

تلفیق کامل GPS و INS و بهبود آن با فیلتر کالمن تطبیقی فازی

رمضان هاونگی^۱، محمد تشنه لب^{۲*}، حبیب قنبر پور اصل^۳

۱- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی کنترل، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۲- استادیار گروه مهندسی کنترل، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۳- دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

*تهران صندوق پستی ۳۴۷۱-۱۶۷۶۵

2-teshnehlab@eetd.kntu.ac.ir

(دریافت مقاله: اردیبهشت ۱۳۸۲، پذیرش مقاله: تیر ۱۳۸۳)

چکیده- خطای سیستم ناوبری اینرسی با گذشت زمان افزایش می‌یابد، در نتیجه برای دستیابی به دقت بالاتر مخصوصاً در ناوبری‌های طولانی مدت، به سیستم‌های کمکی نیاز است. سیستم جهانی تعیین موقعیت با توجه به خواص مکمل خود با سیستم ناوبری اینرسی، مناسب‌ترین سیستم کمکی محسوب می‌شود. در این مقاله پس از شبیه سازی GPS و INS، تلفیق کامل آنها بررسی و شبیه سازی می‌شود. در ادامه بعد از مرور روشهای تطبیق فیلتر کالمن، نوعی فیلتر کالمن تطبیقی فازی برای تلفیق کامل GPS و INS ارائه شده که در آن، تطبیق با تنظیم تطبیقی ماتریس کوواریانس نوین اندازه گیری R و نوین پروسه Q توسط سیستم فازی انجام می‌شود. تنظیم تطبیقی به وسیله سیستم فازی و با به کارگیری روش تطبیق کوواریانس^۱ انجام می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که تلفیق تطبیقی فازی GPS و INS با تنظیم تطبیقی ماتریسهای Q یا R عملکرد بهتری نسبت به تلفیق معمولی دارد که در آن ماتریسهای Q و R یا هر دو ثابتند.

کلید واژگان: INS، GPS، تلفیق کامل، فیلتر کالمن، فیلتر کالمن تطبیقی فازی.

۱- مقدمه

یک موشک انجام شده است. در [۲] تلفیق متوالی بهینه GPS و INS با معادلات حالت مختلف بررسی شده است. در [۳] نوعی روش جدید تشخیص خرابی^۱ در تلفیق کامل GPS و INS بررسی شده است. در [۴] تلفیق کامل GPS و INS با دیتاهای واقعی GPS و INS انجام شده است. در [۵] پیاده سازی سخت افزاری سیستم تلفیق کامل GPS و INS بر روی موشک EX-171 انجام شده است. در [۶] یک مدل کاهش مرتبه یافته برای تلفیق کامل GPS و INS ارائه شده است. در [۷] دو روش تلفیق کامل و

سیستم ناوبری اینرسی (INS) با توجه به عدم ارتباط با دنیای خارج، مهمترین سیستم ناوبری بویژه در صنایع نظامی است. با توجه به اینکه خطای این سیستم با گذشت زمان افزایش می‌یابد، بنابراین به یک سیستم کمکی نیاز است که مهمترین سیستم کمکی برای بهبود عملکرد آن سیستم GPS است. محققان زیادی در زمینه تلفیق GPS و INS کار کرده‌اند که فعالیت آنها را در این زمینه به طور کلی به دو دسته، تلفیق کامل و تلفیق متوالی می‌توان تقسیم کرد. به عنوان مثال در [۱] پیاده سازی سخت افزاری سیستم تلفیق متوالی GPS و INS بر روی

1. Covariance-Matching
2. Failure Detection

افمری (Ephemeris) موجود در پیام‌های ناوبری GPS به دست می‌آید - و نیز موقعیت به دست آمده برای متحرک توسط INS، محاسبه می‌شود [۱۲].

با فرض اینکه نویز شتاب سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها سفید باشد معادلات خطی سازی سیستم ناوبری اینرسی بدون صفحه پایدار در دستگاه NED به صورت زیر مدل می‌شود [۹، ۱۲]:

$$\dot{\delta x} = F(t)\delta x + G(t)\delta w \quad (1)$$

که δx شامل بردار خطای موقعیت، بردار خطای سرعت و بردار خطای موقعیت دورانی است. بردار δw نیز منابع اصلی خطا، یعنی خطای ژيروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌ها را در بر خواهد داشت. خطای بایاس و لغزش ساعت گیرنده به صورت زیر مدل شده است [۳، ۱۰].

$$\begin{aligned} \delta \dot{b} &= \delta \dot{n} + w_b \\ \delta \dot{n} &= w_n \end{aligned} \quad (2)$$

در این صورت مدل سیستم تلفیق کامل GPS و INS به صورت زیر است [۱۰]:

