



توسعه یک الگوریتم ناوبری تلفیقی بر اساس سنسورهای اینرسی، فشارسنج، سرعت سنج داپلری و نقشه مغناطیسی زمین

مجتبی هاشمی¹، علی کارمزدی²، علیرضا نادری³، حسن سالاریه^{4*}

1- پژوهشگر، مهندسی مکانیک، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران

2- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

3- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

4- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

* تهران، صندوق پستی 1136511155، salarieh@sharif.edu

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 15 تیر 1395

پذیرش: 28 شهریور 1395

ارائه در سایت: 11 آبان 1395

کلید واژگان:

ناوبری اینرسی

سرعت سنج داپلری

نقشه مغناطیسی زمین

چکیده

ناوبری در زیرسطح آب به کمک سیستم ناوبری اینرسی به تنهایی، همراه با خطای دررفت است. به طور معمول از سنسور سرعت سنج داپلری برای تصحیح تخمین موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله با استفاده از الگوریتم کالمن استفاده می‌شود. استفاده از اطلاعات سرعت وسیله باعث کاهش خطای دررفت در تخمین موقعیت می‌شود ولی خطای تخمین موقعیت همچنان وجود داشته و به صورت خطی با زمان افزایش می‌یابد. در این مقاله از نقشه مغناطیسی زمین و سنسور مغناطیس سنج برای فراهم نمودن یک اندازه‌گیری اضافه استفاده شده است. الگوریتم کالمن توسعه یافته قویا جفت شده برای تلفیق اطلاعات سنسورها مورد استفاده قرار گرفته است. این الگوریتم بر مبنای دینامیک خطای سیستم ناوبری اینرسی طراحی شده است. برای بررسی نحوه عملکرد الگوریتم طراحی شده سنسورهای اینرسی ارزان قیمت ممز و دیگر سنسورهای کمکی (سرعت سنج، عمق سنج و مغناطیس سنج) با استفاده از طراحی یک مسیر دلخواه با ویژگی‌های سینماتیکی مشخص و اضافه کردن نویز و بایاس شبیه‌سازی شده‌اند. شبیه‌سازی الگوریتم طراحی شده با دیتای تولیدی سنسورها نشان می‌دهد که استفاده از سنسور مغناطیس و نقشه مغناطیسی زمین خطای دررفت در تخمین موقعیت را به میزان 1 درصد مسافت طی شده می‌رساند که کاهش چشم‌گیری محسوب می‌شود.

Development of an integrated navigation algorithm based on IMU, depth, DVL sensors and earth magnetic field map

Mojtaba Hashemi¹, Ali Karmoozdy², Alireza Naderi³, Hassan Salarieh^{2*}

1- Center for Marine Research, Imam Hossein University, Tehran, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

3- Department of Mechanical Engineering, Khajeh Nasir University of Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 1136511155, Tehran, Iran, salarieh@sharif.edu

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 05 July 2016

Accepted 18 September 2016

Available Online 01 November 2016

Keywords:

INS

DVL

underwater navigation

IGRF

flux

ABSTRACT

Inertial navigation system has drift error in underwater applications. Use of DVL with Kalman filter for position and attitude correction is common. Using velocity data decreases drift error in position estimation but this error exists and increases linearity with time. In this article the navigation system consists of inertial measurement unit (IMU) and a Doppler velocity log (DVL) along with depth sensor. By use of magnetic field measurement and earth magnetic field map a new measurement is generated. Discrete extended Kalman filter with indirect feedback is used for tightly coupled integrated navigation algorithm. This algorithm is based on inertial navigation error dynamics. This paper demonstrates the effectiveness of algorithm through simulation. The procedure of simulation is done by sensor data generation. Arbitrary trajectory with specific kinematic characteristic (linear and angular velocity and acceleration) is generated. Sensor data is produced by adding noise and bias to kinematic characteristic of trajectory. Simulation results reveal that the new algorithm with use of magnetic data and earth magnetic field map decreases the drift error in comparison to conventional INS-DVL integrated navigation algorithm.

1- مقدمه

خطای آن استفاده شود. ناوبری در زیر آب به دلیل در اختیار نبودن سیگنال جی پی اس بسیار دشوار است. روش‌های مختلفی برای تصحیح خطا در تخمین موقعیت و وضعیت وسیله در زیر آب پیشنهاد شده است. انستیتوی تحقیقاتی "مونتری بای آکواریوم" با استفاده از تلفیق سیستم ناوبری

سیستم ناوبری اینرسی در ناوبری وسایل مختلف بر روی خشکی، هوا و دریا مورد استفاده قرار می‌گیرد. وجود خطای افزایشنده با زمان در این سامانه ناوبری سبب شده تا از سنسورهای کمکی نظیر جی پی اس¹ برای کنترل

¹ GPS

نیازمند صرف انرژی بیشتر برای غوص و صعود وسیله است که دلیل محدود بودن انرژی این امر با مشکلات فراوانی مواجه است. به هر جهت در این مورد هم با افت کیفیت سیگنال دریافتی جی پی اس، کیفیت ناوبری با گذشت زمان افت پیدا می کند [10].

در این مقاله یک سیستم ناوبری تلفیقی براساس استفاده از سنسورهای اینرسی ارزان قیمت به همراه سرعت سنج داپلری، عمق سنج و سنسور مغناطیس که در آن از اطلاعات مربوط به نقشه میدان مغناطیسی زمین هم استفاده می شود، طراحی شده است. دو روش برای استفاده از اطلاعات نقشه مغناطیسی زمین در ناوبری وجود دارد: 1- روش تطبیق با نقشه⁹ و 2- تلفیق با سنسورهای اینرسی. در روش اول میدان مغناطیسی زمین با اطلاعات نقشه مغناطیسی مقایسه شده و با تعرف توابع همبستگی¹⁰ مناسب اقدام به تخمین موقعیت می گردد. در روش دوم از اطلاعات نقشه برای ایجاد یک اندازه گیری جدید در فرایند تلفیق با سنسورهای اینرسی استفاده می شود [11]. استفاده از میدان مغناطیسی زمین در ناوبری در زیر سقف (بدون سیگنال جی پی-پی-اس) بمنظور موقعیت یابی بسیار پرکاربرد و مورد توجه است [11-13]. در کاربردهای زیرسطحی، تلفیق سنسورهای اینرسی، نقشه مغناطیسی زمین و نقشه ارتفاع سنجی دریا¹¹ در [14] صورت پذیرفته است. در مقاله مذکور تنها از اطلاعات اندازه میدان مغناطیسی زمین در نقاط مختلف استفاده شده است. در این مقاله برای تلفیق اطلاعات سنسورهای مختلف از فیلتر کالمن توسعه یافته غیرمستقیم استفاده شده است. کیفیت مناسب فیلتر کالمن با پسخوراند غیرمستقیم نسبت به فیلتر کالمن مستقیم¹² برای ناوبری زیرسطحی های بدون سرشنین و با استفاده از سنسورهای ارزان قیمت اینرسی، در [15] نشان داده شده است. مدل دینامیک خطای سیستم ناوبری اینرسیال و مدل خطای اندازه گیری برای سیستم ناوبری دوگانه اینرسی-داپلر بمنظور پیاده سازی فیلتر کالمن توسعه یافته غیرمستقیم¹³ استخراج شده است. اندازه گیری سنسور مغناطیس سنج با خروجی نقشه مغناطیسی زمین مقایسه شده و اندازه گیری جدیدی برای الگوریتم تلفیق تولید شده که قادر است خطای افزاینده در تخمین موقعیت را از بین ببرد. فیلتر کالمن با در اختیار داشتن اندازه سرعت (سرعت سنج داپلری)، اطلاعات سنسور مغناطیس و عمق وسیله (سنسور عمق)، خطای سرعت، موقعیت، وضعیت و بایاس متغیر شتاب سنج ها و جابروها را تخمین می زند. تا کنون تلفیق سنسورهای ذکر شده برای ناوبری در زیرسطح انجام نشده است. نتایج شبیه سازی حاکی از آن است که سیستم ناوبری طراحی شده با وجود بایاس ثابت و متغیر در سنسورها قادر به تخمین موقعیت و وضعیت زیرسطحی با کیفیت مطلوب است. به منظور شبیه سازی الگوریتم تلفیق طراحی شده، اطلاعات سنسورها به صورت مصنوعی تولید شده است. خطای موجود در سنسورها مجموع بایاس تصادفی و نویز سفید در نظر گرفته شده است. بخش های مختلف این مقاله به شرح زیر است:

