مدلسازی و شبیهسازی الگوریتمهای سامانههای ناوبری اینرسی در دستگاههای مختصات ECEF ،Inertial و NED

سيد وحيد قاسمزاده

گروه مهندسی برق دانشگاه فسا (تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۱/۲۰ ؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۹/۲۶)

چکیدہ

واژههای کلیدی: دستگاه مختصات، ناوبری اینرسی، شتابسنج، ژیروسکوپ، فیلتر کالمن

Modelling and Simulating of Inertial Navigation Systems in Inertial, ECEF and NED Coordinate Systems

S. V. Ghasemzadeh

Electrical Engineering Department Fasa University (Received: 08/April/2016 ; Accepted: 16/Decmber/2016)

ABSTRACT

Inertial Navigation Systems are one of the most important systems used to determine position, velocity and attitude of moving vehicles such as ships, airplanes, missiles, and so on. The base of this science is Newton's laws. In these systems, three accelerometers and three gyroscopes are used to measure linear accelerations and angular velocities of vehicles, respectively. By using of output of these sensors and special inertial algorithms in different frames, parameters of vehicle such as position, velocity and attitude are calculated. In this paper, firstly, different frames such as body, inertial, ECEF and NED coordinate system are introduced. Then algorithms of inertial navigation in these frames are proposed and diagrams of navigation in any coordinate system will be presented in suitable method. In the following, simulations of INS in inertial, ECEF and NED frame are carried out by Simulink software. For this purpose, three different motion scenarios in two and three-dimensional coordinates are investigated and their simulation results will be brought. The results of simulation show that the algorithms of inertial navigation in different frames have good performance and suitable accuracy in navigation. Also for simulation of any other motion scenarios, navigation of vehicle is done by outputs of accelerometers and gyroscopes and presented simulator profile. At the end of this paper, performance evaluation of inertial navigation systems, general model of inertial sensors and integration between INS and GPS using Kalman filter will be noted

Keywords: Coordinate Systems, Inertial Navigation, Accelerometer, Gyroscope, Kalman Filter

للائم واحتصارات	فهرست عا
-----------------	----------

	0
زاويه پيچ يا زاويه فراز	θ
زاویه رول یا زاویه چرخش	ϕ
زاويه ياو يا زاويه سمت	Ψ
عرض جغرافیایی	φ
طول جغرافیایی	λ
ارتفاع از سطح زمین	h
شعاع کرہ زمین	R
مولفه شرفى سرعت وسيله	V_E
مولفه شمالی سرعت وسیله	$V_{_N}$
مولفه عمودى سرعت وسيله	V_D
بردار شتاب اندازه گیریشده وسیله در دستگاه	\vec{f}^{b}
بدنى	J →.
بردار شتاب وسیله در دستگاه اینرسی	f'
ماتریس دوران از دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی	C_b^i
خروجیهای اندازه گیری شده توسط ژیروسکوپها	p,q,r
شتاب گرانش زمین در دستگاه اینرسی	\vec{g}^{i}
	$d\vec{V_e}$
نرخ تغییرات بردار سرعت نسبت به دستگاه	$\frac{dt}{dt}$
زمینی	
سرعت دورانی زمین نسبت به دستگاه مختصات	$e \vec{\omega}_{ie}$
اینرسی بیانشده در دستگاه در زمینی	
سرعت وسیله نسبت به زمین	$ec{V_e}$
بردار موقعیت وسیله نسبت به مرکز زمین	\vec{R}_{e}
ثابت گرانش نيوتن	k
جرم زمین	М
	\vec{R}^{e}
موطيك وسيله فرقستان الطفال فافرني	$\vec{\mathbf{v}}^n$
بردار سرعت وسیله متشکل از مولفه سرعت 	V _e
\mathcal{V}_E شمال ، \mathcal{V}_N مولفه سرعت شرق	
و مولفه سرعت عمود V _D	
ماتریس دوران از دستگاه بدنی به دستگاه	C_b^n
ناوبری n یا NED	
سرعت دورانی زمین نسبت به دستگاه اینرسی	$ec{\omega}_{\scriptscriptstyle ie}^{\scriptscriptstyle n}$
بیانشده در دستگاه NED یا n	
بردار شتاب گرانشی محلی مجموع شتاب	\vec{g}_l^n
ناشی از گرانش جرمی زمین و شتاب	
مرکزگرای ناشی از حرکت زمین	
بردار شتابهای اندازه گیری شده در دستگاه	$ec{f}^{b}$

\vec{f}_r	بردار شتابهای واقعی
$\delta \vec{f}_r$	بردار باياس شتابسنجها
S_{c}	ماتريس ضرائب مقياس
N_a	ماتريس ناهممحوري شتابسنجها
$\vec{\gamma}$	بردار شتاب گرانش زمین
$\delta ec \gamma$	بردار تغییرات گرانش زمین
$\vec{\mathcal{E}}_a$	بردار نویز شتابسنجها
$ec{\omega}^{\scriptscriptstyle b}_{\scriptscriptstyle ib}$	بردار سرعتهای زاویهای اندازه گیری شده
$\vec{\omega}_r$	بردار سرعتهاي زاويهاي واقعى
$\delta \vec{\omega}_r$	بردار باياس ژيروسكوپها
S_{ω}	ماتريس ضرائب مقياس
N_{ω}	ماتريس ناهممحوري ژيروسكوپها
$ec{arepsilon}_{\omega}$	بردار نویز ژیروسکوپها
Δho	شبه فاصله

۱– مقدمه

تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت وسایل متحرک مختلف مانند موشکها، رباتها، هواپیماها، وسایل نقلیه و ... موضوع علم ناوبری اینرسی میباشد. اساس این علم، مبتنی بر قوانین نیوتن است؛ به این صورت که با اندازه گیری شتابهای خطی یک وسیله و انتگرال گیری از آنها، سرعت و با انتگرال گیری مجدد از سرعت وسیله، موقعیت آن وسیله قابل محاسبه خواهد بود. در سامانههای ناوبری اینرسی، سنسورهای شتابسنج، نقش اندازه-گیری شتابهای خطی و سنسورهای ژیروسکوپ، نقش اندازه-گیری سرعتهای زاویهای وسیله را برعهده دارند. از آن جهت که سنسورهای اینرسی در دستگاه مختصات بدنی نصب می-شوند. بنابراین، لازم است که دادههای این سنسورها از این دستگاه مختصات به دستگاه مختصات مرجع دیگر مانند دستگاه مختصات اینرسی، دستگاه مختصات زمینی و یا دستگاه مختصات جغرافيايي ارجاع داده شوند تا محاسبات لازم جهت تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت انجام پذیرد. سامانههای ناوبری اینرسی بسته به کاربرد به دو دسته مهم با صفحه پايدار' و بدون صفحه پايدار' تقسيم مىشوند. عنصر اصلى صفحه پایدار، قسمت پایدار نامیده می شود که برروی آن سه