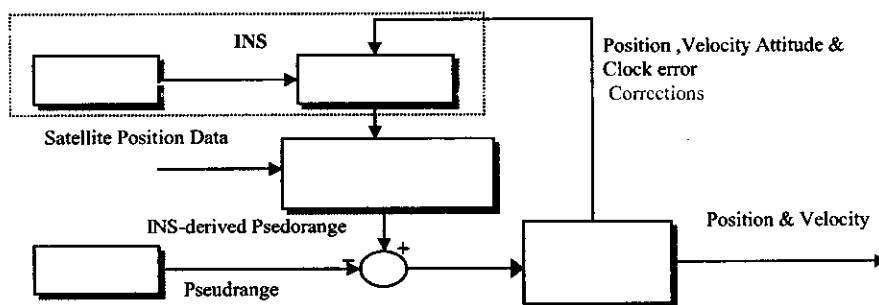
$$\begin{bmatrix} \dot{\delta x}_{INS} \\ \delta \dot{b} \\ \delta \dot{n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{INS} & & \\ & 0 & 1 \\ & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x_{INS} \\ x_{GPS1} \\ x_{GPS1} \end{bmatrix} + G_c \begin{bmatrix} w_{INS} \\ w_b \\ w_n \end{bmatrix}$$

$$G_c = \begin{bmatrix} G & 0 & 0 \\ 0_{9 \times 6} & 1 & 0 \\ 0_{9 \times 6} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

متوالی با یکدیگر مقایسه شده است. در [۸] پیاده‌سازی سخت‌افزاری تلفیق کامل برای ناوبری اتومبیل بررسی شده است. در [۹] نوعی فیلتر مقاوم برای تلفیق کامل GPS و INS ارائه شده است. به طور کلی مسأله دستیابی به عملکرد بهتر تلفیق را به دو بخش کلی، مدل‌سازی دقیق‌تر سیستم تلفیق و بهینه‌سازی فیلتر تلفیق می‌توان تقسیم کرد. بیشتر کارهای انجام شده، در زمینه بهینه‌سازی فیلتر تلفیق انجام شده، به عنوان مثال در [۱۰] تلفیق تطبیقی کامل بررسی شده است. در [۱۱] فیلتر کالمن تطبیقی با تنظیم ماتریسهای نویز پروسه Q و/یا ماتریس نویز اندازه‌گیری R برای تلفیق GPS و INS ارائه شده است. در این مقاله سیستم تلفیق کامل GPS و INS برای ناوبری موشک هوا به زمین شبیه‌سازی شده و در ادامه فیلتر کالمن تطبیقی فازی برای بهبود عملکرد تلفیق کامل GPS و INS پیشنهاد شده است.

۲- تلفیق کامل GPS و INS

در این روش، تلفیق در سطح اندازه‌گیریهای خام GPS انجام می‌شود. در واقع در این روش تفاضل بردار شبه فاصله اندازه‌گیری شده توسط GPS و بردار شبه فاصله محاسبه شده توسط INS مطابق شکل ۱ به فیلتر کالمن وارد می‌شوند. شبه فاصله محاسبه شده توسط INS با داشتن موقعیت ماهواره‌های داخل دید - که از اطلاعات



شکل ۱ طرحواره تلفیق کامل GPS و INS

- ۱- جبران‌سازی خطای GPS
- ۲- تصحیح ماتریس دوران از دستگاه بدنی به دستگاه ناوبری
- ۳- تصحیح موقعیت و سرعت

۳- بیان مسأله تطبیق و لزوم آن

مسأله دستیابی به عملکرد بهتر سیستم تلفیق GPS و INS را می‌توان به دو بخش عمده زیر تقسیم کرد:

الف- بهبود مدل‌سازی سیستم تلفیق GPS و INS
 که عبارت است از مدل‌سازی بهتر خطاها طوری که سیستم تلفیق GPS و INS را با دقت بیشتری توصیف کند. در واقع در طراحی فیلتر کالمن لازم است دینامیک‌های پروسه کاملاً معلوم باشد. انحراف مدل در نظر گرفته شده در فیلتر کالمن با مدل واقعی سیستم، موجب انحراف فیلتر از حالت بهینه خواهد شد و علاوه بر این، حضور مدهای ناپایدار مدل نشده، می‌تواند اساساً به ناپایداری فیلتر منجر شود.

ب- بهبود مسأله تخمین

معادلات دیفرانسیل زمان گسسته سیستم تلفیق GPS و INS را در نظر بگیرید:

$$\begin{aligned} X_{k+1} &= F_k X_k + W_k \\ Z_k &= H_k X_k + V_k \end{aligned} \quad (9)$$

که X_k بردار حالت $n \times 1$ ، F_k ماتریس انتقال حالت $n \times n$ ، W_k بردار نویز سفید پروسه $q \times 1$ و Z_k بردار اندازه‌گیری $r \times 1$ ، V_k بردار نویز اندازه‌گیری $r \times 1$ و H_k ماتریس $r \times n$ است. از طرفی:

$$E\{W_k W_k^T\} = Q_k \quad E\{V_k V_k^T\} = R_k \quad (10)$$

که Q_k و R_k ماتریسهای مثبت معین هستند با فرض اینکه ماتریسهای Q_k و R_k کاملاً معلوم باشند الگوریتم فیلتر کالمن به صورت زیر است:

$$\bar{X}_{k+1} = F_k \bar{X}_k$$

در صورتی که شبه‌فاصله اندازه‌گیری شده توسط INS، ρ_i و شبه‌فاصله اندازه‌گیری شده توسط GPS، ρ_j باشد در این صورت معادله اندازه‌گیری به شکل زیر است:

$$Z\rho_j(t) = \rho_j - \rho_i \quad (4)$$

که $Z\rho_j$ تفاضل بین شبه‌فاصله اندازه‌گیری شده توسط GPS و INS است [۹].
 که:

$$\rho_j = \sqrt{(x-x_{sj})^2 + (y-y_{sj})^2 + (z-z_{sj})^2} + \delta\rho_j \quad (5)$$