در بخش دوم این مقاله روابط مربوط به دینامیک خطای سیستم اینرسی و اندازه گیری استخراج شده است. در بخش سوم روابط غیرخطی دینامیک خطا و اندازه گیری به فرم خطی تبدیل شده و الگوریتم کالمن توسعه یافته گسسته زمان بمنظور تلفیق معرفی شده است. در بخش چهارم پروسه شبیه سازی الگوریتم توضیح داده شده و در نهایت نتایج مورد بحث و بررسی و جمع بندی قرار گرفته است.

اینرسی¹ و سرعت سنج داپلری² در یک زیر سطحی خودکار³ در تست های موسوم به آلتکس⁴ به کیفیت مطلوبی در تخمین موقعیت و وضعیت رسیده است [1]. در پژوهش ذکر شده از سرعت سنج داپلری برای اندازه گیری سرعت حرکت وسیله نسبت به سطوح یخی در بالای سر زیر سطحی خودکار بجای کف دریا استفاده شده است. تیم اتوساب⁵ تحقیقات گسترده ای در زمینه ی حرکت در زیر سطوح یخی دریاها با استفاده از سنسورهای سیستم ناوبری اینرسی، سرعت سنج داپلری و ای-دی-سی-پی⁶، انجام داده است [2]. این تیم به دقت حدود 0.2 درصد در مسیر طی شده رسیده است اما کیفیت سیستم ناوبری به دقت و سازگاری ای-دی-سی-پی وابسته است. زمانی که سیستم ناوبری اینرسی به کمک سنسورهای کمکی دیگری برای تخمین موقعیت و وضعیت مورد استفاده قرار می گیرد، بمنظور تلفیق اطلاعات سنسورهای مختلف به طور متداول از فیلتر کالمن⁷ استفاده می شود [3]. فیلتر کالمن برای سیستم خطی مارکوف با عدم قطعیت های گوسی یک تخمینگر بهینه است [4]. مدل دینامیکی و سینماتیکی حرکت زیر سطحی خودکار کاملاً غیرخطی است، بنابراین فرض خطی بودن برای فیلتر کالمن نقض شده و تخمین بهینه پروسه براحتی قابل دستیابی نیست. با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته⁸ میتوان از فیلتر کالمن برای مدل های غیرخطی نیز استفاده کرد.

با بررسی نتایج مقالات متعددی که در زمینه ناوبری اینرسی در زیرسطح آب منتشر شده است می توان این موضوع را بیان کرد که برای کنترل خطای موقعیت به طور متداول از سنسورهای سرعت سنج داپلری استفاده می شود. وجود اطلاعات سرعت در تلفیق با اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی باعث کاهش رشد خطای تخمین موقعیت می گردد ولی وجود خطا در تخمین زوایای اولیه، خطای عدم همراستایی سنسورها و خطا در اندازه گیری سرعت مخصوصاً در حضور جریان زیرسطحی باعث ایجاد خطا در موقعیت می شود [5, 6]. اگر موقعیت در زیرسطح با یک مرجع خارجی تصحیح نشود، دقت تخمین موقعیت با گذشت زمان بسیار افت پیدا می کند. زمانی که از سنسورهای ارزان قیمت برای ناوبری استفاده شود، افت کیفیت با سرعت بیشتری اتفاق می افتد اما اگر از سنسورهای با کیفیت استفاده شود می توان به دقت 0.01 درصد مسافت طی شده با تلفیق با سرعت سنج داپلری در طول کوتاه (2.5 کیلومتر) دست یافت [7].

روش های متعدد دیگری برای تصحیح موقعیت پیشنهاد شده که به طور کلی می توان آن ها را به دو دسته استفاده از فرستنده های صوتی و استفاده از مشخصه های محیطی و جغرافیایی تقسیم بندی نمود. در مراجع [8, 9] مروری بر روش های یاد شده آمده است. استفاده از ناوبری صوتی در زیر آب برای تعیین موقعیت زیرسطحی نسبت به مرجع فرستنده صوت نیاز به زیرساخت های مناسب در منطقه مأموریت زیرسطحی دارد. استفاده از مشخصه های جغرافیایی و محیطی در زیر آب نیز نیاز به شناسایی دقیق محیط مأموریت دارد. استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته در تلفیق سیستم ناوبری اینرسی با سرعت سنج داپلری که به صورت دائمی با جی پی اس بروزسانی می شود روش دیگری است که همراه با نتایج قابل قبولی بوده است. اما این روش

¹ Inertia Navigation System

² Doppler Velocity Logging

³ Autonomous Underwater Vehicle

⁴ ALTEX

⁵ Autosub

⁶ ADCP

⁷ Kalman filter

⁸ Extended Kalman Filter

⁹ Geomagnetic map matching technology

¹⁰ Correlation function

¹¹ bathymetric

¹² Direct kalman filter

¹³ Indirect kalman filter

در رابطه (3) سرعت زاویه‌ای مطلق زمین در دستگاه مختصات ناوبری نشان داده شده است. هم چنین رابطه (4) سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات ناوبری نسبت به زمین است که در دستگاه ناوبری نمایش داده شده است. رابطه (5) هم رابطه بین نرخ تغییرات طول و عرض جغرافیایی با سرعت در دستگاه بدنی را نشان می‌دهد.

دینامیک تغییرات وضعیت را می‌توان براساس زوایای اوپلر و یا برحسب کوآرتنیون‌ها نوشت. استفاده از کوآرتنیون بجای زوایای اوپلر نتایج بهتری در ناوبری دارد [17-19]. بنابراین در این مقاله از کوآرتنیون بجای زوایای اوپلر برای بیان دوران بین دستگاه بدنی و ناوبری استفاده شده است، لذا دینامیک دوران بر مبنای کوآرتنیون عبارت است از:

$$\dot{q}_{nb} = \frac{1}{2} q_{nb} \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ib}^b \end{bmatrix} - \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie}^n + \omega_{in}^n \end{bmatrix} \otimes q_{nb} \quad (6)$$

بردار چهار مولفه‌ای کوآرتنیون (q) عبارت است از (رابطه 7):

$$q = \begin{bmatrix} \eta \\ \varepsilon \end{bmatrix}, \varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{bmatrix} \quad (7)$$

3- استخراج دینامیک خطای سیستم ناوبری اینرسی

با توجه به ساختار انتخابی برای کالمن فیلتر باید روابط خطای مربوط به سیستم ناوبری اینرسی استخراج شود. از روش حساب تغییرات به منظور استخراج دینامیک خطای روابط (1) تا (7) استفاده شده است. زمانی که میزان خطا در یک سیستم غیرخطی کوچک است از این روش برای استخراج روابط دینامیک خطا می‌توان بهره برد. در این مقاله فرض بر آن است که خطاهای موجود شامل خطا در موقعیت، سرعت و وضعیت زیرسطحی کوچک باقی می‌ماند.

در روابط آتی نماد $S(X)$ به مفهوم ماتریس پادمقارن X است و علامت \bar{X} میزان خطا و انحراف در پارامتر X و \bar{X} به معنای تخمین متغیر X است.