www.SID.ir

¹⁻ Stable Platform

معمولاً سامانه ناوبري اينرسي با سامانههاي ديگر ناوبري، تلفيق می شود. موضوع ناوبری اینرسی و زمینه های مرتبط با آن ازجمله موضوعاتی است که امروزه به طور گسترده در مقالات و پروژههای مختلف مورد تحقیق و بررسی قرار گرفته است. معرفی و شناسایی سامانههای ناوبری اینرسی و کاربردهای آن در بسیاری موارد بررسی شده است. مدلسازی خطاهای سنسورهای اینرسی و تاثیر آنها در ناوبری اینرسی از دیگر موضوعات مرتبط با ناوبری اینرسی است [۱]. جهت بهبود عملكرد سامانههاى ناوبرى اينرسى معمولاً اين سامانهها با سامانههای ناوبری دیگر مانند GPS تلفیق میشوند که معمولاً این تلفیق به کمک فیلتر کالمن انجام می پذیرد [۳-۲]. موضوع سامانه ناوبری اینرسی strapdown و مدلسازی ناوبری در برخی دستگاههای مختصات، در [۵-۴] مورد بررسی و پژوهش قرار گرفته است. موضوع جالب به کارگیری سنسورهای اینرسی و ناوبری به کمک آنها در تصادفات خودروهای منجر به جرح و بررسی عوامل تصادف در پزشکی قانونی در [۶] بررسی شده است. پیادهسازی و شبیهسازی سامانههای تلفیقی INS و GPS در کاربردهای نظامی و غیرنظامی و تحلیل خطای آنها به کمک نرمافزار Matlab در مرجع [۷] مورد تحقیق و پژوهش قرار گرفته است. در این مقاله، در ابتدا دستگاههای مختصات ناوبری مختلف به طور کامل و به زبانی شیوا معرفی میشود. سپس در ادامه، روابط ناوبری در هر دستگاه به همراه دیاگرام مرتبط و الگوریتم کامل ناوبری در آن دستگاه در قالب یک فلوچارت بیان می شود. در ادامه مقاله، شبیه سازی ناوبری در دستگاه مختصات مختلف اینرسی، زمینی و جغرافیایی بررسی و در این راستا سناریوهای مختلف حرکتی در هر دستگاه پیشنهاد شده و براساس آنها ناوبری در دستگاههای مربوطه انجام شده و در هر مورد، مسیرهای حرکت وسیله مطابق این سناریوها آورده و تفسیر میشوند. در پایان مقاله نیز به ارزیابی عملكرد سامانه ناوبري اينرسي و بهبود آن با تلفيق اين سامانه و سامانه GPS به کمک فیلتر کالمن اشاره خواهد شد.

۲- معرفی دستگاههای مختصات اینرسی

در این بخش، مهمترین دستگاههای مختصات که در ناوبری اینرسی، کاربرد فراوان دارند، مورد مطالعه قرار می گیرند. این دستگاههای مختصات عبارتند از: دستگاه مختصات بدنی، دستگاه مختصات اینرسی، دستگاه مختصات زمینی و دستگاه عدد شتابسنج با زوایای ۹۰ درجه نسبت به هم نصب شدهاند که شتاب وسیله را در سه راستای عمود بر هم اندازه گیری می کنند. همچنین، سه عدد ژیروسکوپ یک درجه آزادی با زوایای ۹۰ درجه نسبت به هم برروی قسمت پایدار واقع شدهاند که انحراف آن از حالت پایدار را اندازه گیری مینمایند. برای جلوگیری از انتقال حرکات مختلف دورانی متحرک به ژیروسکوپها و شتابسنجها، قسمت پایدار را به سه یا چهار قاب وصل می کنند که در صورت انحراف از حالت پایدار، این طوقهها یا قابها جزء پایدار را به وضعیت اولیه خودش بر می گردانند. این روش از دقت بسیار بالایی برخودار میباشد اما هزینه پیادهسازی آن زیاد است. روش میز پایدار در ناوبری مسایلی مانند هواپیماهای جنگی، زیردریاییهای اتمی و ... استفاده می شود. از دهه ۱۹۷۰ با پیدایش ژیروسکوپهای با محدوده دینامیکی وسیع و رایانههای سریع و قدرتمند سامانههای بدون صفحه پایدار وارد عرصه ناوبری شدند. در این سامانهها معمولاً سنسورهای اینرسی به صورت یکجا در یک جعبه قرار گرفته و مستقیماً به بدنه وسیله متصل می شوند و حرکت وسیله را دنبال میکنند. در این روش، ژیروسکوپها دوران وسیله را اندازه گیری میکنند و دادههای خروجی شتاب سنجها به کمک یک سری الگوریتم های خاص از دستگاه مختصات بدنی (متصل به بدنه وسیله) به دستگاه مختصات مرجع مناسب منتقل می شوند و با انتگرال گیری از آن ها سرعت و موقعیت وسیله در دستگاه مرجع تعیین می شود. در واقع الگوریتم انتقال در سامانههای بدون صفحه پایدار یک صفحه پایدار تحلیلی و محاسباتی مجازی ایجاد میکند. امروزه این روش ناوبری به وفور در کاربردهای رباتیک، هوافضا و ... استفاده می شود. این روش، نسبت به روش صفحه پایدار دارای دقت پایین تر اما هزینه پیادهسازی کمتر است. سامانههای ناوبری اینرسی دارای معایب و مزایایی هستند که باعث شده است بسته به كاربرد موردنظر، این سامانهها اهمیت پیدا كنند. این سامانهها دارای مزایایی مانند نرخ بههنگامسازی بالا، توانایی محاسبه اطلاعات وضعیت و چرخش وسیله، مستقل بودن و مقاوم بودن نسبت به اختلال سیگنال می باشند. مهم ترین عیب این سامانهها، نامحدودشدن و واگرایی خطاها با گذشت زمان می باشد که ناشی از خطاهای سنسورهای اینرسی و خطاهای محاسباتی روابط ناوبری اینرسی است. جهت رفع این مشکل،

مختصات جغرافیایی که در ادامه به شرح آنها پرداخته میشود [۸].

۲–۱– دستگاه مختصات بدنی

دستگاه مختصات بدنی'، دستگاهی است که متصل به بدنه وسیله بوده و از سه محور عمود برهم ساخته می شود. محور اول، محور طولی متحرک یا محور رول ً و محور دوم، محور عرضی متحرک یا محور پیچ^۳ نامیده می شوند. این دو محور، صفحهای تشکیل میدهند که که آنرا صفحه کف متحرک می گویند. محور سوم عمود بر صفحه کف است و محور یاو^۲ نام دارد. مبدا مختصات این سه محور که محل برخورد آنهاست، مرکز جرم وسیله متحرک درنظر گرفته می شود. این سه محور به گونهای هستند که یک دستگاه مختصات عمود برهم و راست گرد را تشکیل میدهند. حرکتهای دورانی حول هریک از این سه محور به نام همان محور شناخته می شوند؛ مثلاً حرکت دورانی حول محور رول، حرکت رول نام دارد. این دستگاه از آن جهت بسیار مهم است که سنسورهای اینرسی و بسیاری از تجهیزات پردازش ناوبری در این دستگاه واقع شدهاند. این دستگاه مختصات به همراه محورهای مختصات متصل به بدنه در شکل ۱ نشان داده شده است. در این شکل زاويه پيچ يا زاويه فراز، ϕ زاويه رول يا چرخش و ψ زاويه hetaياو يا سمت ميباشد.



