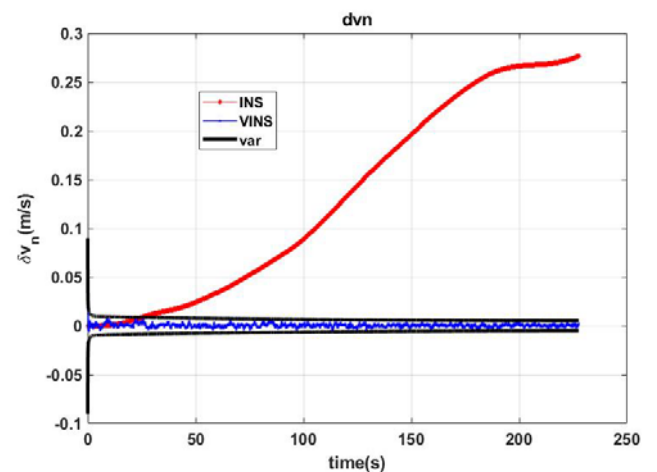
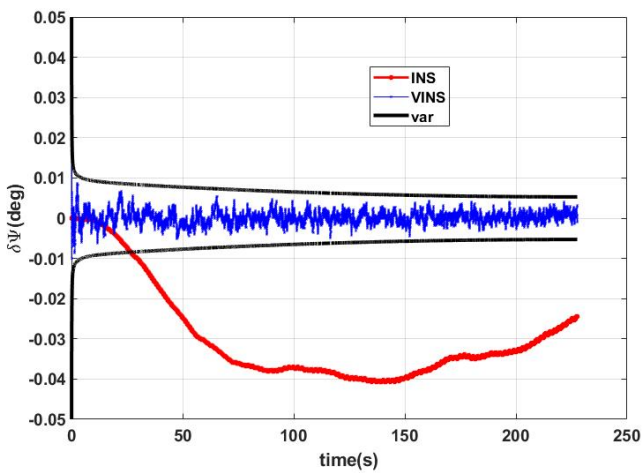
شکل (۱۳): مقایسه خطای ارتفاع از ناوبری اینرسی و تلفیقی از ناوبری اینرسی و تلفیقی

شکل (۱۴): مقایسه خطای مؤلفه سرعت در جهت شرق از ناوبری اینرسی و تلفیقی



شکل (۱۵): مقایسه خطای مؤلفه سرعت در جهت شمال از ناوبری اینرسی و تلفیقی

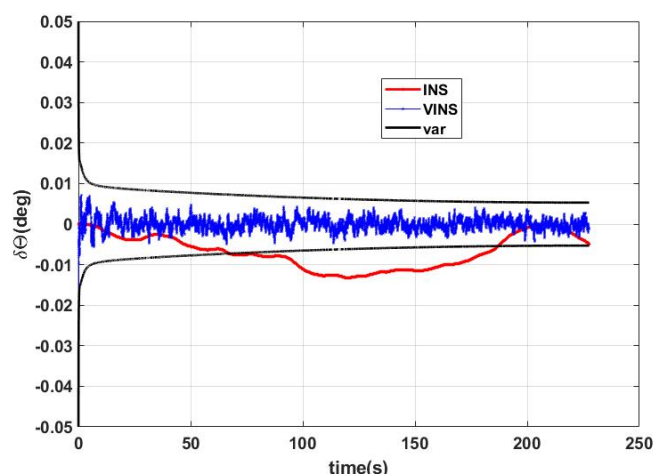
شکل (۱۶): مقایسه خطای زاویه چرخ از ناوبری اینرسی و تلفیقی