3-1- دینامیک خطای موقعیت:

دینامیک خطای موقعیت از حساب تغییرات گیری از رابطه (5) بدست می‌آید. علامت δ نشانه عملگر وردش است.

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{L} \\ \delta \dot{l} \\ \delta \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\rho_E R_{mm}}{R_m + h} \delta L + \frac{\rho_E}{R_m + h} \delta h + \frac{1}{R_m + h} \delta V_N \\ \rho_N \sec L \left(\tan L - \frac{R_{tt}}{R_t + h} \right) \delta L - \frac{\rho_N \sec L}{R_t + h} \delta h + \frac{\sec L}{R_t + h} \delta V_E \\ -\delta V_D \end{bmatrix} \quad (8)$$

رابطه (8) را می‌توان به فرم رابطه (9) بازنویسی کرد:

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{L} \\ \delta \dot{l} \\ \delta \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\rho_E R_{mm}}{R_m + h} & 0 & \frac{\rho_E}{R_m + h} \\ \rho_N \sec L \left(\tan L - \frac{R_{tt}}{R_t + h} \right) & 0 & \frac{\rho_N \sec L}{R_t + h} \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta L \\ \delta l \\ \delta h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{R_m + h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\sec L}{R_t + h} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta V_N \\ \delta V_E \\ \delta V_D \end{bmatrix} \quad (9)$$

در رابطه (9) تعاریف پارامترها عبارت است از:

2- سیستم ناوبری اینرسی - سرعت سنج داپلری با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته با پسخوراند منفی

کنترل خطای دریافت در سامانه ناوبری اینرسیال نیاز به تلفیق اطلاعات خروجی از سیستم ناوبری اینرسی با دیگر سنسورهای کمکی دارد. به‌طور معمول در زیر سطح، با توجه به عدم دسترسی به سیگنال جی پی اس، از سنسورهای سرعت‌سنج داپلری، عمق‌سنج و شمال‌یاب مغناطیسی استفاده می‌شود. برای تلفیق می‌توان از الگوریتم‌های کالمن بهره برد. الگوریتم کالمن توسعه‌یافته (فیلتر کالمن توسعه‌یافته) با پسخوراند تصحیح برای سیستم ناوبری اینرسی می‌تواند مشکل غیرخطی بودن معادلات را برطرف کرده و دقت ناوبری را افزایش دهد (شکل 1). روابط حاکم بر سینماتیک حرکت وسیله که مبنای روابط ناوبری اینرسی است کاملاً غیرخطی است. برای رسیدن به کیفیت مطلوب در فرایند تلفیق می‌توان از الگوریتم کالمن فیلتر توسعه یافته بجای الگوریتم کالمن معمولی بهره برد.

2-1- روابط دینامیک ناوبری اینرسی

یک سیستم ناوبری اینرسیال شامل دو بخش اصلی است: 1- دینامیک حاکم بر تغییرات سرعت و 2- دینامیک حاکم بر تغییرات وضعیت (زوایای جهت-گیری).

دینامیک تغییرات سرعت در دستگاه مختصات ناوبری محلی عبارت است از: [16].

$$\dot{v}^n = R_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) v^n + g^n \quad (1)$$

جمله اول در رابطه 1، شتاب وسیله است که توسط شتاب‌سنج اندازه‌گیری شده و با ماتریس دوران در دستگاه مختصات ناوبری محلی نمایش داده شده است. جمله دوم هم شتاب کریولیس است که در دستگاه مختصات ناوبری نشان داده شده است. بردار v^n عبارت است از:

$$v^n = [v_N \ v_E \ v_D]^T \quad (2)$$

$$\omega_{ie}^n = [\Omega_N \ 0 \ \Omega_D]^T = [\Omega \cos L \ 0 \ -\Omega \sin L]^T \quad (3)$$

$$\omega_{en}^n = [\rho_N \ \rho_E \ \rho_D]^T = [\dot{L} \cos L \ -\dot{L} \ -\dot{l} \sin L]^T \quad (4)$$

$$\dot{L} = \frac{V_N}{R_m + h}, \dot{l} = \frac{V_E}{(R_t + h) \cos L} \quad (5)$$

$$R_m = R_0(1 - 2e + 3e \sin^2 L), R_t = R_0(1 + e \sin^2 L)$$

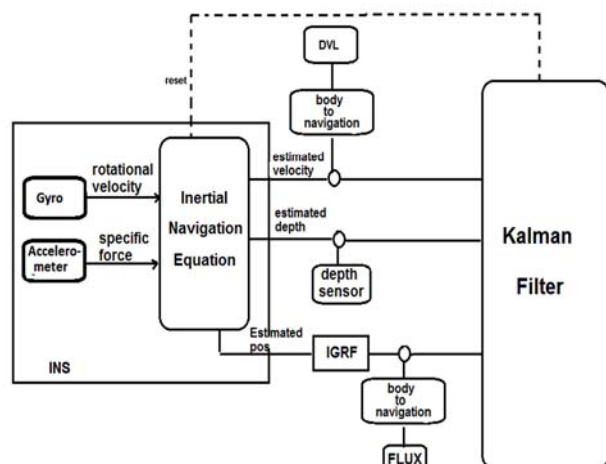


Fig. 1 Sensor fusion algorithm block diagram

شکل 1 نمودار بلوک دیگرام سیستم ناوبری اینرسی و تلفیق با سنسورهای کمکی به کمک الگوریتم کالمن با پسخوراند تصحیح

شده توسط سنسورها، بردار خروجی را شکل می‌دهند. رابطه اختلاف بین تخمین کالمن و سنسور فشار به صورت زیر است:

$$\hat{h} - h_{\text{meas}} = h + \delta h - (h + \eta_h) = \delta h - \eta_h \quad (17)$$

رابطه اختلاف بین تخمین کالمن و سنسور سرعت‌سنج را به شکل زیر می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \hat{V}^n - V_{\text{meas}} &= V^n + \delta V_{\text{INS}}^n - (R_b^n + \delta R_b^n)(\eta_{\text{dvl}}^b + V_b) \\ &= \delta V_{\text{INS}}^n - \delta R_b^n V^b - R_b^n \eta_{\text{dvl}}^b \\ &= \delta V_{\text{INS}}^n - R_b^n \eta_{\text{dvl}}^b - R_b^n [2\tilde{\eta}s(\tilde{\varepsilon}) + 2s^2(\tilde{\varepsilon})]V \end{aligned} \quad (18)$$

3-5-1- اندازه‌گیری سنسور مغناطیسی و مقایسه با نقشه مغناطیسی زمین

میدان مغناطیسی در اطراف زمین را می‌توان ناشی از یک دوقطبی مغناطیسی در نظر گرفت که در دو قطب شمال و جنوب زمین قرار دارند. محور این دوقطبی حدود 11.5 درجه نسبت به محور دوران زمین انحراف دارد. شدت میدان مغناطیسی در سطح زمین از حدود 30000 nT در خط استوا تا 60000 nT در نزدیکی قطب تغییر می‌نماید.

