

تلفیق سیستم ناوبری اینرسی میکروالکترومکانیکی با روش سینماتیک آنی GPS برای کاربردهای دقیق

جمال عسگری^{۱*}، علیرضا امیری سیمکویی^۲ و فرزانه زنگنه‌نژاد^۳

۱، ۲ - گروه ژئودزی، گروه مهندسی نقشه‌برداری، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه اصفهان

*اصفهان، خیابان هزارجریب، دانشگاه اصفهان

asgari@eng.ui.ac.ir

امروزه، از سیستم ناوبری اینرسی (INS) و سیستم تعیین موقعیت جهانی (GPS)، در کاربردهای مختلف ناوبری و تعیین موقعیت استفاده می‌شود. هر کدام از دو سیستم نامبرده مزایا و معایبی دارند؛ تلفیق GPS/INS، در طول دو دهه اخیر، برای غلبه بر معایب هر یک از دو سیستم (مشکل لزوم وجود دید آسمانی بین آنتن گیرنده و ماهواره در GPS و مشکل افزایش سریع خطا با زمان در INS) توسعه داده شده است. در سیستم‌های تلفیق از مشاهدات دقیق GPS، به منظور برآورد و تصحیح خطاهای INS، توسط فیلتر کالمن استفاده می‌شود. در یک سیستم تلفیق با دقت بالا انتظار می‌رود همه مجهولات فیلتر کالمن (شامل بردار خطای INS، موقعیت، سرعت و پارامترهای دلخواه دیگر) به طور دقیق برآورد شوند. در این مقاله، نتایج یک آزمایش میدانی ارائه شده است. هدف از این آزمایش، مقایسه مختصات حاصل از یک INS نسبتاً ارزان قیمت و مختصات حاصل از GPS RTK و نیز تلفیق GPS/INS به روش غیرمتمرکز، بوده است. پردازش انجام شده، توانایی INS غیرمکانیکی را که از فناوری میکروالکترومکانیکی بهره می‌برد در زمان‌های کوتاه نشان می‌دهد. هر چند برای دقت‌های بالاتر و همین‌طور مطالعات مرتبط با میدان ثقل باید از سیستم‌های اینرسی مکانیکی (دارای واحدهای اینرسی سنتی مکانیکی با دقت بالا) استفاده کرد.

واژه‌های کلیدی: GPS، INS، تلفیق GPS/INS، ناوبری، RTK

علائم و اختصارات

\bar{g}^{-n}	بردار گرانی که در چارچوب ناوبری (n) مختصات‌دهی شده است.	x^n	بردار موقعیت
g^n	بردار شتاب گرانش که در چارچوب ناوبری (n) مختصات‌دهی شده است.	$v^n = (v_N \ v_E \ v_D)^T$	بردار سرعت
α, χ, η	به ترتیب زوایای رل، یاو و پیچ	a^b	بردار شتاب در چارچوب جسم (b)
$R_i(\theta)$	ماتریس دوران حول محور i ام به اندازه θ	ω_{ib}^b	بردار سرعت زاویه‌ای چارچوب جسم نسبت به چارچوب اینرسی در چارچوب جسم
h_k, λ_k, ϕ_k	به ترتیب عرض ژئودتیک، طول ژئودتیک و ارتفاع از بیضوی مرجع نقطه در اپک k	Ω_{ib}^b	ماتریس پادمتقارن نمایشگر سرعت زاویه‌ای چارچوب جسم نسبت به چارچوب اینرسی در چارچوب جسم
M و N	به ترتیب شعاع مقطع قائم اولیه و شعاع مقطع نصف‌النهاری	C_a^b	ماتریس نشان‌دهنده وضعیت چارچوب a نسبت به چارچوب b
e و a	به ترتیب نیم‌قطر اطول بیضوی مرجع و خروج از مرکزیت بیضوی مرجع		
y_k	بردار مشاهدات با بعد m		

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. استادیار

۳. کارشناس ارشد ژئودزی

۳. حسگرهای اینرسی تجاری: این دسته از حسگرها با دقت پایین و قیمت ارزان برای مقاصد تجاری و کم دقت استفاده می‌شوند.

سیستم INS که در این تحقیق از آن استفاده شد از نوع INS میکروالکترومکانیکی (MEMS^۷) است. این INS جزء دسته سوم حسگرهای اینرسی است.

به‌طور کلی دو نوع مکانیزم برای یک سیستم INS وجود دارد، منظور از مکانیزم، نوع و طرز قرارگیری حسگرهای اینرسی نسبت به یکدیگر، نسبت به وسیله نقلیه یا نسبت به چارچوب‌های وسیله (جسم)^۸، ناوبری^۹ و اینرسی^{۱۰} است. برای آشنایی با چارچوب‌های جسم، ناوبری، اینرسی و چارچوب زمینی^{۱۱} به شکل (۱) رجوع شود. دو نوع مکانیزم INS عبارت‌اند از [۱۰]:

۱. مکانیزم Strapdown INS: در این مکانیزم، حسگرهای اینرسی به وسیله نقلیه وصل شده‌اند و قابلیت حرکت ندارند. بنابراین در این روش مشاهدات INS شامل اندازه‌گیری شتاب در چارچوب جسم و سرعت زاویه‌ای چارچوب جسم نسبت به چارچوب اینرسی در چارچوب جسم هستند، که به ترتیب با ω_{ib}^b و a^b نشان داده می‌شوند (جزئیات بیشتر در بخش بعدی).

۲. مکانیزم Stabilized INS: در این مکانیزم سکوی^{۱۲} سیستم INS همواره در راستای چارچوب ناوبری قرار می‌گیرد. این کار به روش مکانیکی و فیزیکی انجام می‌شود. به بیان دیگر چارچوب جسم در این مکانیزم، همواره همان چارچوب ناوبری است. بنابراین در این روش مشاهدات INS شامل اندازه‌گیری شتاب در چارچوب ناوبری و سرعت زاویه‌ای چارچوب ناوبری نسبت به چارچوب اینرسی در چارچوب ناوبری هستند، که به ترتیب با ω_{in}^n و a^n نمایش داده می‌شوند (جزئیات بیشتر در مرجع [۱۰]).