(x, y, z) موقعیت واقعی موشک در دستگاه ECEF و (x_{sj}, y_{sj}, z_{sj}) موقعیت ماهواره ژام در دستگاه ECEF است. با فرض اینکه (x_i, y_i, z_i) خروجی موقعیت INS در دستگاه ECEF باشد آنگاه:

$$\begin{aligned} x_i &= x + \delta x_i \\ y_i &= y + \delta y_i \\ z_i &= z + \delta z_i \end{aligned} \quad (6)$$

که $(\delta x_i, \delta y_i, \delta z_i)$ خطای موقعیت INS است. در این حالت ρ_j به صورت زیر است [۹، ۱۰]:

$$\rho_j = \sqrt{(x_i - x_{sj})^2 + (y_i - y_{sj})^2 + (z_i - z_{sj})^2} \quad (7)$$

که در معادله بالا INS، موقعیت ماهواره‌ها را با استفاده از اطلاعات افمیری موجود در پیام‌های ناوبری محاسبه می‌کند. در واقع خروجی IMU همراه با اطلاعات افمیری توسط INS پردازش شده و شبه‌فاصله از ماهواره‌های موجود در دید محاسبه می‌شود. برای به کار بردن این بردار اندازه‌گیری شده در فیلتر کالمن، باید این معادله غیرخطی اندازه‌گیری، خطی شود تا ماتریس اندازه‌گیری به دست آورده شود که شکل خطی شده معادله اندازه‌گیری به شکل زیر است:

$$\delta z(t) = H(t)x(t) + v(t) \quad (8)$$

در معامله اندازه‌گیری، $v(t)$ نویز GPS است که به صورت نویز سفید مدل می‌شود. همچنین اندازه‌گیری با نرخ نمونه‌برداری یک بار در ثانیه انجام می‌شود. به ازای هر اندازه‌گیری تصحیحات زیر در فیلتر تلفیق انجام می‌شود:

که اطلاع ناکافی از مشخصات پیشین، دقت تخمین‌های فیلتر را کاهش می‌دهد یا سبب ایجاد بایاس در تخمین‌ها می‌شود. بعلاوه اطلاعات از پیش دانسته غلط ممکن است سبب واگرایی فیلتر شود [۱۸].

همچنین اطلاع ناکافی از مشخصات آماری پیشین فیلتر در بسیاری از حالات سبب تخمین نامناسب حالت‌هایی می‌شود که مشاهده‌پذیری ضعیفی دارند. در تلفیق GPS و INS مولفه‌های بایاس شتاب سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها و بایاس و دریفت ساعت گیرنده، چنین هستند. از آنجا که تخمین این مولفه‌ها تأثیر مستقیم بر روی تخمین مولفه‌های مهم فیلتر (خطای موقعیت‌ها، خطای سرعت‌ها و موقعیت‌های دورانی) از طریق کوپل اثراتشان دارند، این مسأله مهم است. از این رو می‌توان استدلال کرد که فیلتر کالمن ثابت طراحی شده، به وسیله روش‌های سنتی نواقصی است [۱۲].

از این دیدگاه می‌توان انتظار داشت که با تلفیق تطبیقی GPS و INS به عملکرد بهتری برسیم و همچنین از واگرایی فیلتر جلوگیری خواهد شد. منظور از تطبیق، تنظیم بی‌درنگ ماتریسهای Q و R فیلتر کالمن است. مهمترین امتیاز تلفیق تطبیقی، اعتماد ضعیفتر آن به اطلاعات آماری از پیش دانسته است. بنابراین فیلتر کالمن تطبیقی مشکل ناکامل بودن اطلاعات پیشین را جبران کرده و سبب بهبود عملکرد فیلتر ثابت (غیر تطبیقی) می‌شود. در این صورت آگاهی از اطلاعات پیشین به دلیل تطبیق ماتریس کوواریانس نویز پروسه Q و نویز اندازه‌گیری R در درجه دوم اهمیت دارد. از زمان توسعه فیلتر کالمن روش‌های تطبیقی مختلفی ارائه شده که به طور کلی آنها را به دو دسته کلی زیر می‌توان تقسیم کرد [۱۲، ۱۸، ۱۹]:

۱- (MMAE) تخمین تطبیقی مبتنی بر چند مدل^۴

۲- (IAE) تخمین تطبیقی مبتنی بر ابداع^۵

$$\begin{aligned} P_{k+1}^- &= F_k P_k F_k^T + Q_k \\ K_k &= P_k H_k^T [H_k P_k H_k^T + R_k]^{-1} \\ \hat{X}_k &= \hat{X}_k^- + K_k [Z_k - H_k \hat{X}_k^-] \end{aligned} \quad (11)$$