3-5-1-1- مدل سازی میدان مغناطیسی زمین

مدل قابل قبول برای میدان مغناطیسی زمین مدلی است که اصطلاحاً به آن مدل مرجع بین المللی میدان مغناطیسی گفته می‌شود که توسط انجمن بین المللی جاذبه زمین و هوانوردی تهیه می‌شود (مدل آی-جی-آر-اف¹). این مدل مجموعه‌ای از ضرایب گوسی است که توسط آی-جی-آر-اف هر پنج سال یک بار به روز رسانی شده و در مدل هارمونیک کروی مورد استفاده قرار می‌گیرد. مدل آی-جی-آر-اف شامل 120 ضریب برای هر دوره پنج ساله است [20]. میدان مغناطیسی زمین می‌تواند به دلایل مختلف در طی زمان دچار تغییر شود که این تغییرات در مدل ریاضی معرفی شده لحاظ نشده و در هنگام استفاده از این مدل باید مورد توجه قرار گیرد. اولین عامل تغییر موقتی در میدان زمین ناشی از فعالیت‌های خورشیدی است که تقریباً هر 27 روز یک‌بار اتفاق می‌افتد. دومین نوع تغییر، روزانه است که به دلیل جابجایی یون‌ها در فضای اتمسفری اتفاق می‌افتد. سومین عامل مهم تغییر، طوفان‌های مغناطیسی است که در طی زمان و در اثر آتش‌فشان‌های خورشیدی اتفاق می‌افتد.

3-5-2- مدل ریاضی آی-جی-آر-اف

میدان مغناطیسی (B) را می‌توان برابر با منفی گرادیان یک میدان پتانسیل اسکالر مانند (V) در نظر گرفت.

$$B = -\nabla V \quad (19)$$

اگر چه یک دو قطبی می‌تواند مدل ساده‌ای برای میدان مغناطیسی زمین باشد اما مدل هارمونیک کروی برای میدان پتانسیل، نتایج دقیق‌تری را به همراه دارد.

$$\begin{aligned} V(r, cl, L) &= a \sum_{n=1}^k \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos mL \\ &\quad + h_n^m \sin mL) P_n^m(cl) \end{aligned} \quad (20)$$

ضرایب g_n^m و h_n^m ضرایب گوسی است که توسط آی-جی-آر-اف تهیه می‌شود.

$$R_{mm} = \frac{\delta R_m}{\delta L} = 6R_0 e \sin L \cos L$$

$$R_{tt} = \frac{\delta R_t}{\delta L} = 2R_0 e \sin L \cos L \quad (10)$$

رابطه (9) را می‌توان به فرم کلی بازنویسی کرد:

$$\delta \dot{P} = \psi(P, V) \delta P + \gamma(P) \delta V \quad (11)$$

3-2-2- دینامیک خطای سرعت:

با اعمال عملگر وردش به رابطه (1) می‌توان دینامیک خطای بردار سرعت را استخراج نمود:

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_n &= \delta g^n + R_b^n (2\tilde{\eta}s(\tilde{\varepsilon}) + 2s^2(\tilde{\varepsilon})) f_{\text{IMU}}^b + R_b^n \delta f_{\text{IMU}}^b - \\ &\quad (2s(\delta\omega_{ie}^n) + s(\delta\omega_{en}^n)) V^n - (2s(\omega_{ie}^n) + s(\omega_{en}^n)) \delta V^n \end{aligned} \quad (12)$$

با فرض این که مقدار جاذبه زمین را در هر نقطه بتوان به طور دقیق تخمین زد می‌توان از ترم δg^n صرف‌نظر کرد. از شتاب ناشی از نیروی کریولیس در سرعت‌های پایین می‌توان صرف‌نظر کرد. سرعت زاویه‌ای دستگاه ناوبری نسبت به دستگاه متصل به زمین که در دستگاه ناوبری محلی بیان شده (ω_{en}^n) از تقسیم سرعت در دستگاه ناوبری محلی بر شعاع زمین بدست می‌آید. این جمله بسیار کوچک و در حدود $10^{-7} \frac{\text{rad}}{\text{s}}$ بوده که بنابراین از آن هم می‌توان صرف‌نظر کرد. در نهایت رابطه (12) را می‌توان بازنویسی کرد:

$$\delta \dot{V}_n = \delta g^n + R_b^n (2\tilde{\eta}s(\tilde{\varepsilon}) + 2s^2(\tilde{\varepsilon})) f_{\text{IMU}}^b + R_b^n \delta f_{\text{IMU}}^b \quad (13)$$

3-3- دینامیک خطای وضعیت

با توجه به رابطه (6) و استفاده از حساب تغییرات، دینامیک خطای وضعیت عبارت است از:

$$\dot{\tilde{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -(\delta\omega_{ib}^b - \delta\omega_{in}^b)^T \\ \delta\omega_{ib}^b - \delta\omega_{in}^b & S(\delta\omega_{ib}^b - \delta\omega_{in}^b) \end{bmatrix} \tilde{q} \quad (14)$$

با توجه به فرض کوچک بودن دینامیک خطا می‌توان به‌طور تقریبی $1 \approx \tilde{\eta}$ در نظر گرفت. مجموع $\delta\omega_{ib}^b$ و $\delta\omega_{in}^b$ می‌باشد. فرض می‌کنیم که اندازه دقیق سرعت دورانی زمین نسبت به دستگاه اینرسی مشخص است، بنابراین از جمله $\delta\omega_{ie}^b$ صرف‌نظر می‌شود. به دلیل کوچک بودن سرعت نیز می‌توان از جمله $\delta\omega_{en}^b$ صرف‌نظر کرد. بنابراین دینامیک خطای وضعیت عبارت است از:

$$\dot{\tilde{\varepsilon}} = \frac{1}{2} \delta\omega_{ib}^b + \frac{1}{2} S(\delta\omega_{ib}^b) \tilde{\varepsilon} \quad (15)$$

3-4- دینامیک خطا در اندازه‌گیری

خطای موجود در سنسورهای اینرسیال مجموع بایاس تصادفی و نویز سفید در نظر گرفته شده است. بایاس تصادفی موجود در سنسورهای اینرسی را می‌توان به‌صورت گام‌زنی تصادفی مدل نمود و نویز موجود را نیز می‌توان نویز سفید در نظر گرفت. نویز سفید تنها خطایی است که در سنسورهای کمکی نظیر سنسور عمق‌سنج و سرعت‌سنج و سنسور مغناطیسی در نظر گرفته شده است.

$$\begin{aligned} \delta f^b &= b_f + \xi_f(t), & \xi_f(t) &= N(0, Q_a) \\ \delta\omega_{ib}^b &= b_g + \xi_g(t), & \xi_g(t) &= N(0, Q_g) \end{aligned} \quad (16)$$

اختلاف بین اطلاعات تخمین زده شده توسط کالمن و مقادیر اندازه‌گیری

¹ IGRF

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \psi(P, V)\delta P + \gamma(P)\delta V \\ R_b^n(2\tilde{\eta}s(\tilde{\varepsilon}) + 2s^2(\tilde{\varepsilon}))f_{IMU}^b + R_b^n\delta f_{IMU}^b \\ \frac{1}{2}\delta\omega_{ib}^b + \frac{1}{2}S(\delta\omega_{ib}^b)\tilde{\varepsilon} \\ -T_a^{-1}b_a \\ -T_g^{-1}b_g \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_b^n\xi_v \\ \frac{1}{2}(I - S(\tilde{\varepsilon}))\xi_v \\ \xi_{b_a} \\ \xi_{b_g} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_b^n\xi_v \\ \frac{1}{2}(I - S(\tilde{\varepsilon}))\xi_v \\ \xi_{b_a} \\ \xi_{b_g} \end{bmatrix} \quad (28)$$

با توجه به روابط (17)، (18)، (22) و (23)، بردار اندازه گیری عبارت است از:

$$z = \begin{bmatrix} \delta h \\ \delta V_{INS}^n - R_b^n[2\tilde{\eta}s(\tilde{\varepsilon}) + 2s^2(\tilde{\varepsilon})]V^b \\ J(\tilde{B}_{IGRF}^n)\delta P - R_b^n[2\tilde{\eta}s(\tilde{\varepsilon}) + 2s^2(\tilde{\varepsilon})]B^b \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \eta_h \\ R_b^n\eta_{dvl}^b \\ R_b^n\eta_{flux}^b \end{bmatrix} \quad (29)$$

