

مقاله علمی - پژوهشی

تخمین خطای موقعیت سیستم ناوبری اینرسی از طریق تلفیق با سامانه تصویری

محسن شامیرزایی^۱* و مهران میرشمس^۲

۱- آزمایشگاه تحقیقات فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

* m.shah@email.kntu.ac.ir

مسئله اصلی مورد مطالعه در این مقاله، تخمین خطای موقعیت و وضعیت سیستم ناوبری اینرسی از طریق تلفیق با داده‌های سامانه‌ی بینایی است. بستر مورد مطالعه، یک فضایی‌های بازگشتی است که باید موقعیت خود را نسبت به یک نقطه فرود از پیش تعیین شده، بطور دقیق اندازه‌گیری کند. فرض شده است که فضایی‌ها از یک سیستم ناوبری ماهواره‌ای کمکی بهره می‌گیرند. بنابراین در مواقعی که سیگنال ماهواره‌ها قطع شوند یا در حالتی که فرود بر یک سکوی دریایی متحرک موردنظر باشد، داده‌های سیستم ناوبری تصویری، جایگزین اطلاعات سیستم ناوبری ماهواره‌ای شده و باعث بهبود دقت سیستم ناوبری فضایی می‌شوند. برای تلفیق اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی و داده‌های سیستم تصویری از فیلتر کالمن توسعه یافته استفاده شده است. ضمن آن که داده‌های خروجی سیستم تصویری به منظور استفاده در معادلات اندازه‌گیری فیلتر کالمن، ابتدا به وسیله فیلتر حداقل مربعات بازگشتی مورد پردازش قرار می‌گیرند. در روش متداول، از مدل و شبیه‌سازی سیستم‌ها و سخت‌افزارهای مختلف، برای تصدیق و حساسیت‌سنجی دقت روش نسبت به پارامترهای هر قسمت استفاده می‌کنند. با این رویکرد، مدل‌های مورد بحث در این مقاله، مربوط به شبیه‌سازی پرواز، تصویر دوربین، معادلات ناوبری اینرسی، دینامیک خطای سیستم ناوبری اینرسی، ناوبری تصویری و فیلتر کالمن توسعه یافته هستند. روابط هر بخش آورده شده و براساس نتایج شبیه‌سازی نرم‌افزاری، کارایی روش پیشنهادی نشان داده شده است.

واژه‌های کلیدی: ناوبری اینرسی، ناوبری تلفیقی، ناوبری به کمک تصویر، بینایی ماشین.

علائم و اختصارات

p_w	تعداد پیکسل بر واحد طول در جهت عرضی تصویر دوربین		
k	اندیس پیکسل در جهت ارتفاع تصویر دوربین	ccdHeightPixel	رزولوشن عمودی تصویر دوربین
l	اندیس پیکسل در جهت عرضی تصویر دوربین	ccdWidthPixel	رزولوشن افقی تصویر دوربین
j, i	شماره پیکسل‌های متناظر با k و l بر روی تصویر بالانگر	pixelHeight	مقیاس هر پیکسل عمودی از تصویر بالانگر بر حسب متر بر روی زمین
E, D, C, B, A, y, x	متغیرهایی برای ذخیره‌سازی مقادیر میانی در محاسبات مربوط به شبیه‌سازی تصویر دوربین	Pixel Width	مقیاس هر پیکسل افقی از تصویر بالانگر بر حسب متر بر روی زمین
T	ماتریس پروجکتیو ۴*۴ شامل انتقال، دوران و تبدیل پرسپکتیو از دستگاه مماسی مرجع به دستگاه مختصات دوربین	Ref Height	رزولوشن عمودی تصویر بالانگر
$\vec{r}_{O_t A}^t$	بردار موقعیت نقطه شاخص A در دستگاه مماسی مرجع	Ref Width	رزولوشن افقی تصویر بالانگر
T_{OCOB}^B	ماتریس پروجکتیو بردار انتقال از مبدأ دستگاه مختصات دوربین O_C به مبدأ دستگاه مختصات	p_n	تعداد پیکسل بر واحد طول در جهت ارتفاع تصویر دوربین

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. دانشیار

مقدمه

موضوع کلی مورد بحث، تخمین خطای سیستم ناوبری اینرسی با استفاده از سیستم مبتنی بر بینایی برای فرود دقیق یک محموله بازگشتی فضایی بر روی یک سکوی ثابت یا متحرک دریایی است. کاربرد طرح در فرود دقیق محموله‌های بازگشتی فضایی به زمین یا فرود دقیق و بی‌خطر کاوشگرها بر سطح سیارات از جمله مریخ است. بدین منظور، اطلاعات برخط سنسورهای تصویربرداری با اطلاعات از قبل ذخیره شده تطبیق داده می‌شوند تا از مخاطراتی^۳ که از قبل شناسایی شده‌اند پرهیز شود.

سیستم ناوبری اینرسی^۴ در تمام سامانه‌های فضایی بکارگرفته می‌شود. اشکال عمده آن‌ها، وجود خطای مقداردهی اولیه^۵، خطای واگرایی خروجی با گذشت زمان به دلیل بایاس و دررفت سنسورها و حساسیت به نویز بالاست. به همین دلیل امروزه بطور گسترده‌ای از ترکیب^۶ اطلاعات سنسورهای اینرسی با سایر سنسورهای ناوبری استفاده می‌کنند. از جمله این سنسورها می‌توان به سنسورهای برمبنای بینایی^۷ مانند دوربین‌ها، آشکارساز و مسافت‌یاب لیزری "لیدار"^۸، آشکارساز و مسافت‌یاب رادیویی "رادار"^۹ و اولتراسونیک^{۱۰} اشاره کرد. سنسورهای ناوبری بینایی و واحد اندازه‌گیر اینرسی^{۱۱} از نظر نوع و نرخ اطلاعاتی که فراهم می‌کنند، مکمل هم هستند. سیستم اینرسی در بازه‌های زمانی کوچک قادر به ردیابی دقیق دینامیک حرکت یک وسیله، با نرخ خروجی بالا و با حداقل هزینه محاسباتی است. لیکن محاسبه پارامترهای ناوبری براساس انتگرال‌گیری از خروجی سنسورهای اینرسی در بازه‌های زمانی طولانی با خطای نامحدود همراه است. برعکس، ناوبری بینایی به قیمت هزینه پردازشی بالا و پهنای باند محدود، امکان تخمین پارامترها را با نامعینی^{۱۲} محدود فراهم می‌کند. دوربین‌ها، سنسورهای با ابعاد و جرم کوچک، دارای توان مصرفی پایین، عموماً فاقد قطعات متحرک و دارای قابلیت اطمینان بالا هستند. از سیستم ناوبری تصویری بطور گسترده‌ای در سیستم‌های ناوبری وسایل نقلیه خودکار^{۱۳}، پهپادها، جستجوگرهای آشیانه‌یاب^{۱۴} و ... استفاده می‌شود. تصاویر دارای محتوای اطلاعاتی بالایی هستند که الگوریتم‌های استخراج ویژگی‌های تصویری می‌توانند آن‌ها را شناسایی و ردیابی کنند تا برای تعیین موقعیت^{۱۵} دقیق به کارگرفته شوند.

بدنی O_B با مؤلفه‌های بیان شده در دستگاه بدنی

ماتریس دوران از دستگاه مماسی مرجع به دستگاه بدنی

تبدیل پرسپکتیو برای فاصله کانونی λ در امتداد محور $O_C Y$ دوربین

ماتریس پروژکتیو خطای موقعیت سیستم ناوبری اینرسی

ماتریس پروژکتیو خطای وضعیت سیستم ناوبری اینرسی

خطای وضعیت در کانال فرافز

خطای وضعیت در کانال سمت

خطای وضعیت در کانال چرخ

اندیس بیانگر دستگاه مختصات زمین مرکزی دوار

اندیس بیانگر دستگاه مختصات بدنی

اندیس بیانگر دستگاه مختصات مماسی محلی

اندیس بیانگر دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکزی

شعاع بیضی گون زمین در صفحه نصف‌النهار

شعاع نرمال بیضی گون زمین

ارتفاع

عرض جغرافیایی

بردار شتاب غیرجاذبی در دستگاه بدنی

بردار شتاب جاذبه در دستگاه مختصات مماسی محلی

سرعت زاویه‌ای دوران زمین حول محور خود

ماتریس دوران از دستگاه مختصات بدنی به دستگاه مختصات مماسی محلی

ماتریس پادمتقارن متناظر با بردار سرعت زاویه‌ای دوران زمین در دستگاه مختصات مماسی محلی

ماتریس پادمتقارن متناظر با بردار سرعت چرخش دستگاه مختصات مماسی محلی نسبت به زمین

در این دستگاه مختصات

ماتریس پادمتقارن متناظر با بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات اینرسی

ماتریس پادمتقارن متناظر با بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات مماسی محلی نسبت به دستگاه مختصات اینرسی در دستگاه مختصات بدنی

خطای موقعیت

خطای بردار سرعت

خطای وضعیت

خطای بردار سرعت زاویه‌ای

خطای بردار شتاب غیرجاذبی

مؤلفه شتاب در امتداد محورهای مماسی محلی

عکس زمان همبستگی در فرایند گاوس مارکوف

بکار رفته برای مدل‌سازی بخش تصادفی دررفت

ژبروسکوپ‌ها و بایاس شتاب‌سنج‌های سنسورهای اینرسی

3 Hazard Avoidance (HA)

4 Inertial Navigation System (INS)

5 initialization

6 Integrated Navigation System

7 vision-based

8 Light Detection and Ranging (LIDAR)

9 Radio Detection and Ranging (RADAR)

10 ultrasonic

11 Inertial Measurement Unit (IMU)

12 uncertainty

13 vehicle application

14 homing seeker

15 localization

T^{EB}

T_{λ}^Y

$\bar{T}_{\delta r}^B$

\bar{T}^{EB}

$\delta\theta$

$\delta\psi$

$\delta\varphi$

e

b

l

I

R_M

R_N

h

ϕ

f^b

g^l

ω^e

R_b^l

Ω_{ie}^l

Ω_{el}^l

Ω_{ib}^b

Ω_{il}^b

δr

δv

ε

$\delta\omega^l$

δf

f_e, f_n, f_u

$\beta_{\omega x}, \beta_{\omega y}, \beta_{\omega z}$

$\beta_{fx}, \beta_{fy}, \beta_{fz}$

در یک فیلتر کالمن توسعه یافته استفاده می‌نماید. بردار حالت فیلتر کالمن توسعه یافته شامل بردار موقعیت فضاپیما، بردار کواترنین و سرعت نسبت به دستگاه مختصات فرود و نیز بایاس شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌هاست.

[5] الگوریتمی بر مبنای فیلتر کالمن توسعه یافته برای ناوبری اینرسی به کمک بینایی بر اساس ویژگی‌های تصویری ردیابی شده در موقعیت‌های مختلف دوربین و قیود هندسی وضع شده بر آن ارائه می‌کند. این کار برای استخراج و تطبیق ویژگی‌های تصویری از الگوریتم SIFT^{۳۴} استفاده می‌کند.

[6] یک روش ناوبری مبتنی بر بینایی برای فرود ماه‌نورد ارائه می‌کند. در این مقاله از کواترنین دوگانه^{۳۵} برای تبدیل حرکت سه‌بعدی نقاط و خطوط مورد نیاز برای بینایی ماشین استفاده می‌کند. برای ردیابی ویژگی‌های تصویری از یک الگوریتم بر مبنای جریان اپتیکی^{۳۶} و برای تخمین حرکت شش درجه آزادی ماه‌نورد از فیلتر کالمن بی-رد^{۳۷} استفاده می‌کند.