$P_k = [I - K_k H] P_k^-$
در معادلات بالا \hat{X}_k تخمین بردار حالت سیستم X_k ، ماتریس کوواریانس خطای تخمین حالت سیستم است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$P_k = E[(X_k - \hat{X}_k)(X_k - \hat{X}_k)^T] \quad (12)$$

باقیمانده^۱ یا دنباله ابداع^۲ به صورت زیر تعریف می‌شوند [۱۳، ۱۴]:

$$r_k = Z_k - H_k \hat{X}_k^- \quad (13)$$

که در واقع تفاضل بین خروجی واقعی و خروجی تخمین زده شده است. در کاربردهای عملی از باقیمانده‌ها به منظور آشکارسازی خرابی^۳ سنسورها یا برای چک کردن دیتای اندازه‌گیری استفاده می‌شود. از طرفی باقیمانده‌ها اطلاعات قابل دسترس اضافی را برای فیلتر در هر اندازه‌گیری ارائه می‌دهند و عامل مهمی برای پردازش عملکرد فیلتر کالمن هستند. در صورتی که فیلتر کالمن، بهینه عمل کند دنباله ابداع، نویزی سفید با میانگین صفر خواهد بود [۱۵، ۱۶].

همانطور که از معادلات بالا ملاحظه می‌شود الگوریتم فیلتر کالمن مبتنی بر این فرض است که اطلاعات از پیش دانسته نویز پروسه و نویز اندازه‌گیری (R, Q) کاملاً معلوم باشند که در بیشتر کاربردهای عملی این مشخصات آماری نامعلوم‌اند. همچنین آگاهی از اطلاعات پیشین نویز پروسه و نویز اندازه‌گیری بستگی به نوع کاربرد و دینامیک پروسه دارد که بسختی به دست می‌آید. مسأله این است که الگوریتم تخمین بهینه در فیلتر کالمن، به مشخصات آماری از پیش دانسته نویز پروسه و نویز اندازه‌گیری بسیار وابسته است [۱۶، ۱۷]. می‌توان نشان داد

1. Residual

2. Innovation Sequence

3. Failure

4. Multiple-Model-Based Adaptive Estimation

5. Innovation-Based Adaptive Estimation

اندازه‌گیری کمتر است. با فرض اینکه ماتریس کوواریانس Q کاملاً معلوم و ثابت باشد، الگوریتمی را برای تخمین تطبیقی ماتریس کوواریانس R می‌توان به دست آورد. در اینجا الگوریتم IAE برای تطبیق ماتریس R به وسیله سیستم‌های فازی ارائه شده است. ایده به کار رفته مانند تطبیق کوواریانس است که با تخمین تطبیقی ماتریس کوواریانس R در حین اندازه‌گیری، موجب تطبیق فیلتر می‌شود. ایده اصلی این روش آن است که مشخصات آماری باقیمانده یا به بیان دیگر کوواریانس واقعی باقیمانده را با کوواریانس تئوری‌شان نزدیک کنیم. کوواریانس تئوری دنباله ابداع به صورت زیر است:

$$S_k = H_k P_k^- H_k^T + R_k \quad (14)$$

اگر کوواریانس واقعی r_k با مقدار تئوری آن متفاوت باشد. آنگاه تنظیم توسط R به منظور تصحیح عدم تطابق^۷ انجام می‌شود. برای پردازش تفاوت بین S_k و مقدار واقعی آن متغیر جدیدی را تعریف می‌کنیم که این متغیر درجه تطابق نامیده شده و به صورت زیر است:

$$DOM_k = S_k - \hat{C}_{rk} \quad (15)$$

با داشتن دنباله ابداع r_i ، کوواریانس واقعی آن \hat{C}_{rk} به وسیله کوواریانس نمونه‌های آن از طریق متوسط‌گیری درون پنجره تخمین متحرک با اندازه N به صورت زیر تخمین زده می‌شود:

$$\hat{C}_{rk} = \frac{1}{N} \sum_{i=i_0}^k r_i r_i^T \quad (16)$$

که $i_0 = k - N + 1$ اولین نمونه درون پنجره تخمین است. اندازه پنجره N به طور تجربی انتخاب می‌شود تا مشخصات آماری نرمی را نتیجه می‌دهد.

اگر مقدار DOM نزدیک به صفر باشد، بدین معنا است که S_k و \hat{C}_{rk} تقریباً بر یکدیگر منطبق‌اند و هیچ تغییری لازم نیست. اگر DOM بزرگتر از صفر باشد بدان

که در هر دو روش از اطلاعات جدید قابل دسترس در دنباله ابداع استفاده می‌شود. در روش اول یک بانک از فیلترهای کالمن با مدل‌های مختلف برای اطلاعات آماری فیلترها به طور موازی اجرا می‌شوند. این روش براساس بهبود عملکرد فیلتر از طریق تخمین تطبیقی اطلاعات آماری فیلتر، ماتریس Q و/یا R است که مکانیزم تطبیق بر اساس سفیدی^۱ دنباله ابداع فیلتر است. مهرا^۲ چهار روش را برای تطبیق فیلتر کالمن با ماتریسهای Q و R در [۱۸] ارائه داده که عبارتند از: حداکثر درشتنمایی^۳، بی‌زی^۴، همبستگی^۵، تطبیق کوواریانس^۶. اساس روش تطبیق کوواریانس این است که کوواریانس واقعی باقیمانده‌ها با مقدار تئوری سازگار شود.