عملکرد سیستم INS بر پایه قوانین فیزیکی استوار است بنابراین می‌توان گفت، سیستم INS یک سیستم غیرفعال^{۱۳} بوده و برخلاف GPS، حتی در مواقع جنگ الکترونیک، عملکرد کاملاً مستقل دارد. هر کدام از دو سیستم GPS و INS، مزایا و معایبی دارند؛ به عنوان نمونه، مشاهدات GPS، مشاهداتی با دقت بالا و نرخ پایین هستند؛ یکی دیگر از محدودیت‌های سیستم GPS، لزوم

x_k	برداری مجهولات با بعد n
H_k	ماتریس طرح با ابعاد $m \times n$
R_k	ماتریس واریانس-کواریانس مشاهدات با ابعاد $m \times m$
D و E	به ترتیب عملگرهای امید ریاضی و پراکنش نشانگر پیش‌بینی
(-)	نشانگر به‌روزرسانی
(+)	ماتریس حالت
Φ	برداری نوین مدل دینامیک
G_k, w_k	ماتریس واریانس-کواریانس نوین سیستم
Q	ماتریس واریانس-کواریانس
P	ماتریس بهره فیلترکالمن
K_k	سرعت دوران زمین
ω_e	به ترتیب خطای دوران (توجه) در سه امتداد شمال، شرق و پایین
ψ_D, ψ_E, ψ_N	خطای مؤلفه‌های موقعیت
$\delta\lambda$ و $\delta\phi$	خطای مؤلفه‌های سرعت
$\delta\dot{\lambda}$ و $\delta\dot{\phi}$	برداری خطای حسگر ژيروسکوپ در سه راستای شمال، شرق و پایین
$\delta\omega_G = (\delta\omega_{GN}, \delta\omega_{GE}, \delta\omega_{GD})^T$	به ترتیب خطای حسگر شتابسنج در راستای شمال و شرق
δa_{AE} و δa_{AN}	

مقدمه

موقعیت و پارامترهای وضعیت وسیله نقلیه، در مسائل ناوبری، هدایت و کنترل آن مهم هستند. چنین اطلاعاتی به‌طور سنتی از INS^۴ و امروزه از GPS^۵ حاصل می‌شود. یک سیستم INS، شامل مجموعه‌ای از شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌هاست که به ترتیب شتاب در چارچوب اینرسی و سرعت زاویه‌ای را نسبت به چارچوب اینرسی در سه راستا برای تعیین موقعیت سه بعدی اندازه‌گیری می‌کنند. به حسگرهای نامبرده که در یک دستگاه INS به‌کار می‌رود (شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها)، IMU^۶ گفته می‌شود. حسگرهای اینرسی از نظر کاربرد، قیمت، اندازه و دقت به سه دسته تقسیم می‌شوند:

۱. حسگرهای اینرسی دقیق: این دسته شامل ژيروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌های دقیق با ابعاد بزرگ بوده که برای مقاصد نظامی مورد استفاده قرار می‌گیرد.
۲. حسگرهای اینرسی ناوبری: از این حسگرهای با دقت و قیمت متوسط برای مقاصد ناوبری استفاده می‌شود.

7. Micro-electro mechanical (MEMS)

8. Body Frame (b)

9. Navigation Frame (n)

10. Inertial Frame (i)

11. Terrestrial Frame (e)

12. Platform

13. Passive

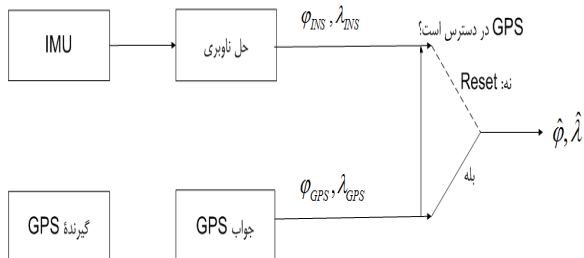
4. Inertial Navigation System

5. Global Positioning System

6. Inertial Measurement Units

بهبود کیفیت تعیین موقعیت توسط یک پردازشگر مرکزی (فیلترکالمن) با یکدیگر تلفیق خواهند شد (شکل ۲). در حالی که در روش تلفیق متمرکز، مشاهدات خام GPS (شامل شبه فاصله کد و فاز) و مشاهدات خام INS (سرعت زاویه‌ای و شتاب) به‌طور همزمان وارد پردازشگر مرکزی خواهند شد. به بیان دیگر در این روش تلفیق، برخلاف روش تلفیق غیرمتمرکز، از مشاهدات تفاضلی مرتبه دوم GPS، به‌منظور به‌روزرسانی مختصات حاصل از سیستم INS استفاده می‌شود. بنابراین مهم‌ترین تفاوت دو روش تلفیق مزبور، در نحوه پردازش داده‌هاست. در روش اول از مختصات و در روش دوم از مشاهدات، به‌منظور به‌روزرسانی مختصات استفاده می‌شود. هر چند در هر دو روش تلفیق نامبرده، خطای INS و مجهولات ناوبری (شامل موقعیت، سرعت و وضعیت) و سایر مجهولات دلخواه دیگر می‌توانند برآورد شوند. در یک سیستم تلفیق با دقت بالا انتظار می‌رود همه مجهولات فیلترکالمن (شامل بردار خطای INS، موقعیت، سرعت و پارامترهای دلخواه دیگر) به‌طور دقیق برآورد شوند [۱۰].

در این مقاله از روش تلفیق غیرمتمرکز استفاده و نیز نتایج آن ارائه شده است. شکل (۲) روند کلی تلفیق GPS/INS به روش غیرمتمرکز را نشان می‌دهد. برای آشنایی با جزئیات، خواننده علاقه‌مند می‌تواند به مرجع [۱۰] مراجعه کند.