شکل (۱): دستگاه مختصات بدنی.

5- Earth-Centered-Inertial

٧٨

۲-۲- دستگاه مختصات اینرسی

طبق تعریف، مرکز یک دستگاه مختصات اینرسی نسبت به ستارههای دوردست، نباید شتاب گرفته و همینطور موقعیت چرخشی این دستگاه نسبت به ستارههای خیلی دور نباید عوض شود. این دستگاه مختصات در شکل ۲ نشان داده شده است. این دستگاه مختصات میتواند چسبیده به زمین در نظر گرفته شود اما همراه با زمین نمیچرخد. مرکز این دستگاه مختصات در مرکز زمین فرض میشود. محور اول این دستگاه مختصات محوری است در راستای محور چرخش زمین که از قطب شمال میگذرد.

محور دوم، عمود بر این محور بوده و همواره به سمت خورشید اشاره می کند و محور سوم به گونه ای است که همراه با این دو محور یک دستگاه مختصات راست گرد را تشکیل می دهد. این دستگاه به دستگاه مختصات ^۵ECI نیز مشهور است و در شکل با محورهای (x, y, z) مشخص شده است.



شکل (۲): دستگاه مختصات اینرسی.

۲-۳- دستگاه مختصات زمینی دکارتی یا ECEF [′]

دستگاه مختصات زمینی دکارتی که به دستگاه ECEF مشهور

است به زمین چسبیده و همراه با آن می چرخد. مرکز این دستگاه مختصات، مرکز زمین است. محور اول این دستگاه در

راستای محور گردش زمین و محور دوم، محوری است که مرکز

¹⁻ Body

²⁻ Roll

³⁻ Pitch 4- Yaw

⁶⁻ Earth-Centered-Earth-Fixed





F-۲- دستگاه مختصات ECEF زاویهای

ECEF این دستگاه مختصات، دقیقاً مشابه دستگاه مختصات ECEF دکارتی است اما مختصات وسیله در این دستگاه برحسب طول و عرض جغرافیایی و ارتفاع از سطح زمین (\mathcal{A}, φ, h) بیان میشود. این دستگاه مختصات در شکل \mathbf{i} نشان داده شده است. در این شکل، مختصات ECEF دکارتی بر حسب (\mathcal{A}, φ, h) و مختصات ECEF زاویهای برحسب (\mathcal{A}, φ, h) بیان شدهاند. ارتباط مولفههای مختصات وسیله در این دو دستگاه از طریق معادلات (\mathbf{T} -1) قابل بیان است.



شکل (۴): دستگاه مختصات ECEF زاویهای.

تبدیل از مختصات ECEF دکارتی به مختصات ECEF زاویهای بهصورت معادلات (۱) است:

 $\varphi = \tan^{-1}(\frac{Y}{X})$ $\lambda = \tan^{-1}(\frac{Z}{\sqrt{X^{2} + Y^{2}}})$ $h = \sqrt{X^{2} + Y^{2} + Z^{2}} - R$ (1)

تبدیل از مختصات ECEF زاویهای به مختصات ECEF دکارتی بهصورت معادلات (۲) است:

 $X = (R+h)\cos\lambda\cos\varphi$ $Y = (R+h)\cos\lambda\sin\varphi$ $Z = (R+h)\sin\lambda$

در روابط (۱) و (۲)، پارامتر R شعاع کره زمین و برابر با ۶۳۷۸۱۳۷ متر می باشد.

NED¹ دستگاه مختصات ناوبری جغرافیایی یا

(٢)

مرکز دستگاه مختصات جغرافیایی برروی مرکز جرم وسیله واقع است. محور D محوری است که عمود بر سطح زمین رسم شده است. محور N عمود بر محور D و به سمت شمال جغرافیایی رسم شده و محور E نیز عمود بر صفحه شامل N و D و به طرف شرق در نظر گرفته می شود. صفحه NE، صفحه افق است. این دستگاه را شمال- شرق- پایین و به طور مختصر

دستگاه NED مینامند. این دستگاه مختصات در شکل **۵** نشان داده شده است.

معادلات حرکت وسیله در این دستگاه از طریق معادلات (۳) بیان می شوند.

$$\dot{\phi} = \frac{V_E}{(R+h)\cos\lambda}$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V_N}{R+h}$$

$$\dot{h} = -V_D$$
(*)

$$V_N$$
 مولفه شرقی سرعت وسیله، V_E مولفه شرقی سرعت وسیله، مولفه شرقی سرعت وسیله مولفه شرقی سرعت وسیله λ مولفه عمودی سرعت وسیله λ در دستگاه مختصات NED است. φ طول جغرافیایی، λ عرض جغرافیایی و h ارتفاع از سطح زمین میباشد.

شکل (۵): دستگاه مختصات جغرافیایی یا NED.

۳- ناوبری در دستگاه مختصات اینرسی

شتاب سنجهای متصل به بدنه وسیله، شتاب وسیله را در دستگاه بدنی اندازه گیری می کنند. این شتاب ها بایستی به دستگاه مختصات اینرسی منتقل شوند تا بتوان در ادامه از طریق انتگرال گیری از آنها، سرعت و موقعیت وسیله را محاسبه نمود. فرض کنید شتاب اندازه گیری شده وسیله در محاسبه نمود. فرض کنید شتاب اندازه گیری شده وسیله در محاسبه نمود. فرض کنید شتاب منازه گیری شده به در دستگاه بدنی توسط شتاب سنجها با بردار دستگاه بدنی توسط شتاب منتقل شده به دستگاه اینرسی است که از طریق رابطه $\vec{f}^{\,i} = C_b^{\,i} \times \vec{f}^{\,j}$ قابل

محاسبه است. برای محاسبه ماتریس C_b^i میتوان از یکی از دو روش زیر استفاده نمود: الف) معادلات دینامیکی ماتریس دوران ب) ماتریس دوران بر حسب کواترنینها و معادلات دینامیکی کواترنینها

معادلات مربوط به روش دینامیکی ماتریس دوران در رابطه

$$\dot{C}_{b}^{i} = C_{b}^{i}\Omega$$
 $\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$ (*)

در رابطه (۴)، p, q, r خروجیهای اندازه گیری شده توسط ژیروسکوپها میباشند. جهت محاسبه C_b^i لازم است از معادله (۴) انتگرال گیری شود. روش دوم محاسبه این ماتریس، استفاده از معادلات مربوط به کواترنینها است که در رابطه (۵) بیان شده است.

$$\begin{split} \dot{\vec{q}} &= \frac{1}{2} \Omega_q \vec{q} \qquad \Omega_q = \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \qquad \vec{q} = \begin{bmatrix} q_0 & q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix}^T \\ C_b^i &= \begin{bmatrix} \left(q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 \right) & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & \left(q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 \right) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & \left(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \right) \end{bmatrix}$$

$$(\Delta)$$

در این معادلات، ابتدا کواترنینها، توسط انتگرال گیری از رابطه اول که شامل خروجی ژیروسکوپها است بههنگام میشوند. سپس با استفاده از رابطه دوم و براساس کواترنینهای بههنگام شده، ماتریس C_b^i محاسبه میشود.

