

((یادداشت مهندسی))

ناوبری دقیق یک شناور دریایی به کمک تلفیق سامانه‌های INS و GPS و**بهره‌گیری از فیلتر کالمن توسعه‌یافته**سید وحید قاسم‌زاده^۱

گروه مهندسی برق

دانشگاه فسا

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۹/۲۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۱۲/۱۵)

چکیده

ناوبری اینرسی روشی برای تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت یک وسیله است. در این سامانه‌ها، سه شتاب‌سنج عمود برهم، و سه ژيروسکوپ عمود برهم، به ترتیب نقش اندازه‌گیری شتاب‌های خطی و سرعت‌های زاویه‌ای وسیله را بر عهده دارند؛ با استفاده از داده‌های خروجی شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها و روابط خاص ناوبری اینرسی، تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت انجام می‌پذیرد. علیرغم برخورداری این سامانه از مزایای فراوان، این روش معایبی نیز دارد که افزایش خطای سرعت و موقعیت و وضعیت وسیله با گذشت زمان، از مهمترین معایب آن است؛ این عیب، عمدتاً از خطاهای حسگرهای اینرسی حاصل می‌شود. در این مقاله سعی شده است ابتدا خطاهای حسگرهای اینرسی (شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها) با یک مدل مناسب بیان شوند. در ادامه مقاله، جهت تصحیح عملکرد سامانه ناوبری اینرسی و کاهش خطاهای حسگرهای اینرسی، از تلفیق این سامانه با سامانه GPS و به کمک فیلتر کالمن توسعه‌یافته بهره‌گیری می‌شود. در این راستا، معادلات و روابط لازم جهت تلفیق دو سامانه مذکور، به شیوه‌ای گویا و کامل، استخراج و بیان می‌شوند. در پایان مقاله، شبیه‌سازی تلفیق این دو سامانه، در قالب دو سناریوی حرکتی یک شناور دریایی آورده می‌شود. نتایج شبیه‌سازی، نشان می‌دهد که تلفیق داده‌های این دو سامانه، باعث بهبود قابل ملاحظه‌ای در عملکرد سامانه ناوبری اینرسی و تصحیح خطاهای آن شده است.

واژه‌های کلیدی: سامانه ناوبری اینرسی، شتاب‌سنج، ژيروسکوپ، سامانه موقعیت‌یاب جهانی، فیلتر کالمن توسعه‌یافته

Accurate Navigation of Marine Vessel, Using the Integration of Inertial Navigation System (INS) and Global Positioning System (GPS), Applying Extended Kalman Filter

S.V. Ghasemzadeh

Electrical Engineering

Fasa University

(Received: 11/December/2015 ; Accepted: 5/March/2016)

ABSTRACT

Inertial navigation is a method to determine the position, velocity and attitude of a vehicle. In these systems, three perpendicular accelerometers and three perpendicular gyroscopes are used to measure linear accelerations and angular velocities of vehicles, respectively. Using some special equations and the measured accelerations and angular velocities, the position, velocity and attitude of a vehicle can be determined. Although these systems have great advantages, some disadvantages such as the increase of error position, velocity and attitude of vehicle by the passage of time exist. These disadvantages are due to errors of inertial sensors. In this paper, firstly, a suitable error model of inertial sensors is proposed. In the following, to decrease these errors and to correct the operation of inertial navigation system; the INS is integrated with GPS. Integration of INS and GPS is done using extended Kalman filter. To this purpose, required equations and relations for integration of INS and GPS are extracted and proposed completely and illustratively. Finally, the simulation of integration of INS and GPS is presented for two different motion scenarios. The results of simulation show great improvements in characteristic of INS+GPS system in comparison to INS individually.

Keywords: Inertial Navigation, Accelerometers, Gyroscope, GPS, Extended Kalman Filter

فهرست علائم و اختصارات	
ماتریس کوواریانس	Q_c
تابع ضربه	$\delta(t)$
نویز پروسه گسسته زمانی	$u_{d,k}$
ماتریس گذر حالت	Φ_k
نویز پروسه	$u_{d,k}$
ماتریس کوواریانس نویز پروسه	$Q_{d,k}$
خطاهای GPS	$W_{d,k}$
تفاوت بین تخمین‌های موقعیت GPS و INS	δy_k
نویز اندازه‌گیری‌های ورودی ناوبری	u'_k
انحراف در بردار Z_k و معرف انحراف در سرعت و موقعیت و وضعیت وسیله	δz_k
مقدار بایاس تخمینی در خروجی شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها	$\delta \hat{a}_k$
ماتریس کوواریانس نویز اندازه‌گیری مربوط به GPS	$R_{d,k}$
تخمین‌های GPS	y_k
ماتریس گذر حالت	ϕ_k
ماتریس کوواریانس خطا	p_k
ماتریس کوواریانس نویز اندازه‌گیری	$Q_{d,k}$
بهره فیلتر کالمن	$k_{f,k}$
ماتریس خروجی اندازه‌گیری	H_k
شتاب اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج	$f_{measured}$
شتاب واقعی	f_{real}
ناهم محوری محور حساسیت	N
شتاب محور عمود بر محور اندازه‌گیری	$f_{vertical}$
حساسیت محور عمود بر محور اندازه‌گیری	k_c
بایاس شتاب‌سنج	B_a
نویز شتاب‌سنج	v_a
ضریب مقیاس	K
خطای ضریب مقیاس شتاب‌سنج	ΔK
سرعت زاویه‌ای اندازه‌گیری شده توسط ژيروسکوپ	$\omega_{measured}$
سرعت زاویه‌ای واقعی	ω_{real}
میزان حساسیت در شتاب a_r	S
بایاس ژيروسکوپ	B_g
نویز ژيروسکوپ	v_g
ضریب مقیاس	K'
خطای ضریب مقیاس شتاب‌سنج	$\Delta K'$
نرخ تغییرات (مشتق) بردار سرعت نسبت به دستگاه مختصات ECEF	$\left. \frac{d\vec{V}_e}{dt} \right _e$
ثابت گرانش نیوتن و برابر با	k
$6.673 \times 10^{-11} m^3 / kg \cdot s^2$	
جرم زمین و برابر با	M
$5.973 \times 10^{24} kg$	
موقعیت وسیله در دستگاه ECEF دکارتی بیان شده به صورت	\vec{R}^e
$\vec{R}^e = (x^e \ y^e \ z^e)^T$	
نیروی ویژه اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج‌ها در دستگاه بدنی	\vec{f}^b
ماتریس دوران از دستگاه بدنی به دستگاه ECEF	C_b^e
سرعت چرخش زمین نسبت به دستگاه اینرسی	${}^e\vec{\omega}_{ie}$
بیان شده در دستگاه در زمینی	
سرعت‌های زاویه‌ای اندازه‌گیری شده توسط ژيروسکوپ‌ها	p, q, r
نیروی ویژه ارجاع شده به دستگاه ECEF	\vec{f}^e
زاوای رول، پیچ و یاو	ψ, θ, ϕ
خطا تخمینی شتاب‌های خطی	$\delta \vec{f}$
خطا تخمینی سرعت‌های زاویه‌ای	$\delta \vec{\omega}$
ماتریس پادمقارن متشکل از سرعت‌های زاویه‌ای	Ω_{eb}^b
خطا موقعیت	δr^e
خطا سرعت	δV^e
خطا وضعیت	ε
ماتریس معرف نیروهای ویژه منتقل شده به دستگاه ECEF	S_f^e
نیروهای ویژه اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج‌ها ارجاع شده به دستگاه ECEF	f_x^e, f_y^e, f_z^e
خطا شتاب‌های اندازه‌گیری توسط شتاب‌سنج‌ها	δf^b
خطا در گرانش زمین	δg^e
خطای سرعت‌های زاویه‌ای اندازه‌گیری شده توسط ژيروسکوپ‌ها	$\delta \omega_{ib}^b$
بردار حالت	$\delta x(t)$
نویز شتاب‌سنج	$u_{gyro}(t)$
نویز ژيروسکوپ	$u_{acc}(t)$
واریانس نویز شتاب‌سنج‌ها	σ_{acc}^2
واریانس نویز ژيروسکوپ‌ها	σ_{gyro}^2

