چکیده

امروزه رویکـرد تلفیـق داده هـای سـامانۀ نـاوبری اینرسـی[1] (INS) ارزان قیمـت و نـاوبری مـاهواره ای بـه منظور بالا بردن دقـت و قابلیـت اطمینـان مرسـوم شـده اسـت. خوداتکـایی، نـرخ بـالای تعیـین داده هـا، ارائـۀ داده هـای دورانـی از نقـاط قـوت و از طـرف دیگـر کـاهش دقـت بـا گذشـت زمـان از نقـاط ضـعف سامانه های نـاوبری اینرسـی بـه شـمار مـی رود. همچنـین، نـرخ پـایین داده هـا، ارائـه نشـدن داده هـای دورانـی و انسـداد یـا اخـتلال در دریافـت داده هـای سـامانۀ نـاوبری مـاهواره ای جهـانی[2] (GNSS)، توفیق روزافزون این رویکرد را سبب شده است.

سیسـتم‌های نـاوبری اینرسـی یکـی از انـواع پرکـاربرد سیسـتم‌های نـاوبری اسـت کـه بـا اسـتفاده از حس‌گرهای اینرسـی اطلاعـات موقعیـت و سـرعت یـک وسـیله را در اختیـار مـا مـی‌گـذارد. امـا مشـکلی که وجود دارد این است کـه بـه دلیـل افـزایش خطـا بازمـان در ایـن سیسـتم نـاوبری، ایـن نـوع سیسـتم نـاوبری نمی‌توانـد بـه‌تنهایی و بـرای زمـان طـولانی مورداسـتفاده قـرار گیـرد. از سـوی دیگـر سیسـتم ناوبری GNSS یا سـامانه موقعیـت جهـانی نیـز نـوعی سیسـتم نـاوبری محسـوب می‌شـود کـه اطلاعـات دقیق سرعت و موقعیت یـک گیرنـده را در هـر زمـان و در هـر جـا در اختیـار مـا قـرار می‌دهـد. امـا ایـن نوع سیستم نـاوبری نیـز خطاهـایی دارد. ایـن خطاهـا می‌تواننـد در دو گـروه مختلـف دسـته‌بندی شـوند. دسـته اول خطاهـا در عملکـرد همـه گیرنـده‌ها در منـاطق جغرافیـایی یکسـان متـداول هسـتند و شـامل خطای سـاعت مـاهواره خطـای مـداری خطـای یونسـفری و خطـای ترپسـفری اسـت. دسـته دوم خطاهـا در عملکـرد گیرنـده‌ها در منـاطق جغرافیـایی یکسـان نامتداول‌انـد و شـامل خطـای سـاعت گیرنـده ، چند مسـیری و نـویز اسـت. امـا در GNSS مزیتـی کـه وجـود دارد ایـن اسـت کـه خطـا بازمـان افـزایش نمی‌یابـد ازایـن‌رو بـا اجتمـاع مزایـای ایـن دو نـوع سیسـتم نـاوبری یعنـی سیسـتم جـامع نـاوبری GNSS/INS می‌توان دقت و قابلیت ناوبری را افزایش داد.

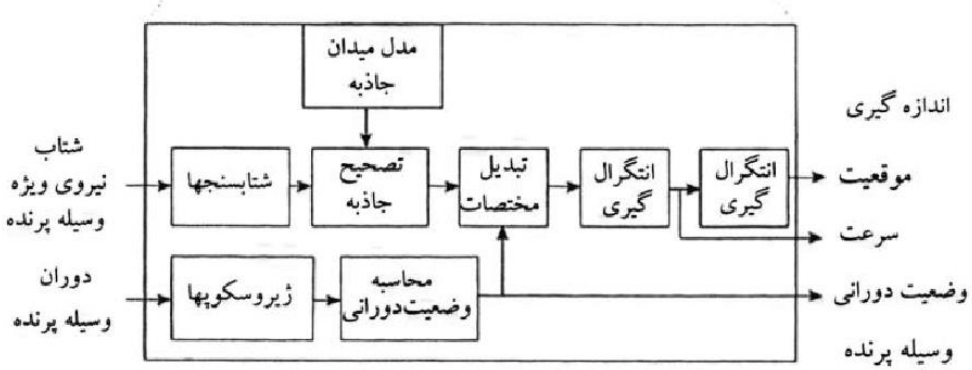
هـدف ایـن سـمینار معرفـی تاریخچـه سیسـتم‌های جـامع GNSS ,INS ، فعالیت‌هـای انجام‌شـده در این زمینه و روش‌های تلفیق سیستم‌های ناوبری INS, GNSS هست.