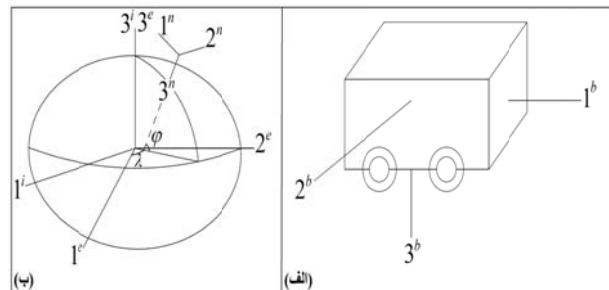


شکل ۲- فلوجارت تلفیق GPS/INS به روش پردازش غیر متمرکز

مدل ریاضی Strapdown INS

همان‌طور که گفته شد، در مکانیزم Strapdown INS، حسگر INS بر وسیله مورد ناوبری وصل می‌شود. چارچوب حسگر IMU در این مکانیزم، چارچوب وسیله (جسم) است. بنابراین مشاهدات INS در این مکانیزم، شامل اندازه‌گیری شتاب در چارچوب جسم و سرعت زاویه‌ای چارچوب جسم نسبت به چارچوب اینرسی در چارچوب جسم هستند، که به ترتیب با بردارهای a^b و ω_{ib}^b نشان داده می‌شوند. مدل ریاضی که در این مکانیزم، مشاهدات و مجهولات (موقعیت x^n ، سرعت v^n و وضعیت وسیله C_b^n) را به هم مرتبط می‌کند، بدین صورت است [۱۴-۹ و ۶]:

وجود خط دید^{۱۴} بین آنتن گیرنده و ماهواره است. برخلاف مشاهدات GPS، مشاهدات INS، دارای نرخ بسیار بالاتر و دقت پایین‌تری است. مشکل اصلی مشاهدات INS، رشد سریع خطاهای آن با زمان است. بنابراین به‌منظور رفع نقایص هر یک از آن‌ها، از تلفیق GPS و INS استفاده می‌کنیم. در سیستم‌های تلفیق از مشاهدات دقیق GPS، به منظور برآورد و تصحیح خطاهای INS، توسط فیلترکالمن استفاده می‌شود. تلفیق GPS/INS، در زمینه‌های مختلف از جمله فتوگرامتری هوایی، گرانی‌سنجی هوابرد، ناوبری، هدایت و کنترل وسیله نقلیه کاربرد دارد [۵-۱]. تلفیق GPS/INS، حل ناوبری کامل (شامل موقعیت، سرعت و وضعیت) با اعتمادپذیری بالاتر و نیز حساسیت پایین‌تر به تداخل و پارازیت را ممکن می‌سازد [۶ و ۵]. از تلفیق GPS/INS، اغلب به‌منظور تعیین مسیر وسیله نقلیه با دقت بالاتر، کشف لغزش فاز و بهبود حل ابهام فاز استفاده می‌شود [۹-۷ و ۳]. عملکرد سیستم تلفیق GPS/INS، به کیفیت مشاهدات GPS، فناوری و دقت سیستم اینرسی، همواربودن مسیر و مانورهای وسیله متحرک بستگی دارد. تلفیق GPS/INS در طول دو دهه گذشته در بسیاری از مقالات توسط محققان ارائه شده است و جنبه‌های مختلف آن، شامل کاربرد تلفیق GPS/INS در تعیین موقعیت دقیق، کشف ابهام فاز و کمک به بهبود حل ابهام فاز، تأثیر روش تلفیق (نوع فیلتر کالمن به کار برده) بر بهبود نتایج و موارد دیگر بررسی شده‌اند [۹-۱].



شکل ۱- الف) چارچوب وسیله (جسم)؛ ب) چارچوب‌های اینرسی، زمینی و ناوبری

به‌طور کلی تلفیق GPS/INS، با استفاده از فیلترکالمن و به روش زیر صورت می‌گیرد [۱۰]:

۱- روش تلفیق غیرمتمرکز^{۱۵}

۲- روش تلفیق متمرکز^{۱۶}

در روش تلفیق غیرمتمرکز، دو مجموعه مختصات حاصل از GPS و INS، که از پردازش‌های جداگانه حاصل شده‌اند، به‌منظور

14. Line-of-sight

15. Decentralized Integration

16. Centralized Integration

حل عددی معادلات دیفرانسیلی ناوبری

معادله دوم از معادلات ناوبری (۱) را می‌توان به شکل زیر بیان کرد.

$$\frac{d}{dt} v^n = C_b^n a^b + f(x^n, v^n, \Omega_{in}^n, \dot{\Omega}_{in}^n, g^n) \quad (4)$$

از دو طرف رابطه (۴) در طول بازه زمانی Δt انتگرال می‌گیریم، از آن‌جا که جمله دوم رابطه (۴) کوچک‌تر و با تغییرات کمتری نسبت به جمله اول این رابطه است، بنابراین پس از انتگرال‌گیری از رابطه (۴)، می‌توان برای جمله دوم از تقریب مرتبه اول (تقریب مستطیلی) استفاده کرد. بنابراین خواهیم داشت:

$$\Delta v^n = \int_{\Delta t} C_b^n (t') a^b (t') dt' + f(x^n, v^n, \Omega_{in}^n, \dot{\Omega}_{in}^n, g^n) \Delta t \quad (5)$$

برای انتگرال‌گیری عددی جمله اول رابطه (۵)، می‌توان از تقریبات مراتب بالاتر استفاده کرد که در آن a^b بردار شتاب حس شده توسط سیستم اینرسی است. ماتریس C_b^n را نیز می‌توان با استفاده از حل عددی معادله سوم از معادلات ناوبری (۱) به دست آورد. ولیکن در این تحقیق، با استفاده از خروجی‌های INS مورد استفاده، می‌توان ماتریس C_b^n را محاسبه کرد. این خروجی‌ها، شامل زوایای وضعیت وسیله نسبت به چارچوب ناوبری (زل: η ، پیچ: χ و یاو: α) هستند. بنابراین ماتریس ارتباط دو چارچوب جسم و ناوبری، از حاصل ضرب سه ماتریس دوران زیر حاصل می‌شود (رابطه ۶).

$$C_b^n = R_3(-\alpha) R_2(-\chi) R_1(-\eta) \quad (6)$$

داریم:

$$v_{k+1}^n = v_k^n + \Delta v^n \quad (7)$$

که در آن، v_k^n و v_{k+1}^n ، به ترتیب بردار سرعت وسیله در اپک k و اپک $k+1$ هستند.

در نهایت، با انتگرال‌گیری مجدد از بردار سرعت مختصات دهی شده است، جمله دوم رابطه (۳) نیز بردار شتاب گریز از مرکز (به علت دوران زمین) است که مختصات آن در چارچوب ناوبری (n) ارائه شده است. همچنین C_e^n و x^e به ترتیب ماتریس نشان‌دهنده وضعیت چارچوب ناوبری نسبت به چارچوب زمینی و بردار موقعیت ژئوسنتریک هستند.