۱ - مقدمه

دکارتی و دیاگرام کلی ناوبری در این دستگاه مختصات و همچنین روابط حاکم بر آن، بررسی خواهد شد. موضوع تلفیق سامانه‌های INS و GPS در قسمت بعد مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این قسمت، ابتدا دیاگرام تلفیق این دو سامانه به روش آزاد یا Loosely معرفی و بیان می‌شود. جهت تلفیق دو سامانه INS و GPS به کمک فیلتر کالمن، لازم است که ابتدا یک مدل دینامیکی از سامانه ناوبری اینرسی یا INS معرفی شود که در این راستا، مدل دینامیکی خطا، استخراج و ارائه خواهد شد. گسسته‌سازی معادلات خطای ناوبری و معرفی فیلتر کالمن توسعه‌یافته در ادامه این بخش بررسی شده و روابط ریاضی لازم جهت تلفیق این دو سامانه، بیان خواهد شد. مدل‌سازی خطاهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ در ادامه مباحث بررسی خواهد شد. در قسمت بعد، شبیه‌سازی سامانه تلفیقی INS و GPS در محیط نرم‌افزاری سیمولینک آورده شده و در ادامه، با معرفی دو رفتار حرکتی وسیله، عملکرد و میزان کارایی سامانه تلفیقی مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت. نتایج شبیه‌سازی این رفتارهای حرکتی نشان می‌دهد که سامانه تلفیقی، باعث بهبود قابل ملاحظه‌ای در دقت و عملکرد سامانه INS شده است.

۲- ضرورت تلفیق سامانه‌های INS و GPS

ناوبری اینرسی روشی برای تعیین موقعیت و سرعت یک وسیله است که با اندازه‌گیری شتاب‌های آن و پردازش آن‌ها در یک پردازشگر و بر اساس روابط خاص ناوبری انجام می‌شود. اساس ناوبری اینرسی، محاسبه شتاب وسیله با استفاده از قانون دوم نیوتن است به این ترتیب که اگر به طریقی، شتاب وسیله اندازه‌گیری شود می‌توان با انتگرال‌گیری ریاضی، سرعت و مکان وسیله را که جزء پارامترهای ناوبری محسوب می‌شوند را در هر لحظه به دست آورد. علی‌رغم برخورداری سامانه ناوبری اینرسی از مزایای فراوان، به هر حال این روش معایبی نیز دارد که افزایش خطای سرعت و موقعیت با گذشت زمان یکی از مهم‌ترین آن‌هاست. این عیب عمدتاً ناشی از خطاهای حسگرهای اینرسی می‌باشد. گران‌قیمت بودن تجهیزات و وابسته‌بودن دقت اطلاعات ناوبری به تغییرات حرکتی وسیله، از آن جمله‌اند. به هر حال، امروزه حسگرهای اینرسی (شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها) بر اساس دقت عملکرد و قیمت آن در انواع مختلفی ساخته می‌شوند که عبارتند از: ۱- حسگرهای تجاری، ۲- حسگرهای نظامی و ۳- حسگرهای

تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت وسایل متحرکی همچون انواع هواپیماها، شناورها، موشک‌ها، ربات‌ها و ... موضوع علم ناوبری اینرسی می‌باشد. پایه این علم، قوانین نیوتن و روابط ریاضی حاکم بر دستگاه‌های مختصات مختلف نسبت به یکدیگر است. در سامانه‌های ناوبری اینرسی معمولی، سه شتاب‌سنج عمود بر یکدیگر، شتاب‌های خطی، و سه ژيروسکوپ عمود بر هم، سرعت‌های زاویه‌ای وسیله را در دستگاه مختصات بدنی متصل به وسیله متحرک، اندازه‌گیری می‌کنند. سپس داده‌های خروجی این حسگرها که در دستگاه بدنی اندازه‌گیری شده‌اند، توسط الگوریتم‌هایی خاص، به یکی از دستگاه‌های مختصات مرجع مانند اینرسی، زمینی دکارتی یا زاویه‌ای، جغرافیایی محلی و ... ارجاع داده شده و موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله محاسبه می‌شود. روش ناوبری اینرسی علی‌رغم برخورداری از مزایایی مانند مستقل و غیرقابل جمینگ‌بودن، نرخ بهنگام‌سازی بالای داده‌ها، دارای معایبی نظیر خطای حسگرهای اینرسی و خطای محاسباتی می‌باشد که باعث می‌شوند با گذشت زمان، خطای موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله افزایش یابد. جهت بهبود عملکرد سامانه ناوبری اینرسی و در جهت کاهش این خطاها، معمولاً یک سامانه کمک ناوبری به سامانه ناوبری اینرسی اضافه می‌شود. در این راستا لازم است در ابتدا یک مدل مناسب از خطاهای حسگرهای اینرسی معرفی شود این موضوع در مرجع [۱] مورد بررسی و تحقیق قرار گرفته است. در مرجع [۲] به موضوع تلفیق سامانه ناوبری اینرسی و سامانه کمک ناوبری GPS اشاره شده و روابط لازم جهت تلفیق این دو سامانه استخراج و مورد تحلیل واقع شده است. سامانه تلفیقی در مقاله اخیر به صورت سخت‌افزاری و به کمک FPGA پیاده‌سازی شده است. موضوع تلفیق این دو سامانه در مراجع [۳-۴] نیز مورد بررسی قرار گرفته است. در برخی کاربردهای ناوبری اینرسی، جهت افزایش دقت و عملکرد سامانه، چندین روش کمک ناوبری به کار گرفته شده و با سامانه ناوبری اینرسی تلفیق می‌شوند. به عنوان نمونه می‌توان به موضوع تلفیق داده‌های سامانه ناوبری اینرسی و GPS و حسگرهایی همچون مغناطیس‌سنج و فشارسنج و ... در مراجع [۵-۷] اشاره نمود. در این مقاله، در ابتدا به ضرورت تلفیق سامانه ناوبری اینرسی (INS) و سامانه موقعیت‌یاب جهانی (GPS) پرداخته می‌شود. در قسمت بعد، موضوع ناوبری در دستگاه مختصات ECEF

کشتی‌ها) به حسگرهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ بسیار دقیق نیاز است که باعث افزایش قیمت و پرهزینه‌بودن این نمونه از سامانه‌های INS می‌شود.

بسیار دقیق با کاربرد ناوبری در هواپیماها و کشتی‌ها. در جدول ۱ انواع حسگرهای اینرسی بر اساس دقت و پارامترهای مهم یک حسگر آورده شده‌اند. براساس جدول ۱ مشاهده می‌شود که در کاربردهای بسیار دقیق (ناوبری هواپیما و

جدول (۱): طبقه‌بندی انواع حسگرهای اینرسی [۸].

ناوبری (هواپیما، کشتی)		نظامی		تجاری		طبقه‌بندی حسگر
ژيروسکوپ	شتاب‌سنج	ژيروسکوپ	شتاب‌سنج	ژيروسکوپ	شتاب‌سنج	نوع حسگر
۰,۰۰۵-۰,۰۱ deg/h	۵-۱۰ (μg)	۱-۱۰ deg/h	۲۰۰-۵۰۰ (μg)	۳۶۰ deg/h	۲۴۰۰ (μg)	بایاس
۵-۵۰ ppm	۱۰-۲۰ ppm	۲۰۰-۵۰۰ ppm	۴۰۰-۱۰۰۰ ppm	۱-۳%	۱-۳%	حساسیت
۰,۰۰۲-۰,۰۰۵ deg/hr/ $\sqrt{\text{hz}}$	۵-۱۰ deg/hr/ $\sqrt{\text{hz}}$	۰,۲-۰,۵ deg/hr/ $\sqrt{\text{hz}}$	۲۰۰-۴۰۰ deg/hr/ $\sqrt{\text{hz}}$	۲۰-۴۰ deg/hr/ $\sqrt{\text{hz}}$	۲۰۰-۴۰۰ deg/hr/ $\sqrt{\text{hz}}$	نویز
≈ 2 (km/h)		$\approx 20-40$ (km/h)		≈ 3 (km/min)		خطای موقعیت‌یابی

از ماهواره‌های GPS، سرعت و موقعیت وسیله را در اختیار کاربر قرار می‌دهد. ناوبری به وسیله GPS نسبت به ناوبری اینرسی دارای خطاهای کم‌تری در بلندمدت می‌باشد اما اگر به دلیلی (مثلاً وجود یک مانع) گیرنده GPS روبه‌روی ماهواره‌ها قرار نگیرند GPS دارای خطای زیاد خواهد بود. همچنین، اختلال در سیگنال‌های GPS یا جمینگ در این نوع سامانه ناوبری نسبت به ناوبری اینرسی بسیار زیاد است؛ در نتیجه در جنگ الکترونیک استفاده از GPS به‌تنهایی مفید نیست. با توجه به مطالب ذکر شده مشاهده می‌شود که هرکدام از دو روش INS و GPS، دارای معایب و مزایایی است که در جدول ۲ نقاط ضعف و قوت آن‌ها آورده شده است.