شکل (۱۷): مقایسه خطای زاویه سمت از ناوبری اینرسی و تلفیقی

شکل (۱۸): مقایسه خطای مؤلفه سرعت در جهت بالا از ناوبری اینرسی و تلفیقی

- [2] Shamirzaei, Mohsen, Mohammadi Amin, Meysam and Aliparast, Peyman, "Improving the Accuracy of inertial Navigation System using Image Registration," in 27th Annual International Conference of Iranian Society of Mechanical Engineering, ISME2019, 7th Conference on Thermal Power Plants, Tehran, 2019.
- [3] A. I. Mourikis and S. I. Roumeliotis., "A Multi-State Constraint Kalman Filter for Vision-aided Inertial Navigation," in IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2007.
- [4] A. L. Mourikis, "Vision-Aided Inertial Navigation for Spacecraft Entry, Descent, and Landing, 2009," IEEE Transactions on Robotics, vol. 25(2), pp. 264-280, 2009.
- [5] N. Trawny, "Vision-aided inertial navigation for pin-point landing using observations of mapped landmarks," vol. 24, pp. 357-378, 2007.
- [6] S. I. Roumeliotis, A. E. Johnson and J. F. Montgome, "Augmenting inertial navigation with image-based motion estimation," in Proceedings IEEE International Conference on Robotics and Automation, (Cat. No.02CH37292), 2002.
- [7] L. S. Cui and H. Cui, "Vision-aided inertial navigation for pinpoint planetary landing," Aerospace Science and Technology, vol. 11, no. 6, pp. 499-506, 2007.
- [8] J. Li and H. Cui, "Vision-aided inertial navigation for pin-point landing on Mars," in 2nd International Conference on Intelligent Control and Information Processing, 2011.
- [9] D. S. Bayard and P. B. Brugarolas, "On-board vision-based spacecraft estimation algorithm for small body exploration," in IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 44(1): p. 243-260., 2008
- [10] P. Silson and V. Sazdovski, "INS velocity aiding using bearing-only measurements of unknown landmarks," 2011.
- [11] V. Sazdovski, A. Kitanov and I. Petrovic, "Implicit observation model for vision aided inertial navigation of aerial vehicles using single camera vector observations," Aerospace Science and Technology, vol. 40, pp. 33-46, 2015.
- [12] V. Indelman, "Real-Time Vision-Aided Localization and Navigation Based on Three-View Geometry," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 48(3), pp. 2239-2259, 2012.
- [13] M. Li and A. I. Mourikis, "High-precision, consistent EKF-based visual-inertial odometry," The International Journal of Robotics Research, vol. 32(6), pp. 690-711, 2013.
- [14] O. Faugeras, Three-Dimensional computer vision, London, England: The MIT Press, 1993.
- [15] N. Aboelmagd, B. K. Tashfeen and G. Jacques, Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration, Springer Heidelberg New York Dordrecht London: Springer, 2013.



شکل (۱۹): مقایسه خطای زاویه فراز از ناوبری اینرسی و تلفیقی

۵- نتایج

مقاله حاضر الگوریتمی برای محاسبه جابجایی خطی و زاویه‌ای دوربین (و متعاقب آن سرعت فضایی) براساس ردیابی شاخصه‌های تصویری ارائه می‌کند. در این روش از اطلاعات ناوبری تلفیقی اینرسی-بینایی برای تعیین مقادیر اولیه پارامترهای تعیین کننده دوران و جهت جابجایی دوربین استفاده می‌شود. سپس به کمک روش حداقل مربعات و در یک فرایند بازگشتی، مقادیر اولیه به مقادیر نهایی و دقیق همگرا می‌شوند. از مقادیر بدست آمده برای محاسبه سرعت فضایی استفاده می‌شود. از طرف دیگر، از مختصات نقاط شاخص نگاشت یافته در دوربین برای محاسبه خطای سرعت و وضعیت استفاده می‌شود. در ادامه، خطای سرعت، موقعیت و وضعیت در یک فیلتر کالمن توسعه یافته برای تلفیق سیستم ناوبری اینرسی و بینایی بکارگرفته شده و به همین ترتیب این فرایند ادامه می‌یابد.

الگوریتم ارائه شده ضمن آن که از دقت کافی برخوردار است، بخاطر حجم محاسبات پایین، قابلیت استفاده برای کاربردهای زمان واقعی را دارد.

برای نمایش کارایی و دقت روش، بازگشت یک فضای سه‌بعدی به زمین شبیه‌سازی شده است. فضای سه‌بعدی مجهز به سیستم ناوبری اینرسی و دوربین مری در نظر گرفته شد. خطایی در شتاب‌سنج و ژيروسکوپ‌های اینرسی اعمال گردید. ۱۰ نقطه شاخص در تصاویر دوربین ردیابی و برای تخمین سرعت فضایی استفاده شدند. نتایج بدست آمده حاکی از آن است که دقت تخمین در تعیین سرعت: ۰/۰۲ متر بر ثانیه، موقعیت: ۵ متر و وضعیت: ۰/۰۱ درجه قابل دستیابی است.

مراجع

- [۱] شامیرزایی، محسن، میرشمس، مهران، "تخمین خطای موقعیت سیستم ناوبری اینرسی از طریق تلفیق با سامانه تصویری"، فصلنامه علوم و فناوری فضایی، 1399.