[1] Inertial Navigation System

2 Global Navigation Satelite System

ستارگان بود و با محاسبه جهت و سرعت کشتی موقعیت نقطه بعدی که کشتی در زمان مشخصی باید در آنجا باشد، مشخص می شد.

همانطور که پیش تر اشاره شد، اصول عملکرد ناوبری اینرسی بسیار ساده و متکی بر قوانین مکانیک کلاسیک است که نخستین بار توسط نیوتن بیان گردید. براساس قانون اول نیوتون، حرکت یک جسم به طور یکنواخت در امتداد یک خط مستقیم ادامه پیدا می کند، مگر اینکه نیرویی از خارج به آن وارد شود. بر اساس قانون دوم نیون این نیرو، شتابی متناسب با جرم جسم تولید می کند. در صورت اندازه گیری این شتاب می توان سرعت و موقعیت جسم متحرک را از طریق انتگرال گیری های متوالی از شتاب نسبت به زمان، محاسبه کرد. در سامانه های ناوبری اینرسی از شتاب سنج برای اندازه گیری شتاب های وارد بر پرنده و از جایروسکوپ برای تعیین وضعیت (حرکات دورانی) نسبت به یک دستگاه مختصات مرجع استفاده می شود، که در واقع این سنسورها براساس خاصیت اینرسی عمل می کنند. یک سیستم ناوبری معمولا از سه شتاب سنج استفاده می کند. به طوری که هر یک از آنها قادر به اندازه گیری شتاب در یک محور می باشند. شتاب سنج ها به گونه ای نصب می شوند که محورهای حساس آنها بر یکدیگر عمود بوده و بتوانند سرعت و موقعیت را حول سه محور مختصات، اندازه گیری کنند. شکل زیر، ساختار کلی سیستم ناوبری اینرسی را نمایش می دهد.



شکل(۲-۱) بلوک دیاگرام سیستم ناوبری اینرسی

سامانه های ناوبری اینرسی بسته به کاربرد به دو دسته مهم "با صفحه پایدار[۳]" و "متصل به بدنه[۴] (بدون صفحه پایدار)" تقسیم می شوند. شایان ذکر است که اصول زیر بنایی عملکرد هردو سیستم یکسان می باشد و صرفا پیاده سازی آنها بر روی بدنه جسم متحرک تفاوت دارد.

عنصر اصلی "صفحه پایدار"، قسمت پایدار نامیده می شود که برروی آن سه عدد شتاب سنج با زوایای ۹۰ درجه نسبت به هم نصب شده اند 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 شده اند که انحراف آن از حالت پایدار را اندازه گیری می نمایند. برای جلوگیری از انتقال حرکات مختلف دورانی متحرک به ژیروسکوپ ها و شتاب سنج ها، قسمت پایدار را به سه یا چهار قاب وصل می کنند که در

[1] Stable Platform

[2] Strapdown

پایدار سازی صفحه پایدار مستقیماً در دستگاه مختصات جغرافیایی، از طریق دادن حرکات زاویه ای لازم به محورهای سه گانه صفحه، متناسب با مولفه های سرعت چرخش زمین و حرکات انتقالی پرنده در سمت شمال و شرق صورت می گیرد. سنسورهای شتاب روی این صفحه ثابت مستقر می شوند و لذا در این سیستم، نیاز به تبدیل مختصات کلا برطرف شده و انتگرال گیری از شتاب سنج ها، مستقیماً همان اطلاعات ناوبری مورد نیاز را در دستگاه جغرافیایی می دهد. به علاوه از محورهای سه گانه صفحه پایدار می توان وضعیت زاویه ای وسیله پرنده (همان زوایای اویلر) را نیز استخراج نمود.