۲-۱- سامانه ناوبری به کمک GPS

GPS یک سامانه موقعیت‌یاب جهانی است که با بهره‌گیری از آن می‌توان سرعت، مسیر، فاصله پیموده شده، فاصله تا مقصد، زمان طلوع و غروب خورشید و حرکت هر متحرک در روز و شب را محاسبه کرد. این سامانه متشکل از یک ناوگان ماهواره‌ای است که از شبکه‌ای با ۲۴ ماهواره ساخته شده است و در مدارهای خاص اطراف زمین در حال گردش می‌باشند. GPS در هر شرایط آب و هوایی و در هر نقطه از جهان، در ۲۴ ساعت شبانه‌روز قابل دسترسی است و ضمناً هیچ حق اشتراک یا هزینه‌ای برای استفاده از آن وجود ندارد. یک گیرنده GPS متصل به بدنه وسیله متحرک با دریافت سیگنال

جدول (۲): مقایسه سامانه‌های INS و GPS از لحاظ نقاط قوت و ضعف.

نقاط ضعف	نقاط قوت	نوع سامانه ناوبری
نامحدود شدن خطاها با گذشت زمان نیاز به اطلاعات گران‌ساز زمین	نرخ بهنگام‌سازی بالا توانایی محاسبه اطلاعات وضعیت و چرخش وسیله جامع و مستقل بودن این سامانه و غیرقابل جمینگ	سامانه INS
نرخ بهنگام‌سازی پایین عدم توانایی محاسبه اطلاعات وضعیت و چرخش وسیله حساس به اختلال و جمینگ	پایین بودن هزینه محدود بودن خطاها	سامانه GPS

مختصات ECEF محاسبه شود. روابط ناوبری در دستگاه زمینی ECEF مطابق معادله (۱) است [۱۰].

$$\left. \frac{d\vec{V}_e}{dt} \right|_e = \vec{f}^e + \vec{g}^e - \vec{\omega}_{ie} \times (\vec{\omega}_{ie} \times \vec{R}_e) - 2 \vec{\omega}_{ie} \times \vec{V}_e \quad (1)$$

در رابطه (۱)، عبارت $2\vec{\omega}_{ie} \times \vec{V}_e$ معرف شتاب کوریولیس و عبارت $\vec{\omega}_{ie} \times (\vec{\omega}_{ie} \times \vec{R}_e)$ معرف شتاب مرکزگرا می‌باشند که هر دو این شتاب‌ها به خاطر چرخش زمین ایجاد می‌شوند.

شتاب کوریولیس، نیروی کوریولیس ایجاد می‌کند و این نیرو به اجسام نزدیک زمین وارد شده و باعث انحراف مسیر حرکت آن‌ها می‌شود. شتاب مرکزگرا نیز باعث انحراف بردار گرانش زمین به سمت استوا می‌شود. پارامتر \vec{g}^e در رابطه (۱) با استفاده از قانون جهانی گرانش با فرض مدل کره‌ای بودن زمین از رابطه $\vec{g}^e = \frac{kM}{|\vec{R}^e|^3} \vec{R}^e$ قابل محاسبه است.

در رابطه (۱)، \vec{f}^e نیروهای ویژه انتقال داده شده به دستگاه ECEF است که از طریق معادله (۲) قابل بیان است.

$$\vec{f}^e = C_b^e \vec{f}^b \quad (2)$$

در معادله (۲)، \vec{f}^b نیرو ویژه‌ای است که توسط شتاب‌سنج‌ها و در دستگاه بدنی اندازه‌گیری می‌شود. ماتریس C_b^e ، ماتریس دوران از دستگاه بدنی به دستگاه ECEF است که از طریق معادله دینامیکی در رابطه (۳) قابل محاسبه است.

$$\dot{C}_b^e = C_b^e \Omega_{eb}^b, \quad \Omega_{eb}^b = \begin{bmatrix} 0 & -\tilde{r} & \tilde{q} \\ \tilde{r} & 0 & -\tilde{p} \\ -\tilde{q} & \tilde{p} & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

پارامترهای \tilde{r} ، \tilde{q} ، \tilde{p} در رابطه (۳) از طریق معادله (۴) به خروجی ژيروسکوپ‌ها (p, q, r) ارتباط پیدا می‌کند.

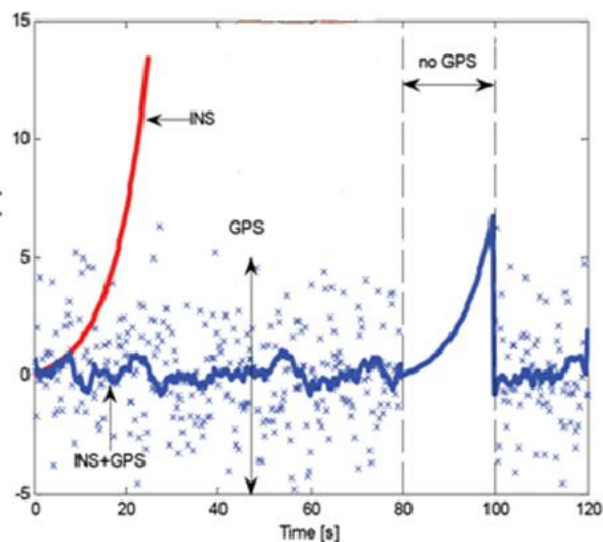
$$\begin{pmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} - (C_b^e)^T \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{ie} \end{pmatrix} \quad (4)$$

مقدار ω_{ie} در این رابطه، سرعت چرخش زمین بوده و برابر با $\omega_{ie} = 7.292 \times 10^{-5} \frac{rad}{s}$ می‌باشد.

۳-۱- دیاگرام کلی ناوبری در دستگاه مختصات ECEF

دیاگرام کلی ناوبری در دستگاه ECEF به صورت شکل ۲ است. مطابق این دیاگرام، ابتدا سرعت‌های زاویه‌ای p, q, r

در بسیاری از کاربردها می‌توان با تلفیق این دو روش، از محاسن و نقاط قوت هر دو روش INS و GPS به‌طور همزمان بهره جست. و به ناوبری دقیق‌تری دست یافت. تلفیق ناوبری INS و GPS، مستلزم استفاده از ریاضیات خاصی است. یکی از این روش‌ها به کارگیری فیلتری به نام فیلتر کالمن است که با استفاده از آن پارامترهای بهینه موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله با حداقل خطا، تخمین زده می‌شود. در شکل ۱، یک مقایسه‌ای بین سامانه INS و سامانه GPS و سامانه INS/GPS براساس خطای موقعیت انجام شده است. در این شکل، خطا موقعیت برحسب متر و در مدت زمان ۱۲۰s برای سه سامانه رسم شده است. نمودار قرمز، خطا موقعیت سامانه INS و نمودار با نقاط ضربدر، خطا موقعیت سامانه GPS و نمودار آبی رنگ، خطا موقعیت سامانه INS+GPS را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که بعد از گذشت چندین ثانیه، خطا سامانه INS به شدت واگرا می‌شود. خطا سامانه GPS نیز در بازه غیر واگرای $\pm 5m$ است. اما خطا سامانه تلفیقی INS+GPS بسیار کم شده و حتی هرچند به مدت ۲۰s (در محدوده 80s-100s) اطلاعات GPS در دسترس نیست با این حال خطا ناوبری تلفیقی واگرا نمی‌شود و این مزیت عمده سامانه تلفیقی INS/GPS را نشان می‌دهد.



شکل (۱): مقایسه عملکرد سامانه‌های INS و GPS و سامانه تلفیقی [۹].