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} x^n = v^n \\ \frac{d}{dt} v^n = C_b^n a^b - (\Omega_{in}^n + \Omega_{ie}^n) v^n + \bar{g}^n \\ \frac{d}{dt} C_b^n = C_b^n (\Omega_{ib}^b - \Omega_{en}^b) \end{cases} \quad (1)$$

که در آن، x^n بردار موقعیت، v^n بردار سرعت، C_b^n ماتریس نشان‌دهنده وضعیت چارچوب وسیله نسبت به چارچوب ناوبری ($x^n = C_b^n x^b$)، Ω_{ib}^b ماتریس پادمتقارن نمایشگر سرعت زاویه‌ای چارچوب جسم نسبت به چارچوب اینرسی در چارچوب جسم، Ω_{in}^n سرعت زاویه‌ای چارچوب ناوبری نسبت به چارچوب اینرسی در چارچوب ناوبری، Ω_{ie}^n سرعت زاویه‌ای چارچوب اینرسی در چارچوب ناوبری، Ω_{en}^b سرعت زاویه‌ای چارچوب ناوبری نسبت به چارچوب زمینی در چارچوب جسم هستند. شایان ذکر است ماتریس پادمتقارن Ω ، هنگامی که داشته باشیم $\omega = (\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3)^T$ مطابق رابطه (۲) خواهد بود.

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

همچنین بردار گرانی \bar{g}^n در رابطه (۱) مطابق با رابطه (۳) است:

$$\bar{g}^n = g^n - C_e^n \Omega_{ie}^e \Omega_{ie}^e x^e \quad (3)$$

که در آن، g^n بردار شتاب گرانش است که در چارچوب ناوبری مختصات دهی شده است، جمله دوم رابطه (۳) نیز بردار شتاب گریز از مرکز (به علت دوران زمین) است که مختصات آن در چارچوب ناوبری (n) ارائه شده است. همچنین C_e^n و x^e به ترتیب ماتریس نشان‌دهنده وضعیت چارچوب ناوبری نسبت به چارچوب زمینی و بردار موقعیت ژئوسنتریک هستند.

برای حل دستگاه معادلات دیفرانسیل ناوبری (۱)، به اندازه‌گیری‌های a^b ، ω_{ib}^b و نیز به بردار گرانی \bar{g}^n نیاز است. همان‌طور که می‌دانیم معادلات دیفرانسیل، می‌توان به روش‌های انتگرال‌گیری عددی نیز حل کرد؛ حل عددی معادلات دیفرانسیل (۱)، در منابع مختلفی از جمله منابع [۱۳-۱۰ و ۶] ارائه شده است. در بخش بعدی به اختصار روش حل عددی معادلات دیفرانسیلی ناوبری (به کار گرفته در این مقاله) شرح داده می‌شود.

که در آن، v_N ، v_E و v_D مؤلفه‌های بردار سرعت در سه راستای شمال، شرق و پایین، λ_k و ϕ_k به ترتیب طول و عرض ژئودتیک نقطه در اپک k و h_k ارتفاع از بیضوی مرجع در اپک k هستند. در

$$\begin{cases} \phi_k = \phi_{k-2} + \frac{(v_N)_{k-1} \Delta t}{M_{k-1} + h_{k-1}} \\ \lambda_k = \lambda_{k-2} + \frac{(v_E)_{k-1} \Delta t}{(N_{k-1} + h_{k-1}) \cos \phi_{k-1}} \\ h_k = h_{k-2} - (v_D)_{k-1} \Delta t \end{cases} \quad (8)$$

که در آن، علامت (-) نشانگر پیش‌بینی است بنابراین $\hat{x}_k(-)$ و $P_k(-)$ به ترتیب بردار حالت پیش‌بینی شده برای اپک k ام و ماتریس واریانس-کوارینانس پیش‌بینی شده است. در رابطه (۱۲)، ماتریس Φ ، ماتریس حالت با ابعاد $n \times n$ ، بردار $G_k W_k$ برداری با بعد n ، نویز مدل دینامیک و Q ماتریس واریانس-کوارینانس نویز سیستم هستند.

پس از پیش‌بینی بردار مجهولات (بردار حالت) از طریق مدل دینامیک، در مرحله بعدی با مشاهدات اضافی انجام شده، بردار حالت را به روز خواهیم کرد. به این مرحله از فیلترکالمن، مرحله به‌روزرسانی با استفاده از مشاهدات خارجی می‌گویند.
- به‌روزرسانی:

$$\begin{cases} K_k = P_k(-)H_k^T [H_k P_k(-)H_k^T + R_k]^{-1} \\ \hat{x}_k(+) = \hat{x}_k(-) + K_k (y_k - H_k \hat{x}_k(-)) \\ P_k(+) = P_k(-) - K_k H_k^T P_k(-) \end{cases} \quad (13)$$

که در آن، K_k ماتریس بهره فیلترکالمن^{۲۰} با ابعاد $n \times m$ است. همچنین در این رابطه علامت (+) نشانگر به‌روزرسانی است بنابراین $\hat{x}_k(+)$ و $P_k(+)$ به ترتیب بردار حالت به روز شده برای اپک k ام از طریق مشاهده خارجی y_k و ماتریس واریانس-کوارینانس به‌روز شده هستند.

معادلات (۱۱-۱۳)، روند کلی فیلترکالمن را نمایش می‌دهد. حال به بحث طراحی فیلترکالمن برای تلفیق GPS/INS خواهیم پرداخت. به‌منظور مدل کردن خطاهای حسگرهای اینرسی، از رابطه (۱۴) استفاده می‌شود. برای آشنایی با جزئیات استخراج این رابطه، به فصل ۵ مرجع [۱۰] مراجعه شود.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \\ \delta\phi \\ \delta\lambda \\ \delta\phi \\ \delta\lambda \end{bmatrix} = F \begin{bmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \\ \delta\phi \\ \delta\lambda \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} \delta\omega_{GN} \\ \delta\omega_{GE} \\ \delta\omega_{GD} \\ \delta a_{AN} \\ \delta a_{AE} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}}_{\text{System Noise Vector}} \quad (14)$$

که در آن، ω_e سرعت دوران زمین، ψ_N, ψ_E, ψ_D به ترتیب خطای دوران (توجیه) در سه امتداد شمال، شرق و پایین، $\delta\phi$ و $\delta\lambda$ خطای مؤلفه‌های موقعیت و $\delta\phi$ و $\delta\lambda$ خطای مؤلفه‌های

رابطه (۸)، N و M به ترتیب شعاع مقطع قائم اولیه و شعاع مقطع نصف‌النهاری هستند و به ترتیب توسط روابط (۹ و ۱۰) و پارامترهای بیضوی مرجع محاسبه خواهند شد. در روابط (۹ و ۱۰)، a نیم‌قطر اطول بیضوی مرجع و e خروج از مرکزیت بیضوی مرجع هستند.