راه اندازی سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار، مستلزم استفاده از ابزارهای دقیق مکانیکی است و از طرفی دیگر هزینه های بالایی را در بخش تولید، نگهداری و تعمیرات به همراه دارد. به همین دلیل، روش صفحه ثابت کمتر و در موارد خاصی همچون سیستم های بسیار دقیق ناوبری در کشتی ها و زیردریایی ها که دسترسی به تخمین بسیار دقیق داده های ناوبری از اهمیت حیاتی برخوردار است، استفاده می شود. در ادامه به روابط و معادلات حاکم برا این سیستم می پردازیم.

مولفه های سرعت زاویه ای زمین در امتداد محورهای دستگاه جغرافیایی (یا همان سکوی پایدار)، به صورت زیر خواهند بود:

$$U = 0i_v + U\cos(\varphi)j_v + U\sin(\varphi)k_v \qquad (۴-۲)$$

شتاب سنج های سه گانه شتاب های حرکت جسم را در امتداد محورهای دستگاه جغرافیایی اندازه گیری می کنند و انتگرال آنها همان سرعت های V_E ،V_N ،V_H می باشند:

$$\begin{aligned} V_E &= V_{0E} + \int a_E dt \\ V_N &= V_{0N} + \int a_N dt \\ V_H &= V_{0H} + \int a_H dt \end{aligned} \qquad (۵-۲)$$

تغییرات طول و عرض جغرافیایی مرکز جرم وسیله پرنده، که ناشی از حرکات آن در جهت شرق و شمال هستند، از مجموعه روابط (۲-۶) تعیین می شوند:

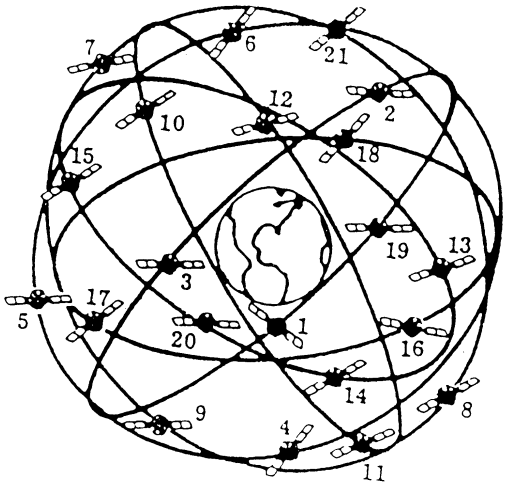
$$\begin{aligned} \dot{\lambda} &= \frac{V_E}{(R_E + H)\cos(\varphi)} \\ \dot{\varphi} &= \frac{-V_N}{R_E + H} \end{aligned} \qquad (۶-۲)$$

در روابط بالا H ارتفاع پرواز می باشد، که در اینجا نسبت به سطح زمین کروی با شعاع $R_E = ۶۳۷۸\text{km}$ سنجیده می شود. همچنین تغییرات ارتفاع همان سرعت قائم وسیله پرنده می باشد، که در امتداد محور Z_v است:

دریافت سیگنال از چند ماهواره (حداقل چهار ماهواره) و اندازه‌گیری فواصل مطلق خود از این ماهواره‌ها و با توجه به زمان تأخیر دریافت سیگنال، موقعیت خود را می‌تواند تعیین نماید. از طرفی با اندازه‌گیری شیفت دوپلر نیز سرعت را می‌توان تعیین نمود. لازم به ذکر است که سیگنال دریافتی از ماهواره چهارم برای حذف بایاس ساعت گیرنده استفاده می‌شود که بعداً شرح خواهیم داد.

در سیستم موقعیت‌یاب جهانی محدود بودن خطا باگذشت زمان یکی از مزایای آن است که می‌توان با تلفیق آن با سیستم ناوبری اینرسی نقصی را که در سیستم ناوبری اینرسی وجود دارد برطرف نمود.