[7] یک الگوریتم تخمین مبتنی بر بینایی، قابل پیاده‌سازی به صورت برخط برای کاوش اجرام سماوی کوچک مانند سیارک‌ها^{۳۸} و ستاره‌های دنباله‌دار^{۳۹} ارائه می‌کند. اندازه‌گیری‌های بینایی به دو روش انجام می‌شوند: جدول شاخص‌های زمینی^{۴۰} و جدول ویژگی‌های متناظر^{۴۱}. در روش اول، سیستم بینایی شاخص‌های زمینی را در یک کاتالوگ برخط تشخیص داده و زاویه دید^{۴۲} آن‌ها به همراه موقعیت معین‌شان بر روی سایت فرود را گزارش می‌کند. در روش دوم، زوایای دید ویژگی‌های تصویری متناظر در دو فریم با زمان‌های ثبت مختلف را گزارش می‌کند.

[8] الگوریتمی بر مبنای فیلتر کالمن توسعه یافته برای تعیین تبدیل دقیق میان یک دوربین و واحد اندازه‌گیر اینرسی ارائه می‌کند. الگوریتم مذکور همبستگی میان اندازه‌گیری‌های اینرسی در طی زمان را منظور می‌نماید. همچنین کوواریانس مقادیر تخمین‌زده شده را به عنوان نامعینی تبدیل و عبارت دیگر معیار کیفیت تبدیل بیان می‌کند.

[9] یک الگوریتم بر مبنای فیلتر کالمن توسعه یافته برای تخمین وضعیت، موقعیت و سرعت فضاپیما و نیز بایاس‌های واحد اندازه‌گیر اینرسی، طی فازهای ورود، نزول و فرود^{۴۳} ارائه می‌کند. تخمین‌گر پیشنهادی، اندازه‌گیری‌های شتاب و سرعت زاویه‌ای را از واحد اندازه-

الگوریتم‌های ناوبری در یک سیستم هدایت، کنترل و ناوبری مبتنی بر بینایی (بینایی-مینا)^{۱۶} یا بینایی کمکی^{۱۷}، هنگام مانور کاهش ارتفاع فضاپیما^{۱۸}، شامل موارد زیر است:

* الگوریتم‌های پردازشی برای نگاشت شاخص‌های زمینی^{۱۹} و تخمین موقعیت نسبت به سایت فرود نامی؛

* سیستم ناوبری بر اساس تلفیق سیستم بینایی با سایر سنسورها.

فیلتر کالمن^{۲۰}، یک ابزار ریاضی قوی برای تحلیل و حل مسائل تخمین بوده و نقش به‌سزایی در ادراک بینایی^{۲۱} روباتیک دارد. فیلتر کالمن به حل نامعینی‌های مربوط به مکان‌یابی، ناوبری، تعقیب^{۲۲}، ردیابی^{۲۳}، کنترل حرکت^{۲۴}، تخمین و پیش‌بینی^{۲۵}، فرمان و تنظیم^{۲۶}، بازسازی ساختار^{۲۷} از توالی تصاویر می‌پردازد. سهم فیلتر کالمن توسعه یافته^{۲۸} بعنوان روش تخمین در کاربردهای بینایی روباتیک، حدود ۷۰ درصد است [1].

[2] یک فیلتر کالمن برای تلفیق داده‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی با اندازه‌گیری‌های حرکت نسبی بوسیله پردازش تصویر ارائه می‌کند. پردازشگر تصویر از الگوریتم Benedetti and Perona [3] برای استخراج ویژگی‌های تصویری و از الگوریتمی بر مبنای همبستگی^{۲۹} برای ردیابی آن‌ها در دو فریم متوالی استفاده می‌کند. تابع هزینه‌ای^{۳۰} از تبدیل پروجکتیو^{۳۱} مختصات سه‌بعدی نقاط شاخص متناظر بر روی صفحه تصویر در دو لحظه متوالی استخراج و از روش بهینه‌سازی لوبنبرگ-مارکوارت^{۳۲} برای تعیین پارامترهای دوران و جهت انتقال دوربین بین دو فریم و برای تعیین اندازه بردار انتقال، از سنجش ارتفاع لیزری^{۳۳} استفاده می‌کند. با استفاده از فیلتر کالمن، تخمینی از خطای سرعت، موقعیت، وضعیت و نیز بایاس شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها ارائه می‌کند.

[4] با هدف ارتقای دقت ناوبری برای فرود دقیق بر سطح سیاره، از اطلاعات شاخص‌های زمینی مشاهده شده به وسیله دوربین مرئی به همراه داده‌های خروجی واحد اندازه‌گیری اینرسی

-
- 16 vision-based navigation
 - 17 vision-aided navigation
 - 18 powered descent
 - 19 landmarks
 - 20 Kalman Filter (KF)
 - 21 vision perception
 - 22 following
 - 23 tracking
 - 24 motion control
 - 25 estimation and prediction
 - 26 servoing and manipulation
 - 27 structure reconstruction
 - 28 Extended Kalman Filter (EKF)
 - 29 correlation based
 - 30 cost function
 - 31 projective
 - 32 Levenberg-Marquardt
 - 33 laser altimetry

-
- 34 Scale-Invariant Feature Transform (SIFT)
 - 35 dual-quaternion
 - 36 optical flow
 - 37 Unscented Kalman Filter (UKF)
 - 38 asteroids
 - 39 comets
 - 40 Landmark Table (LMT)
 - 41 Paired Feature Ttable (PFT)
 - 42 bearing angle
 - 43 Entry, Descent and Landing (EDL)

برای اطمینان از رفتار مناسب الگوریتم تطبیق صور شاخص‌های زمینی؛ تجمیع این الگوریتم با خروجی یک سنسور ناوبری اینرسی یا با طرح سرعت‌سنج بینایی.

[17] تکنیکی برای شناسایی شاخص‌های زمینی براساس توصیف‌گرهای SURF^{۵۳} ([18]) و با استفاده از آنالیز همگن بودن محلی^{۵۴} ارائه می‌کند. قبل از استخراج ویژگی‌های SURF، ناپیوستگی‌های شدید منطقه مانند دهانه‌های آتش‌فشانی، صخره‌ها، دیواره‌ها و غیره، شناسایی شده و استخراج ویژگی‌های SURF به تصویر مربوط به نواحی این شاخص‌های تصویری محدود می‌گردد. در نهایت از یک الگوریتم مبتنی بر بینایی برای تخمین موقعیت مطلق فضاپیما طی فاز نزول به مریخ استفاده می‌شود.

[19] یک مشاهده‌گر غیرخطی برای تخمین وضعیت یک جسم صلب نسبت به مجموعه‌ای از ویژگی‌های تصویری با استفاده از سه ژيروسکوپ نرخی^{۵۵} و یک دوربین دو درجه آزادی^{۵۶} ارائه و برای استفاده از پهنای باند کامل سنسورها آن را به صورت چند نرخی^{۵۷} پیاده‌سازی می‌کند. سیستم در نظر گرفته شده در [20]، یک پهپاد مجهز به واحد اندازه‌گیر اینرسی از نوع MEMS^{۵۸} و یک دوربین ارزان قیمت است. این مقاله خطای سرعت را با استفاده از اندازه‌گیری نشانه‌های تصویری مربوط به اشیای غیرنگاشت‌یافته^{۵۹} محیط اطراف و نیز موقعیت نسبی این اشیاء نسبت به پرند را تخمین می‌زند. به‌علاوه از فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای ترکیب اندازه‌گیری‌های زوایای دید شاخص‌های تصویری با سیستم ناوبری اینرسی استفاده می‌کند.

[21] به تحلیل و تست یک روش مبتنی بر لیدار برای ناوبری نسبت به منطقه برای فرود دقیق بر سطح ماه ارائه می‌کند. پروژه فناوری فرود خودکار و پرهیز از خطر^{۶۰} ناسا، یک الگوریتم ناوبری نسبت به منطقه و مبتنی بر لیدار توسعه می‌دهد. روش پیشنهادی در این مقاله برای استفاده طی فاز ترمز فضاپیما و خروج آن از مدار در نظر گرفته شده است. دیتای جمع‌آوری شده توسط لیدار، یک کانتور^{۶۱} طولانی تشکیل می‌دهد. به‌علاوه لیدار می‌تواند بر روی یک گیمبال تک‌محوره^{۶۲} قرار بگیرد تا با نوسان در جهت عمود بر مسیر^{۶۳}، کانتور پهن‌تری تولید کند. دیتای لیدار با استفاده از آخرین تخمین موقعیت بدست آمده برای فضاپیما، بر روی نقشه ناهمواری‌های منطقه تصویر

گیر اینرسی با مشاهدات شاخص‌های زمینی قبلاً نگاشت‌یافته^{۴۴} ترکیب می‌کند. بدین ترتیب از طریق تلفیق سخت^{۴۵} اطلاعات سنسورهای اینرسی با اطلاعات راهنماهای تصویری، تخمین حالت دقیق و مقاوم را با پهنای باند بالا بدست می‌آورد.

[11] یک الگوریتم ناوبری اینرسی به کمک بینایی^{۴۶} برای فرود دقیق بر روی سیاره ارائه می‌کند. سیستم بینایی طی فاز نزول فضاپیما، میان تصاویر دو بعدی دوربین و نقشه سه‌بعدی منطقه (شاخص‌های تصویری نگاشت‌یافته)، تطبیق برقرار می‌کند. علاوه بر آن، میان ویژگی‌های تصویری مناسب^{۴۷} در دنباله‌ای از تصاویر دوربین تطابق برقرار نموده و آن‌ها را ردیابی می‌کند. در مورد اول، از مشاهده شاخص‌های موجود روی سطح سیاره که موقعیت سه‌بعدی آن‌ها از تصاویر ماهواره‌ای و نقشه‌های دیجیتالی ناهمواری‌های^{۴۸} منطقه معلوم است، حالات مطلق فضاپیما بدست می‌آید. در مورد دوم، با ردیابی جابجایی ویژگی‌ها در تصاویر دوربین، اطلاعات سرعت زاویه‌ای و سرعت انتقالی دوربین حاصل می‌شود. یک فیلتر کالمن توسعه‌یافته، مشاهدات هر دو نوع ویژگی‌های تصویری را با اندازه‌گیری‌های واحد اندازه‌گیر اینرسی به‌طور سخت^{۴۹} تلفیق می‌کند.

[13] یک ابزار شبیه‌سازی برای بررسی کارایی سیستم ناوبری فضاپیما اریون به‌ویژه هنگام فرود بر روی ماه ارائه و از همین سناریو برای نمایش عملکرد آن استفاده می‌کند. این ابزار شامل مدل دینامیکی فضاپیما، مدل محیط، مدل سنسورها و یک فیلتر برای تلفیق اندازه‌گیری سنسورهای مختلف به‌صورت یک تخمین واحد از حالت فضاپیماست.

[15] یک الگوریتم ناوبری اینرسی به کمک بینایی در چهارچوب فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای ورود، نزول و فرود دقیق فضاپیما بر روی مریخ پیشنهاد می‌کند. با افزودن تخمین حالات دوربین به بردار حالت، در زمان اخذ تصویر، روالی برای احتساب تأخیر پردازش تصویر ارائه می‌دهد. این روال همچنین به هنگام پردازش ویژگی‌های تصویری از قبل نامشخص، به حل مشکل مربوط به کمبود اطلاعات اندازه‌گیری^{۵۰} طی فاز انتهایی نزول فضاپیما کمک می‌کند.

[16] از طریق تلفیق سرعت‌سنجی بینایی با تطبیق صور شاخص‌های زمینی^{۵۱}، بر مسئله فرود دقیق بر سطح ماه با شروع از فاز خروج از مدار^{۵۲} یعنی ارتفاع حدود ۱۰۰ کیلومتری تمرکز دارد. این مقاله به دو موضوع می‌پردازد: پیش‌پردازش تصاویر مداری یا مرجع

53 keypoint

54 local homogeneity analysis

55 rate gyros

56 pan-tilt camera

57 multirate

58 MicroElectroMechanicalSystems (MEMS)

59 unmapped objects

60 The Autonomous Landing and Hazard Avoidance Technology (ALHAT)

61 contour

62 single-axis gimbal

63 cross-track direction

44 a priori mapped landmarks

45 tight coupling

46 Vision-Aided Inertial Navigation System (VAINS)

47 Opportunistic Features (OF)

48 Digital Elevation Maps (DEM)

49 tightly

50 sparse measurement information

51 Landmark Constellation (Landstel) Matching

52 de-orbiting phase

همراه اندازه‌گیری‌های ژيروسکوپ و شتابسنج‌هاست. فرض اساسی آن است که شاخص تصویری مشاهده شده بر روی یک صفحه ساکن قرار دارد. وضعیت قرارگیری این صفحه به همراه وضعیت، سرعت و فاصله عمودی سیستم تا صفحه مذکور تخمین زده می‌شود.