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \phi}} \quad (9)$$

و

$$M = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \phi)^{3/2}} \quad (10)$$

در نهایت با استفاده از روابط (۹-۱۰) مختصات وسیله توسط مشاهدات INS، محاسبه خواهد شد. حال که مختصات حاصل از INS را در اختیار داریم، در بخش بعدی تلفیق GPS/INS با استفاده از فیلترکالمن توضیح داده خواهد شد.

طراحی فیلترکالمن برای تلفیق GPS/INS

سیستم معادلات مشاهدات (۱۱) را در نظر بگیرید:

$$E(y_k) = H_k x_k; \quad D(y_k) = R_k \quad (11)$$

که در آن، y_k بردار مشاهدات با بعد m ، x_k بردار مجهولات با بعد n ، H_k ماتریس طرح با ابعاد $m \times n$ ، R_k ماتریس واریانس-کوارینانس مشاهدات با ابعاد $m \times m$ و E و D به ترتیب عملگرهای امید ریاضی^{۱۷} و پراکنش^{۱۸} هستند. بردار مشاهدات و بردار مجهولات مدل (۱۱)، از طریق ماتریس طرح H_k با یکدیگر مرتبط می‌شوند. گاهی ارتباط دیگری بین مجهولات مدل، از طریق مدل دینامیک به شکل رابطه (۱۲) نیز وجود دارد. در این صورت می‌توان، از فیلترکالمن برای برآورد بردار پارامترهای مجهول بردار حالت^{۱۹} در زمان دلخواه استفاده کرد. به‌طورکلی الگوریتم فیلترکالمن شامل دو مرحله پیش‌بینی و به‌روزرسانی با استفاده از مشاهدات خارجی است. معادلات فیلترکالمن به صورت زیر است:

- پیش‌بینی:

$$\begin{cases} \hat{x}_k(-) = \Phi_{k,k-1} \hat{x}_{k-1}(+) + G_k W_k \\ P_k(-) = \Phi_{k,k-1} P_{k-1}(+) \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1} \end{cases} \quad (12)$$

17. Expectation operator

18. Dispersion operator

19. State vector

20. Kalman Gain matrix

بنابراین، جواب معادله دیفرانسیل (۱۴) با فرض صرف نظر کردن از نویز و با توجه به رابطه (۱۸)، به شکل رابطه (۲۲) خواهد بود.

$$\varepsilon(t) = \Phi(t, t') \varepsilon(t') \quad (22)$$

همچنین با فرض ثابت بودن ماتریس ضرایب F و استفاده از بسط سری تیلور خواهیم داشت:

$$\Phi(t, t') = e^{F(t-t')} = I + F \times (t-t') + \frac{1}{2!} (F \times (t-t'))^2 + \frac{1}{3!} (F \times (t-t'))^3 + \dots \quad (23)$$

همان‌طور که بیان شد، در این مقاله از مختصات حاصل از GPS RTK به‌عنوان مشاهده خارجی برای به‌روزرسانی فیلتر کالمن استفاده می‌شود. بنابراین مدل مشاهداتی را به شکل زیر خواهیم داشت (تکراری):

$$y = H \varepsilon + v \quad (24)$$

در رابطه (۲۴)، ماتریس طرح H و بردار مشاهدات y به شکل زیر تعریف می‌شوند:

$$H = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 2 \times 5 & 2 \times 2 \end{bmatrix} \quad (25)$$

و

$$y = \begin{bmatrix} \varphi_{GPS} - \varphi_{INS} \\ \lambda_{GPS} - \lambda_{INS} \end{bmatrix} \quad (26)$$

در نهایت ابتدا بردار حالت (ε) با استفاده از مدل دینامیکی (۲۲) و ماتریس حالت (۲۳)، پیش‌بینی می‌شود. سپس، در مرحله بعدی با استفاده از مدل مشاهداتی (۲۴)، بردار حالت به‌روزرسانی خواهد شد و در نهایت مختصات حاصل از تلفیق GPS/INS از معادله (۲۷) حاصل می‌شود.

$$\begin{cases} \hat{\varphi}(t_k) = \varphi_{INS}(t_k) - \delta\hat{\varphi}(t_k) \\ \hat{\lambda}(t_k) = \lambda_{INS}(t_k) - \delta\hat{\lambda}(t_k) \end{cases} \quad (27)$$

که در آن، $\varphi_{INS}(t_k)$ و $\lambda_{INS}(t_k)$ مختصات حاصل از INS (توضیح داده شده در بخش حل عددی معادلات دیفرانسیلی ناوبری) و $\delta\hat{\varphi}(t_k)$ و $\delta\hat{\lambda}(t_k)$ عناصر بردار حالت (رابطه ۲۱) در اپک دلخواه t_k هستند.

خواننده علاقه‌مند برای آشنایی با جزئیات بیشتر به مرجع [۱۰] مراجعه کنید.

جمع‌آوری داده و پردازش

این آزمایش در تاریخ ۲۵ آوریل ۲۰۱۱، در دانشکده فنی مهندسی دانشگاه اصفهان انجام شده است. آنتن GPS و INS بر روی

سرعت هستند. $\delta\omega_G = (\delta\omega_{GN} \quad \delta\omega_{GE} \quad \delta\omega_{GD})^T$ بردار خطای حسگر ژيروسکوپ در سه راستای شمال، شرق و پایین است که در چارچوب ناوبری مختصات دهی شده‌اند. همچنین δa_{AN} و δa_{AE} در این رابطه، به ترتیب خطای حسگر شتاب‌سنج هستند که در چارچوب ناوبری (n) مختصات دهی شده‌اند. همچنین ماتریس F در رابطه (۱۴) به شکل زیر است:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_e \sin \varphi & 0 & 0 & \cos \varphi & -\omega_e \sin \varphi & 0 \\ \omega_e \sin \varphi & 0 & \omega_e \cos \varphi & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\omega_e \cos \varphi & 0 & 0 & -\sin \varphi & -\omega_e \cos \varphi & 0 \\ 0 & \frac{-a_3^n}{r} & \frac{a_2^n}{r} & 0 & -\omega_e \sin 2\varphi & 0 & 0 \\ \frac{-a_3^n}{r \cos \varphi} & 0 & \frac{-a_1^n}{r \cos \varphi} & 2\omega_e \tan \varphi & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