 $rac{1}{-1}$ - دیاگرام کلی ناوبری در دستگاه مختصات اینرسی در شکل دیاگرام کلی ناوبری در دستگاه مختصات اینرسی در شکل نشان داده شده است. با توجه به دیاگرام، ابتدا سرعتهای زاویهای p,q,r توسط ژیروسکوپها در هر لحظه اندازه گیری میشوند. سپس ماتریس دوران C_b^i با استفاده از خروجی ژیروسکوپها محاسبه میشود. با ضرب خروجی شتابسنجها (\vec{f}^b) در ماتریس دوران C_b^i ، شتابها از دستگاه بدنی به موقعیت اولیه، موقعیت وسیله در هر لحظه به دست می آید. با توجه به شکل ۶ مشاهده می شود که جهت تعیین وضعیت وسیله که شامل تعیین زوایای رول، پیچ و یاو است، لازم است از ماتریس C_b^i و معادلات بیان شده در رابطه (۶) استفاده شود. $\psi = \tan^{-1}\left(\frac{c_{21}}{c_{11}}\right), \ \theta = -\sin^{-1}(c_{31}), \ \phi = \tan^{-1}\left(\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)$ (۶) دستگاه اینرسی انتقال داده میشود ($\vec{f}^i = C_b^i * \vec{f}^b$). شتاب کلی \vec{f}^i_i در دستگاه اینرسی مجموع شتاب \vec{f}^i و شتاب گرانشی \vec{f}^i_i است. در ادامه با انتگرالگیری از این شتاب و داشتن سرعت اولیه، سرعت وسیله در هر لحظه محاسبه میشود. با انتگرالگیری مجدد از سرعت محاسبهشده و همچنین داشتن



۴- ناوبری در دستگاه مختصات ECEF دکارتی

در ناوبری، خیلی اوقات لازم است موقعیت و سرعت وسیله نسبت به یک دستگاه چرخان متصل به زمین (مثلاً دستگاه مختصات ECEF محاسبه شود. روابط مربوط به ناوبری در دستگاه مختصات ECEF مطابق معادله (۷) می باشد [۸].

$$\frac{d\vec{V_e}}{dt}\bigg|_e = \vec{f}_e + \vec{g}_e - {}^e\vec{\omega}_{ie} \times ({}^e\vec{\omega}_{ie} \times \vec{R}_e) - 2 {}^e\vec{\omega}_{ie} \times \vec{V}_e \quad (Y)$$

عبارتها و پارامترهای موجود در معادله (۷) به صورت زیر تعریف میشوند:

ینرسی :سرعت دورانی زمین نسبت به دستگاه مختصات اینرسی
$${}^{e}\vec{\omega}_{ie}$$
: سرعت دورانی زمین نسبت به دستگاه مختصات اینرسی که برابر با ${}^{e}\vec{\omega}_{ie} = (0 \ 0 \ \omega_{ie})^{T}$, $\omega_{ie} = 7.292 \times 10^{-5} \frac{rad}{s}$ است.

 $\vec{V_e}$: سرعت وسیله نسبت به زمین $\vec{R_e}$: بردار موقعیت وسیله نسبت به مرکز زمین $\vec{R_e}$: شتاب کوریولیس ناشی از چرخش زمین که باعث انحراف مسیر حرکت اجسام میشود. انحراف مسیر حرکت اجسام میشود. $\vec{W_{ie}} \times (\vec{W_{ie}} \times \vec{r})$ گرانش زمین به سمت استوا میشود. \vec{g}^e : بردار گرانش زمین که با استفاده از قانون جهانی گرانش و براساس معادله (۸) محاسبه میشود:

$$\vec{g}^{e} = \frac{kM}{\left|\vec{R}^{e}\right|^{3}}\vec{R}^{e} \tag{(A)}$$

www.SID.ir

پارامترهای موجود در رابطه (۸)، به صورت زیر تعریف میشوند:

۶,۶۷۳×۱۰^{-۱۱} $m^3/kg \cdot s^2$ برابر با $kg \cdot s^2 = k$ ۵,۹۷۳×۱۰^{۳۴} kg برابر با M: جرم زمین و برابر با Kg د M: M: موقعیت وسیله در دستگاه ECEF دکارتی و $\vec{R}^e = (x^e \ y^e \ z^e)^T$

 $ec{f}^{e}$ ،((۷) معادله ناوبری در دستگاه ECEF (معادله (۷))، نیروهای ویژه انتقال دادهشده به دستگاه ECEF است که از طریق رابطه (۹) قابل بیان است:

$$\vec{f}^{e} = C_{b}^{e} \vec{f}^{b} \tag{9}$$

در رابطه (۹)، \overline{f}^{b} نیروهای ویژهای است که توسط شتابسنجها و در دستگاه بدنی اندازه گیری می شود. ماتریس شتابسنجها و در دستگاه بدنی اندازه گیری می شود. ماتریس C_{b}^{e} نیز ماتریس دوران از دستگاه بدنی به دستگاه TCEF است که از طریق معادلات دینامیکی ماتریس دوران یا معادلات دینامیکی ماتریس دوران یا معادلات نحوه محاسبه ماتریس دوران C_{b}^{e} از طریق معادله دینامیکی ماتریس دوران اشاره می شود. معادله دینامیکی ماتریس دوران ای ماتریس دوران C_{b}^{e} با معادله دینامیکی ماتریس دوران ای معادله دینامیکی ماتریس دوران C_{b}^{e} با معادله دینامیکی ماتریس دوران C_{b}^{e} با معادله دینامیکی ماتریس دوران C_{b}^{e} با معادله دینامیکی ماتریس دوران دوران می شود.

$$\dot{C}_{b}^{e} = C_{b}^{e} \Omega_{eb}^{b} \quad \Omega_{eb}^{b} = \begin{bmatrix} 0 & -\widetilde{r} & \widetilde{q} \\ \widetilde{r} & 0 & -\widetilde{p} \\ -\widetilde{q} & \widetilde{p} & 0 \end{bmatrix}$$
(1.1)