[26] یک الگوریتم ردیابی شاخص^{۷۱} با کاربرد ناوبری تصویری در فاز ورود، نزول و فرود فضاپیما ارائه می‌کند. الگوریتم شامل دو قسمت است: انتخاب شاخص و تطبیق شاخص‌ها. در قسمت اول، نقاطی از تصویر انتخاب می‌شوند که برای ردیابی مناسب باشند و یک توصیف‌گر برای هر شاخص استخراج می‌گردد. در قسمت دوم، از تطبیق توصیف‌گرها، مکان شاخص‌های تصویر قبلی، در تصویر جاری تعیین می‌شوند. برای انتخاب نقاط شاخص از گوشه‌یاب هریس^{۷۲} ([12]) و از یک پنجره 7×7 پیکسل در اطراف آن به‌عنوان توصیف‌گر استفاده می‌کند. برای ردیابی یک شاخص از یک تصویر به تصویر بعد، همبستگی میان الگوی 7×7 پیکسل شاخص تصویر قبل را با تصویر جدید یا پنجره‌ای از آن محاسبه و محل بیشینه مقدار آن را که از یک مقدار آستانه‌ای بیشتر باشد به‌عنوان محل شاخص در تصویر جدید ثبت می‌کند. برای ارتقای عملکرد الگوریتم ردیابی شاخص، چند راهکار اتخاذ می‌کند. چنانچه تابع همبستگی دارای چند نقطه اکسترمم و ضمناً بیشتر از مقدار آستانه تعریف شده باشد، برای اجتناب از ردیابی غلط شاخص‌ها، آن نقطه شاخص از لیست نقاط مورد ردیابی حذف می‌گردد. با توجه به تغییرات مقیاس و دوران تصویر، توصیف‌گر نقاط شاخص را به‌صورت پرپودیک از تصاویر جدید بروزسانی می‌کند. در این حالت برای جلوگیری از انباشته شدن و دریافت خطای ردیابی، برای چند فریم، ردیابی براساس الگوی توصیف‌گر قبلی و جدید به موازات انجام شده و در صورتی که نتایج با تفرانس معینی انطباق داشته باشند، توصیف‌گر جدید جایگزین توصیف‌گر قدیم می‌گردد، در غیر این صورت نقطه شاخص از لیست ردیابی حذف می‌گردد. برای تعیین محل نقطه شاخص با دقت زیرپیکسل، یک چندجمله‌ای درجه دوم در هر محور حول پیکسل با حداکثر همبستگی برازش می‌کند. برای ارزیابی الگوریتم پیشنهادی از رشته تصاویر ساختگی یک سیارک و یک سطح شبیه ماه استفاده کرده است.

[27] یک روش تخمین حرکت برای سیستم ناوبری اینرسی به کمک بینایی معرفی می‌کند. سیستم مورد بحث از یک تک دوربین زمین‌نگر^{۷۳} تشکیل شده که به صورت صلب به یک واحد اندازه‌گیر اینرسی متصل شده است. روال تخمین حرکت، داده‌های خروجی واحد اندازه‌گیر اینرسی را با اطلاعات شاخص‌های تصویری تلفیق می‌کند. شاخص‌های تصویری تنها در دو فریم متوالی ردیابی می‌شوند.

می‌شود. برای تصحیح تخمین موقعیت، از همبستگی نقشه ناهمواری‌های لیدار با نقشه ناهمواری‌های مرجع محاسبه می‌شود.

[22] یک پرنده مجهز به سنسورهای اینرسی، یک تک دوربین^{۶۴}، و یک پوینتر^{۶۵} لیزری را در نظر می‌گیرد. پوینتر لیزری قرار گرفته بر روی پرنده یک لکه لیزری ایجاد می‌کند که به‌وسیله دوربین مشاهده شده و به‌عنوان نقطه شاخص مورد استفاده قرار می‌گیرد. این مقاله حالتی را در نظر می‌گیرد که پرنده در مجاورت یک سطح مسطح پرواز می‌کند. ابتدا تمام موده‌های مشاهده‌پذیر شامل: فاصله پرنده از سطح مسطح؛ مؤلفه سرعت پرنده که عمود بر سطح مسطح است؛ جهت‌گیری نسبی پرنده نسبت به سطح مسطح؛ جهت‌گیری سطح مسطح نسبت به جاذبه را معرفی و در ادامه روش بازگشتی ساده‌ای برای تخمین موده‌های مشاهده‌پذیر مذکور ارائه می‌کند.

[23] یک روش ناوبری مبتنی بر بینایی بر اساس هندسه سه‌نما^{۶۶} ارائه می‌کند. با استفاده از مجموعه تصاویر سه‌تایی ذخیره شده در طول مسیر به همراه دیتای ناوبری نظیر آن‌ها، قیود مربوط به حرکت میان لحظات زمانی سه‌تصویر توسعه داده می‌شود. این قیود به همراه قیود اپی‌پلار^{۶۷}، قید جدید مربوط به هندسه سه‌نمایی از یک صحنه را شامل می‌شوند. قیود ایجادشده از طریق یک فیلتر کالمن توسعه‌یافته ضمنی^{۶۸}، با سیستم ناوبری اینرسی تلفیق می‌شوند. در این کار برای استخراج ویژگی‌های تصویری به منظور تطبیق تصاویر از الگوریتم SIFT و برای حذف تطابق‌های غلط از روش RANSAC استفاده شده است.

[24] به مسئله تخمین مسیر حرکت با استفاده از اندازه‌گیری‌های اینرسی و مشاهدات شاخص‌های تصویر مناسب که به‌طور طبیعی رخ می‌دهند، می‌پردازد. مقاله موردنظر بر الگوریتمی بنام فیلتر کالمن با قید چندحالتی^{۶۹} تمرکز دارد. با اصلاحی در روش محاسبه ژاکوبین‌های فیلتر، باعث بازیابی خواص مشاهده‌پذیری دوران واحد اندازه‌گیر اینرسی حول بردار جاذبه در مدل خطی‌سازی شده فیلتر می‌گردد. همچنین برای بهبود نامعینی در تبدیل میان دوربین و واحد اندازه‌گیر اینرسی، پارامترهای تبدیل مذکور را به بردار حالت فیلتر کالمن با قید چندحالتی اضافه می‌کند تا به‌صورت برخاط تخمین زده شوند.

[25] یک چهارچوب تخمین حالت برای یک سیستم مرکب از دوربین و واحد اندازه‌گیر اینرسی و براساس فیلتر کالمن بی‌رد را معرفی می‌کند. این فیلتر تنها متکی بر جریان اپتیکی^{۷۰} یک تک شاخص به

64 monocular camera

65 laser pointer

66 three-view geometry

67 epipolar constraints

68 Implicit Extended Kalman Filter (IEKF)

69 Multi-State-Constraint Kalman Filter (MSCKF)

70 optical flow

71 feature tracking

72 Harris corner detector

73 ground-facing monocular camera

حالت اضافه می‌کند. برای بروزسانی نرخ فاصله نسبی با استفاده از اندازه‌گیری‌های دوربین، از فیلتر کالمن توسعه‌یافته ضمنی^{۷۹} استفاده می‌کند.

[33] سه طرح ناوبری را برای ورود به مریخ بررسی می‌کند: ناوبری اینرسی؛ ناوبری تلفیقی اینرسی/ مدارگرد^{۸۰}؛ ناوبری تلفیقی اینرسی/ مدارگرد/ شاخص سطح مریخ^{۸۱}. از طریق شبیه‌سازی نشان می‌دهد که طرح اول اساساً خطاهای تخمین حالت بزرگی ایجاد می‌کند. هرچند این خطاها با کمک دو مدارگرد مریخ کاهش می‌یابند، سیستم به سختی مشاهده‌پذیر^{۸۲} است. برای آن که سیستم ناوبری به‌طور کامل مشاهده‌پذیر باشد، چهار مشاهده از شاخص‌ها را به معادلات مشاهده‌پذیری فیلتر اضافه می‌کند و نشان می‌دهد که متغیرهای سرعت یا ترکیب خطی متغیرهای سرعت، بهتر از متغیرهای موقعیت می‌توانند تخمین زده شود.

[34] یک طرح ناوبری ترکیبی برای فاز مانور کاهش ارتفاع به منظور فرود بر روی مریخ ارائه می‌دهد. فرض می‌کند در این سناریو، سه شاخص مصنوعی^{۸۳} مجهز به فرستنده رادیویی فرکانس بالا از قبل بر سطح مریخ قرار می‌گیرند. برای دستیابی به بالاترین دقت در تعیین موقعیت فضاییما، موقعیت بهینه شاخص‌ها را بر مبنای تحلیل مشاهده‌پذیری با استفاده از ماتریس اطلاعات فشرح محاسبه می‌کند. طی فاز کاهش ارتفاع فضاییما، اندازه‌گیری‌های سنسور راداری شامل فاصله و سرعت از چهار بیم رادیویی^{۸۴} مستقل برای فراهم کردن اطلاعات ارتفاع، سرعت و وضعیت، داده‌های رادیومتری سه شاخص مصنوعی برای کمک به تعیین موقعیت افقی و دوربین ناوبری برای تعیین زاویه چرخ^{۸۵} در عمود محلی را با واحد اندازه‌گیری اینرسی تلفیق می‌کند تا بطور همزمان موقعیت، سرعت و وضعیت فضاییما را تخمین بزند. برای محاسبه تخمین بهینه از فیلتر کالمن توسعه‌یافته استفاده می‌کند.

[35] یک مشاهده‌گر برای تخمین موقعیت و وضعیت یک جسم صلب با استفاده از اندازه‌گیری‌های ژيروسکوپ‌های نرخی، سنسورهای داپلر و سیستم‌های بینایی و لیزری ارائه می‌دهد. فرض می‌کند که مختصات شاخص‌های زمینی در دستگاه مختصات اینرسی معلوم است. همچنین موقعیت شاخص در دستگاه مختصات بدنی با استفاده از چند سنسور مثلاً دوربین برای تعیین موقعیت زاویه‌ای و فاصله‌یاب لیزری برای تعیین فاصله یا دو دوربین کالیبره شده به صورت بینایی

ضمن آن که برای استخراج آن‌ها از الگوریتم SURF استفاده میشود و فرض بر آن است که بر صفحه مسطح زمین قرار گرفته‌اند. این مقاله یک مدل اندازه‌گیری فرم بسته^{۷۴}، برحسب اطلاعات تصویر و سنسورهای اینرسی ارائه می‌کند. نویسندگان مقاله برای پیاده‌سازی الگوریتم پیشنهادی خود از فیلتر کالمن بی‌رد استفاده کرده‌اند.

[28] براساس تصویر خطوط میدان دید، روشی را برای محاسبه نواحی همپوشان به منظور حفظ امکان ردیابی شاخص‌ها در فریم‌های متوالی ارائه می‌کند. بدین ترتیب قیدهای حرکت انتقالی و دورانی و تخمین پایدار سرعت افقی فضاییما مشخص می‌شوند. این مقاله برای تخمین سرعت افقی فضاییما، ابتدا از روش ASIFT ([29]) استفاده نموده و شاخص‌های تصویری را در دو فریم متوالی استخراج و تطبیق می‌دهد. سپس با وجود دو نما از یک صحنه، براساس هندسه اپی‌پلار به بازسازی حرکت سه‌بعدی و محاسبه ماتریس اساسی^{۷۵} می‌پردازد. همچنین با استفاده از نتایج شبیه‌سازی، رابطه خطای تخمین را با زمان اجرا و تعداد نقاط نشان می‌دهد.