که در آن، $a^n = (a_1^n \quad a_2^n \quad a_3^n)^T$ بردار شتاب است که در چارچوب ناوبری (n) مختصات دهی شده است. همچنین در این رابطه:

$$r = \sqrt{MN} + h \quad (16)$$

معادله دیفرانسیل (۱۷) را در نظر بگیرید.

$$\dot{x}(t) = F(t)x(t) + G(t)w(t) \quad (17)$$

جواب معادله دیفرانسیل (۱۷) به شکل رابطه زیر خواهد بود.

$$x(t) = \Phi(t, t_0)x(t_0) + \int_{t_0}^t \Phi(t, \tau)G(\tau)w(\tau)d\tau \quad (18)$$

که در آن، ماتریس Φ همان ماتریس حالت فیلتر کالمن است و در رابطه زیر صدق می‌کند:

$$\frac{d}{dt} \Phi(t, t_0) - F(t)\Phi(t, t_0) = 0; \quad \Phi(t_0, t_0) = I \quad (19)$$

برای حالت خاص که ماتریس ضرایب F ثابت باشد، ماتریس حالت Φ به شکل رابطه (۲۰) خواهد بود.

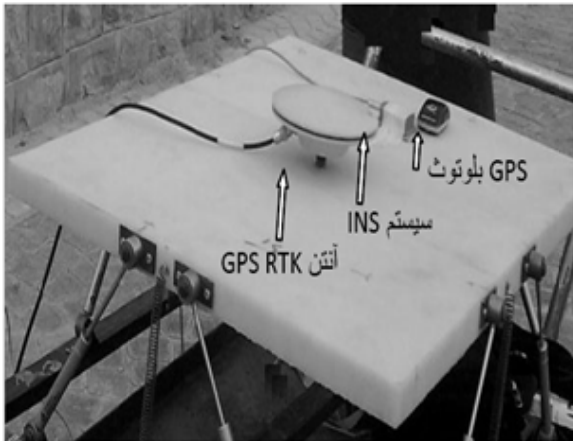
$$\Phi(t, t_0) = e^{F(t-t_0)} \quad (20)$$

بردار حالت ε را به شکل زیر تعریف می‌کنیم:

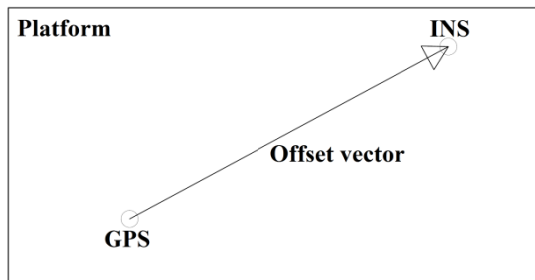
$$\varepsilon = [\psi_N \quad \psi_E \quad \psi_D \quad \delta\hat{\varphi} \quad \delta\hat{\lambda} \quad \delta\hat{\varphi} \quad \delta\hat{\lambda}] \quad (21)$$

برای سادگی، در این تحقیق از بردار نویز سیستم در رابطه (۱۴)، صرف نظر خواهد شد.

همان‌طور که از شکل (۴) مشخص است، مرکز فاز آنتن GPS و محل استقرار دستگاه INS بر روی سکوی طراحی شده، از یکدیگر جدا هستند. شکل (۵)، جدایی (آفست) مرکز فاز آنتن GPS و محل استقرار دستگاه INS را به صورت دو بعدی نمایش می‌دهد.



شکل ۴- GPS/INS وصل شده بر روی وسیله نقلیه مورد استفاده در آزمایش میدانی



شکل ۵- جدایی (آفست) مرکز فاز آنتن GPS و محل استقرار دستگاه INS

آفست مرکز فاز آنتن GPS و چارچوب INS^{۲۴} در چارچوب جسم (b)، به دقت اندازه‌گیری شده است. از آنجا که چارچوب مورد استفاده برای محاسبات، چارچوب ناوبری است بنابراین، بردار آفست در چارچوب جسم با استفاده از رابطه $offset^a = C_b^n offset^b$ به چارچوب ناوبری منتقل خواهد شد. حال اگر بخواهیم مختصات هر دو سیستم (هم GPS و هم INS) متناسب به یک نقطه باشد، باید این آفست را به مختصات حاصل از پردازش GPS، اعمال کرد تا مختصات GPS، در همان محل استقرار دستگاه INS به دست آید.

نکته مهم دیگر، عدم هم‌زمانی مشاهدات GPS و INS است. سیستم زمانی مختصات حاصل از پردازش GPS، سیستم UTC^{۲۵} است؛ در حالی که سیستم INS برای استخراج اطلاعات خود، به یک دستگاه رایانه همراه متصل شده بود. از این رو سیستم زمانی INS،

وسيله‌ای مستقر شدند. هدف از این آزمایش، مقایسه مختصات حاصل از INS و مختصات حاصل از GPS RTK و نیز تلفیق GPS/INS به روش غیرمتمرکز بوده است.

INS که در این تحقیق استفاده شده است، از نوع ممز^{۲۱} ساخت شرکت ایکسنس^{۲۲} و مدل آن Mti است. مشخصات کلی آن از لحاظ دقت در جدول (۱) آمده است. گیرنده GPS مورد استفاده در این آزمایش، لایکا سیستم ۳۵۰۰^{۲۳} از نوع ژئودتیک با قابلیت RTK است. گیرنده متحرک بر روی وسیله نقلیه نصب شده بود (شکل ۳).