پارامترهای \widetilde{p} , \widetilde{q} , \widetilde{r} در رابطه (۱۰) از طریق رابطه بارامترهای ژیروسکوپها (p,q,r) ارتباط پیدا می کند:

$$\begin{pmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} C_b^e \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{ie} \end{pmatrix}$$
(11)

که مقدار ϖ_{ie} در رابطه (۱۱)، سرعت چرخش زمین و برابر با مقدار $^{-0} \times 1.5 \times 7.5 \times 7.5$ رادیان بر ثانیه است. درصورتی که لازم باشد از معادله دینامیکی کواترنینها جهت محاسبه ماتریس دوران استفاده شود، بایستی مقادیر \widetilde{p} , \widetilde{q} , \widetilde{r} در رابطه کواترنینها از طریق معادله (۱۱) محاسبه و جایگزین شوند.

www.SID.ir

ECEF دیاگرام کلی ناوبری در دستگاه

دیاگرام کلی ناوبری در دستگاه ECEF به صورت شکل ۷ است. مطابق این دیاگرام، ابتدا سرعتهای زاویهای $p\,,q,r$ توسط ژیروسکوپها در هر لحظه اندازه گیری می شوند. سپس ماتریس دوران C_{h}^{e} با استفاده از خروجی ژیروسکوپها و به کمک معادلاتی که در قسمت قبل اشاره شد، محاسبه می شود. با $\cdot C_b^e$ ضرب خروجی شتاب سنجها ($ec{f}^{\,b}$) در ماتریس دوران شتابها از دستگاه بدنی به دستگاه ECEF انتقال داده مى شوند. اين رابطه به صورت $\vec{f}^{e} = C_{b}^{i} * \vec{f}^{b}$ مى باشد. با ECEF توجه به دیاگرام، شتاب کلی $\frac{dV_e}{dt}$ وسیله در دستگاه است که از مجموع شتابهای خطی وسیله و شتابهای کوریولیس و مرکزگرا ایجاد می شود. با یک بار انتگرال گیری از این شتاب و داشتن سرعت اولیه، سرعت وسیله در هر لحظه در دستگاه ECEF بهدست میآید. با دو بار انتگرال گیری از این شتاب و داشتن موقعیت اولیه، موقعیت وسیله در هر لحظه در این دستگاه قابل محاسبه خواهد بود. تعیین وضعیت وسیله C_{b}^{e} شامل محاسبه زوایای رول، پیچ و یاو نیز از طریق ماتریس و معادلات (۱۲) انجام می شود:

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{c_{21}}{c_{11}}\right), \theta = -\sin^{-1}(c_{31}), \phi = \tan^{-1}\left(\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)$$
 (17)

نکته: در مواقعی که ناوبری در کوتاهمدت مدنظر باشد (مثلاً کمتر از ۱۰ دقیقه)، میتوان از اثرات چرخش زمین در روابط صرفنظر کرد و در نتیجه شتاب کوریولیس در رابطه ناوبری اخیر قابل حذف خواهد بود و روابط ناوبری به صورت معادلات (۱۳) ساده می شوند:

$$\frac{dV_e}{dt}\Big|_e = C_b^e \vec{f}^b + \vec{g} - \vec{\omega}_{ie} \times (^e \vec{\omega}_{ie} \times \vec{R}_e)
\dot{C}_b^e = C_b^e \Omega_{eb}^b \quad \Omega_{eb}^b = \begin{bmatrix} 0 & -\tilde{r} & \tilde{q} \\ \tilde{r} & 0 & -\tilde{p} \\ -\tilde{q} & \tilde{p} & 0 \end{bmatrix} , \quad \begin{pmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}$$
(17)

در این حالت، مقادیر \widetilde{p} , \widetilde{q} , \widetilde{r} برابر با همان مقادیر خروجی ژیروسکوپها (p,q,r) میباشند. همچنین در مواردی که سنسورهای اینرسی، از دقت چندانی برخوردار نباشند معادلات (۱۳) کاربرد دارند و در نتیجه، روابط ناوبری، سادهتر خواهند شد.

۵- ناوبری در دستگاه مختصات جغرافیایی یا NED

 $\vec{V_e}^n$ مختصات، سرعت زمینی وسیله با بردار $\vec{V_e}^n$ بیان میشود که اندیس n، معرف دستگاه مختصات جغرافیایی محلی یا NED است و اندیس e معرف آن است که سرعت وسیله نسبت به زمین میباشد. معادلات ناوبری در دستگاه مختصات ناوبری NED مطابق معادلات (۱۴) میباشد [۸].

$$\dot{V}_{e}^{n} = C_{b}^{n} \vec{f}^{b} - (2 \vec{\omega}_{ie}^{n} + \vec{\omega}_{en}^{n}) \vec{V}_{e}^{n} + \vec{g}_{l}^{n}$$
(14)

در رابطه (۱۴)، $\vec{V}_e^n = (v_N \ v_E \ v_D)^T$ شامل مولفههای شمالی، شرقی و عمودی سرعت وسیله میباشد. همچنین پارامترهای دیگر در معادله (۱۴) به صورت آنچه در ادامه آورده شده است، تعریف می شوند. شده است، تعریف می شوند. MED

نیروهای ویژه اندازه گیری شده توسط مجموعه شتاب $\vec{f}^{\,b}$ سنجها در دستگاه بدنی

ن سرعت دورانی زمین نسبت به دستگاه اینرسی که در $ec{\omega}_{ie}^n$: سرعت دورانی براساس NED یا n بیان شده است. این سرعت دورانی براساس معادله (۱۵) قابل محاسبه است:

$$\vec{\omega}_{ie}^{n} = \begin{pmatrix} \omega_{ie} \cos \lambda \\ 0 \\ -\omega_{ie} \sin \lambda \end{pmatrix}$$
(1Δ)

$$\mathcal{X}$$
 و $\mathcal{Y}, \mathsf{Y}, \mathsf{Y},$

عرض جغرافیایی است. $\vec{\omega}_{en}^n$: سرعت دورانی دستگاه مختصات n نسبت به زمین که در دستگاه n بیان شده است و از طریق معادله (۱۶) قابل محاسبه است:

$$\vec{\omega}_{en}^{n} = \begin{pmatrix} \frac{v_{E}}{R+h} \\ -\frac{v_{N}}{R+h} \\ -\frac{v_{E}\tan\lambda}{R+h} \end{pmatrix}$$
(19)



شکل (۷): دیاگرام ناوبری در دستگاه زمینی ECEF.

در رابطه (۱۶)، R شعاع کره زمین و h ارتفاع از سطح زمین است. معادلات دینامیکی، جهت بههنگامسازی طول و عرض جغرافیایی و ارتفاع از سطح زمین از طریق معادلات (۱۷) قابل محاسبه است:

$$\dot{\lambda} = \frac{v_N}{R+h}$$

$$\dot{\phi} = \frac{v_E}{(R+h)\cos\lambda}$$
(1Y)

در رابطه (۱۷)، ϕ طول جغرافیایی است و سایر پارامترها نيز قبلاً اشاره شدند.