روابط (28) و (29) فرم پیوسته دینامیک خطای سیستم نوابری و دینامیک خطای اندازه گیری است. به منظور گسسته سازی از روش های مختلفی می توان بهره برد که در این جا از روش پیش رو اوپلر² با گام زمانی h استفاده شده است. دینامیک خطا برای استفاده در الگوریتم کالمن توسعه یافته، نیاز به خطی سازی دارد. ماتریس انتقال³ تابع $f(x, u)$ در رابطه (24)، با ماتریس Φ نمایش داده شده است که از بسط تیلور و حذف جملات مرتبه بالا به دست می آید:

$$\Phi_k = \frac{\delta f_k}{\delta x_k^T}(\hat{x}_k, u_k) \quad (30)$$

بنابراین داریم:

$$\Phi_k = \begin{bmatrix} A^{3 \times 3} & B^{3 \times 2} \\ 0^{3 \times 3} & C^{3 \times 2} \end{bmatrix} \quad (31)$$

که داریم:

$$A = \begin{bmatrix} I + h\hat{\psi}_k & h\hat{\gamma}_k & 0 \\ 0 & I & 2hR_b^n(-S(f_{ib}^b) - S(S(\tilde{\varepsilon})f_{ib}^b) - S(\tilde{\varepsilon})S(f_{ib}^b)) \\ 0 & 0 & I + \frac{h}{2}S(B_{meas}) \end{bmatrix} \quad (32)$$

و

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ hR_b^n & 0 \\ 0 & \frac{h}{2}I - \frac{h}{2}S(\tilde{\varepsilon}) \end{bmatrix} \quad (33)$$

و

$$C = \begin{bmatrix} I(1 - hT_a^{-1}) & 0 \\ 0 & I(1 - hT_g^{-1}) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (34)$$

فرایند خطی سازی و گسسته سازی برای بردار خروجی هم بطور مشابه انجام گرفته و ماتریس بردار خروجی به فرم رابطه ارائه گردیده است:

$$\theta_k = \frac{\delta h_k}{\delta x_k^T}(\hat{x}_k) \quad (35)$$

بنابراین داریم:

$$\theta_k = [D^{3 \times 3} \quad E^{3 \times 3}] \quad (36)$$

که داریم:

شود. $P_n^m(cI)$ نشان دهنده ثوابت شبه نرمال شده اشمیت برای تابع لژاندر از درجه n و مرتبه m است. مدل معرفی شده مقدار میدان مغناطیسی زمین در هر نقطه از زمین و در دستگاه مختصات نوابری محلی را می دهد.

معادله (20) یک سری برحسب m و n بوده که مقادیر h_n^m و g_n^m تا $m=n=13$ موجود است [20]. اما تعداد جملات این سری به ازای $m, n=13$ برابر 195 جمله شامل عبارات مثلثاتی و چند جمله ای های لژاندر است که محاسبات آن زمان بر است.

اندازه گیری جدید برای فیلتر کالمن را می توان بصورت رابطه (21) تعریف کرد.

$$\Delta B = B_{IGRF} - R_b^n B_{flux} \quad (21)$$

مقادیر قرائت شده از سنسور مغناطیس، در دستگاه مختصات متصل به بدنه وسیله (دستگاه بدنی) است، بنابراین با استفاده از ماتریس دوران تخمین زده شده، می توان این مقادیر را به دستگاه مختصات نوابری محلی انتقال داده و با خروجی نقشه مغناطیسی زمین مقایسه کرد. حال می توان رابطه اندازه گیری جدید را بازنویسی کرد:

$$B_{IGRF}^n - B_{flux} = B^n + \delta B_{IGRF}^n - (R_b^n + \delta R_b^n)(B^b + \eta_{flux}^b) = \delta B_{IGRF}^n - \delta R_b^n B^b - R_b^n \eta_{flux}^b = \delta B_{IGRF}^n - R_b^n \eta_{flux}^b - R_b^n [2\tilde{\eta}s(\tilde{\varepsilon}) + 2s^2(\tilde{\varepsilon})]B^b \quad (22)$$

در رابطه (21) برای محاسبه δB_{IGRF}^n می توان از مدل تحلیل ارائه شده در (19) و (20) استفاده کرد.

$$\delta \tilde{B}_{IGRF}^n = \frac{\partial \tilde{B}_{IGRF}^n}{\partial L} \delta L + \frac{\partial \tilde{B}_{IGRF}^n}{\partial l} \delta l + \frac{\partial \tilde{B}_{IGRF}^n}{\partial h} \delta h = J(\tilde{B}_{IGRF}^n) \begin{bmatrix} \delta L \\ \delta l \\ \delta h \end{bmatrix} \quad (23)$$

نماد $J(x)$ به معنای ژاکوبین بردار x است.

4- مدل فضای حالت دینامیک خطا

با توجه به روابط دینامیک خطای موقعیت، وضعیت و سرعت که در قسمت-های قبلی بدست آمد، این روابط را می توان به فرم فضای حالت غیرخطی بازنویسی کرد (رابطه 24):

$$\dot{x} = f(x, u) + \Omega \xi(t), \quad \xi = N(0, Q) \quad (24)$$

و بردار اندازه گیری هم عبارت است از:

$$y = h(x) + \eta(t), \quad \eta = N(0, R) \quad (25)$$

در این جا ξ و η ، نویز سفید فرایند و اندازه گیری است که ماتریس کواریانس هر یک به ترتیب Q و R است.

الگوریتم کالمن مدنظر برای تلفیق اطلاعات سنسورها، یک الگوریتم قویا جفت شده¹ می باشد، بنابراین برای بایاس تصادفی موجود در سنسورهای اینرسی هم باید یک مدل ریاضی در نظر گرفت که بطور معمول برای این امر از مدل مارکوف مرتبه اول استفاده می شود.

$$\dot{b} = -T^{-1}b + \xi_b, \quad \xi_b = N(0, Q_b) \quad (26)$$

بردار متغیرهای حالت عبارت است از:

$$x = [\delta L \quad \delta l \quad \delta h \quad \varepsilon^{1 \times 3} \quad \delta V_{NED}^{1 \times 3} \quad b_a^{1 \times 3} \quad b_g^{1 \times 3}]^T \quad (27)$$

با توجه به روابط (11)، (13) و (15)، روابط (24) و (25) بازنویسی می شوند:

² Forward Euler method

³ Transition matrix

¹ Tightly coupled algorithm

دستگاه مختصات بدنی منتقل شود. این امر هم با استفاده از ماتریس دوران بدست آمده از کوآرتونیون‌های مسیر امکان پذیر است. نتیجه حاصل در دستگاه مختصات بدنی با یک نویز سفید جمع می‌شود تا فرایند شبیه‌سازی سنسور مغناطیس کامل شود. ذکر این نکته لازم است که تنها خطای موجود در سنسور مغناطیس نویز سفید در نظر گرفته شده است این در حالی است که در عمل خطای ناشی از آهن نرم و آهن سخت باعث اعوجاج در میدان مغناطیس زمین و خطا در سنسور مغناطیس می‌شود. این نوع خطاهای در فرایندهای نسبتاً پیچیده کالیبراسیون سنسورها مغناطیس حذف می‌شوند. فرایند کالیبراسیون این سنسور بطور بسیار وسیعی در مقالات متعددی نظیر [21-22] مورد بررسی قرار گرفته است. عمق سنجی هم با دقت بسیار خوب $\pm 10\text{cm}$ شبیه‌سازی شده است. خصوصیات نویز و خطای در نظر گرفته شده برای سنسورها براساس نمونه‌های موجود، در نظر گرفته شده است. سنسورهای مختلف در فرایند شبیه‌سازی با نرخ‌های متفاوت داده‌برداری می‌نمایند. سنسورهای اینرسی با نرخ 100 هرتز و سنسورهای جی-پی-اس و دی-وی-ال با نرخ 1 هرتز داده‌برداری می‌کنند. داده‌های سنسورهای کندتر برای بازه‌های زمانی که سنسورهای اینرسی داده می‌دهند در یک حافظه نگهداری می‌شوند تا هر 0.01 ثانیه یک بسته داده کامل از تمام سنسورها وارد فیلتر کالمن شود.