جدول ۱- مشخصات سیستم INS مورد استفاده در آزمایش میدانی

عملکرد حسگر	نرخ دوران	شتاب	میدان مغناطیسی
بعد	محور ۳	محور ۳	محور ۳
دامنه عملکرد	(درجه بر ۳۰۰ ± ثانیه)	(متر بر ۵۰ ± مجذور ثانیه)	(میلی ۷۵۰ ± گوس)
پایداری بایاس	(درجه بر ثانیه) ۲۰	(متر بر ۰/۰۲ مجذور ثانیه)	(میلی ۰/۱ گوس)
پایداری ضریب مقیاس	---	۰/۰۳ %	۰/۵ %
نویز	۰/۰۵ هرترز/√ثانیه/درجه	۰/۰۰۲ هرترز/√ثانیه/متر	(میلی ۰/۵ گوس)
خطای توجیه	(درجه) ۰/۱	(درجه) ۰/۱	(درجه) ۰/۱
پهنای باند	(هرتز) ۴۰	(هرتز) ۳۰	(هرتز) ۱۰
ماکزیمم نرخ به روزرسانی	(هرتز) ۵۱۲	(هرتز) ۵۱۲	(هرتز) ۵۱۲

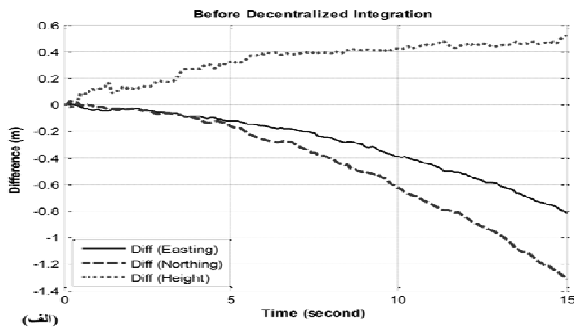


شکل ۳- GPS/INS مورد استفاده در آزمایش میدانی

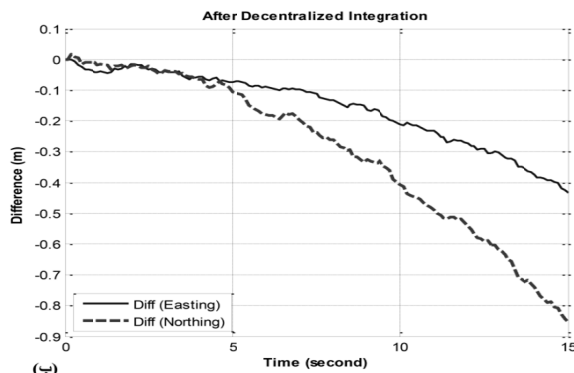
شکل (۴)، GPS و INS مورد استفاده در این آزمایش میدانی به همراه وسیله مورد استفاده را نشان می‌دهد.

24. INS Body Frame
25. Universal Transverse Mercator

21. MEMS
22. Xsens
23. Leica System 500



(الف)



(ب)

شکل ۷- مقایسه مختصات INS و GPS RTK (الف) قبل از تلفیق؛ (ب) بعد از تلفیق

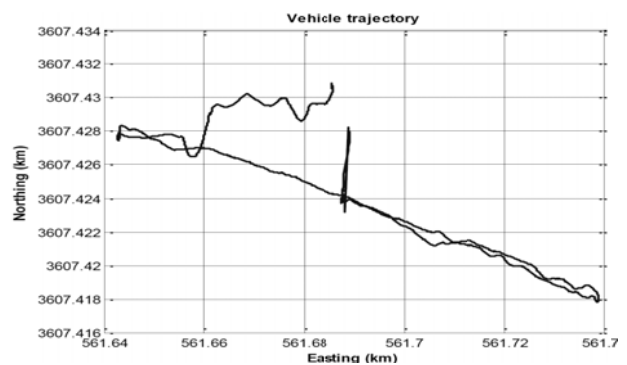
شکل (۷-الف) اختلاف مختصات حاصل از INS و GPS RTK را بر حسب متر نسبت به زمان نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل (۷-الف) دیده می‌شود، تا ۱۳ ثانیه دقت بهتر از یک متر در هر سه در جدول (۲) نتایج مقایسه مختصات GPS RTK با مختصات INS (حل به روش انتگرال‌گیری عددی)، در چندین نمونه پانزده ثانیه‌ای در طول داده (زمان اندازه‌گیری) ارائه شده است. در جدول (۲)، t_m اپکی است که در آن $\max |Diff(E, N, H)| \leq 1 (m)$ شود. همان‌طور که از جدول (۲) مشخص است، تا حدود یازده پس از شروع انتگرال‌گیری عددی (بخش ۳)، اختلاف مختصات بین GPS و INS در هر سه مؤلفه (E, N, H) کمتر از یک متر خواهد بود.

جدول ۲- تکرار آزمایش در زمان‌های مختلف؛ t_m نشانگر زمانی است که خطا در هر سه مؤلفه کمتر از یک متر باشد.

زمان شروع (UTC)	زمان پایان (UTC)	t_m	$t_m - t_{start} (s)$
$10^h : 58^m : 18.4^s$	$10^h : 58^m : 33.4^s$	$10^h : 58^m : 31.6^s$	13.2
$10^h : 59^m : 18.4^s$	$10^h : 59^m : 33.4^s$	$10^h : 59^m : 30.6^s$	12.2
$11^h : 00^m : 18.4^s$	$11^h : 00^m : 33.4^s$	$11^h : 00^m : 27.3^s$	8.9
$11^h : 08^m : 58.4^s$	$11^h : 09^m : 13.4^s$	$11^h : 09^m : 8.90^s$	10.5
			$mean(t_m - t_{start}) = 11.2 (s)$

همان سیستم زمانی رایانه همراه خواهد بود. در این آزمایش میدانی، از GPS بلوتوث به منظور هم‌زمان کردن مشاهدات GPS و INS استفاده شده است. بدین منظور، GPS بلوتوث نیز به همان رایانه همراه متصل شده و اختلاف سیستم زمان UTC و سیستم زمانی رایانه همراه را در لحظات گسسته در اختیار ما قرار می‌دهد.

مشاهدات خام INS، با فرکانس ۱۰۰ هرتز و مشاهدات خام GPS RTK، با فرکانس ۱۰ هرتز ذخیره شده‌اند. حدود سیزده دقیقه اندازه‌گیری GPS/INS، از ساعت $10^h : 58^m : 18.4^s$ UTC تا ساعت $11^h : 11^m : 40.8^s$ UTC در دسترس است. شکل (۶)، مسیر وسیله در این آزمایش میدانی را نمایش می‌دهد.



شکل ۶- مسیر وسیله در آزمایش میدانی

پردازش داده‌ها و ارائه نتایج

همان‌طور که گفته شد، برای ناوبری توسط INS، علاوه بر حل دستگاه معادلات دیفرانسیلی (۱)، می‌توان از تکنیک‌های انتگرال‌گیری عددی نیز استفاده کرد [۱۳-۱۰]. به دلیل افزایش سریع خطای تجمعی INS با زمان (ناشی از انتگرال‌گیری عددی که در بخش حل عددی معادلات دیفرانسیل توضیح داده شد)، دقت مختصات حاصل از INS کاهش می‌یابد. مقایسه مختصات حاصل از ناوبری مستقل توسط INS با مختصات GPS RTK نیز این موضوع را تأیید می‌کند؛ شکل (۷-الف)، مؤلفه حاصل می‌شود.