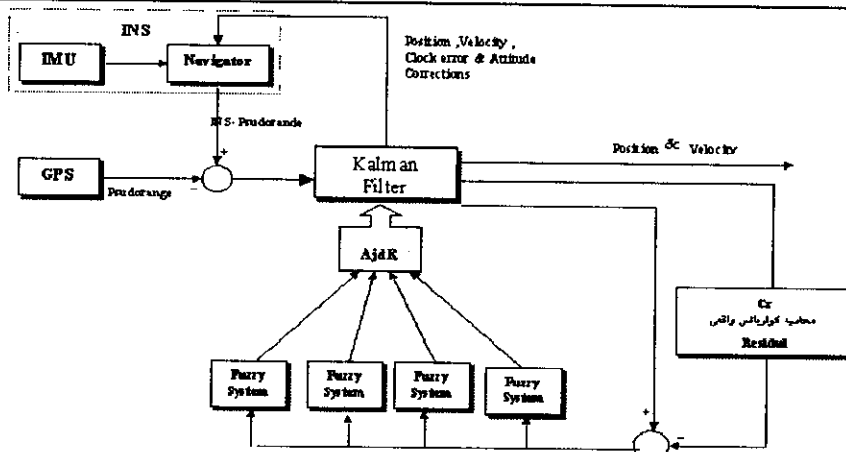
در این مقاله فرض می‌شود که مدل سیستم GPS و INS استفاده شده مناسب بوده بهبود سیستم تلفیق از طریق بهبود عملکرد فیلتر با تخمین تطبیقی ماتریسهای Q یا R انجام می‌شود. بدین منظور فیلتر کالمن تطبیقی فازی بی‌درنگ ارائه شده که در آن تطبیق توسط سیستم فازی با تنظیم بی‌درنگ ماتریس کوواریانس نوین اندازه‌گیری R و/یا نوین پروسه Q انجام می‌شود. مهمترین امتیاز کسب شده در استفاده از سیستم‌های فازی نسبت به روشهای تطبیقی سنتی، سادگی آن و همچنین امکان به کارگیری دانش بشری در باره سیستم است.

۴- تطبیق فیلتر کالمن با تخمین تطبیقی R با فرض Q ثابت توسط سیستم فازی

ماتریس کوواریانس نوین اندازه‌گیری R ، دقت اندازه‌گیری را نشان می‌دهد. بزرگی ماتریس کوواریانس R برای دیتای اندازه‌گیری بدین معنی است که اعتماد ما به

1. Whiteness
2. Mehra
3. Likelihood Maximum
4. Bayesian
5. Correlation
6. Covariance Matching

7. Mismatch



شکل ۲ تلفیق تطبیقی فازی کامل

$H, AdjQ$ است.

۲- اگر $H, D1$ و $H, D2$ و $L, D3$ و $L, D4$ آنگاه $L, AdjQ$ است.

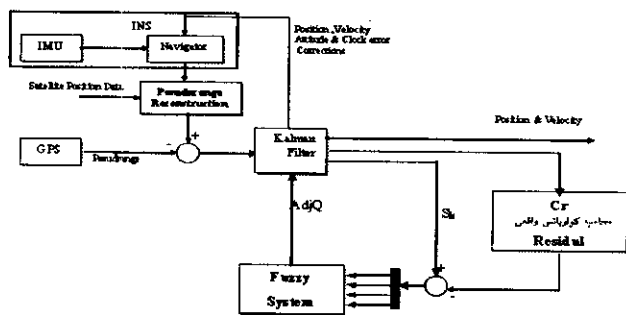
۳- اگر $M, D1$ و $M, D2$ و $M, D3$ و $M, D4$ آنگاه $M, AdjQ$ است.

تخمین کامل Q را نداریم، بلکه هدف آن است که سیستم فازی Q را طوری تنظیم کند که کوواریانس واقعی باقیمانده به مقدار تئوری آن نزدیک شود. در واقع سیستم فازی اختلاف بین کوواریانس واقعی باقیمانده و کوواریانس تئوری آن را پردازش کرده و بر اساس قوانین موجود ماتریس Q را به صورت زیر تنظیم می‌کند:

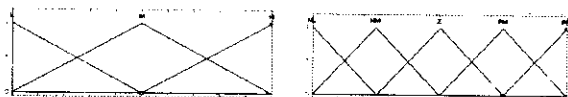
$$Q_{n+1} = Q_n AdjQ \quad (19)$$

در این رابطه $AdjQ$ خروجی سیستم فازی است.

همانطور که قبلاً گفته شد، در تلفیق کامل، چهار اندازه‌گیری داریم بنابراین ابعاد ماتریس DOM در این حالت 4×4 است که عناصر روی قطر ماتریس DOM در هر لحظه به عنوان ورودی به سیستم فازی وارد و پردازش شده و خروجی سیستم فازی ماتریس Q را تنظیم می‌کند. بنابراین همانطور که در شکل‌های ۳ و ۴ مشاهده می‌شود، سیستم فازی چهار ورودی - یک خروجی و تعداد توابع عضویت هر یک از ورودی‌ها و خروجی‌ها به ترتیب سه و پنج است. با این شرایط سیستم فازی دارای ۸۱ قانون است.