۳-۲- ناوبری در دستگاه مختصات دکارتی ECEF

در ناوبری، خیلی اوقات لازم است موقعیت و سرعت وسیله نسبت به یک دستگاه چرخان متصل به زمین (مثلا دستگاه

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{c_{21}}{c_{11}}\right), \theta = -\sin^{-1}(c_{31}), \phi = \tan^{-1}\left(\frac{c_{32}}{c_{33}}\right) \quad (۵)$$

در مواقعی که ناوبری در کوتاه‌مدت، مدنظر باشد (مثلا کم‌تر از ۱۰ دقیقه)، می‌توان از اثرات چرخش زمین در روابط ناوبری (۱) صرف‌نظر کرد. در نتیجه، شتاب کوریولیس در رابطه ناوبری اخیر قابل حذف شده و روابط ناوبری به‌صورت رابطه (۶) خواهد بود.

$$\left.\frac{d\vec{V}_e}{dt}\right|_e = C_b^e \vec{f}^b + \vec{g}^e - {}^e\vec{\omega}_{ie} \times ({}^e\vec{\omega}_{ie} \times \vec{R}_e) \quad (۶)$$

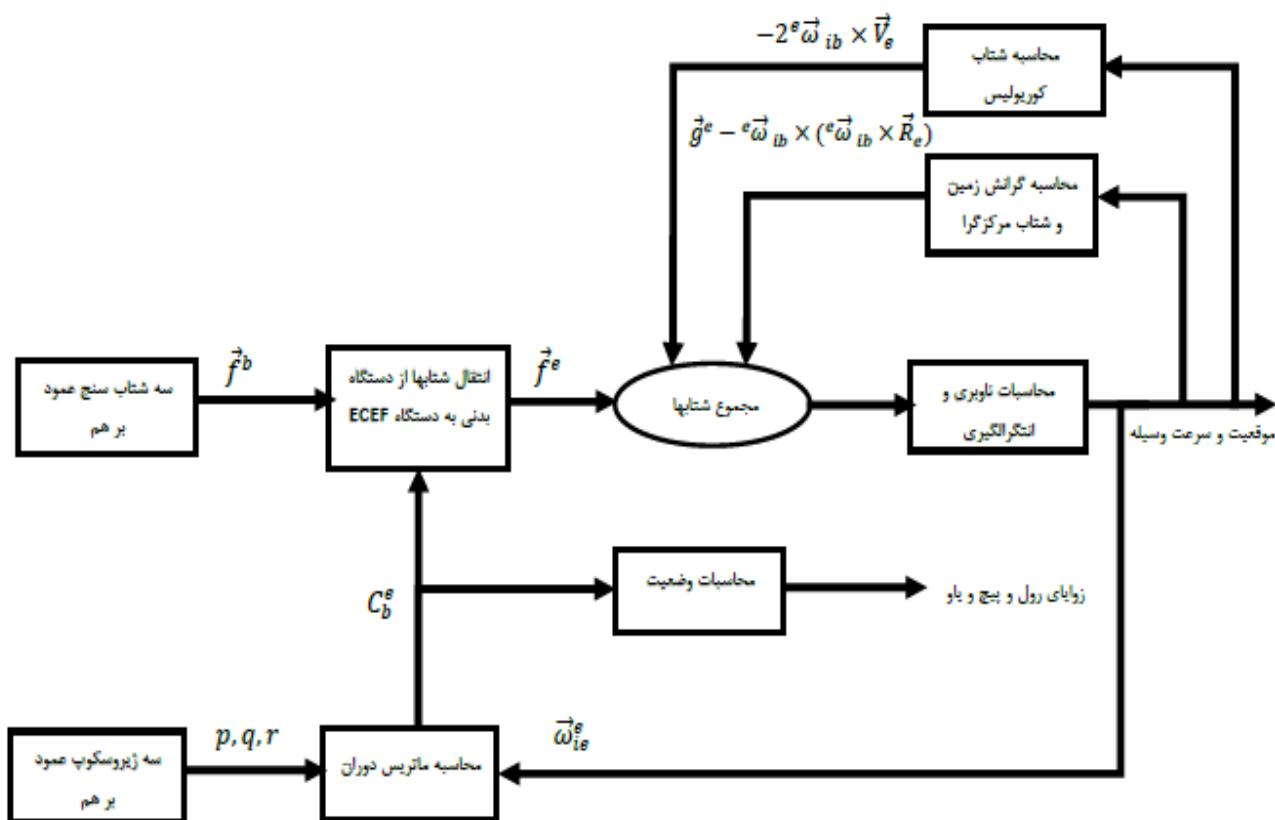
$$\dot{C}_b^e = C_b^e \Omega_{eb}^b, \Omega_{eb}^b = \begin{bmatrix} 0 & -\tilde{r} & \tilde{q} \\ \tilde{r} & 0 & -\tilde{p} \\ -\tilde{q} & \tilde{p} & 0 \end{bmatrix}, \begin{pmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}$$

در این‌صورت، مقادیر \tilde{p} , \tilde{q} , \tilde{r} در رابطه (۶) برابر با همان مقادیر خروجی ژيروسکوپ‌ها (p, q, r) می‌باشد. همچنین در مواردی که حسگرهای اینرسی، از دقت چندانی برخوردار نباشند می‌توان از رابطه (۶) بهره گرفت.

توسط ژيروسکوپ‌ها در هر لحظه اندازه‌گیری می‌شوند. سپس ماتریس دوران C_b^e با استفاده از خروجی ژيروسکوپ‌ها و به‌کمک معادلات (۳) و (۴) محاسبه می‌شود. از حاصل‌ضرب خروجی شتاب‌سنج‌ها (\vec{f}^b) در ماتریس دوران C_b^e ، شتاب‌ها از دستگاه بدنی به‌دستگاه ECEF انتقال داده می‌شود ($\vec{f}^e = C_b^e * \vec{f}^b$). مطابق با دیاگرام بیان‌شده در شکل ۲ و

رابطه (۱)، شتاب کلی $\left.\frac{d\vec{V}_e}{dt}\right|_e$ وسیله در دستگاه ECEF

به‌دست می‌آید. با یک‌بار انتگرال‌گیری از این شتاب و سرعت اولیه، سرعت وسیله در هر لحظه در دستگاه ECEF محاسبه می‌شود. با انتگرال‌گیری از سرعت به‌دست‌آمده و داشتن موقعیت اولیه، موقعیت وسیله در هر لحظه در این دستگاه قابل محاسبه خواهد بود. وضعیت وسیله شامل زوایای چرخش (ϕ)، زاویه سمت (ψ) و زاویه فراز و فرود (θ) از طریق ماتریس C_b^e و روابط (۵) به‌دست می‌آید [۱۰].



شکل (۲): دیاگرام ناوبری در دستگاه زمینی ECEF.

$$\begin{bmatrix} \delta V^e \\ \delta \dot{V}^e \\ \dot{\varepsilon} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta \dot{r}^e \\ -S_f^e \varepsilon + C_b^e \delta \dot{f}^b + \delta g^e - 2\Omega_{ie}^e \delta V^e \\ C_b^e \delta w_{ib}^b - \Omega_{ie}^e \varepsilon \end{bmatrix} \quad (7)$$

در رابطه (۷)، δV^e ، $\delta \dot{r}^e$ و ε به ترتیب معرف خطای سرعت، خطای موقعیت و خطای وضعیت وسیله می‌باشند. سایر پارامترها نیز به صورت زیر تعریف می‌شوند.

S_f^e : ماتریس معرف نیروهای ویژه که به دستگاه ECEF منتقل شده‌اند و از رابطه

$$S_f^e = \begin{bmatrix} 0 & -f_z^e & f_y^e \\ f_z^e & 0 & -f_x^e \\ -f_y^e & f_x^e & 0 \end{bmatrix}$$

به دست می‌آید. پارامترهای f_x^e ، f_y^e ، f_z^e معرف نیروهای ویژه منتقل شده به دستگاه ECEF هستند.