[30] با هدف فرود دقیق فضاییما، به ارائه روشی برای محاسبه جابجایی نسبی افقی فضاییما در بازه ارتفاع ۶ کیلومتر تا ۲۰۰ متر می‌پردازد. بدین منظور از همبستگی در حوزه فاز^{۷۶} استفاده نموده و انتقال پیکسل^{۷۷} در واحد زمان را محاسبه می‌کند. بدین ترتیب با فرض وجود داده‌های یک ارتفاع‌سنج، سرعت نسبی افقی را تخمین می‌زند.

[31] الگوریتمی برای مرتب‌سازی شاخص‌های زمینی بالقوه یک محیط به منظور محدود کردن حجم بانک اطلاعاتی قابل استفاده با هر روش ناوبری نسبت به منطقه مبتنی بر شاخص ارائه می‌کند. بدین منظور معیاری کمی برای میزان اندازه‌گیری خط دید بالقوه شاخص شامل احتمال مشاهده یک شاخص و توزیع فضایی آن نسبت به شاخص‌های مجاور در بانک اطلاعاتی تعریف می‌کند. این مقاله روش قیود نموداری بر مبنای هموارسازی افزایشی^{۷۸} را برای ناوبری نسبت به منطقه معرفی می‌کند.

[32] با ارائه یک مدل مشاهده ضمنی، راه‌حلی برای محدود کردن واگرایی ناوبری اینرسی در محاسبه موقعیت، سرعت و وضعیت پیشنهاد می‌کند. در استخراج معادله مشاهده ضمنی، از این حقیقت استفاده می‌کند که نرخ تغییرات فاصله نسبی تابعی از سرعت، وضعیت و اندازه‌گیری‌های دوربین است. از آنجا که نرخ فاصله نسبی، یک کمیت قابل اندازه‌گیری در فرایند ناوبری نیست، آن را در بردار

79 Implicit Extended Kalman Filter (Implicit EKF)

80 IMU/orbiter based integrated navigation

81 IMU/orbiter/Mars Surface Beacon (MSB) based integrated navigation

82 barely observable

83 artificial beacon

84 radio beam

85 rolling angle

74 closed-form

75 essential matrix

76 phase domain

77 pixel-shift

78 incremental smoothing-based approach to TRN

using a Bayesian factor graph representation

نرم‌افزاری برای فضایی‌های بازگشتی ارائه و مدل‌های مربوط به تصویر دوربین، معادلات ناوبری اینرسی، دینامیک خطای سیستم ناوبری اینرسی، تطبیق تصاویر مرجع و دوربین، ناوبری تصویری و فیلتر کالمن توسعه‌یافته مورد بحث قرار گرفته‌اند. سپس براساس نتایج تست‌های شبیه‌سازی و مقایسه پارامترهای تخمین زده شده با مقادیر صحیح آن‌ها و ترسیم نمودارهای آماری خطا، بر روش پیشنهادی صحت‌گذاری شده است.

شبیه‌سازی نرم‌افزاری فضایی‌های بازگشتی

ترتیب شبیه‌سازی فرود فضاپیما به شرح زیر است:

- ۱- مشخصات جرمی و هندسی برای جسم در نظر گرفته می‌شود؛
- ۲- نیرو و ممان‌های نوعی وارد بر جسم شامل: نیرو و ممان‌های کنترلی، ایرودینامیکی و اغتشاشی در نظر گرفته شده و شتاب و سرعت‌های زاویه‌ای جسم محاسبه می‌شوند؛
- ۳- معادلات حرکت شش درجه آزادی برای جسم استخراج و حل می‌گردند. بدین ترتیب مقادیر صحیح موقعیت، وضعیت و سرعت جسم بدست می‌آیند؛
- ۴- براساس مقادیر محاسبه شده در بند "۳" برای موقعیت و وضعیت صحیح جسم و نیز وضعیت قرارگیری صحیح دوربین نسبت به بدنه جسم و پارامترهای آن، تصویر دوربین شبیه‌سازی می‌گردد؛
- ۵- برای مدل‌سازی خروجی سنسورهای ناوبری اینرسی، از مقادیر شتاب و سرعت زاویه‌ای محاسبه شده در بند "۲" و مدل خطای سنسورها استفاده می‌شود. در صورتی که دوربین بر روی پلاتفرم متحرک نسبت به بدنه فضاپیما نصب شده باشد، خروجی سنسورهای تعیین وضعیت دوربین نسبت به بدنه فضاپیما نیز به روش مشابه مدل می‌شوند؛
- ۶- محاسبات ناوبری جسم براساس مقادیر شتاب و سرعت زاویه‌ای محاسبه شده در بند "۵" انجام می‌پذیرد.
- ۷- تصاویر بالانگر از منطقه فرود قبلاً تهیه و در حافظه رایانه پردازش تصویر بارگذاری می‌شوند. نرم‌افزار پردازش تصویر از نتایج ناوبری بند "۶" استفاده نموده و مدلی از تصویر دوربین را به‌عنوان تصویر مرجع محاسبه می‌کند؛
- ۸- نرم‌افزار پردازش تصویر، الگوریتم SIFT را برای تطبیق مدل تصاویر دوربین بند "۴" و بند "۷" بکار می‌گیرد. خروجی این قسمت نگاشت پیکسل‌های متناظر دو تصویر است؛
- ۹- نقاط شاخص تشخیص داده شده در تصویر دوربین، به وسیله نگاشت بدست آمده در بند "۸" به تصویر مرجع منتقل می‌شوند. از آنجا که در ایجاد تصویر مرجع از نتایج ناوبری استفاده شده است، بنابراین از تبدیل عکس به کار رفته در بند "۷" و مقیاس

استریو بدست می‌آید. سرعت زاویه‌ای و انتقالی جسم نیز به‌وسیله یک ژيروسکوپ سه محوره و یک سنسور داپلر اندازه‌گیری می‌شوند. نشان می‌دهد که بسته به موقعیت شاخص، تحت شرایطی از مشاهده‌پذیری، خطای تخمین موقعیت و وضعیت به صفر میل می‌کند.

[36] یک روش ساخت بانک اطلاعاتی به منظور استفاده در سیستم ناوبری تصویری طی فرود دقیق بر سیاره ارائه می‌کند. ایده اصلی بکاررفته، انتخاب ویژگی‌های تصویری باکیفیت برای ایجاد بانک اطلاعاتی از طریق بررسی سهم آن‌ها در سیستم ناوبری است. بدین منظور برای ارزیابی میزان تمایزپذیری^{۸۶} و توزیع مکانی ویژگی‌ها در تصویر^{۸۷}، یک متریک با عنوان قابلیت بهره‌وری ویژگی^{۸۸} تعریف می‌کند. یک ویژگی تصویری باید متمایز از سایر ویژگی‌های موجود در بانک اطلاعاتی باشد، در غیر این صورت باعث ابهام بیشتر در تطابق ویژگی‌ها^{۸۹} می‌گردد. این مقاله از ویژگی‌های SURF به‌عنوان ویژگی‌های تصویری و از ضرب داخلی بردار توصیف‌گر این ویژگی‌ها به‌عنوان معیار شباهت آن‌ها استفاده می‌کند. از نظر توزیع مکانی ویژگی‌ها، اثبات می‌کند که برای کاهش نامعینی تخمین، باید زاویه میان خطوط دید مشاهدات تا حد ممکن بزرگ باشد. به‌عبارت دیگر باید نقاط ویژگی در میدان دید دوربین توزیع شده باشند.

در تحقیق حاضر سعی شده از نقاط قوت کارهای پیشین و تجربیات منتشر شده محققان، برای ارائه روشی کارآمد به منظور ارتقای دقت سیستم ناوبری اینرسی به کمک سامانه تصویری استفاده شود. در ادامه به تشریح روش پیشنهادی پرداخته می‌شود.

از الگوریتم SIFT [3] برای تطبیق تصاویر برخط دوربین با تصویر مرجع استفاده شده‌است. داده‌های خروجی سیستم پردازش تصویر، به منظور استفاده در معادلات اندازه‌گیری فیلتر کالمن، ابتدا به وسیله فیلتر حداقل مربعات بازگشتی مورد پردازش قرار می‌گیرند. فرض شده است که فضاپیما از یک سیستم ناوبری ترکیبی که از تلفیق نرم ناوبری اینرسی و ماهواره‌ای^{۹۰} تشکیل شده، بهره‌گیرد. بنابراین در مواقعی که سیگنال ماهواره‌ها قطع شوند یا در حالتی که فرود بر یک سکوی دریایی متحرک مورد نظر باشد، داده‌های سیستم ناوبری تصویری، جایگزین اطلاعات سیستم ناوبری ماهواره‌ای شده و باعث بهبود دقت سیستم ناوبری فضاپیما می‌شوند.

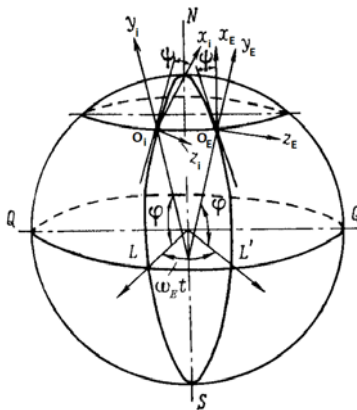
هدف از این مقاله، توضیح روش به‌کار رفته برای مدل‌سازی و تصدیق زیرسیستم‌ها و در نهایت نمایش کارایی روش پیشنهادی برای تخمین خطای سیستم ناوبری اینرسی است. ابتدا منطق شبیه‌سازی

86 distinctiveness
87 spatial imagery distribution
88 feature exploitability
89 Feature matching
90 Loose GNSS/INS Integration

جریان اطلاعات: ۱- تصویر دوربین؛ ۲- خروجی سنسورهای وضعیت و سرعت زاویه‌ای دوران دوربین؛ ۳- فرامین کنترل وضعیت دوربین؛ ۴- موقعیت نقاط شاخص در تصویر؛ ۵- بردارهای سرعت زاویه‌ای و شتاب جسم؛ ۶- سیگنال خروجی ژيروسکوپ و شتابسنجها؛ ۷- فرامین کنترل عملگرها؛ ۸- فرامین کنترل وضعیت و موقعیت؛ ۹- ناوبری صحیح وضعیت و موقعیت؛ ۱۰- تصاویر منطقه فرود؛

شبیه‌سازی پرواز

در فعالیت انجام شده، معادلات دیفرانسیل حرکت شش درجه آزادی فضایی بازگشتی نسبت به یک دستگاه اینرسی مماس به زمین ارائه و طی زمان انتگرال‌گیری شده اند (شکل ۲). مبدأ این دستگاه مختصات که از این پس آن را دستگاه مماسی اینرسی می‌نامیم در لحظه $t=0$ ، بر نقطه فرود موردنظر برای فضاییما منطبق است. محور Ox_i این دستگاه در صفحه فرود نامی بوده و با جهت شمال، زاویه ازیموت را می‌سازد. محور Oy_i عمود بر افق محلی به سمت بالا و محور Oz_i با دو محور قبلی تشکیل یک دستگاه مختصات راست‌گرد می‌دهد. دستگاه مماسی مرجع $O_E X_E Y_E Z_E$ دستگاهی است که در لحظه $t=0$ بر دستگاه مماسی اینرسی منطبق ولی با گذشت زمان با زمین می‌چرخد. نتایج حل معادلات حرکت نسبت به دستگاه اینرسی به دستگاه مختصات مماسی مرجع و دستگاه مختصات ناوبری (ENU) منتقل می‌گردند تا در شبیه‌سازی تصویر دوربین و مقایسه با نتایج ناوبری مورد استفاده قرار گیرند.



شکل ۲- دستگاه مختصات اینرسی مماسی و دستگاه مختصات مماسی مرجع

شبیه‌سازی تصویر دوربین

هدف یافتن تبدیلی است که براساس موقعیت و وضعیت دوربین نسبت به دستگاه مختصات مماسی مرجع، پیکسل‌های تصویر بالانگر از منطقه فرود را بر پیکسل‌های صفحه حساس دوربین نگاشت دهد. البته در فعالیت انجام شده، از عکس این تبدیل برای استخراج روابطی استفاده شد که مقدار روشنایی پیکسل‌های دوربین را براساس

تصویر بالانگر، برای تعیین محل این نقاط بر روی زمین استفاده می‌شود. چنانچه مختصات جغرافیایی نقاط شاخص در تصویر مرجع معلوم باشند، مستقیماً مورد استفاده قرار گرفته و خطای مقیاس و اعوجاج تصویر بالانگر وارد محاسبات نمی‌شود. به‌علاوه اگر نرم‌افزار پردازش تصویر به جای تطبیق تصاویر، مستقیماً نقاط شاخص را در تصویر دوربین تشخیص دهد، خطای تبدیل بند "۸" وارد محاسبات نمی‌شود.