شکل ۳ تلفیق تطبیقی فازی کامل



شکل ۴ توابع عضویت ورودی و خروجی

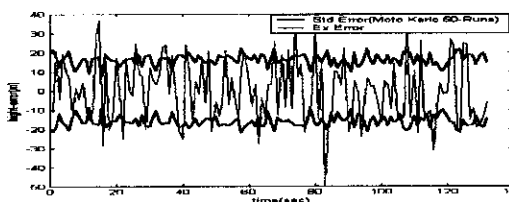
بازه توابع عضویت ورودی و خروجی با سعی و خطا به دست آمده است. نوع فازی‌ساز، موتور استنتاج و غیرفازی‌ساز به ترتیب عبارتند از: فازی‌ساز منفرد، موتور استنتاج ضرب و غیرفازی‌ساز میانگین مراکز [۲۱].

در صورتی که $DOM(2,2) = D2, DOM(1,1) = D1$ و $DOM(4,4) = D4$ و $DOM(3,3) = D3$ در نظر بگیریم، تعدادی از این قوانین به صورت زیر است [۲۰]:

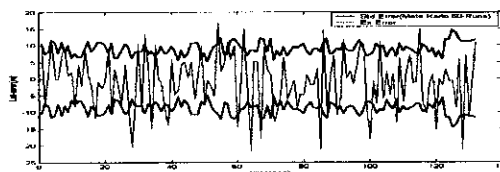
۱- اگر $L, D1$ و $L, D2$ و $L, D3$ و $L, D4$ آنگاه

۶- نتایج حاصل از یک پروفایل

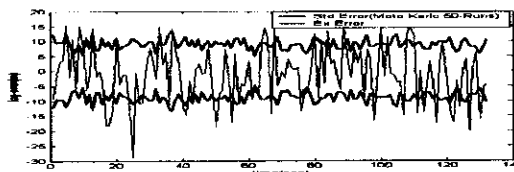
مسیر نامی که برای ناوبری در این مقاله انتخاب شده مربوط به یک موشک هوا به زمین است که رو به شمال پرتاب شده. خطای حاصل از ناوبری با GPS از نوع C/A و بدون خطای SA به صورت شکل های ۵ تا ۷ است:



شکل ۵ خطای ارتفاع جغرافیایی و انحراف استاندارد آن



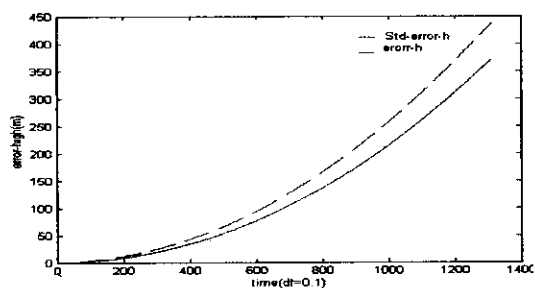
شکل ۶ خطای عرض جغرافیایی و انحراف استاندارد آن



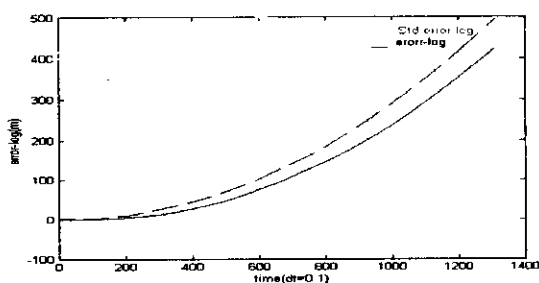
شکل ۷ خطای طول جغرافیایی و انحراف استاندارد آن

ضرایب، کالیبراسیون به دست آمده و توسط این ضرایب خروجی‌های IMU جبران‌سازی شده‌اند. همچنین در لحظه پرتاب موشک دستگاه بدنی بر دستگاه ناوبری کاملاً منطبق است. بدین ترتیب برای مدلسازی خطاهایژیروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌ها فقط بایاس‌ها را در نظر گرفته و مقادیر آنها به صورت قدم تصادفی مدلسازی شده است. مقدار اولیه بایاسژیروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌ها را متغیر گاوسی با میانگین صفر و انحراف استاندارد به ترتیب 1 deg/h و 10 mg در نظر گرفته‌ایم. انحراف استاندارد نویز تحریک کننده برایژیروسکوپ‌ها و شتاب‌سنجی‌ها بترتیب $1.96 \times 10^{-14} \text{ rad}^2/\text{sec}^3$ و $8 \times 10^{-8} \text{ m}^2/\text{sec}^5$ در نظر گرفته شده است. الگوریتم ناوبری INS، اطلاعات IMU را با نرخ 0.01 ثانیه یک بار دریافت کرده و با استفاده از خروجیژیروسکوپ‌ها، ماتریس دوران را در هر لحظه محاسبه می‌کند و سپس به منظور حل معادلات ناوبری، خروجی شتاب‌سنج‌ها در دستگاه ناوبری NED محاسبه می‌شوند.

انحراف استاندارد خطاها همراه با نمونه‌ای از آن در شکل‌های ۸ تا ۱۳ رسم شده است.