سامانه موقعیت‌یاب جهانی(GPS) یکی از پرکاربردترین سیستم‌های تعیین موقعیت ماهواره‌ای است که در اواخر سال ۱۹۶۰ توسط سازمان دفاع آمریکا توسعه داده شد و در سال ۱۹۷۳ تائید گردید و در سال ۱۹۷۸ اولین نوع ماهواره راه‌اندازی شد و در سال۱۹۹۵ به‌طور کامل فعال گردید.



شکل(۳-۱) سامانه GPS

۳-۲ ساختار سیستم های ناوبری ماهواره ای

یک سیستم ناوبری ماهواره ای شامل سه بخش فضا، بخش کنترل و بخش کاربر است. در ادامه این سه بخش برای سیستم GPS، که در حال پشتیبانی و سرویس رسانی در سطح جهانی می باشد، توضیح داده خواهند شد. شایان ذکر است که فقط در سایه عملکرد صحیح و دقیق هر یک از این سه بخش است که می توان با کارکرد صحیح و قابل اطمینان کل مجموعه ی سیستم ناوبری ماهواره ای، مواجه شویم.

ساعت خواهد بود. با این ترفند در روش هندسی، علی رغم به کارگیری یک زمان سنج ارزان قیمت به جای ساعت های اتمی گرانقیمت در گیرنده، نه تنها موقعیت دقیق گیرنده تعیین می شود، بلکه اختلاف زمانی میان ساعت گیرنده و ساعت کاملاً دقیق ماهواره (آفست) نیز به دست می آید.
در بخش بعدی، روش محاسباتی تعیین موقعیت که پایه و اساس آن اصول به کار رفته در روش هندسی است، معرفی خواهد شد. هم چنین نشان خواهیم داد که به روش ریاضیاتی و به کمک لااقل ۴ ماهواره که منجر به حل دستگاه چهار معادله - چهار مجهولی می شود، چگونه می توان با استفاده از یک گیرندهٔ مجهز به یک ساعت ارزان قیمت و البته نه چندان دقیق، اندازهٔ زمان واقعی را با دقتی بسیار بالا و قابل رقابت با دقت ساعت اتمی موجود در ماهواره ها تعیین و محاسبه نمود. تجربه نشان داده است که تعیین زمان دقیق و واقعی از این طریق، از هر فرآیند زمان یابی دیگر به مراتب دقیق تر است.

۳-۵ بیان سادهٔ محاسبات موقعیت یابی ماهواره ای:

وقتی یک گیرنده در حال دریافت اطلاعات ارسالی از سمت یک ماهواره است، گیرنده نسبت به پایش پیام ناوبری ارسالی از سمت آن ماهواره اقدام می کند که بخشی از اطلاعات موجود در پیام ناوبری، «زمان جاری ماهوارهٔ» فرستنده است. بخش دیگری از پیام ناوبری نیز مجموعه ای از اعداد هستند که در اصطلاح «داده های سالنمای نجومی» آن ماهواره نامیده می شوند و بیان کنندهٔ مدار ماهواره و نیز موقعیت دقیق آن ماهواره بر روی آن مدار در لحظهٔ خاص است؛ به بیان دیگر در سیگنال ارسالی از سمت ماهواره به گیرنده در یک لحظهٔ خاص، موقعیت های دقیق X و Y و Z مربوط به آن ماهواره در آن لحظهٔ خاص نیز ارسال خواهد شد. برای نمونه برطبق قرارداد، مقادیر موقعیت های دقیق X و Y و Z مربوط به یک ماهوارهٔ GPS، نسبت به دستگاه مختصات تعریف شده توسط «سیستم ژئودتیک جهانی[۵]» توسعه یافته در سال ۱۹۸۴، که در اصطلاح WGS-84 نامیده می شود، بیان می شوند.