 $h = -v_D$

بردار شتاب گرانشی محلی شامل شتاب ناشی از گرانش : $ec{g}_{1}^{n}$ جرمی زمین و شتاب مرکزگرای ناشی از حرکت زمین می باشد. این بردار با فرض مدل کروی زمین برابر با معادله (۱۸) است:

$$\begin{split} & \left(\begin{split} \xi g \\ -\eta g \\ g \end{split} \right) \approx \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g (h, \lambda) \end{pmatrix} \\ g (h, \lambda) &= g (0, \lambda) (\frac{R_0}{R_0 + h})^2 \end{split} \tag{A2}$$

 $g(0,\lambda) = 9.780327(1+0.0053024\sin^2(\lambda) - 0.0000058\sin^2(2\lambda))$

C_{b}^{n} انحوه محاسبه ماتریس دوران –۱–۵ شتاب سنجهای متصل به وسیله، شتابهای خطی $ec{f}^{\,b}$ را در

دستگاه بدنی اندازه گیری می کنند. برای ناوبری در دستگاه n یا NED لازم است این شتابها به این دستگاه منتقل شوند. معادله (۱۹)، ارتباط شتابهای خطی در این دو دستگاه را آشکار می کند که در این رابطه، \vec{f}^n شتابهای خطی منتقل-شده در دستگاه ناوبری n است.

$$\vec{f}^n = C_b^n \vec{f}^b \tag{19}$$

جهت محاسبه ماتریس دوران C_h^n از معادله (۲۰) استفاده می شود:

$$\dot{C}_{b}^{n} = C_{b}^{n} \Omega_{nb}^{b} , \quad \Omega_{nb}^{b} = \begin{bmatrix} 0 & -\tilde{r} & \tilde{q} \\ \tilde{r} & 0 & -\tilde{p} \\ -\tilde{q} & \tilde{p} & 0 \end{bmatrix}$$
(7.)

مقادیر $\widetilde{p}, \widetilde{q}, \widetilde{r}$ توسط معادله (۲۱) به مقادیر خروجی ژيروسكوپها (p,q,r) ارتباط پيدا مي كند.

www.SID.ir

$$\begin{pmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} - \left(C_b^n \right)^T \left(\vec{\omega}_{ie}^n + \vec{\omega}_{en}^n \right) \tag{(1)}$$

با بسط معادله (۱۴)، می توان مولفههای سرعت وسیله در راستای محورهای شرق، شمال و عمود را بهدست آورد. با فرض به عنوان بردار سرعت وسیله در $(\vec{V}_e^n = (v_N \ v_E \ v_D)^T)$ $\vec{f}^n = C_b^n \vec{f}^b = (f^N f^E f^D)^T$ و n دستگاه ناوبری n مولفه های سرعت شمال (V_N)، سرعت شرق (V_F) و سرعت عمود (v_D) به صورت معادلات (۲۲) خواهند بود [۷].

$$\dot{v}_{N} = f^{N} - 2\omega_{ie}v_{E}\sin\lambda + \frac{v_{N}v_{D} - v_{E}^{2}\tan\lambda}{R_{0} + h} + \xi g$$

$$\dot{v}_{E} = f^{E} + 2\omega_{ie}(v_{N}\sin\lambda + v_{D}\cos\lambda) + \frac{v_{E}}{R_{0} + h}(v_{D} + v_{N}\tan\lambda) - \eta g$$

$$\dot{v}_{D} = f^{D} - 2\omega_{ie}v_{E}\cos\lambda - \frac{v_{E}^{2} + v_{N}^{2}}{R_{0} + h} + g$$
(YY)

دیاگرام کلی ناوبری در دستگاه NED به صورت شکل ۸ است. مطابق این دیاگرام، ابتدا سرعتهای زاویهای p,q,r توسط ژیروسکوپها در هر لحظه اندازه گیری می شوند. سپس ماتریس دوران C_b^n با استفاده از خروجی ژیروسکوپها و به کمک معادلات بیان شده در قسمت قبل، محاسبه می شود. با ضرب خروجی شتاب سنجها ($ec{f}^{\,b}$) در ماتریس دوران C_{b}^{n} ، شتابها از دستگاه بدنی به دستگاه NED انتقال داده می شوند وسیله در دستگاه $\frac{dV_e}{dt}$ وسیله در دستگاه ($\vec{f}^n = C_b^i * \vec{f}^b$)

NED مطابق با معادلات (۱۴) است. با یکبار انتگرال گیری از این شتاب و داشتن سرعت اولیه، سرعت وسیله در هر لحظه در دستگاه NED بهدست میآید. با دو بار انتگرالگیری از این شتاب و داشتن موقعیت اولیه، موقعیت وسیله در هر لحظه در این دستگاه قابل محاسبه خواهد بود. وضعیت وسیله و زوایای رول و پیچ و یاو نیز از طریق ماتریس C_b^n و معادلات (۲۳) انجام می شود:

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{c_{21}}{c_{11}}\right), \ \theta = -\sin^{-1}(c_{31}), \ \phi = \tan^{-1}\left(\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)$$
 (YY)



شکل (۸): دیاگرام ناوبری در دستگاه مختصات NED.

در انتهای این بخش و قبل از این که به بحث شبیه سازی ناوبری پرداخته شود، جهت مقایسه عملیات ناوبری در دستگاههای مختصات و مشخصات هر دستگاه مختصات در جدول ۱ آورده شده است. در این جدول، دستگاههای مختصات از لحاظ درجه سختی محاسبات با هم مقایسه شدهاند و به طور کلی مشخصات هر دستگاه مختصات آورده شده است.

۶- شبیه سازی سیستم INS در دستگاههای مختصات Inertial و ECEF و NED

در ادامه مقاله به بررسی شبیه سازی سیستم ناوبری اینرسی با بهرهگیری از دو سناریوی حرکتی متفاوت در دستگاههای مختات اینرسی، زمینی و جغرافیایی پرداخته میشود.

درجه سختی محاسبات ناوبری	مشخصات و کاربردهای هر دستگاه	نام دستگاه مختصات
	- متصل به وسیله متحرک	دستگاه بدنی
سادہ	- جهت نصب سنسورهای اینرسی و ذخیره دادههای آنها	(Body)
	- نسبت به خورشید و ستارگان دوردست تعریف میشود.	دستگاه اینرسی
ساده	- جهت موقعیت یابی و وضعیتسنجی وسایل دور از زمین مانند ماهوارهها	(Inertial)
	- نسبت به زمین و محورهای استوا و نصفالنهار گرینویچ تعریف میشود.	
تقريبا پيچيده	- در موقعیتیابی و وضعیتسنجی موشکهای تاکتیکی و بالستیک و کشتی-	دستگاه مختصات زمینی (ECEF)
	های تجاری، جنگی و	
پیچیدہ	- نسبت به زمین و محورهای استوا و نصفالنهار گرینویچ تعریف میشود.	
	- در موقعیتیابی و وضعیتسنجی موشکهای تاکتیکی و بالستیک و کشتی-	دستگاه مختصات جغرافیایی(NED)
	های تجاری، جنگی و	

جدول (۱): مشخصات و مقایسه بین دستگاههای مختصات.