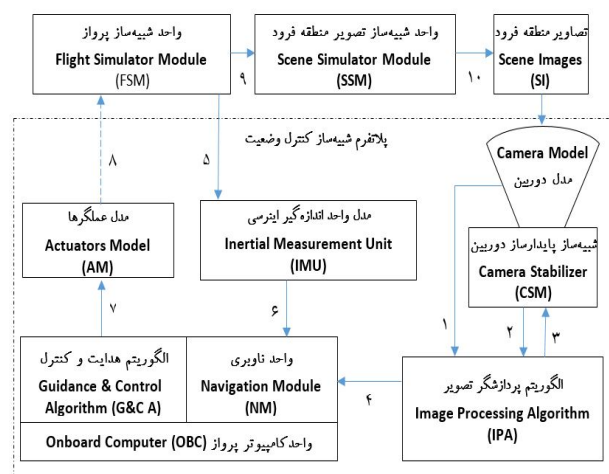
به منظور حساسیت‌سنجی دقت روش ناوبری نسبت به تأثیر خطای تطبیق تصاویر دوربین و مرجع، نتایج با حالت ایده‌آل مقایسه می‌شوند. در این حالت از یک طرف، نقاط شاخص زمینی با استفاده از مختصات دقیق پرنده از بند "۳" بر تصویر دوربین و از طرف دیگر با استفاده از موقعیت ناوبری از بند "۶" (حاوی خطا) بر تصویر مرجع نگاشت می‌شوند؛

۱۰- مختصات نقاط شاخص بر روی زمین و در تصویر دوربین در یک فیلتر LS مورد پردازش قرار می‌گیرند تا از آن‌ها در تعیین موقعیت و وضعیت پرنده استفاده شود. این مقادیر به‌عنوان مقادیر اندازه‌گیری شده در فیلتر کالمن توسعه‌یافته به کار می‌روند؛

۱۱- فیلتر کالمن توسعه‌یافته براساس مدل دینامیک انتشار خطای سیستم ناوبری اینرسی و مقادیر اندازه‌گیری شده در بند "۱۰" اجرا می‌شود؛

۱۲- خطای ناوبری تخمین‌زده شده توسط فیلتر کالمن با خطای اعمال شده در سیستم ناوبری مقایسه می‌گردد. انتظار می‌رود خروجی فیلتر کالمن برابر اختلاف مقادیر بند "۳" و "۶" باشد. بلوک دیاگرام و جریان اطلاعات میان واحدهای مختلف نرم‌افزار شبیه‌ساز فرود فضاییما، در شکل ۱ نشان داده شده است.

در ادامه روابط و برخی نکات کاربردی در خصوص بندهای فوق آورده شده است.



شکل ۱- طرح ارتباطات واحدهای نرم‌افزار شبیه‌ساز فرود فضاییما

$$\vec{r}_{OCA}^\lambda = T_\lambda^y T^{BC} T_{OCOB}^B T^{EB} T_{OBOE}^E \vec{r}_{OEA}^E \quad (2)$$

با نمایش خطای موقعیت و وضعیت سیستم ناوبری اینرسی به ترتیب با $\vec{T}_{\delta r}^B$ و \vec{T}^{EB} رابطه (۲) به صورت (۳) بازنویسی می‌گردد:

$$\vec{r} = \vec{r}_{OCA}^\lambda = T_\lambda^y T^{BC} T_{OCOB}^B \vec{T}_{\delta r}^B \vec{T}^{EB} T_{OBOE}^E \vec{r}_{OEA}^E \quad (3)$$

نوشتن خطای موقعیت در دستگاه بدنی $\delta \vec{r}^B$ (به جای دستگاه مماسی مرجع) باعث می‌شود که جملات شامل حاصلضرب خطای موقعیت و وضعیت در معادلات ظاهر نشوند.

رابطه (۳) به صورت دو معادله بر حسب مؤلفه‌های بردار \vec{r} بیان می‌شود.

$$l - ccdHeightPixel/2 - r_1/r_4 * p_h = 0 \quad (4)$$

$$k - r_3/r_4 * p_w + ccdWidthPixel/2 = 0 \quad (5)$$

معادلات (۴) و (۵) به صورت ضرایبی از خطای وضعیت $(\delta\psi, \delta\phi, \delta\theta)$ و موقعیت $(\delta z, \delta y, \delta x)$ بیان شده و با تشخیص هر نقطه شاخص توسط نرم‌افزار پردازش تصویر، دو معادله خطی جبری بدست می‌آید. برای تعیین شش مجهول شامل سه خطای موقعیت و سه خطای وضعیت، حداقل به سه نقطه شاخص نیاز است. چنانچه تعداد نقاط شاخص بیشتر از ۳ باشد، مجهولات موردنظر از روش حداقل مجموع مربعات خطا بدست می‌آیند.

از آنجا که معادلات (۴) و (۵)، از خطی‌سازی روابط غیرخطی استخراج شده‌اند، با روش بازگشتی مقادیر خطای ناوبری دقیق‌تر می‌شوند. همچنین از آنجا که خطای موقعیت $(\delta z, \delta y, \delta x)$ بدست آمده از حل دستگاه معادلات خطی، در دستگاه بدنی هستند، باید به دستگاه دستگاه مماسی مرجع انتقال یابند:

$$\vec{T}_{\delta r}^E = \vec{T}^{BE} \delta \vec{r}^B = \vec{T}^{BE} \vec{T}_{\delta r}^B \quad (6)$$

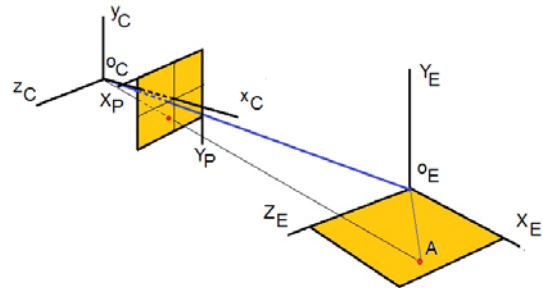
معادلات ناوبری

معادلات سیستم ناوبری اینرسی در دستگاه مختصات مماسی محلی^{۹۱} ENU^{۹۲} حل می‌شوند. خروجی معادلات ناوبری شامل موقعیت، سرعت و وضعیت جسم، برای شبیه‌سازی تصویر مرجع و مقایسه با مقادیر صحیح متناظر از شبیه‌سازی پرواز، به دستگاه مختصات مماسی مرجع انتقال می‌یابند. معادلات ناوبری اینرسی به فرم برداری به صورت زیر بیان می‌شوند [6]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\vec{r}}_l \\ \dot{\vec{V}}_l \\ \dot{\vec{R}}_l^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D^{-1}V^l \\ R_b^l f^b - (2\Omega_{ie}^l + \Omega_{el}^l)V^l + g^l \\ R_b^l (\Omega_{ib}^b - \Omega_{il}^l) \end{bmatrix} \quad (7)$$

اطلاعات تصویر بالانگر بازسازی کند. بدین ترتیب حتی در صورت پایین بودن رزولوشن تصویر بالانگر، تمام پیکسل‌های دوربین الزاماً مقدار خواهند گرفت. همچنین از روابط اخیر به همراه اطلاعات مقیاس و جهت تصویر بالانگر برای تعیین مختصات نقاطی استفاده می‌شود که توسط الگوریتم پردازش تصویر بعنوان شاخص‌های زمینی استخراج شده‌اند.

در اینجا با ذکر روابط نهایی، خواننده برای نحوه استخراج و جزئیات بیشتر به مرجع [4] ارجاع داده می‌شود (شکل ۳).



شکل ۳- نگاشت میان پیکسل‌های تصویر دوربین و تصاویر منطقه فرود

$$\begin{aligned} x &= (k - ccdWidthPixel/2)p_w \\ y &= (l - ccdHeightPixel/2)p_h \\ A &= (y * T_{41} - T_{11}) * pixelHeight \\ B &= (y * T_{43} - T_{41}) * pixelWidth \\ C &= (x * T_{41} - T_{31}) * pixelHeight \\ D &= (x * T_{43} - T_{33}) * pixelWidth \\ E &= (T_{14} - y * T_{44}) + A * (RefHeight/2) + B * (RefWidth/2) \\ F &= (T_{34} - x * T_{44}) + C * (RefHeight/2) + D * (RefWidth/2) \\ i &= (E * D - F * B) / (A * D - B * C) \\ j &= (A * F - C * E) / (A * D - B * C) \end{aligned} \quad (1)$$

از آنجا که اندیس‌های i و j ، یعنی شماره پیکسل‌های متناظر k و l بر روی تصویر بالانگر، به صورت اعداد غیر صحیح بدست می‌آیند، مقدار روشنایی پیکسل موردنظر برحسب پیکسل‌های اطراف میان‌یابی می‌شود.

معادلات کمک ناوبری بینایی (فیلتر LS)

هدف آن است که با داشتن حداقل سه نقطه متناظر در تصویر مرجع و تصویر دوربین، خطای لحظه‌ای سیستم ناوبری اینرسی در تعیین موقعیت و وضعیت تقریب زده شود [13].

بردار موقعیت نقطه شاخص A در دستگاه مماسی مرجع \vec{r}_{OEA}^t پس از انتقال به موقعیت دوربین و اعمال تبدیل پرسپکتیو T_λ^y ، به بردار \vec{r}_{OCA}^λ تبدیل می‌شود:

91 Local Level Frame (LLF)

92 East-North-Up (ENU)

$$\begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_{3 \times 1}^l \\ \delta \mathbf{V}_{3 \times 1}^l \\ \boldsymbol{\varepsilon}_{3 \times 1}^l \\ \delta \boldsymbol{\omega}_{3 \times 1}^l \\ \delta \mathbf{f}_{3 \times 1}^l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} O_{3 \times 3} & F_r & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & F_V & O_{3 \times 3} & R_b^l \\ O_{3 \times 3} & F_\varepsilon & O_{3 \times 3} & R_b^l & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & F_\omega & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & F_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_{3 \times 1}^l \\ \delta \mathbf{V}_{3 \times 1}^l \\ \boldsymbol{\varepsilon}_{3 \times 1}^l \\ \delta \boldsymbol{\omega}_{3 \times 1}^l \\ \delta \mathbf{f}_{3 \times 1}^l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\sigma}_{r,3 \times 1} \\ \boldsymbol{\sigma}_{v,3 \times 1} \\ \boldsymbol{\sigma}_{\varepsilon,3 \times 1} \\ \boldsymbol{\sigma}_{\omega,3 \times 1} \\ \boldsymbol{\sigma}_{f,3 \times 1} \end{bmatrix} W \quad (\lambda)$$

در رابطه (۸) $\delta \mathbf{r}^l$ ، $\delta \mathbf{V}^l$ ، $\boldsymbol{\varepsilon}^l$ ، $\delta \boldsymbol{\omega}^l$ و $\delta \mathbf{f}^l$ به ترتیب خطای موقعیت، سرعت، وضعیت، سرعت‌های زاویه‌ای و شتاب‌های غیرجاذبی هستند و W بیان‌گر نویز سفید است؛

$$F_r = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_{M+h}} & 0 \\ \frac{1}{(R_N+h)\cos\phi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{ ماتریس مشتقات مؤلفه‌های بردار موقعیت نسبت به مؤلفه‌های بردار سرعت؛}$$

$$F_V = \begin{bmatrix} 0 & f_u & -f_n \\ -f_u & 0 & f_e \\ f_n & -f_e & 0 \end{bmatrix}, \text{ ماتریس مشتقات مؤلفه‌های بردار سرعت نسبت به مؤلفه‌های وضعیت؛}$$

$$F_\varepsilon = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_{M+h}} & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ \frac{-\tan\phi}{(R_N+h)} & 0 & 0 \end{bmatrix}, \text{ ماتریس مشتقات مؤلفه‌های وضعیت نسبت به مؤلفه‌های بردار سرعت؛}$$

$$F_f = \begin{bmatrix} -\beta_{fx} & 0 & 0 \\ 0 & -\beta_{fy} & 0 \\ 0 & 0 & -\beta_{fz} \end{bmatrix}, F_\omega = \begin{bmatrix} -\beta_{\omega x} & 0 & 0 \\ 0 & -\beta_{\omega y} & 0 \\ 0 & 0 & -\beta_{\omega z} \end{bmatrix}$$

همان‌گونه که از روابط فوق استنباط می‌شود برای مدل‌سازی قسمت تصادفی خطای سنسورهای اینرسی شامل بایاس شتاب‌سنج‌ها و دررفت ژيروسکوپ‌ها، از فرایند گوس-مارکوف مرتبه اول استفاده شده است.