تا به اینجای کار، یک گیرندهٔ ماهواره دو دسته اطلاعات را که مجموعاً ۴ مقدار معلوم را برای حل دستگاه معادلات، فراهم آورده است:

۱- سه عدد از مقادیر معلوم مورد اشاره، موقعیت دقیق هر ماهواره یا همان «مقادیر X و Y و Z» هستند که در واقع بخشی از اطلاعات موجود در پیام ارسالی از سمت ماهواره و یا همان داده های سالنمای نجومی آن ماهواره است.
۲- مقدار معلوم دیگر که در حل دستگاه معادلات استفاده خواهد شد، «شبه فاصلهٔ زمانی تا آن ماهواره» است که با جابجا نمودن الگوی دریافتی از همان ماهواره (در طول زمان) و ایجاد انطباق بر روی الگوی کپی شده، توسط گیرنده به دست آمده است.

---

[1] World Geodetic System

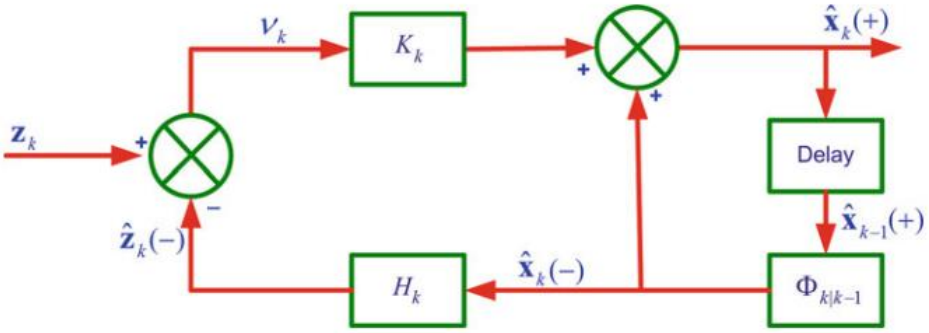
در رابطه فوق، عبارت $H_k \hat{x}_k(-)$ را مشاهده پیش بینی شده می نامیم که به اختصار با نماد $\hat{z}_k$ نمایش داده می شود. بردار $z_k - H_k \hat{x}_k(-)$ یک بردار جدیدی است که تفاوت بین مشاهدات واقعی (z_k) و مشاهدات پیش بینی شده ($\hat{z}_k$) و مقدار اطلاعات مفید جمع آوری شده از اندازه گیری های جدید را نشان می دهد. در ادامه نیز بهره K اطلاعات مفید را برای به روز رسانی بعدی وزن می کند. دیده می شود که وقتی این بهره بزرگ است، اطلاعات جدید حاصل از اندازه گیری ها وزن بیشتری می گیرند و هنگامی که K کوچکتر است، به این اطلاعات جدید وزن کمتری اختصاص داده می شود.

۴-۶-۲-۳ ماتریس کواریانس حدسی تصحیح شده

بر اساس مقدار بهره K، فیلتر کالمن عدم قطعیت پیش‌بینی جدید ($\hat{x}_k(+)$) را به روز می کند، که "ماتریس کوواریانس تصحیح شده" نامیده می‌شود:

$$P_k(+) = P_k(-) - K_k H_k P_k(-) \qquad (۸-۴)$$

براساس آنچه در این بخش گذشت، سیستم KF زمان گسسته را می توان مطابق با نمودار بلوکی شکل (۴-۲) نشان داد.