مراجع

- [1] Bevely, D.M., Rekow, A., and Parkinson, B., "Comparison of INS vs Carrier-Phase DGPS for Attitude Determination in the Control of off-road Vehicles", *Navigation Journal US Institute Navigation*, Vol. 47, No. 4, 2000, pp. 257-265.
- [2] Da, R., "Investigation of a low-cost and High-Accuracy GPS/IMU System", *Proceedings of ION National Technical Meeting, Santa Monica, California*, 14-16 January, 1997, pp 955-963.
- [3] Grejner-Brzezinska, D., Da, R., and Toth, C., "Positioning Accuracy of the Airborne Integrated Mapping System", *National Technical Meeting of the Institute of Navigation, Long Beach, California*, 21-23 January, 1998, pp.713-721.
- [4] Kwon, J.H., Jekeli, C., "A New Approach for Airborne Vector Gravimetry Using GPS/INS", *Journal of Geodesy*, Vol. 74, No. 10, 2005, pp. 690-700.
- [5] Grejner-Brzezinska, D., Da, R., and Toth, C., "GPS Error Modeling and OTF Ambiguity Resolution for High-Accuracy GPS/INS Integrated System", *Journal of Geodesy*, Vol. 72, No. 11, 1998, pp. 626-638.
- [6] Farrell, R.A., and Barth, M., *The Global Positioning System & Inertial Navigation and Integration*, McGraw-Hill, New York, 1998.
- [7] Schwarz, K.P., El-Sheimy, N., and Liu, Z., "Fixing GPS Cycle Slips by INS/GPS - Methods and Experiences," *Int. Symp. on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics & Navigation (KIS94), Banff, Canada*, 30 August - 2 September, 1994, pp. 265-275.
- [8] Cannon, M.E., "Airbone GPS/INS with an Application to Aerotriangulation", (Ph.D. Thesis), USCE Report Number 2004, Dept. of Geomatics Eng., the University of Calgary, 1991.
- [9] Lee, H.K., Wang, J., and Rizos, C., "An Integer Ambiguity Resolution Procedure for GPS/pseudolite/INS Integration", *Journal of Geodesy*, Vol.79, No. 4-5, 2005, pp. 242-255.
- [10] Jekeli, C., *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*, Berlin, New York, 2001.
- [11] Titterton, D. H., and Weston, J. L., *Strapdown Inertial Navigation Technology*, 2nd edition, Peter Perengrinus Ltd., 2005.
- [12] Savage, P. G., *Strapdown Inertial Navigation - Lecture Notes*, Technical Report, Strapdown Associates, 1997.
- [13] Wong, R.V.C., Development of a RLG Strapdown Inertial Navigation System, (PhD Thesis), USCE Report Number 20027, Dept. of Geomatics Eng., the University of Calgary, 1988.
- [14] Bar-Itzhack, I.Y., and Berman, N., "Control Theoretic Approach to Inertial Navigation System", *AIAA Journal of Guidance, Control & Dynamics*, Vol. 11, No. 3, 1988, pp. 237-245.

حال تلفیق GPS/INS به روش غیرمتمرکز (توسط فیلتر کالمن توضیح داده شد را به کار می‌گیریم. شکل (۷-ب)، نتایج تلفیق GPS/INS را نشان می‌دهد. شکل (۷-ب) اختلاف مختصات حاصل از تلفیق GPS/INS به روش غیرمتمرکز و مختصات حاصل از GPS RTK را بر حسب متر نسبت به زمان نشان می‌دهد. دقت حاصل در ۵ ثانیه اول بسیار خوب بود و در حد دقت RTK است لیکن پس از آن با توجه به دقت پایین سیستم‌های اینرسی ممز و همین‌طور روش غیرمتمرکز، دقت تلفیق پایین می‌آید. بنابراین اختلاف از حدود یک متر (ثانیه ۱۵ شکل ۷-الف) به ۲۰ سانتی‌متر در ثانیه ۱۵ شکل (۷-ب) کاهش پیدا می‌کند. این آزمایش توانایی IMUهای نسبتاً ارزان قیمت^۱ برای حل مشکل لغزش فاز و قطعی فاز در مانورهای وسایل نقلیه در تعیین موقعیت سینماتیک GPS را نمایش می‌دهد.

نتیجه‌گیری و پیشنهادها

موقعیت و پارامترهای وضعیت وسیله‌نقلیه، در مسائل ناوبری، هدایت و کنترل وسیله‌نقلیه مهم هستند. از سیستم ناوبری اینرسی (INS) و سیستم تعیین موقعیت جهانی (GPS)، به منظور تعیین موقعیت و همچنین کاربردهای مختلف ناوبری استفاده می‌شود. استفاده از تلفیق مشاهدات GPS/INS به کاهش نقایص هر یک از دو سیستم کمک می‌کند. به‌علاوه تلفیق GPS/INS، حل ناوبری کامل (شامل موقعیت، سرعت و وضعیت) اعتمادپذیری بالاتری را ممکن می‌سازد. مهم‌ترین کاربرد تلفیق این دو سیستم را می‌توان یافتن لغزش فاز در تعیین موقعیت سینماتیک GPS دانست.

در این مقاله، نتایج یک آزمایش میدانی ارائه شده است. هدف از این آزمایش، مقایسه مختصات حاصل از INS و مختصات حاصل از GPS RTK و نیز تلفیق GPS/INS به روش غیرمتمرکز بوده است. پردازش انجام شده توانایی INS غیرمکانیکی را که از فناوری میکروالکترومکانیکی بهره می‌برند در زمان‌های کوتاه نشان می‌دهد. در هر صورت برای دقت‌های بالاتر و همین‌طور مطالعات مرتبط با میدان‌نقل باید از سیستم‌های اینرسی مکانیکی (دارای واحدهای اینرسی سنتی مکانیکی با دقت بالا) استفاده کرد. این دستگاه‌ها گران‌قیمت بوده و در پروژه‌های معمول مقرون‌به‌صرفه نیستند. برای حصول جواب‌های بهتر استفاده از روش تلفیق متمرکز پیشنهاد می‌شود.

۱. قیمت دستگاه مورد استفاده حدود ۳۰۰۰ یورو است.