در فرایند شبیه‌سازی کیفیت الگوریتم ناوبری بدون حضور سنسور مغناطیس و در حضور این سنسور مقایسه شده است. نتایج شبیه‌سازی هم برای بررسی نحوه اثر حضور سنسور مغناطیس در الگوریتم ناوبری بصورت مقایسه‌ای در خطای تخمین موقعیت و وضعیت آورده شده است. سیگنال سنسورهای شبیه‌سازی شده در ادامه در "شکل های 2 تا 5" آورده شده که بر حسب زمان بی بعد شده، رسم شده اند.

همان‌طور که در "شکل 6" مشاهده می‌شود، خطای تخمین موقعیت بدون حضور سنسور مغناطیس با گذشت زمان بصورت خطی افزایش میابد ولی زمانیکه از اندازه‌گیری جدید با استفاده از نقشه مغناطیسی زمین و سنسور مغناطیس استفاده می‌شود این خطا به طور چشم‌گیری کاهش می‌یابد. هم چنین اندازه‌گیری جدید اضافه شده باعث افزایش دقت در تخمین وضعیت هم می‌شود که این امر با روابط تئوری سازگاری دارد. در رابطه (29) مشخص است که اندازه‌گیری جدید هم با متغیرهای حالت مربوط به موقعیت و هم با متغیرهای وضعیت ارتباط دارد و باعث تصحیح آنها می‌شود.

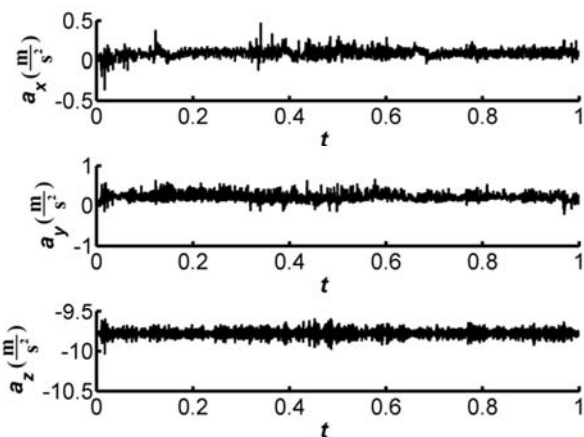


Fig. 2 Generated acceleration signal in body coordinate

شکل 2 سیگنال شتاب تولیدی در سه راستای دستگاه مختصات بدنی

$$D = \begin{bmatrix} 0 & & & \\ I & 0 & & 0 \\ 0 & I & 2R(S(v_{eb}^b) + S(S(\varepsilon)v_{eb}^b) + S(\varepsilon)S(v_{eb}^b)) & \\ 0 & 0 & & I \end{bmatrix} \quad (37)$$

$$E = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -I \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (38)$$

5- الگوریتم کالمن

الگوریتم ناوبری زیرسطحی از فیلتر کالمن توسعه یافته استفاده مینماید. روابط برای خطای موقعیت، سرعت و جهت و روابط (12)، (13) و (19) مدل اندازه‌گیری سیستم می‌باشند. الگوریتم کالمن شامل دو بخش است: 1- بخش فیلترینگ 2- بخش تخمین و پیش بینی که در ادامه فرمت گسسته و توسعه یافته آن بازنویسی شده است.

$$\begin{aligned} \hat{x}_k &= \bar{x}_k + K_k(y_k - f_k(\bar{x}_k)) \\ \hat{X}_k &= (I - K_k\theta_k)\bar{X}_k(I - K_k\theta_k)^T + K_kR_kK_k^T \end{aligned} \quad (39)$$

که:

$$K_k = X_k\theta_k^T(\theta_kX_k\theta_k^T + R_k)^{-1} \quad (40)$$

و قسمت پیش بین الگوریتم کالمن عبارت است از:

$$\begin{aligned} \bar{x}_{k+1} &= f_k(\hat{x}_k, u_k) \\ \bar{X}_{k+1} &= \phi_k\hat{X}_k\phi_k^T + \Omega_kQ_k\Omega_k^T \end{aligned} \quad (41)$$

و در رابطه (20)، w نویز فرایند است که سفید و با میانگین صفر و کواریانس Q و v نویز اندازه‌گیری که سفید، میانگین صفر و کواریانس R در نظر گرفته شده است. در رابطه (41) ماتریس ϕ_k نمایانگر ماتریس انتقال سیستم متغیر-زمان استخراج شده از معادلات دیفرانسیل خطای موقعیت، سرعت و سمت می‌باشد. بردار متغیر حالت $x(t)$ دارای 15 مولفه است که در رابطه (27) معرفی شده است.

6- شبیه‌سازی

فرایند شبیه‌سازی به منظور بررسی صحت و کیفیت الگوریتم تلفیق طراحی شده انجام پذیرفته است. برای شبیه‌سازی سنسورها، یک مسیر دلخواه با مشخصات سینماتیکی کامل (شتاب خطی و سرعت زاویه ای) طراحی شده است. با معلوم بودن شتاب خطی و استفاده از رابطه (1) در حالت ایده‌آل می‌توان سرعت در طول مسیر را نیز مشخص کرد و هم چنین با معلوم بودن سرعت زاویه‌ای و استفاده از رابطه (14) می‌توان کوآرتونیون‌ها و زوایای اوپلر در طول مسیر را بدست آورد. سنسورهای اینرسی با اضافه کردن بایاس و نویز تصادفی به اطلاعات شتاب خطی و سرعت زاویه‌ای شبیه‌سازی شده‌اند. خصوصیات نویز اضافه شده برای شبیه‌سازی سنسور اینرسی از سنسور ارزان قیمت ممز ای-دی-آی-اس¹ 16448 استخراج شده است. سنسور سرعت سنج داپلری نیز با اضافه کردن نویز تصادفی سفید به اطلاعات سرعت مسیر، شبیه‌سازی شده است و میزان دقت این سنسور در حدود $\pm 1 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$ می‌باشد. برای شبیه‌سازی سنسور مغناطیس از مدل IGRF نرم‌افزار متلب استفاده شده است. این مدل نیاز به ورودی موقعیت جغرافیایی برحسب طول و عرض جغرافیایی دارد. اطلاعات مسیر تولید شده در دستگاه مختصات کروی متصل به زمین بوده و بنابراین می‌تواند بعنوان ورودی به مدل آی-جی-آر-اف نرم افزار متلب مورد استفاده قرار گیرد. خروجی این مدل یک بردار در دستگاه مختصات ناوبری محلی است که باید برای شبیه‌سازی سنسور مغناطیس به

¹ ADIS16448

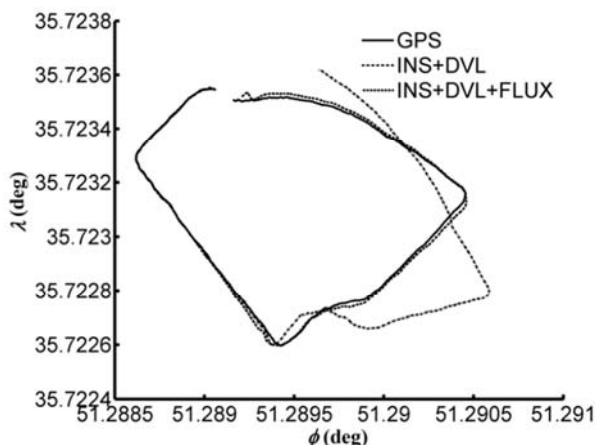


Fig. 6 Ideal trajectory, estimate trajectory with DVL+INS and estimated trajectory with DVL+INS+FLUX