در سامانه INS فرض می‌شود که حسگرهای اینرسی منابع نویز در سامانه ناوبری اینرسی هستند. معمولاً خطاهای اندازه‌گیری حسگرها به صورت یک نویز سفید گوسی در نظر گرفته می‌شود. جهت تلفیق دو سامانه GPS و INS بایستی از مدل فضای حالت سامانه INS استفاده نمود؛ در این صورت بردار حالت $\delta \dot{x}(t)$ و بردار نویز اندازه‌گیری $u_c(t)$ به صورت رابطه زیر تعریف می‌شوند:

$$\delta \dot{x}(t) = \begin{bmatrix} \delta r^{eT} & \delta v^{eT} & \varepsilon^T & \delta \dot{f}^{bT} & \delta w_{ib}^{eT} \end{bmatrix}^T$$

$$u_c(t) = \begin{bmatrix} u_{acc}^T(t) & u_{gyro}^T(t) \end{bmatrix}^T \quad (8)$$

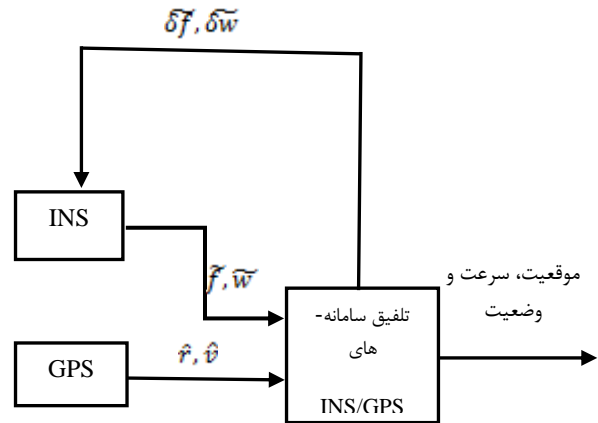
در رابطه (۸)، $u_{gyro}^T(t)$ و $u_{acc}^T(t)$ معرف نویز شتاب‌سنج و نویز ژيروسکوپ هستند و علامت T ، بیانگر ترانزپوز ماتریس می‌باشد. مدل خطای ناوبری در قالب فضای حالت به صورت رابطه (۹) قابل بیان است [۱۰].

$$\delta \dot{x}(t) = F(t) \delta x(t) + G(t) u_c(t)$$

$$F(t) = \begin{pmatrix} 0_3 & I_3 & 0_3 & 0_3 \\ 0_3 & -2\Omega_{ie}^e & -S_f^e & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 & -\Omega_{ie}^e & C_b^e \\ 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 \end{pmatrix}, \quad G(t) = \begin{pmatrix} 0_3 & 0_3 \\ C_b^e & 0_3 \\ 0_3 & C_b^e \\ 0_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 \end{pmatrix} \quad (9)$$

۴- تلفیق سامانه‌های INS و GPS به روش کوپلاژ آزاد

جهت عملکرد بهتر سامانه‌های ناوبری اینرسی، معمولاً این سامانه‌ها با سامانه GPS تلفیق می‌شوند. در تلفیق این سامانه‌ها، از الگوریتم فیلتر کالمن بهره‌گیری می‌شود. دیاگرام تلفیق این دو سامانه به روش کوپلاژ آزاد یا Loosely در شکل ۳ آمده است.



شکل (۳): تلفیق سامانه INS و GPS به کمک فیلتر کالمن به روش Loosely

در این روش، با استفاده از تلفیق داده‌های دو سامانه GPS و INS و براساس الگوریتم فیلتر کالمن، خطاهای تخمینی $(\delta \dot{f}, \delta \dot{w})$ جهت تصحیح خطاهای سامانه INS تولید می‌شود. در این روش با وجود این که در سامانه تلفیقی از سامانه INS با دقت متوسط و حتی پایین استفاده می‌شود، اما به خاطر بهره‌گیری از فیلتر کالمن، سامانه تلفیقی از دقت قابل قبولی برخوردار می‌باشد؛ ضمن این که محاسبات و روابط مربوط به کوپلینگ این دو سامانه به روش Loosely چندان پیچیده نیست؛ هرچند از طریق کالیبراسیون مناسب حسگرهای اینرسی، می‌توان بر خطاهایی نظیر بایاس ثابت و خطای فاکتور مقیاس حسگرها فارغ شد، اما این مقادیر و برخی دیگر از خطاهای حسگرها ممکن است با گذشت زمان و تغییر دما، تغییر کنند؛ به خاطر تغییر این خطاها و همچنین به این دلیل که در تلفیق سامانه‌های GPS و INS به تقاضای تخمین‌های موقعیت این دو سامانه نیاز است، لذا داشتن یک مدل خطای ناوبری، لازم است. معادلات خطای ناوبری در دستگاه زمینی ECEF به صورت معادله (۷) است [۱۱].

ماتریس H_k نیز به صورت رابطه (۱۵) تعریف می شود.

$$H_k = \begin{cases} [I_3, O_{3 \times 12}] & , K = n\ell, n = 1, 2, 3, \dots \\ 0_{3 \times 15} & otherwise \end{cases} \quad (15)$$

در این رابطه، ℓ نسبت فرکانس نمونه‌های بین GPS و INS است. روابط ناوبری اخیر، روابطی غیرخطی هستند و عملکرد فیلتر کالمن بر پایه روابط خطی، استوار است. راه حل این مشکل، خطی سازی سامانه INS به کمک فیلتر کالمن توسعه یافته می باشد. در استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته دو بردار Z_k و a_k به صورت رابطه (۱۶) تعریف می شود:

$$\begin{aligned} Z_k &= \begin{bmatrix} r_k^{e^T} & V_f^{e^T} & Q_k^{e^T} \end{bmatrix} \\ a_k &= \begin{bmatrix} f_k^{b^T} & w_{ib,k}^{b^T} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (16)$$

در این رابطه، بردار Z_k بردار خروجی سامانه ناوبری شامل موقعیت، سرعت، و وضعیت و بردار a_k ورودی‌های سامانه ناوبری شامل شتاب‌های خطی و سرعت‌های زاویه‌ای هستند. روابط غیرخطی ناوبری به صورت رابطه (۱۷) قابل بیان است.

$$z_{k+1} = f(z_k, a_k) + u'_k \quad (17)$$

در رابطه (۱۷)، u'_k نویز اندازه‌گیری ورودی ناوبری است. خطی سازی معادلات ناوبری فوق در اطراف مسیر نامی (نقطه کار) انجام می شوند که نشان دهنده یک مدل خطی برای انحراف از مسیر واقعی می باشد. فیلتر کالمن استاندارد تنها به معادلات خطی قابل اعمال است بنابراین جایگزینی مسیر نامی با مسیر تخمینی INS (خطی سازی معادلات ناوبری) منجر به فیلتر کالمن توسعه یافته می شود. الگوریتم نهایی تلفیق سامانه INS و GPS بر اساس فیلتر کالمن توسعه یافته به صورت روابط (۱۸) و (۱۹) می باشد.

الف) اگر داده‌های GPS در دسترس نباشند:

$$(k \neq 100, 200, 300, \dots)$$

$$\begin{aligned} a_k^- &= \tilde{a}_k + \delta \hat{a}_k^- \\ \hat{z}_{k+1}^- &= f(\hat{z}_k^-, \hat{a}_k^-) \\ \delta \hat{a}_{k+1}^- &= [\Phi_k]_{10:15, 10:15} \delta \hat{a}_k^- \\ p_{k+1}^- &= \Phi_k p_k^- \Phi_k^T + Q_{d,k} \end{aligned} \quad (18)$$

در معادله (۹)، I_3 و O_3 به ترتیب معرف ماتریس‌های صفر و یک از مرتبه ۳ می باشند. در این معادلات، ماتریس‌های $G(t)$ و $F(t)$ با زمان تغییر می کنند.

با فرض این که، σ_{acc}^2 و σ_{gyro}^2 واریانس نویز شتاب‌سنج‌ها وژیروسکوپ‌ها باشند آن گاه ماتریس کوواریانس Q_c که بیانگر نویز اندازه‌گیری گوسی $u_c(t)$ است به صورت رابطه (۱۰) تعریف می شود.

$$Q_c(t-\tau) = \begin{bmatrix} \sigma_{acc}^2 I_3 & 0_3 \\ 0_3 & \sigma_{acc}^2 I_3 \end{bmatrix} \delta(t-\tau) \quad (10)$$

در رابطه (۱۰)، $\delta(t)$ تابع ضربه می باشد.