Inertial به کمک نرمافزار Inertial

جهت شبیه سازی حرکت یک وسیله در دستگاه مختصات اینرسی یک مانور حرکتی مشابه سناریوی حرکتی بخش قبل ارائه می شود به این صورت که شتاب وسیله در راستای محور اول دستگاه بدنی و همچنین در راستای محور دوم دستگاه بدنی مشابه با شکل **۹** در نظر گرفته شده است. و شتاب در راستای محور سوم نیز صفر منظور شده است. علاوهبر این، سرعت زاویه ای **9**=**9**=**9** و سرعت زاویه ای ۲ نیز مطابق شکل ۱۰ می باشد. مسیر حرکت وسیله با مشخصات حرکتی مذکور و بر اساس الگوریتم بیان شده در قسمت (۳-۱) و شبیه سازی به صورت شکل ۲۱ خواهد بود. تفاوت این شکل با شکل ۱۱ به خاطر دارابودن شتاب حرکتی وسیله در راستای محور y است.



شکل (۱۲): مسیر حرکت مربعی شکل در دستگاه Inertial.

۱-۶ شبیه سازی سیستم INS در دستگاه مختصات
 ECEF به کمک نرمافزار Simulink/Matlab

در این قسمت، شبیهسازی مربوط به الگوریتم ناوبری اینرسی در دستگاه مختصات اینرسی، ECEF دکارتی و NED در محیط سیمولینک مطلب ارائه میشود. جهت شبیهسازی، دو سناریوی حرکتی مختلف درنظر گرفته میشود. در سناریوی اول فرض شود شتاب خطی واقعی وسیله در راستای محور x در دستگاه بدنی به صورت شکل **۹** و شتاب خطی واقعی آن در راستای محور y و محور z برابر صفر باشد. همچنین فرض شود سرعت زاویه ی مربوط به زاویه waw یا r مطابق شکل **۱** و سرعتهای زاویه ای و p برابر صفر باشد. این شتابها و سرعتهای زاویه ی پس از انتقال به دستگاه مختصات ECEF شبیه سازی به کمک نرمافزار سیمولینک یک مسیر مربعی شکل به صورت شکل **۱۱** را ایجاد میکند.



شکل (۹): شتاب وسیله در راستای محور اول دستگاه بدنی.



٨۶

www.SID.ir

۶–۳– شبیهسازی سیستم INS در دستگاه مختصات Simulink/Matlab به کمک نرمافزار NED یک مانور حرکتی جهت شبیهسازی در دستگاه مختصات NED یک مانور حرکتی جهت شبیهسازی در دستگاه مختصات NED یک مانور حرکتی
۹ مشخصات زیر در نظر گرفته می شود:
۹ متاب در راستای محور اول دستگاه بدنی: برابر با ۲۰ m/s²
۹ متاب در راستای محور دوم دستگاه بدنی: برابر با ۹.۸۱ m/s²
۹ متاب گرانش راستای محور سوم: برابر با ۹.۸۱ m/s²
۹ می سرعت زاویهای وسیله حول محور اول دستگاه بدنی: و 9 م و 9
۹ مرعت زاویهای وسیله حول محور دوم دستگاه بدنی: Nep 10 مرعت و 10 محور دوم دستگاه بدنی: ۹ مرعت زاویهای وسیله حول محور دوم دستگاه بدنی: ۱۰ مرعت زاویهای وسیله حول محور دوم دستگاه بدنی: ۱۰ مرعت زاویهای وسیله حول محور دوم مطابق شکل ۱۲ است.
NED محوا محور سوم مطابق شکل ۲۰ است.
NED مطابق شکل ۱۴ خواهد بود.









۷- ارزیابی و بهبود عملکرد ناوبری اینرسی به کمک تلفیق با سامانههای ناوبری دیگر

در سامانههای ناوبری اینرسی، شتابسنجها نقش اندازه گیری شتابهای خطی و ژیروسکوپها وظیفه اندازه گیری سرعتهای زاویهای را بر عهده دارند. حسگرهای شتابسنج و ژیروسکوپ مانند هر نوع حسگر دیگر دارای انواع خطاهای اندازه گیری میباشند که این موضوع باعث میشود این خطاها در روابط ناوبری، وارد شده و محاسبات موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله با خطا همراه شده و دقت ناوبری کاهش یابد. متداولترین مدل کلی شتابهای خطی اندازه گیری شده توسط شتابسنجها مطابق معادله (۲۳) میباشد [۹].

 $\vec{f}^{b} = \vec{f}_{r} + \delta \vec{f}_{r} + S_{c} \vec{f}_{r} + N_{a} \vec{f}_{r} + \vec{\gamma} + \delta \vec{\gamma} + \vec{\varepsilon}_{a} \quad (\Upsilon\Upsilon)$ در رابطه (۲۳) پارامترهای آن به صورت زیر تعریف می شوند: بردار شتابهای اندازه گیری شده در دستگاه بدنی f^b : بردار بردار شتابهای واقعی : f_r بردار بایاس شتاب سنجها: δf_r ماتریس ضرائب مقیاس. S_c . ماتریس ناهم محوری شتاب سنجها . بردار شتاب گرانش زمین $\vec{\gamma}$ بردار تغییرات گرانش زمین: $\delta ec \gamma$ بردار نویز شتاب سنجها: $ec{arepsilon}_a$ همچنین یک مدل کلی جهت سرعتهای زاویهای اندازه گیری شده توسط ژیروسکوپها مطابق رابطه (۲۴) قابل بیان است. $\vec{\omega}_{ib}^{b} = \vec{\omega}_{r} + \delta \vec{\omega}_{r} + S_{\omega} \vec{\omega}_{r} + N_{\omega} \vec{\omega}_{r} + \vec{\varepsilon}_{\omega}$ (14) در رابطه (۲۴) پارامترهای آن به صورت زیر تعریف می شوند: بردار سرعتهای زاویهای اندازهگیری شده توسط : $ec{\omega}^b_{ib}$ ژيروسكوپها بردار سرعتهای زاویهای واقعی : $ec{\omega}_r$: بردار باياس ژيروسكوپها \deltaar{arphi}_r اتريس ضرائب مقياس: S_{ω} ا ماتریس ناهممحوری ژیروسکوپها : N_{ω} بردار نویز ژیروسکوپها: $\vec{\mathcal{E}}_{m}$

وجود خطاهای حسگرهای اینرسی باعث می شود که محاسبات ناوبری از دقت خارج شده و پارامترهای موقعیت، سرعت و وضعیت با خطا همراه شوند. جهت بهبود عملکرد سامانه ناوبری

اینرسی و کاهش تاثیرات این خطاها، معمولا سامانه ناوبری اینرسی با سایر سامانههای کمک ناوبری مانند GPS، ناوبری تصویری، سامانههای راداری، سونار و ... تلفیق میشوند. تلفیق سامانه ناوبری اینرسی با سامانه GPS متداولترین و پرکاربردترین روش تلفیق جهت بهبود عملکرد سامانه ناوبری اینرسی میباشد. تلفیق این دو سامانه به کمک الگوریتمهای پیشرفته ریاضی که مهمترین آنها فیلتر کالمن، فیلتر کالمن پیشرفته، فیلتر ذرهای و ... هستند؛ انجام میپذیرد که در این بخش به بررسی تلفیق سیستم ناوبری اینرسی و GPS با کمک فیلتر کالمن پرداخته میشود. جهت تلفیق سامانه ناوبری اینرسی با سامانه GPS و به کمک فیلتر کالمن دو روش متداول محکم^۲.