شکل 6 مسیر واقعی، تخمینی توسط الگوریتم تلفیق آی-ان-اس با دی-وی-ال و تخمینی توسط الگوریتم تلفیق آی-ان-اس با دی-وی-ال با فلاکس

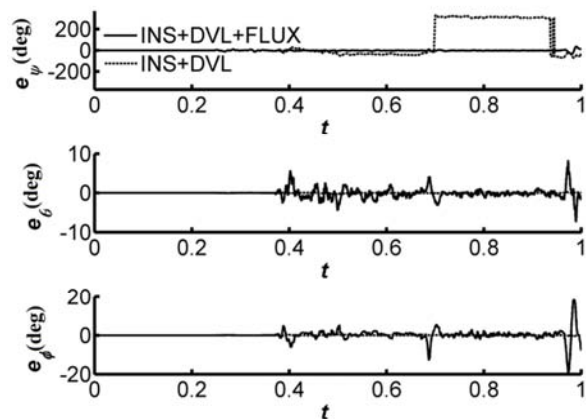


Fig. 7 Euler angle estimation error (say, pitch, roll) with and without flux meter

شکل 7 خطای تخمین زوایای اوپلر (سمت، پیچ و رول) با و بدون سنسور مغناطیسی سنج

در هر دو حالت تغییر چندانی نمی‌کند زیرا سنسور عمق یک سنسور با قابلیت اطمینان بالا و دقت خوب در تخمین عمق است.

7- نتیجه‌گیری

ناوبری در زیر سطح بر اساس سامانه‌های اینرسی نیاز به سنسورهای کمکی دارد. بطور معمول از سنسورهایی نظیر سرعت سنج داپلری و سنسور عمق برای کنترل دررفت سامانه اینرسی استفاده می‌شود. عدم وجود یک شاخص قابل اطمینان برای تعیین موقعیت در زیر آب باعث می‌شود که تخمین موقعیت در زیر آب همراه با مشکل باشد. وجود اطلاعات مربوط به سرعت در تلفیق با سیستم اینرسیال باعث کاهش خطای تخمین موقعیت می‌شود ولی این خطا همچنان با زمان بطور خطی افزایش می‌یابد که در طولانی مدت باعث کاهش شدید کیفیت تخمین موقعیت می‌گردد. در این مقاله با استفاده از نقشه میدان مغناطیسی زمین و سنسور مغناطیسی سنج، اندازه‌گیری جدیدی برای الگوریتم تخمین تولید شد که با استفاده از آن مشکل خطای تخمین مرتفع گردید. این اندازه‌گیری جدید با متغیرهای تخمین وضعیت هم ارتباط دارد که همین امر باعث بهبود تخمین وضعیت وسیله می‌شود.

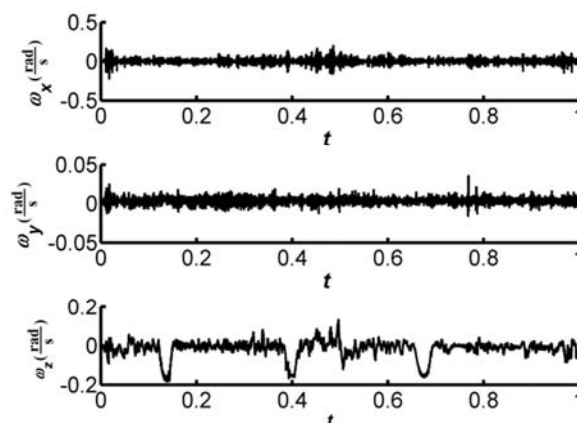


Fig. 3 generated angular velocity signal in body coordinate

شکل 3 سیگنال سرعت زاویه ای تولیدی در سه راستای دستگاه مختصات بدنی

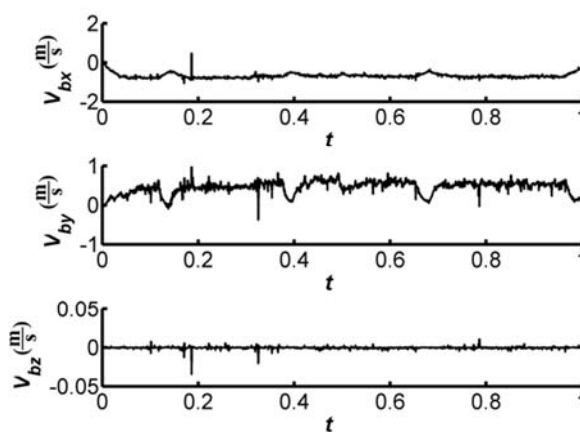


Fig. 4 generated velocity signal in body coordinate

شکل 4 سیگنال سرعت خطی تولیدی در سه راستای دستگاه مختصات بدنی

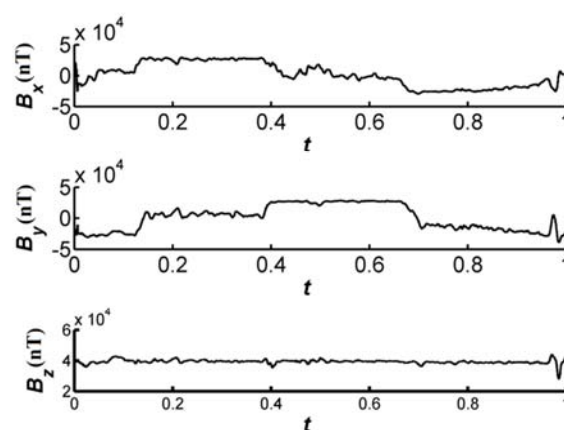


Fig. 5 Generated magnetic field signal in body coordinate

شکل 5 سیگنال میدان مغناطیسی تولیدی در سه راستای دستگاه مختصات بدنی

ذکر این نکته لازم بنظر می‌رسد که تغییرات میدان مغناطیسی به دلیل تغییر در موقعیت بسیار هموار و ناچیز است بنابراین نباید انتظار داشت که این الگوریتم در تصحیح موقعیت در مسافت‌های کوتاه طی شده چندان موفق باشد. خطای تخمین عمق وسیله با توجه به سنسور فشار برای تعیین عمق

V	سرعت خطی ($\frac{m}{s}$)
X	متغیرهای حالت
	علایم یونانی
ε	مولفه های متغیر بردار کواترنیون
η	مولفه اول کواترنیون
η_h	نویز اندازه گیری سنسور عمق سنج
η_{DVL}	نویز اندازه گیری سنسور سرعت سنج
η_{flux}	نویز اندازه گیری سنسور سرعت مغناطیسی
η	بردار نویز اندازه گیری
θ	ماتریس اندازه گیری
ξ_f	نویز اندازه گیری سنسور شتاب سنج
ξ_g	نویز اندازه گیری سنسور جاپرو
ξ_b	نویز افرايند مارکوف برای مدل بایاس
$\xi(t)$	بردار نویز فرایند
Φ	ماتریس انتقال
ω_{ie}^n	سرعت زاویه ای زمین نسبت به اینرسی ($\frac{rad}{s}$)
ω_{ib}^b	سرعت زاویه ای بدنی نسبت به اینرسی ($\frac{rad}{s}$)
ω_{en}^n	سرعت زاویه ای دستگاه ناوبری محلی نسبت به زمین ($\frac{rad}{s}$)
Ω	ماتریس ضریب نویز فرایند

بمنظور بررسی کیفیت الگوریتم طراحی شده فرایند شبیه سازی صورت پذیرفت. سنسورهای مورد استفاده در شبیه سازی با تولید یک مسیر مشخص با ویژگی های سینماتیکی کاملاً مشخص و با استفاده از روابط سینماتیکی و اضافه کردن خطا شبیه سازی شده اند. نتایج حاصل از شبیه سازی نشان می دهد که استفاده از اندازه گیری جدید سبب کاهش در خطای موقعیت تا 1 درصد و هم چنین کاهش در خطای تخمین زاویه سمت تا 0.5 درصد مسافت طی شده می باشد. این درحالی است که خطای تخمین موقعیت بدون استفاده از سنسور مغناطیسی در انتهای مسیر حدود 8 درصد مسافت طی شده و در تخمین زاویه سمت در حدود 1.5 درصد است.