خطای سیستم ناوبری اینرسی، خطای سنسورهای اینرسی در معادلات ناوبری مدل شده و اختلاف خروجی ناوبری و شبیه‌سازی با انتگرال دستگاه معادلات (۸) مقایسه شدند. این مقایسه، صحت خطی‌سازی معادلات حالت را برای استفاده در فیلتر کالمن توسعه‌یافته تصدیق نمود. نتایج این مقایسه در بخش "نتایج" آورده شده است. نکته قابل توجه این که خطای وضعیت $\boldsymbol{\varepsilon}_{3 \times 1}^l$ در معادلات (۸)، به

$$\text{که در آن } \mathbf{D}^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_{M+h}} & 0 \\ \frac{1}{(R_N+h)\cos\phi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

از مختصات دکارتی مستطیلی به مختصات منحنی‌الخط در دستگاه مختصات مماسی محلی انتقال می‌دهد؛

$$\boldsymbol{\Omega}_{ie}^l = \begin{bmatrix} 0 & -\omega^e \sin\phi & \omega^e \cos\phi \\ \omega^e \sin\phi & 0 & 0 \\ -\omega^e \cos\phi & 0 & 0 \end{bmatrix}, \text{ ماتریس پادمتقارن}$$

متناظر با بردار سرعت زاویه‌ای دوران زمین در دستگاه مختصات مماسی محلی؛

$$\boldsymbol{\Omega}_{ie}^l = \begin{bmatrix} 0 & \frac{-v_e \tan\phi}{R_{M+h}} & \frac{v_e}{R_{N+h}} \\ \frac{v_e \tan\phi}{R_{N+h}} & 0 & \frac{v_n}{R_{M+h}} \\ \frac{-v_e}{R_{N+h}} & \frac{-v_n}{R_{M+h}} & 0 \end{bmatrix}, \text{ ماتریس پادمتقارن متناظر با}$$

بردار سرعت چرخش دستگاه مختصات مماسی محلی نسبت به زمین در این دستگاه مختصات است.

از مقایسه نتایج شبیه‌سازی با خروجی الگوریتم ناوبری اینرسی، در حالتی که سنسورها به صورت ایده‌آل (بدون خطا) در نظر گرفته شده باشند، برای تصدیق پیاده‌سازی معادلات ناوبری استفاده شد. تطبیق نتایج محاسبه موقعیت، سرعت و وضعیت جسم با وجود تفاوت‌های زیر در معادلات شبیه‌سازی و الگوریتم ناوبری، احتمال تکرار یک خطای تئوری یا نرم‌افزاری در دو مجموعه روابط را به حداقل می‌رساند؛

الف- معادلات حرکت در شبیه‌سازی نسبت به دستگاه مختصات اینرسی مماسی ولی در الگوریتم ناوبری نسبت به دستگاه مختصات مماسی محلی استخراج شدند. این دو سیستم مختصات هم در جهت‌گیری محورها و هم در نحوه‌ی حرکت و در نتیجه در نوع بیان خروجی‌ها تفاوت اساسی دارند؛

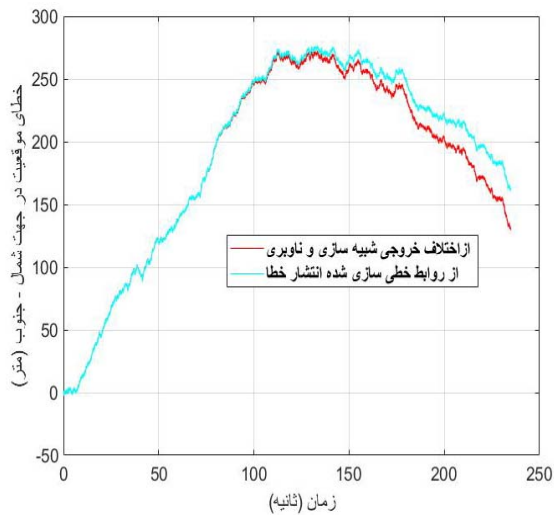
ب- با توجه به وضعیت قرارگیری دستگاه‌های مختصات بدنی و ترتیب دوران‌ها در استخراج زوایای اوپلر، تعریف زوایای فراز، سمت و چرخ در شبیه‌سازی و ناوبری متفاوت بودند؛

ج- مدل مورد استفاده برای جاذبه و بیضی‌گون زمین در شبیه‌سازی بر اساس مراجع شرقی [7] و در ناوبری براساس مراجع غربی [6] بود؛

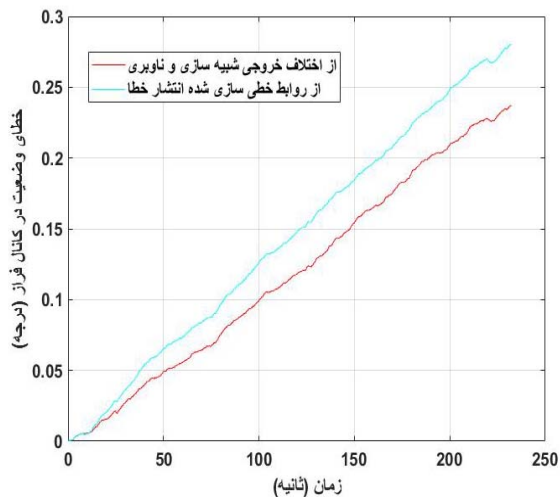
د- روش مورد استفاده برای انتگرال‌گیری از معادلات شش درجه آزادی شبیه‌سازی، رانگ-کوتا و برای معادلات ناوبری، اوپلر بود.

معادلات دینامیک انتشار خطای سیستم ناوبری اینرسی

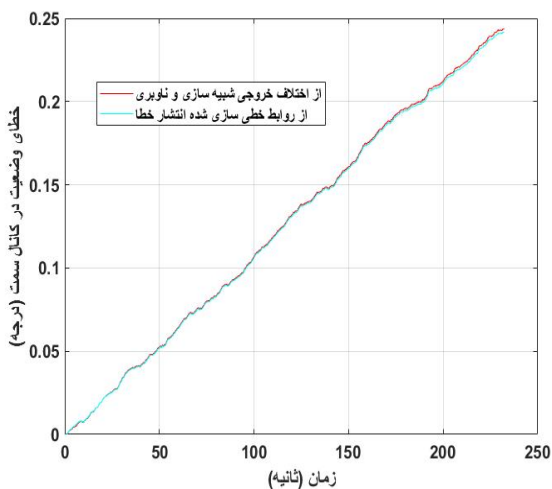
معادلات خطای سامانه ناوبری اینرسی^{۹۳} به فرم معادلات خطی حالت به شکل رابطه (۸) بیان می‌شوند [6]:



شکل ۶ - خطای سیستم ناوبری اینرسی در اندازه گیری موقعیت در جهت شمالی - جنوبی



شکل ۷ - خطای سیستم ناوبری اینرسی در اندازه گیری وضعیت در کانال فرار

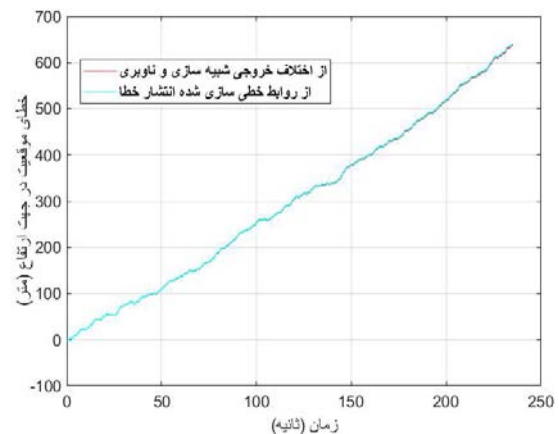


شکل ۸ - خطای سیستم ناوبری اینرسی در اندازه گیری وضعیت در کانال سمت

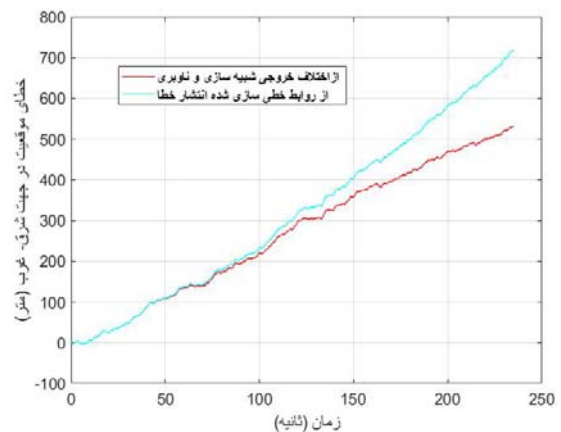
صورت خطای زوایای فراز، سمت و چرخ بیان شده‌اند، لذا از معادلات دیفرانسیل زوایای اوایلر برای بیان حرکت دورانی جسم در ناوبری استفاده گردید تا اعمال مستقیم خطای سنسورها امکان پذیر باشد.

نتایج

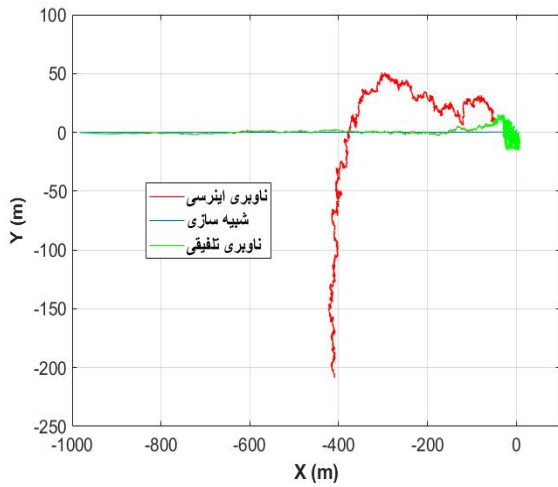
در شبیه سازی انجام شده، واریانس خطا در مدل دریافت ژيروسکوپ و بایاس شتاب سنجها به ترتیب $0.1/0.1$ درجه بر ثانیه و $0.1/0.1$ متر بر مجذور ثانیه، واریانس خطای موقعیت و وضعیت به ترتیب $0.1/0.1$ درجه و 50 متر در نظر گرفته شده‌اند (رجوع شود به روابط ۸). ارتفاع جسم در لحظه شروع شبیه سازی 9000 متر و زاویه فراز آن 55 درجه در نظر گرفته شد. فرض شده دوربین در صفحه زیرین فضاپیما نصب شده و به سمت نقطه فرود جهت گیری می کند. نمودار شکل های ۴ تا ۹، خطای در نظر گرفته شده برای سیستم ناوبری اینرسی در تعیین موقعیت و وضعیت را نشان می دهند. این نمودارها خطای محاسبه شده از اختلاف روابط شبیه سازی و ناوبری اینرسی را نیز با انتگرال روابط خطی سازی شده (۸) مقایسه می کنند.