جهت پیاده‌سازی عملی تلفیق INS/GPS، لازم است ابتدا معادلات خطای ناوبری به حالت گسسته تبدیل شوند. در صورتی که نرخ نمونه برداری، بزرگ در نظر گرفته شود یا پریود زمانی T_s کوچک باشد، آن گاه معادلات خطای ناوبری در حالت گسسته به صورت رابطه (۱۱) خواهد بود.

$$\delta x_{k+1} = \Phi_k \delta x_k + u_{d,k} \quad (11)$$

در رابطه (۱۱)، δx_{k+1} نمونه $K+1$ ام بردار خطای حالت، Φ_k ماتریس گذر حالت و $u_{d,k}$ نویز پروسه گسسته زمانی است. ماتریس Φ_k به صورت تقریبی از رابطه (۱۲) قابل محاسبه است.

$$\phi_k = I_{15} + F(kT) T_s \quad (12)$$

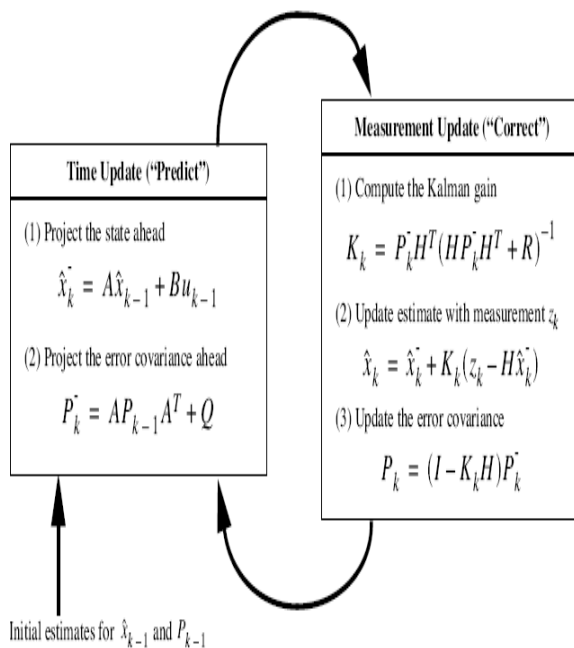
که در آن، T_s پریود نمونه برداری، I_{15} ماتریس واحد با مرتبه ۱۵ و ماتریس $F(kT)$ ، گسسته شده ماتریس $F(t)$ است. ماتریس $Q_{d,k}$ ، ماتریس کوواریانس نویز پروسه‌ی $u_{d,k}$ است که از رابطه (۱۳) به دست می آید:

$$Q_{d,k} = \text{diag}(0_3, \sigma_{acc}^2 I_3, \sigma_{gyro}^2 I_3, 0_6) \quad (13)$$

در رابطه (۱۳)، $\text{diag}()$ معرف بلوک ماتریس قطری است. جهت کامل شدن مدل فضا حالت برای تلفیق کامل سیستم INS و GPS لازم است معادلات اندازه‌گیری سیستم نیز در دسترس باشد این معادلات در رابطه (۱۴) آمده است.

$$\delta y_k = H_k \delta x_k + W_{d,k} \quad (14)$$

در معادله (۱۴)، δy_k تفاوت بین تخمین‌های موقعیت GPS و INS $W_{d,k}$ خطاهای GPS است.



شکل (۴): روابط به‌روزرسانی زمانی و اندازه‌گیری در فیلتر کالمن.

مطابق شکل ۴، مراحل به‌روزرسانی زمانی و اندازه‌گیری هرکدام به‌ترتیب شامل ۲ و ۳ بخش می‌باشند که به‌صورت تکراری و پشت سر هم انجام می‌شوند. در مرحله پیش‌بینی، معادلات حالت سامانه و ماتریس کوواریانس خطا به‌کمک پارامترهای به‌دست‌آمده در مراحل به‌روزرسانی اندازه‌گیری، به‌نگام و پیش‌بینی می‌شوند. در مرحله به‌نگام‌سازی اندازه‌گیری نیز در سه بخش مختلف شامل محاسبه بهره کالمن، تخمین پارامترهای حالت X_k براساس مقادیر خروجی و اندازه‌گیری Z_k انجام می‌شود. در سامانه تلفیقی INS و GPS معرفی‌شده در بخش قبل از روابط بیان‌شده در شکل ۴، بهره‌گیری شده است.

۵- مدل‌سازی خطاهای حسگرهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ

جهت شبیه‌سازی سامانه‌های تلفیقی ناوبری اینرسی و GPS لازم است که ابتدا یک مدل مناسب از خطاهای حسگرهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ ارائه شود. مهم‌ترین خطاهایی که در این مدل‌سازی‌ها لحاظ شده‌اند عبارتند از: بایاس (bias)، حساسیت (scale factor)، نویز (noise)، حساسیت محورهای متقاطع (cross-axis-sensitivity) و ناهم محوری

(ب) اگر داده‌های GPS در دسترس باشند: برای مقادیر k که $(k = 100, 200, 300, \dots)$

$$K_{f,k} = P_k^{-1} H_k^T (H_k P_k^{-1} H_k^T + R_k)^{-1}$$

$$\begin{bmatrix} \delta \tilde{z}_k \\ \delta \hat{a}_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0_{9 \times 1} \\ \delta \hat{a}_k^- \end{bmatrix} + K_{f,k} (y_k - H_k \begin{bmatrix} \hat{z}_k^- \\ 0_{6 \times 1} \end{bmatrix})$$

$$\hat{z}_k = \hat{z}_k^- + \delta \tilde{z}_k$$

$$\hat{a}_k = \hat{a}_k^- + \delta \hat{a}_k \tag{19}$$

$$p_k = p_k^- - k_{f,k} H_k p_k^-$$

$$\hat{z}_{k+1}^- = f(\hat{z}_k, \hat{a}_k)$$

$$\delta \hat{a}_{k+1}^- = [\Phi_k]_{10:15, 10:15} \delta \hat{a}_k$$

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k \Phi_k^T + Q_{d,k}$$

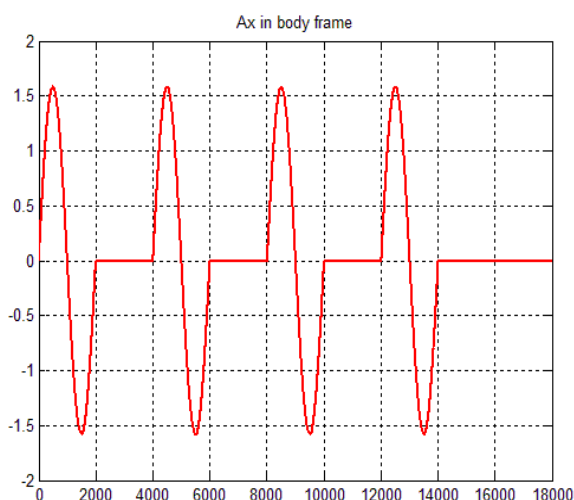
علامت (\wedge) معرف مقدار تخمینی و علامت $(-)$ معرف مقدار پیش‌بینی است.

۴-۱- معرفی فیلتر کالمن توسعه‌یافته و روابط آن

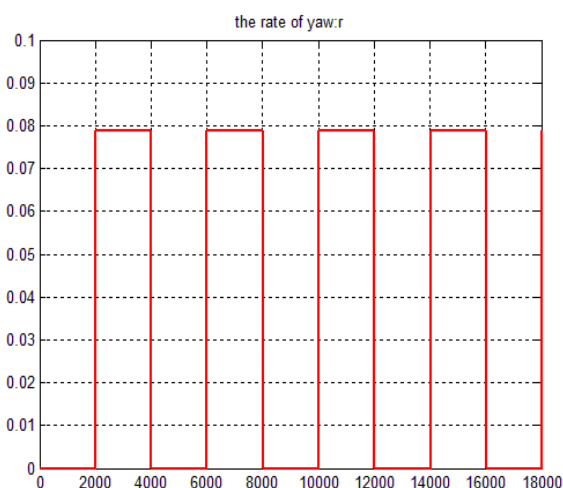
در بخش قبل، جهت تلفیق سامانه‌های INS و GPS از فیلتر کالمن توسعه‌یافته بهره‌گیری شد. در این قسمت به معرفی فیلتر کالمن و مزایای آن و همچنین روابط به‌روزرسانی زمانی و به‌روزرسانی اندازه‌گیری اشاره خواهد شد.

فیلتر کالمن در اواخر دهه ۱۹۵۰ میلادی انقلاب بزرگی را در نظریه فیلترسازی به‌وجود آورد. در این فیلتر از مدل فضا حالت استفاده شده و تخمین به‌صورت بازگشتی انجام می‌شود. توانایی به‌دست آوردن تخمین در هرگام به‌صورت بازگشتی، باعث به‌کارگیری این فیلتر در بسیاری از رشته‌های علوم و مهندسی در کاربردهایی نظیر ردیابی، حذف و کاهش نویز و ... شده است. فیلتر کالمن ساده در سامانه‌های خطی قابل اعمال است اما در سامانه‌های غیرخطی نمی‌توان از آن به‌طور مستقیم استفاده نمود. در این‌گونه موارد از فیلتر کالمن توسعه‌یافته بهره‌گیری می‌شود. در این روش، معمولاً به‌کمک بسط تیلور، مدل‌های غیرخطی با مدل‌های خطی تقریب زده می‌شود. در این‌صورت فیلتر کالمن، قابل اعمال بر روی سامانه خطی به‌دست آمده خواهد بود.