در عمل برای استفاده از سنسور مغناطیسی سنج در سامانه ناوبری باید خطای ناشی از آهن نرم و آهن سخت در این سنسور حذف گردد که حذف این خطا مهمترین چالش در استفاده عملی از الگوریتم ارائه شده است. نقشه مغناطیسی زمین به لحاظ محاسباتی دارای حجم نسبتاً زیادی است که همین امر باعث کاهش نرخ خروجی الگوریتم تلفیق می شود. بنابراین برای استفاده از این الگوریتم بصورت زمان واقعی بهتر است تنها از قسمتی از این نقشه که در محدوده کاری وسیله زیرسطحی است استفاده شود. هم چنین وجود عملگر ژاکوبین در بردار اندازه گیری نیز باعث افزایش حجم محاسبات می شود که اگر بصورت تحلیلی محاسبه شود طبیعتاً بطور چشمگیری از حجم محاسبات کاسته خواهد شد.

8-فهرست علایم

	شعاع زمین	A
	بایاس سنسورها	b
	میدان مغناطیسی خروجی از نقشه (nT)	B_{IGRF}
	میدان مغناطیسی اندازه گیری شده (nT)	B_{flux}
	بایاس سنسور شتاب سنج ($\frac{m}{s^2}$)	b_f
	بایاس سنسور جاپرو ($\frac{rad}{s}$)	b_g
	ماتریس دورانی بین دستگاه ناوبری و بدنی	R_b^n
	خروج از مرکزی زمین از حالت کروی (m)	e
	شتاب وسیله ($\frac{m}{s^2}$)	f
	شتاب جاذبه زمین ($\frac{m}{s^2}$)	g
	فاصله از سطح زمین (m)	h
	ضریب بهره کالمن فیلتر	K
	عرض جغرافیایی (rad)	L
	طول جغرافیایی (rad)	l
	نویز گوسی	N
	موقعیت	P
	بردار کواترنیون بین دستگاه بدنی و ناوبری محلی	q_{nb}
	کواترنیون	Q
	واریانس نویز	Q
	ماتریس کواریانس نویز سنسورهای شتاب سنج	Q_f
	ماتریس کواریانس نویز سنسورهای جاپرو	Q_g
	ماتریس کواریانس نویز فرایند	Q
	ماتریس کواریانس نویز اندازه گیری	R
	فاصله از مرکز زمین (m)	r
	ماتریس	S
	ثابت زمانی مدل مارکوف	T

9-مراجع

- [1] R. McEwen, H. Thomas, Performance of an AUV navigation system at Arctic latitudes, *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, Vol. 30, No.2, pp. 443-454, 2005.
- [2] S. M. N. Millard, M. Pebody, J. Perrett, Autosub operations during cruise, *British Oceanographic Data Centre*, London, pp. 1-135, 2003.
- [3] M. S. Grewal, L. Weill, A. P. Andrews, *Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration*, Second Edition, pp. 255-283, New York: Wiley, 2001.
- [4] R. E. Kalman, A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems, *Transactions of the ASME - Journal of Basic Engineering*, Vol. 82, No.1, pp. 35-45, 1960.

- [14] N. Kato, T. Shigetomi, Underwater navigation for long-range autonomous underwater vehicles using geomagnetic and bathymetric information, *Advanced Robotics*, Vol. 23, No.7-8, pp. 787-803, 2009.
- [15] M. S. Shejani, A. Gholami, N. Davari, M. Emami, Implementation and performance comparison of indirect Kalman filtering approaches for AUV integrated navigation system using low cost IMU, *21st Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE)*, Mashhad: IEEE, pp. 1-6, 2013.
- [16] T. Fossen, *Guidance and Control of Ocean Vehicles*. pp. 20-250, New York: John Wiley & Sons, 1994.
- [17] H. K. Lee, J. G. Lee, Y. K. Roh, C. G. Park, Modeling quaternion errors in SDINS: computer frame approach, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 34, No.1, pp. 289-297, 1998.
- [18] B. Friedland, Analysis strapdown navigation using quaternions, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems AES*, Vol. 14, No.1, pp. 764-768, 1978.
- [19] S. Vathsar, Optimal control of quaternion propagation in spacecraft navigation, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 9, No.3, pp. 382-384, 1986.
- [20] J. Davis, mathematical modeling of earth's magnetic field, Virginia Tech, Blacksburg, pp.3-10, 2004.
- [21] W. Feng, S. Liu, S. Liu, S. Yang, A Calibration Method of Three-axis Magnetic Sensor Based on Ellipsoid Fitting, *Journal of Information & Computational Science*, Vol. 10, No.1, pp. 1551-1558, 2013.
- [22] J. L. Crassidis, K. L. Lai, R. R. Harman, Real-Time attitude-independent three-axis magnetometer calibration, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No.1, pp. 115-120, 2005.
- [5] A. V. Inzartsev, A. V. Kamornyi, The Integrated Navigation System of an Autonomous Underwater Vehicle and the Experience from Its Application in High Arctic Latitudes, *Gyroscopy and Navigation*, Vol. 1, No.2, pp. 107-112, 2010.
- [6] I. B. Vaisgant, Y. A. Litvinenko, V. A. Tupysev, Verification of EM Log Data in Marine Inertial Navigation System Correction, *Gyroscopy and Navigation*, Vol. 2, No.1, pp. 24-38, 2011.
- [7] M. B. Larsen, High performance Doppler-inertial navigation-experimental results, *OCEANS 2000 MTS/IEEE Conference and Exhibition*, Philadelphia: IEEE, pp. 1449-1456, 2000.
- [8] D. Loebis, R. Sutton, J. Chudley, Review of multisensor data fusion techniques and their application to autonomous underwater vehicle navigation, *Journal of Marine Engineering & Technology*, Vol. 1, No.1, pp. 3-14, 2002.
- [9] L. Stutters, H. Liu, D. J. Brown, navigation technologies for autonomous underwater vehicles, *IEEE transactions on systems, man, and cybernetics*, Vol. 38, No.4, pp. 581-589, 2008.
- [10] A. J. Healey, E. P. An, D. B. Marco, Online compensation of heading sensor bias for low cost AUVs, *Autonomous Underwater Vehicles, 1998. AUV'98. Proceedings of the 1998 Workshop on*, Massachusetts: IEEE, pp. 35-42, 1998.
- [11] H. Mu, M. Wu, X. Hu, H. Ma, Geomagnetic Surface Navigation Using Adaptive EKF, in *2007 2nd IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications*, Harbin: IEEE, pp. 2821-2825, 2007.
- [12] W. Storms, J. Shockley, J. Raquet, Magnetic field navigation in an indoor environment, in *Ubiquitous Positioning Indoor Navigation and Location Based Service (UPINLBS)*, Massachusetts: IEEE, pp. 1-10, 2010.
- [13] N. Akai, K. Ozaki, Gaussian processes for magnetic map-based localization in large-scale indoor environments, *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2015 IEEE/RSJ International Conference on*, Hamburg: IEEE, pp. 4459-4464, 2015.