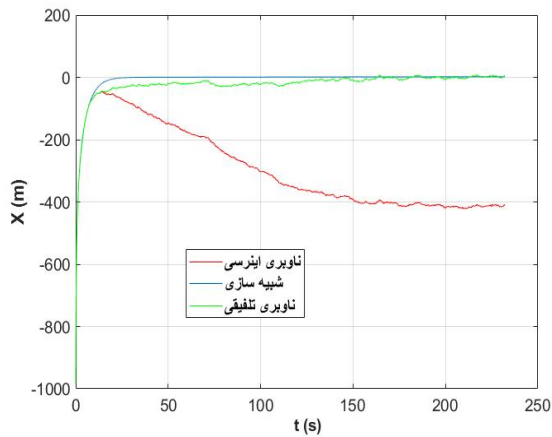
شکل ۹ - خطای سیستم ناوبری اینرسی در اندازه گیری موقعیت در جهت ارتفاع



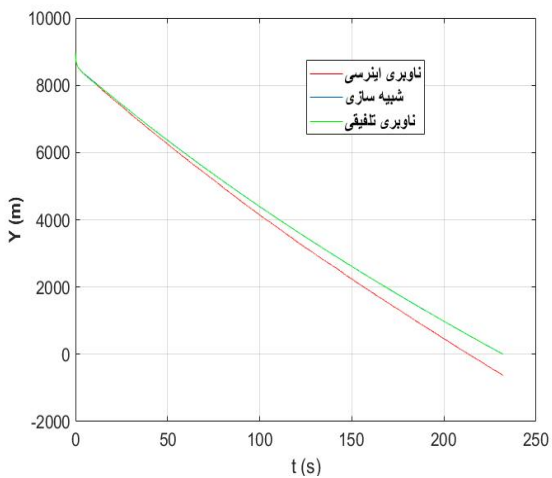
شکل ۱۰ - خطای سیستم ناوبری اینرسی در اندازه گیری موقعیت در جهت شرقی - غربی



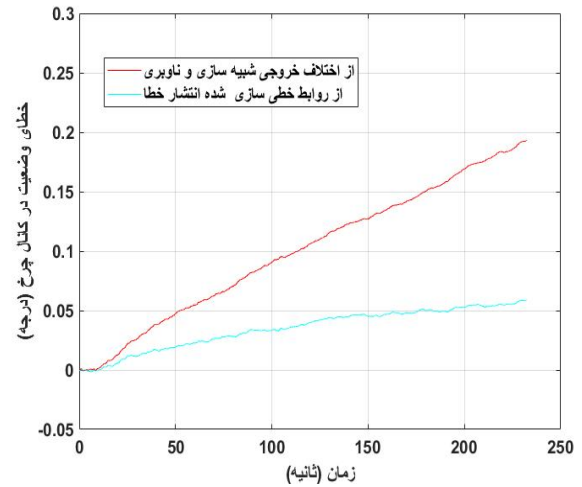
شکل ۱۱- مسیر پرواز در صفحه افقی



شکل ۱۲- موقعیت در امتداد محور طولی در دستگاه مختصات مماسی مرجع برحسب زمان

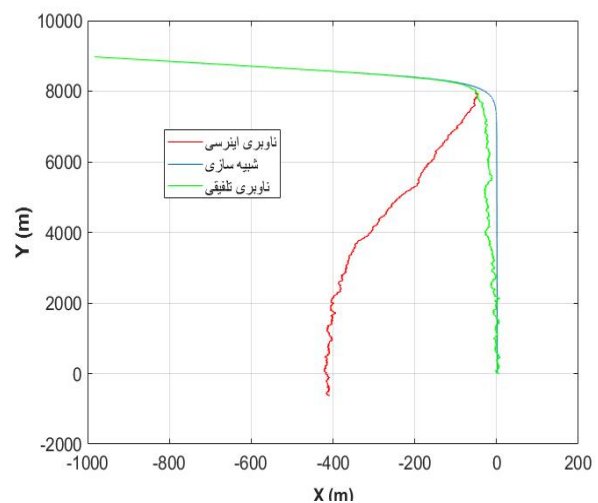


شکل ۱۳- موقعیت در امتداد محور عمودی در دستگاه مختصات مماسی مرجع برحسب زمان

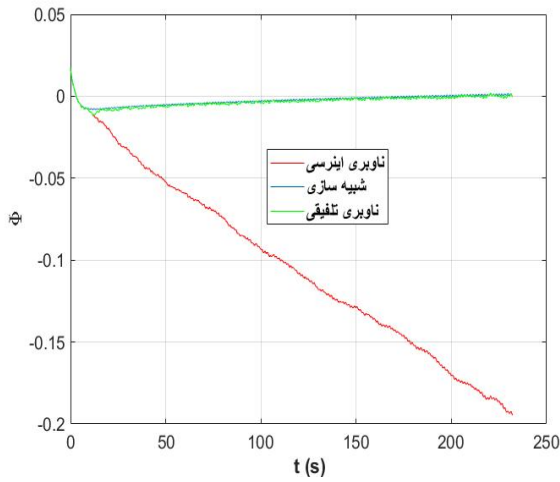


شکل ۹- خطای سیستم ناوبری اینرسی در اندازه گیری وضعیت در کانال چرخ

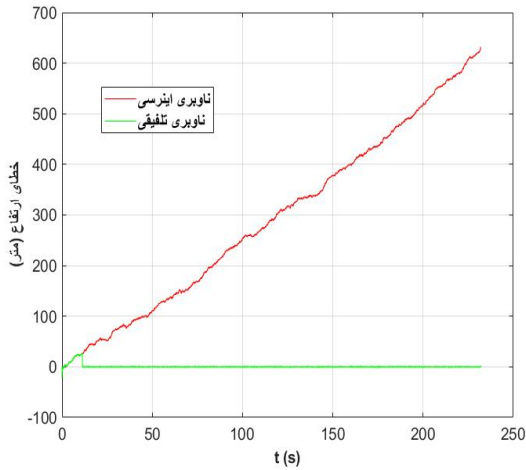
تطابق خوب منحنی‌های حاصل از محاسبات دقیق با نتایج حاصل از تقریب خطی، صحت استخراج و پیاده‌سازی روابط را نشان می‌دهد. شکل‌های ۱۰ و ۱۱، مسیر پرواز شبیه‌سازی شده نامی (بدون خطا)، مسیر پرواز محاسبه شده توسط سیستم ناوبری اینرسی (دارای خطا) و مسیر پرواز محاسبه شده توسط سیستم ناوبری تلفیقی (اصلاح شده) را به ترتیب در صفحات قائم و افقی دستگاه مختصات مرجع مماسی مقایسه می‌کنند. همان‌گونه که از این اشکال مشهود است، در صورتی که تعیین موقعیت تنها براساس سیستم ناوبری اینرسی انجام شود، خطای موقعیت در جهت طول، قائم و سمت به ترتیب در حدود ۴۱۰، ۶۲۰ و ۲۱۰ متر محتمل است. شکل‌های ۱۲ تا ۱۴، هریک از مؤلفه‌های موقعیت در دستگاه مختصات مذکور را به طور جداگانه بر حسب زمان نشان می‌دهند.



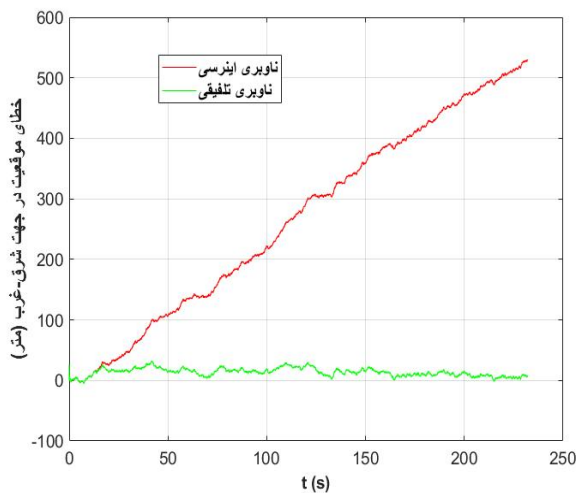
شکل ۱۰- مسیر پرواز در صفحه قائم



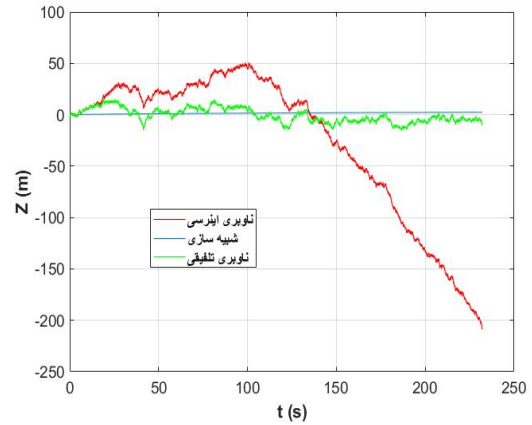
شکل ۱۷ - زاویه چرخ بر حسب زمان



شکل ۱۸ - مقایسه خطای سیستم ناوبری اینرسی و تلفیقی در اندازه‌گیری موقعیت در جهت ارتفاع بر حسب زمان



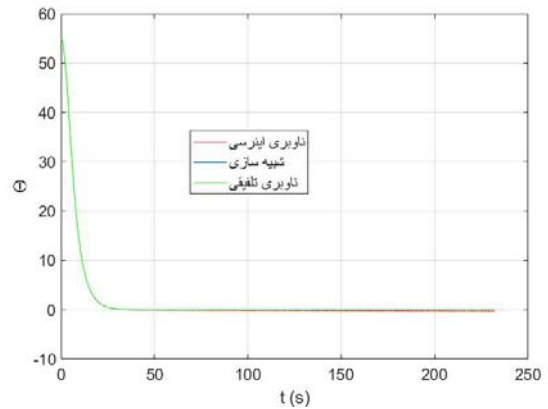
شکل ۱۹ - مقایسه خطای سیستم ناوبری اینرسی و تلفیقی در اندازه‌گیری موقعیت در جهت شرقی-غربی بر حسب زمان



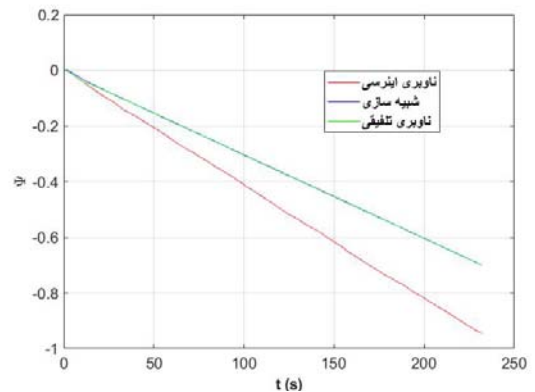
شکل ۱۴ - موقعیت در امتداد محور عرضی در دستگاه مختصات مماسی مرجع بر حسب زمان

به طور مشابه، شکل‌های ۱۵، ۱۶ و ۱۷، به ترتیب زاویای فراز، سمت و چرخ را از ناوبری اینرسی و ناوبری تلفیقی با محاسبات صحیح شبیه‌سازی مقایسه می‌کنند. طبق منحنی شکل‌های ۱۵ تا ۱۷، در صورت عدم اصلاح خطای ناوبری اینرسی، خطای وضعیت در کانال فراز، سمت و چرخ به ترتیب به حدود ۰/۲۳، ۰/۹۵ و ۰/۲ درجه می‌رسد.

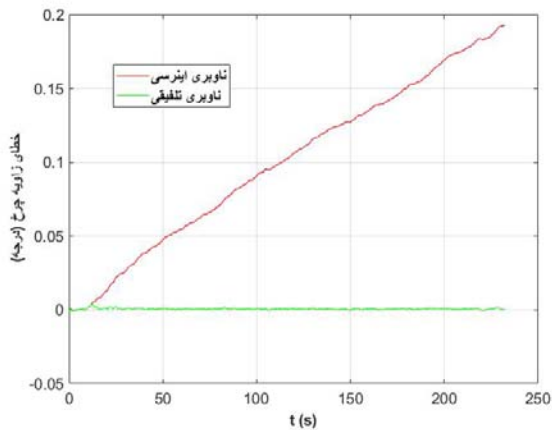
به‌منظور ارزیابی عملکرد سیستم ناوبری تلفیقی پیشنهادی، میزان خطای ناوبری اینرسی و تلفیقی در تعیین موقعیت و وضعیت فضاپیما، در شکل‌های ۱۸ تا ۲۳ نمایش داده شده‌اند.