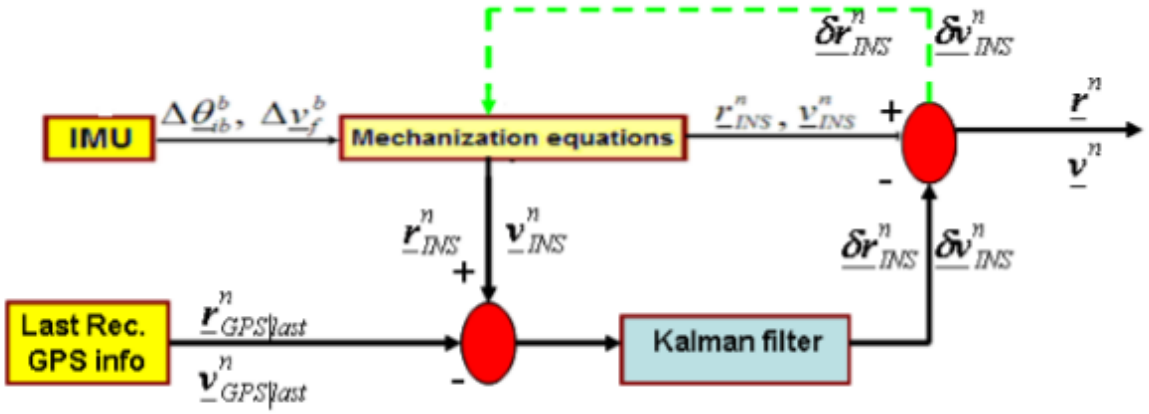


شکل(۴-۲) نمودار بلوکی عملکرد فیلتر کالمن

۴-۷ گام های الگوریتم KF

فیلتر کالمن اساساً شامل پنج معادله است که به صورت متوالی و حلقه بازگشتی عمل می کنند. مراحل این الگوریتم در شکل (۴-۳) نشان داده شده است و گام های این فرآیند به ترتیب در زیر توضیح داده شده است.

۱. همانطور که اشاره شد، این فرایند یک فرایند بازگشتی است و حالت های فعلی سیستم از حالت های قبلی سیستم استنباط می گردد. با توجه به این نکته برای آغاز این فرایند، به مقادیر و شرایط اولیه نیاز خواهیم داشت. شرایط اولیه شامل مقدار اولیه ی تخمینی برای حالت های سیستم ($\hat{x}_0$) و میزان عدم قطعیت در این تخمین اولیه ($\hat{P}_0$) می باشد. تخمین $\hat{P}_0$ به میزان آگاهی از دقت تقریبی در تخمین زنی حالت اولیه سیستم بستگی دارد و معمولاً روی مقدار نسبتاً بالایی تنظیم می شود.



شکل(۵-۷): بلوک دیاگرام اتصال با کو پل کم در زمان قطعی GPS درروش پیشنهادی

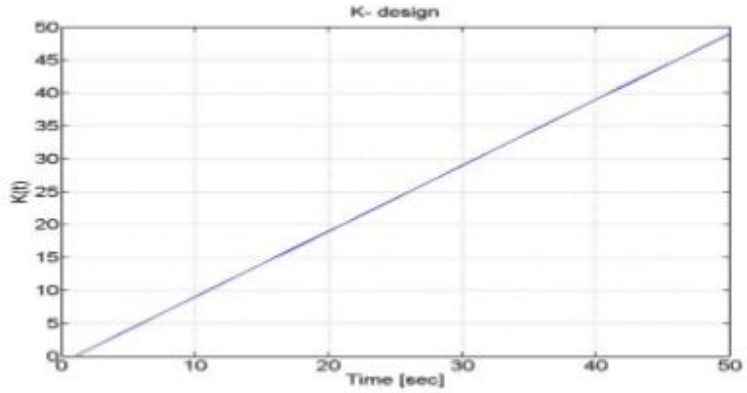
ماتریس کوواریانس نویز در حالت عادی به صورت زیر است :

$$\overline{\overline{R}} = \begin{bmatrix} (R_M + h)^2 \times \sigma_\varphi^2 & 0 & 0 \\ 0 & (R_M + h)^2 \times \cos\varphi^2 \times \sigma_\lambda^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_h^2 \end{bmatrix} \qquad (۱-۵)$$

اما در این روش برای بهبود عملکرد تخمین از ماتریس کوواریانس نویز اندازه گیری متغیر با زمان زیر استفاده می شود: (ضریب $K(t)$ عامل تغییر با زمان است.)

$$\overline{\overline{R}} = \begin{bmatrix} (R_M + h)^2 \times \sigma_\varphi^2 \times K(t) & 0 & 0 \\ 0 & (R_M + h)^2 \times \cos\varphi^2 \times \sigma_\lambda^2 \times K(t) & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_h^2 \times K(t) \end{bmatrix} \qquad (۲-۵)$$