شکل ۸ خطای ارتفاع جغرافیایی و انحراف استاندارد آن

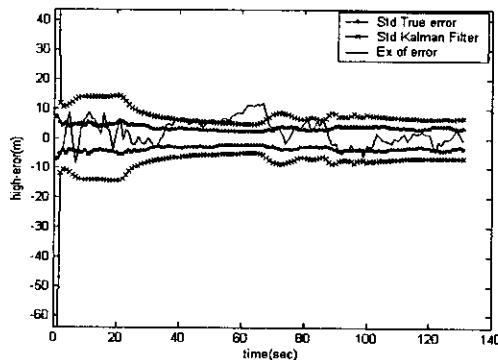


شکل ۹ خطای عرض جغرافیایی و انحراف استاندارد آن

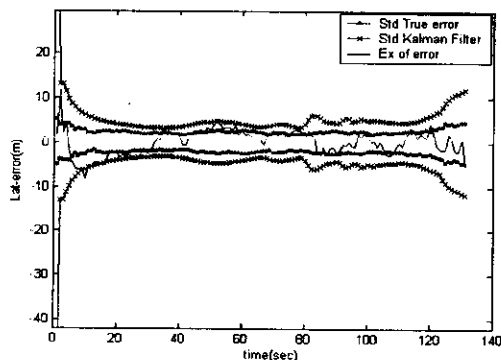
مشاهده می‌شود که انحراف استاندارد خطای ناوبری در کانال ارتفاع در حدود ۱۵ متر و انحراف استاندارد خطای ناوبری در کانال طول و عرض جغرافیایی در حدود ۱۰ متر است. نکته مهم دیگر در مورد خطاهای GPS عدم افزایش آنها با زمان است که در واقع یکی از مزایای عمده این سیستم به شمار می‌رود.

INS شبیه‌سازی شده از نوع بدون صفحه پایدار است که از سهژیروسکوپ و سه شتاب‌سنج تشکیل شده. به دلیل سادگی مدل جاذبه زمین در دستگاه NED، دستگاه ناوبری در این دستگاه است. برای مدلسازی خطایژیروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌ها در IMU فرض می‌شود که IMU قبل از نصب کالیبره شده باشد، یعنی توسط میز سه درجه آزادی و نرم‌افزار کالیبراسیون تست شده و

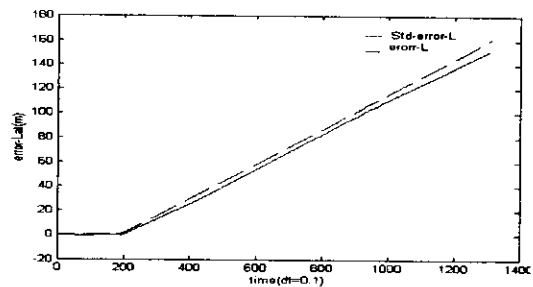
را نشان می‌دهد. در هر شکل انحراف استاندارد خطای تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن، انحراف استاندارد واقعی خطا و یک نمونه خطای سیستم تلفیق آورده شده است. ملاحظه می‌شود که نتایج به دست آمده با تلفیق کامل نسبت به سیستم ناوبری اینرسی بهبود زیادی داشته است. از آنجا که در تلفیق کامل معادلات اندازه‌گیری و پروسه غیرخطی اند و فیلتر کالمن برای سیستم خطی شده طراحی شده، لذا انحراف استاندارد خطای تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن با مقادیر واقعی انحراف استاندارد خطا از روش مونت کارلو با ۵۰ بار شبیه‌سازی متفاوت است. همچنین به دلیل غیرخطی بودن سیستم و شتاب‌های بالای موشک در انتهای مسیر، در انتهای ناوبری بویژه در سرعت‌های زیاد خوب نیست. در این روش نیز در صورتی که علاوه بر شبه فاصله، نرخ شبه فاصله‌ها نیز اندازه‌گیری شود، به دقت بیشتری خواهیم رسید.



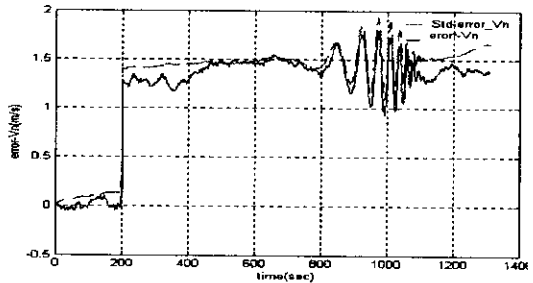
شکل ۱۴ خطای ارتفاع جغرافیایی و انحراف استاندارد آن در تلفیق GPS/INS



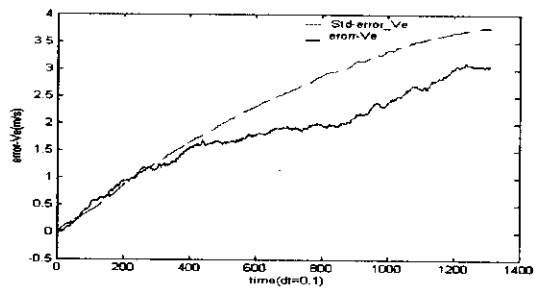
شکل ۱۵ خطای عرض جغرافیایی و انحراف استاندارد آن در تلفیق GPS/INS