شکل ۱۵ - زاویه فراز بر حسب زمان



شکل ۱۶ - زاویه سمت بر حسب زمان



شکل ۲۳ - مقایسه خطای سیستم ناوبری اینرسی و تلفیقی در اندازه‌گیری وضعیت در کانال چرخ

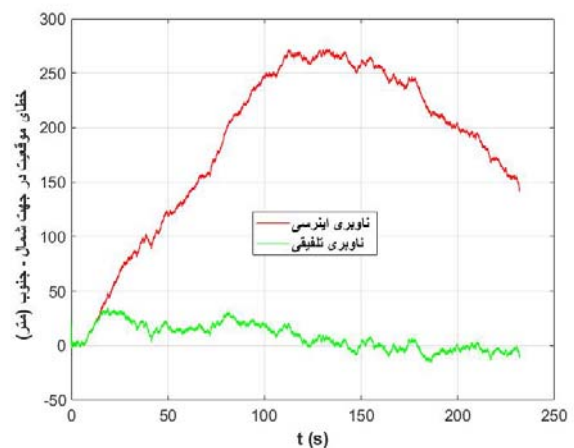
نتایج نشان می‌دهند که به کمک روش پیشنهادی برای تلفیق اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی با سیستم ناوبری تصویری کمکی، دستیابی به دقت ۱۰ متر برای موقعیت و ۰/۰۲ درجه برای وضعیت امکان‌پذیر است. بدین منظور قبلاً تصویر مرجع از منطقه فرود تهیه و مختصات نقاط شاخص زمینی در آن درج می‌شوند. دقت مورد بحث با فرض کالیبراسیون دقیق دوربین، جبران اعوجاجات لنز و دام، کالیبراسیون سنسورهای اندازه‌گیری زوایای دوربین نسبت به بدنه فضاپیما، دستیافتنی است. این الزام با روش‌های متداول به خوبی برآورده می‌شود.

وجه متمایز روش پیشنهادی، عدم نیاز به سخت‌افزار پیچیده و توان محاسباتی بالاست. تنها به وجود یک دوربین تصویربرداری به عنوان سنسور اندازه‌گیری مکمل در کنار سیستم ناوبری اینرسی نیاز است. به‌علاوه در صورت قطع سیگنال سامانه ناوبری ماهواره‌ای، اطلاعات سامانه تصویری جایگزین می‌شوند.

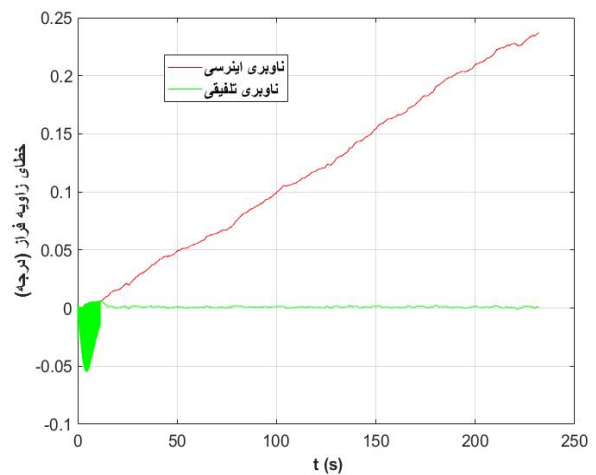
نتیجه‌گیری

مقاله حاضر به تخمین خطای سیستم ناوبری اینرسی در محاسبه موقعیت و وضعیت یک فضاپیمای در حال فرود اختصاص دارد. طراحی فیلتر کالمن توسعه‌یافته به گونه‌ای انجام پذیرفته که در حالتی که سیگنال ناوبری ماهواره‌ای قطع یا از دسترس خارج شود، بتوان اطلاعات مورد نیاز را از سیستم ناوبری تصویری جایگزین کرد. بدین منظور خطای موقعیت و وضعیت جسم، از تطبیق تصویر برخط دوربین با تصویر مرجع محاسبه و به‌عنوان سیگنال اندازه‌گیری به فیلتر کالمن توسعه‌یافته وارد می‌شوند.

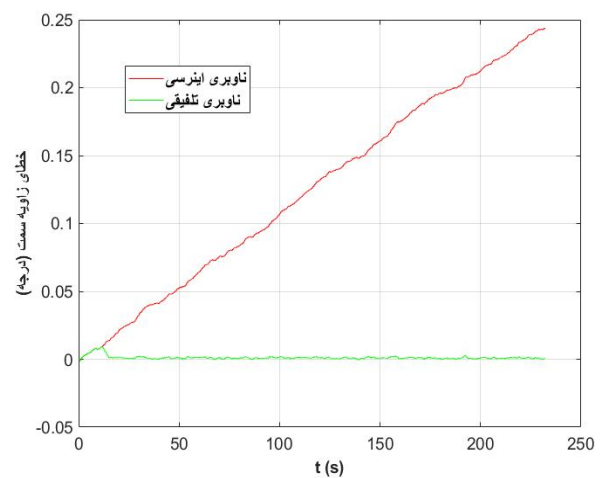
نتایج نشان می‌دهند، در حالتی که از عوامل خطای جانبی مانند اعوجاج سیستم اپتیکی، کالیبراسیون دوربین، خطای مقیاس تصویر مرجع، سنسورهای اندازه‌گیری وضعیت دوربین، صرف نظر شود،



شکل ۲۴ - مقایسه خطای سیستم ناوبری اینرسی و تلفیقی در اندازه‌گیری موقعیت در جهت شمالی-جنوبی بر حسب زمان



شکل ۲۵ - مقایسه خطای سیستم ناوبری اینرسی و تلفیقی در اندازه‌گیری وضعیت در کانال فرار



شکل ۲۶ - مقایسه خطای سیستم ناوبری اینرسی و تلفیقی در اندازه‌گیری وضعیت در کانال سمت

Navigation : Analysis and Experiments," in *SEMANTIC Scholar*, 2011.

- [17] U. Galassi, "Landmark Detection for Autonomous Spacecraft Landing on Mars." *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2011.
- [18] H. Bay, "Speeded-Up Robust Features (SURF)," *Computer Vision and Image Understanding*, vol. 110, no. 3, pp. 346-359, 2008.
- [19] S. Bras, "A Nonlinear Attitude Observer Based on Active Vision and Inertial Measurements," *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 27, no. 4, pp. 664-677, 2011.
- [20] P. Silson and V. Sazdovski, "INS velocity aiding using bearing-only measurements of unknown landmarks," *AIAA* 2011.
- [21] A. Johnson and T. Ivanov, "Analysis and Testing of a LIDAR-Based Approach to Terrain Relative Navigation for Precise Lunar Landing," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [22] C. Troiani and A. Martinelli, "Vision-aided inertial navigation using virtual features," in *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2012.
- [23] V. Indelman, "Real-Time Vision-Aided Localization and Navigation Based on Three-View Geometry," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 48, no.3, pp. 2239-2259, 2012.
- [24] M. Li and A. I. Mourikis, "High-precision, consistent EKF-based visual-inertial odometry," *The International Journal of Robotics Research*, vol. 32, no.6, pp. 690-711, 2013.
- [25] S. Omari and G. Ducard, "Metric visual-inertial navigation system using single optical flow feature," in *European Control Conference (ECC)*, 2013.
- [26] N. Rowell, S. Parkes and M. Dunstan, "Image Processing for Near Earth Object Optical Guidance Systems," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 49, no.2, pp. 1057-1072, 2013.
- [27] G. Panahandeh, and M. Jansson, "Vision-Aided Inertial Navigation Based on Ground Plane Feature Detection," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 19, no. 4, pp. 1206-1215, 2014.
- [28] W. Shao, "Stable estimation of horizontal velocity for planetary lander with motion constraints," *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, vol. 2, no.2, pp. 198-206, 2015.
- [29] J. Morel and G. Yu, "ASIFT: A New Framework for Fully Affine Invariant Image Comparison," *SIAM Journal on Imaging Sciences*, vol. 2, no.2, pp. 438-469., 2009.
- [30] A. Mal, "Vision based terrain relative navigation sensor," in *International Conference on Trends in Automation, Communications and Computing Technology (I-TACT-15)*, 2015.
- [31] T. J. Steiner, T. M. Brady and J. A. Hoffman., "Graph-based terrain relative navigation with optimal landmark database selection," in *IEEE Aerospace Conference*, 2015.
- [32] V. Sazdovski, A. Kitanov and I. Petrovic, "Implicit observation model for vision aided inertial navigation of aerial vehicles using single camera vector observations,"

امکان دستیابی به دقت ۱۰ متر برای موقعیت و ۰/۰۲ درجه برای وضعیت امکان پذیر است.

مراجع

- [1] S. Y. Chen, "Kalman Filter for Robot Vision: A Survey," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 59, no. 11, pp. 4409-4420, 2012..
- [2] 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.
- [3] A. Benedetti and P. Perona, "Real-time 2-D feature detection on a reconfigurable computer.," in *IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, (Cat. No.98CB36231), 1998.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] J. Ming, "A precise vision-based navigation method for autonomous soft landing of lunar explorer," 2007.
- [7] 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*, vol. 44, no. 1, pp. 243-260, 2008.
- [8] F. M. Mirzaei and S. I. Roumeliotis, , "A Kalman Filter-Based Algorithm for IMU-Camera Calibration: Observability Analysis and Performance Evaluation," *IEEE Transactions on Robotics*, pp. 1143-1156, 2008.
- [9] N. Trawny, "Vision-aided inertial navigation for pinpoint landing using observations of mapped landmarks," *Journal of filed Robotic*, vol. 24, pp. 357-378, 2007.
- [10] C. Yang, A. Johnson and I. Matthies, "MER-DIMES: a planetary landing application of computer vision," in *Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, (CVPR'05), 2005.
- [11] 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.
- [12] C. Harris and M. Stephens, "A Combined Corner and Edge Detector," in *4th Alvey Vision Conference*. p. 147--151, 1988.
- [13] S. Muñoz, J. Christian and E. G. Lightsey, "Development of an End to End Simulation Tool for Autonomous Cislunar Navigation," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [14] D. Conway and J. L. Junkins, *Real-time Mapping and Localization under Dynamic Lighting for Small-body Landings*, Univelt Inc, 2015.
- [15] 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.
- [16] B. V. Pham, "Fusion of Visual Odometry and Landmark Constellation Matching for Spacecraft Absolute

- [38] Mohsen Shamirzaei, "Improving the Accuracy of Navigation System During Spacecraft Entry, Descent, and Landing using Optical Image Registration," M.Sc. Thesis, Aerospace Research Institute, Supervisors, Dr. Peiman Aliparast, Dr. Meysam Mohammadi Amin, 2016.
- [39] M. Shamirzaei, M. Mohammahi Amin and P. Aliparast, "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.
- [40] 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.
- [41] A. A. Лебедев and Н. Ф. Герасюта , *Баллистика Ракет*, москва: Машиностроение, 1970.
- Aerospace Science and Technology*, vol. 40, pp. 33-46, 2015.
- [33] L. Wang and Y. Xia, "Observability analysis of Mars entry integrated navigation," *Advances in Space Research*, vol. 56, no.5, pp. 952-963, 2015.
- [34] Z. Yu, R. Xu and P. Cui, "A Multi Sensor Based Integrated Navigation for Pin-Point Landing on Mars," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [35] A. Moeini and M. Namvar, "Global attitude/position estimation using landmark and biased velocity measurements," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 52, no.2, pp. 852-862, 2016.
- [36] M. Yu, "Database construction for vision aided navigation in planetary landing," *Acta Astronautica*, vol. 140, pp. 235-246, 2017.
- [37] D. G. Lowe, "Distinctive Image Features from Scale-Invariant Keypoints," vol. 60, pp. 91-110, 2004.