این روش شامل دو مرحله به‌نگام‌سازی زمانی (پیش‌بینی) و به‌نگام‌سازی اندازه‌گیری (اصلاح) می‌باشد که در شکل ۴ قابل نمایش می‌باشد.



شکل (۵): شتاب Ax در دستگاه بدنی.



شکل (۶): سرعت زاویه‌ای r.

سیگنال‌های شتاب و سرعت زاویه‌ای که توسط شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها توسط سامانه INS اندازه‌گیری می‌شود با خطا همراه می‌باشد، لذا مسیر ایجاد شده توسط سامانه INS یک مسیر مربعی‌شکل واقعی نخواهد بود و با خطا، توأم است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در شکل ۷ آورده شده و مسیرهای حرکت مربوط به INS، GPS، INS+GPS و مسیر واقعی نشان داده شده است. در این شکل، نمودار آبی‌رنگ، مربوط به مسیر واقعی حرکت وسیله است. نمودار سبزرنگ، مسیر حرکت وسیله با استفاده از سامانه INS و نمودار نقطه‌های سیاه، مسیر حرکت وسیله با سامانه GPS را نشان می‌دهد. مسیر حرکت وسیله که با استفاده از فیلتر

(misalignment). مدل ریاضی خطاهای مربوط به شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها در روابط (۱۹) و (۲۰) آورده شده است [۱۲-۱۳].

$$f_{measured} = (f_{real} + Nf_{real} + k_c f_{vertical} + B_a + v_a) \left(1 + \frac{\Delta K}{K}\right) \quad (19)$$

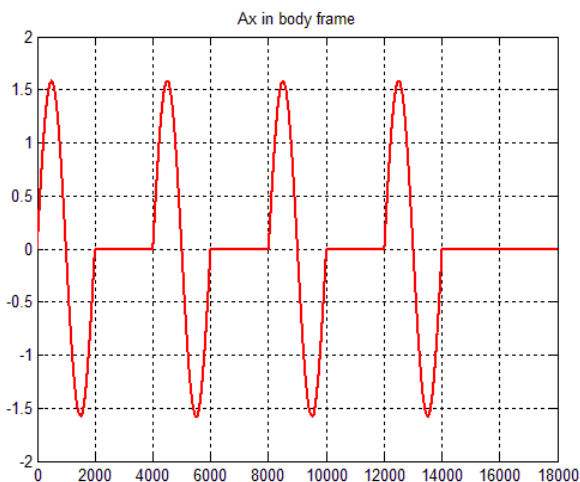
$$\omega_{measured} = (\omega_{real} + Sa_r + B_g + v_g) \left(1 + \frac{\Delta K'}{K'}\right) \quad (20)$$

در رابطه (۱۹)، $f_{measured}$ شتاب اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج، f_{real} شتاب واقعی، N ناهم‌محوری محور حساسیت، $f_{vertical}$ شتاب محور عمود بر محور اندازه‌گیری، k_c حساسیت محور عمود بر محور اندازه‌گیری، B_a بایاس شتاب‌سنج، v_a نویز شتاب‌سنج، K ضریب مقیاس و ΔK خطای ضریب مقیاس شتاب‌سنج هستند. در رابطه (۲۰)، $\omega_{measured}$ سرعت زاویه‌ای اندازه‌گیری شده توسط ژيروسکوپ، ω_{real} سرعت زاویه‌ای واقعی، S میزان حساسیت در شتاب a_r ، B_g بایاس ژيروسکوپ، v_g نویز ژيروسکوپ، K' ضریب مقیاس و $\Delta K'$ خطای ضریب مقیاس شتاب‌سنج هستند.

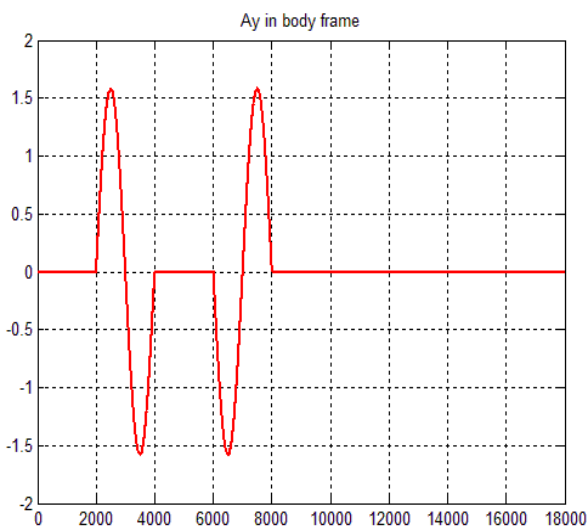
۶- شبیه‌سازی حرکت شناور دریایی با استفاده از سامانه‌های تلفیقی INS و GPS

در این قسمت، برای شبیه‌سازی حرکت شناور دو رفتار حرکتی مختلف ارائه شده و عملکرد هرکدام از سامانه‌های GPS و INS به تنهایی و به صورت تلفیقی GPS/INS مطالعه می‌شود. جهت شبیه‌سازی این رفتارهای حرکتی و عملکرد سامانه‌های مذکور، از نرم‌افزار Simulink/Matlab استفاده شده است. در رفتار حرکتی اول فرض شده است که شتاب خطی وسیله در راستای محور x در دستگاه بدنی به صورت شکل ۵ باشد و شتاب خطی وسیله در راستای محور y و z در نظر گرفته شود. ضمناً سرعت زاویه‌ای مربوط به yaw یا r مطابق شکل ۶ است و همچنین سرعت‌های زاویه‌ای p و q برابر صفر هستند؛ این شتاب‌ها و سرعت‌های زاویه‌ای پس از انتقال به دستگاه مختصات ECEF، یک مسیر مربعی‌شکل را ایجاد می‌کنند.

در رفتار حرکتی دیگر شناور، فرض شده است که شتاب‌های واقعی شناور در راستای محورهای اول و دوم دستگاه بدنی به صورت شکل‌های ۹ و ۱۰ باشد. ضمناً سرعت‌های زاویه‌ای وسیله نیز صفر باشند ($p = 0, q = 0, r = 0$).



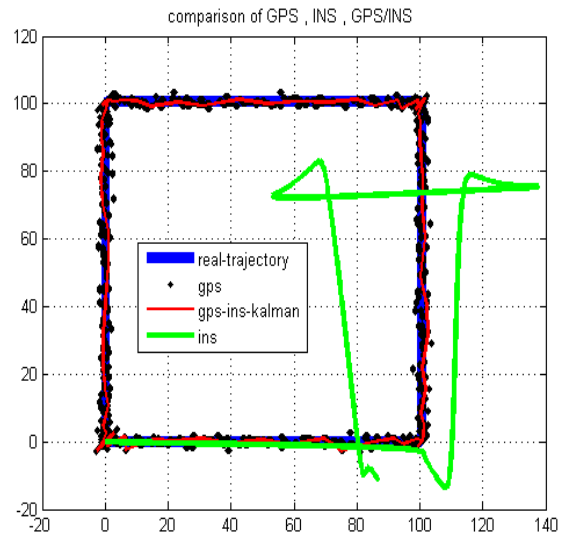
شکل (۹): شتاب Ax در دستگاه بدنی.



شکل (۱۰): شتاب Ay در دستگاه بدنی.