دیاگرام بلوکی این دو روش در شکلهای ۱۵ و ۱۶ آورده شدهاند. در روش کوپلاژ آزاد، از یک فیلتر کالمن معمولی جهت بهبود عملکرد سامانههای تلفیق شده استفاده می شود. به این صورت که با تلفیق دادههای تخمین از دو سیستم GPS و سامانه ناوبری اینرسی و براساس الگوریتم فیلتر کالمن، خطاهای تخمینی $(\delta \widetilde{f}, \delta \widetilde{w})$ تولید شده و از این تخمینهای خطا جهت تصحيح عملكرد نهايى سامانه ناوبرى اينرسى بهره گیری می شود. با وجود این که در این سامانه تلفیقی از سامانه ناوبری اینرسی با دقت متوسط و حتی پایین استفاده می شود، به خاطر بهره گیری نرمافزاری از فیلتر کالمن، از دقت قابل قبولی برخوردار است. در روش کوپلاژ محکم، یک فیلتر كالمن توسعه يافته به عنوان هسته مركزى سامانه تلفيقي عمل مىكند به اين صورت كه فيلتر كالمن توسعه يافته، علاوه بر خطاهای تخمینی شتابهای خطی $\delta \! f$ و خطاهای تخمینی سرعتهای زاویهای $\delta \hat{w}$ ، خطاهای تخمینی شبه فاصله $\Delta
ho$ و خطای زمانی $\Delta
ho$ نیز فراهم میآورد به این ترتیب در این روش، فیلتر کالمن توسعه یافته هم دادههای سامانه ناوبری اینرسی و هم دادههای GPS را اصلاح می کند. این روش از دقت بالایی برخوردار است اما پیچیدگی محاسبات در این روش به نسبت به روش قبل زیادتر است. به کارگیری این روشهای تلفیقی باعث شدہ است که دقت سامانههای ناوبری اینرسی

بهبود چشمگیری پیدا کند و این خصوصیت، باعث کاربرد روزافزون آن در حوزههای مختلف صنعت، کشاورزی، پزشکی و ... شده است.







شکل (۱۶): تلفیق سامانههای INS و GPS به روش tightly.

۷- نتیجهگیری

در این مقاله، ابتدا به معرفی سامانههای ناوبری اینرسی، انواع آنها و مشخصات هر کدام اشاره شد. سپس دستگاههای مختصات شامل اینرسی، زمینی دکارتی و NED به شیوهای شیوا و مناسب معرفی و مدلسازی ناوبری در هر دستگاه به طور کامل بررسی و الگوریتمهای حاکم بر هر سامانه و فلوچارتهای مربوطه ارائه شد. در ادامه مقاله، شبیهسازی چندین سناریوی حرکتی مختلف در این دستگاهها بررسی شد و مسیرهای حرکتی حاصل از شبیهسازیها استخراج و تشریح گردید. نتایج شبیهسازی نشان میدهد که الگوریتمهای ناوبری

¹⁻ Loosely

²⁻ Tightly

Systems In Civilian And Military Vehicle Navigation Using Matlab Software", International Journal of Control Theory and Computer Modeling, Vol. 5, No. 1, pp. 15-31, 2015.

- 8. Titterton, D. and Weston, J. "Strapdown inertial navigation technology", (2nd Edition), Institution of Engineering and Technology, United Kigdom, 2004.
- Shults, R. "Simulation of Inertial Navigation System Errors At Aerial Photography From AUV", The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, Volume XLII-1/W1, pp.345-351, 2017.

بیان شده در دستگاههای مختصات مختلف و فایل های شبیه سازی از دقت و عملکرد مناسبی بر خوردار می باشد. برای شبیه سازی هر نوع حرکت دیگری، کافی است داده های اندازه گیری شده توسط شتاب سنجها و ژیرو سکوپ ها به عنوان داده های ورودی به فایل شبیه سازی وارد شده و شبیه سازی حرکتی و سیله بر اساس الگوریتم های ناوبری در هر دستگاه انجام پذیرد. در پایان مقاله به ارزیابی عملکرد سامانه ناوبری اینرسی و یک مدل کلی از اندازه گیری شتاب های خطی و سرعتهای زاویه ای به کمک حسگرهای اینر سی پرداخته و جهت به بود عملکرد این سامانه ناوبری اینر سی، تلفیق آن با سامانه GPS به کمک فیلتر کالمن پیشنهاد شد.

۸- مراجع

- 1. Grigorie, T., Lungu, M., Raluca, I. and Obreja, R. "Concepts for Error Modelling of Miniature Accelerometers used in Inertial Navigation Systems", Annals of the University of Craiova. Electrical Engineering series, No. 34, pp. 212-219, 2010.
- 2. Dargan, S. and Tiwari, N. "GPS/INS Integration & Simulation with Time Synchronization Property", International Journal Modern Electronics and Communication Engineering, Vol. 3, No. 2, pp. 9-12, 2015.
- Zaghloul, M.S. "Accurate Positioning Using Integration of Inertial Navigation System based on GPS and Inertial Measurement Unit", International Journal of Academic Research in Computer Sciences and Electrical Engineering, Vol. 1, No. 1, pp. 31-37, 2014.
- Jwo, D.J., Shih, J.H., Hsu, C.S. and Yu, K.L. "Development Of A Strapdown Inertial Navigation System Simulation Platform", Journal of Marine Science and Technology, Vol. 22, No. 3, pp. 381-391, 2014.
- Zhang, W., Ghogho, M. and Yuan, B. "Mathematical Model and Matlab Simulation of Strapdown Inertial Navigation System", Hindawi Publishing Corporation, Modelling and Simulation in Engineering, Vol. 2012, Article ID 264537, pp. 1-25, 2012.
- Tadic, S. and Vukajlovic, M.B. "Experimental Verification of Inertial Navigation with MEMS for Forensic Investigation of Vehicle Collision", Journal of Radio Engineering, Vol. 25, No. 1, pp. 187-193, 2016.
- 7. Prasad, K., Kumudha, B. and Keerthana, P. "Mechanization And Error Analysis Of Aiding