به عنوان مثال در صورتی که $K(t)$ به شکل زیر در نظر گرفته شود :



شکل(۵-۸): پروفایل خطی $K(t)$

در شکل (۵-۹)، نتایج خطا برای سه حالت اجرای اتصال با کوپل کم در حالت عادی، حالت استفاده از کنترل‌کننده و نیز حالت وزن دهی به آخرین اطلاعات GPS، آورده شده و با هم مقایسه شده است. همانطوری

و در فصل پنجم نشان دادیم که چگونه با اجتماع مزایای این دو سیستم ناوبری یعنی GNSS و INS می توان به دقت خوبی در تعیین موقعیت و سرعت یک وسیله رسید. در واقع از آنجایی که INS دقت کوتاه مدت خوبی دارد، می توان اندازه‌گیری های آن را ما بین به روزرسانی های GNSS قرار داد. از این طریق در هر به روزرسانی قبل از اینکه خطای INS شروع به افزایش کند، داده های رسیده از GPS، باعث تصحیح INS شده و از رشد خطا جلوگیری می کند. بدین ترتیب نرخ به روزرسانی بالایی را به دست می‌آوریم که برای دینامیک های بالاتر به آن نیاز داریم. درواقع شکاف های بین به روزرسانی های GNSS را می‌توان با اندازه‌گیری های INS پوشاند.

به دلیل حجم پایین حسگرهایی که با فنّاوری MEMS ساخته می شوند، امروزه از این نوع حسگرها زیاد استفاده می شود که دقت پایینی دارند. اما با وجود این دقت پایین با تلفیق بین سیستم INS و GNSS همواره به دقت خوبی از ناوبری می‌رسیم و برای بسیاری از کاربردها نیاز ما را برطرف می‌کند. در جدول (۵-۱) سیستم های GNSS و INS و تلفیق آن‌ها با هم مقایسه گردید و ملاحظه کردیم که سیستم تلفیقی GNSS/INS، مزایای دو سیستم ناوبری مزبور به صورت جداگانه را یکجا و به طور جامع فراهم می آورد. در واقع با این سیستم یکپارچه، عیوبی که یکی از این دو سیستم به تنهایی دارند را با عملکرد خوب و دقیق سیستم دیگری پوشش می‌دهیم و به بیانی دیگر، از آنجایی که این دو سیستم مکمل یکدیگر هستند، نقاط ضعف یکی از این دو را با نقاط قوت دیگری، از بین می بریم.

همچنین به بررسی انواع آرایش ها و نیز روش های تلفیق دو سیستم ناوبری اینرسی و سیستم موقعیت‌یاب جهانی پرداختیم. در این فصل به مقایسه بین روش های مختلف به لحاظ فیلتر های به‌کار رفته و نیز به لحاظ ساختار پرداختیم و از این مقایسه نتیجه گرفتیم که بسته به نیاز ما استفاده از هرکدام از این روش ها مناسب است. به عنوان مثال برای داشتن دقت بهینه باید از روش اتصال با کوپل زیاد، برای انجام محاسبات کم و داشتن ساختار انعطاف‌پذیر، از اتصال با کوپل کم و برای داشتن مقاومت در برابر جمینگ و نویزهای حرارتی ، از روش با کوپل خیلی بالا استفاده کرد. درست برعکس نیز برای مقابله با یک سری عیوب مانند بزرگ بودن مدل خطای حالت و نداشتن دقت بهینه بایستی از برخی روش‌ها اجتناب نمود.

از طرفی دیگر در مقایسه بین دو ساختار حلقه باز و حلقه بسته به این نتیجه می‌رسیم که ساختار حلقه بسته دارای عیوب کمتری نسبت به حلقه باز می‌باشد. در ساختار باز معادلات مکانیزاسیون سیستم ناوبری اینرسی در معرض خطای افزاینده قرار می‌گیرد، این ساختار نیازمند فیلتر کالمن توسعه‌یافته می‌باشد و مدل خطای غیرخطی دارد. این در حالی است که مهم‌ترین عیب ساختار حلقه بسته محاسبات پیچیده است.