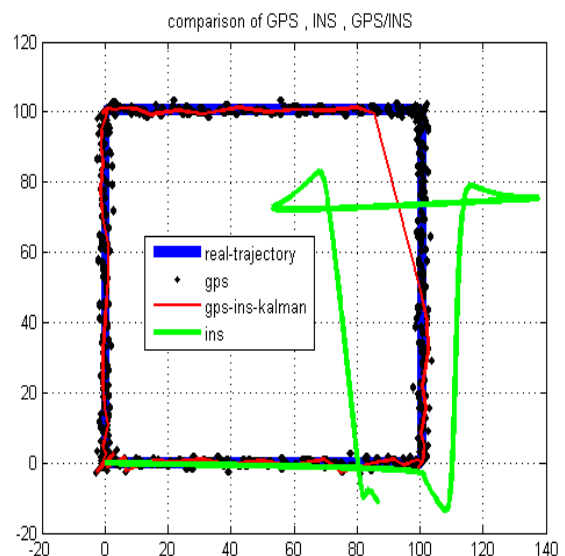
در شکل ۱۱ بین سامانه‌های مختلف INS و GPS و همچنین تلفیق سامانه‌های INS/GPS، مقایسه‌ای انجام شده است. با توجه به شکل مشاهده می‌شود که مسیر به دست آمده از سامانه تلفیقی بسیار به مسیر واقعی وسیله نزدیک است.

کالمن در سامانه تلفیقی INS/GPS به دست آمده است با رنگ قرمز نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که سامانه تلفیقی بسیار به مسیر واقعی حرکت وسیله نزدیک است.



شکل (۷): مقایسه رفتار سامانه‌ها با یکدیگر بدون قطع GPS.

در شکل ۸ فرض شده است که در سامانه تلفیقی INS+GPS سامانه GPS به مدت ۱۵ ثانیه قطع شده است، مشاهده می‌شود که در این حالت نیز سامانه تلفیقی از دقت نسبی خوبی برخوردار است.



شکل (۸): مقایسه رفتار سامانه‌ها با یکدیگر با وجود قطع

GPS

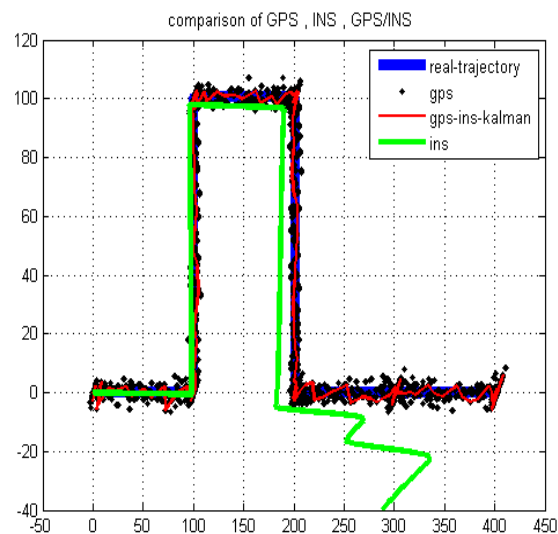
محاسباتی می‌باشد. تلفیق سامانه ناوبری اینرسی با سامانه‌های کمک ناوبری دیگر مانند GPS باعث بهبود قابل ملاحظه در عملکرد این سامانه‌ها می‌شود. در این مقاله، تلفیق دو سامانه مذکور توسط الگوریتمی به نام فیلتر کالمن انجام پذیرفته است. نتایج شبیه‌سازی در دو سناریوی مختلف حرکتی برای شناور دریایی نشان می‌دهد که سامانه تلفیقی GPS و INS نسبت به سامانه INS به تنهایی، دارای دقت، و عملکرد بسیار بالاتری می‌باشد. در سامانه تلفیقی، حتی با قطع GPS به مدت ۲۰ ثانیه، سامانه INS به عملکرد خود به وجه قابل قبولی، ادامه می‌دهد و بعد از وصل مجدد GPS، مسیرهای از پیش تعیین شده، با دقت مناسب دنبال می‌شوند.

۸- تقدیر و تشکر

این پروژه با حمایت مالی و معنوی صنایع دریایی ایران (گروه صنایع شهید صفایی شیراز) انجام پذیرفته و لازم است از کلیه اعضای بخش‌های مهندسی برق و ناوبری، که در این راستا، همکاری نموده‌اند تشکر و قدردانی به عمل آید.

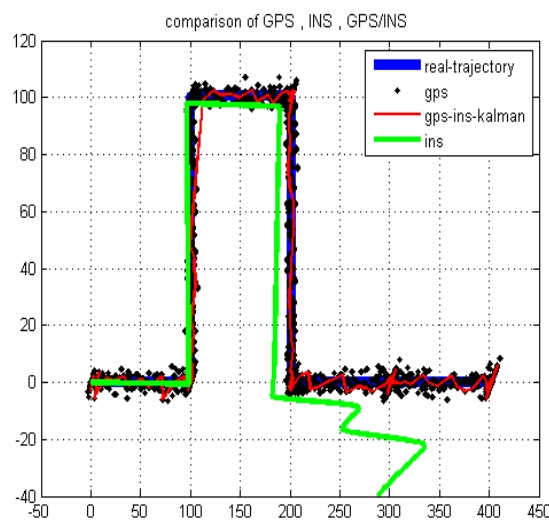
۹- مراجع

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. Farid Abdelfatah, W., Georgy, J., Iqbal, U. and Noureldin, A. "FPGA-Based Real-Time Embedded System for RISS/GPS Integrated Navigation" Sensors, Vol 12, No. 2, pp.115-147, 2012
3. Duc-Tan, T., Fortier, P., and Huynh, H. "Design, Simulation, and Performance Analysis of an INS/GPS System using Parallel Kalman Filters Structure". REV Journal on Electronics and Communications, Vol. 1, No. 2, pp. 88-96, 2011.
4. Falco, G., Einicke, G., Malos, T., and Dovis, F. "Performance Analysis of Constrained Loosely Coupled GPS/INS Integration Solutions", Sensors, Vol. 12, No.11, pp. 15983-16007, 2012.
5. Sokolovic, V., Dikic, G., and Stancic, R. "Integration of INS, GPS, Magnetometer and Barometer for Improving Accuracy Navigation of the Vehicle". Defence Science Journal, Vol. 63, No. 5, pp. 451-455, 2013.
6. El-Diasty, M. "An Accurate Heading Solution using MEMS-Based Gyroscope and Magnetometer Integrated System(Preliminary



شکل (۱۱): مقایسه رفتار سامانه‌ها با یکدیگر در یک مسیر پالسی شکل بدون قطع GPS.

در شکل ۱۲ فرض شده است در سامانه تلفیقی، سامانه GPS در محدوده ۲۰ s تا ۳۵ s به مدت ۱۵ s قطع شده است، نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد با وجود قطع GPS، سامانه تلفیقی هنوز از یک دقت نسبی برخوردار است.



شکل (۱۲): مقایسه رفتار سامانه‌ها با یکدیگر در یک مسیر پالسی شکل با وجود قطع GPS.

۷- نتیجه‌گیری

سامانه‌های ناوبری اینرسی که از مهم‌ترین سامانه‌ها جهت تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت وسایل متحرک می‌باشد دارای خطاهایی از جمله خطای حسگرهای اینرسی و خطای

10. Titterton, D. and Weston, J. "Strapdown Inertial Navigation Technology", (2nd Edition), Institution of Engineering and Technology, United Kingdom, 2004.
11. Huijts, M. "Low-Cost GPS Aided Inertial Navigation System for Vehicular Applications", M.sc Dissertation, KTH Royal Institute Of Technology in Stockholm, 2005.
12. Grigorie, T., Julia, N., Cepisca, C., Racuciu, C. and Raducanu, D. "Evaluation Method of the Sensors Errors in an Inertial Navigation", *Wseas Transactions on Circuits and Systems*. Vol. 7, No. 12, pp. 977-987, 2008.
13. Ghasemzadeh, S.V. "Modelling and Simulating of Inertial Navigation Systems in Inertial, ECEF and NED Coordinate Systems", *Aero. Mech. J.* Vol. 14, No. 4, pp. 75-89, 2018 (In Persian).
- Results)" *ISPRS Annals of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. II-2, , Toronto, 2014.
7. Pham Van, T., Nguyen Van, T., and Nguyen, D. "15-State Extended Kalman Filter Design for INS/GPS Navigation System", *Journal of Automation and Control Engineering*, Vol. 3, No. 2, pp. 109-114, 2015.
8. Abdel-Hamid, W. "Accuracy Enhancement of Integrated MEMS-IMU/GPS Systems for Land Vehicular Navigation Applications", Phd Dissertation, University of Calgary, Faculty of Geomatics Engineering, 2005.
9. Bijker, J. "Development of an attitude Reference System For An Airship", M.sc Dissertation, University of Stellenbosch, Faculty Electrical and Electronic Engineering, 2006.