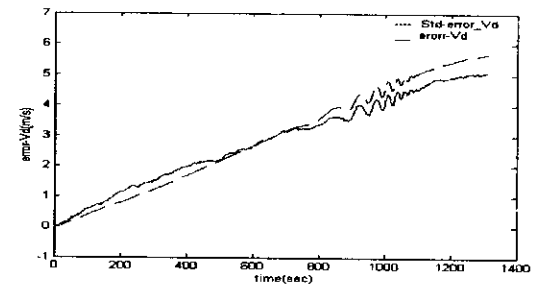
شکل ۱۰ خطای طول جغرافیایی و انحراف استاندارد آن



شکل ۱۱ خطای سرعت رو به شمال و انحراف استاندارد آن

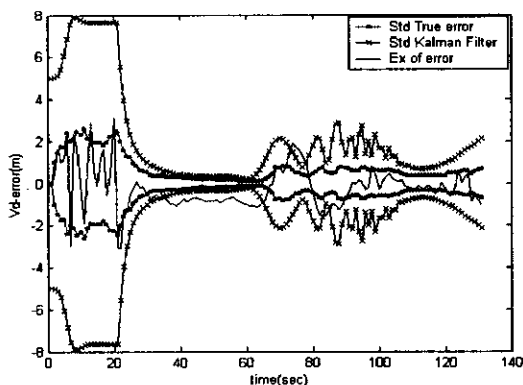


شکل ۱۲ خطای سرعت رو به شرق و انحراف استاندارد آن



شکل ۱۳ خطای سرعت رو به پایین و انحراف استاندارد آن

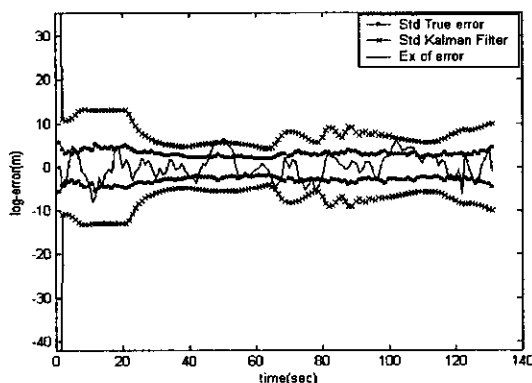
برای تخمین انحراف استاندارد خطاها از ۵۰ شبیه‌سازی استفاده شده است. همانطور که از شکلها مشاهده می‌شود، تمامی خطاها با زمان افزایش می‌یابند. به همین دلیل در بسیاری از کاربردها بویژه در ناوبری‌های طولانی - مدت از سیستم ناوبری به تنهایی استفاده نمی‌شود. شکلهای ۱۴ تا ۱۹ نتایج حاصل از ناوبری تلفیق کامل



شکل ۱۹ خطای سرعت رو به پایین و انحراف استاندارد

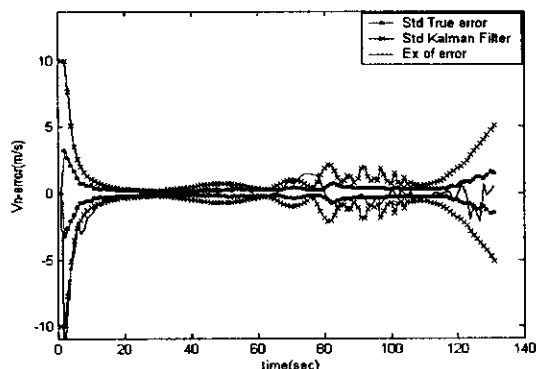
آن در تلفیق GPS/INS

شکلهای ۲۰ تا ۲۵ خطای حاصل از ناوبری کامل را با فیلتر کالمن معمولی و فیلتر کالمن تطبیقی فازی - که در آن Q ثابت و R توسط سیستم فازی به صورت بی درنگ تنظیم می شود - نشان می دهد. در ابتدا تلفیق سیستم فازی خاموش است و از فیلتر کالمن ثابت (غیر تطبیقی) استفاده می شود. سیستم فازی از ثانیه ۲۵ شروع به کار و فیلتر را تطبیق می کند. طول پنجره متحرک در نظر گرفته شده برای تخمین کوواریانس واقعی باقیمانده ها است که همانطور که پیشتر گفته شد، با سعی و خطا به دست آمده. در هر شکل انحراف استاندارد خطای تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن قبل و بعد از تطبیق، همچنین انحراف استاندارد تخمین زده شده توسط روش مونت کارلو قبل و بعد از تطبیق، نشان داده شده است. مشاهده می شود که برخلاف فیلتر کالمن معمولی، انحراف استاندارد خطای تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن تطبیقی فازی، به روش مونت کارلو (انحراف استاندارد واقعی) نزدیک شده است همچنین انحراف استاندارد خطای تخمین زده شده نسبت به حالت بدون تطبیق کاهش یافته است و در واقع این بدین دلیل است که تنظیم تطبیقی R سبب تنظیم بهره فیلتر و در نتیجه سبب بهبود حالت های تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن خواهد شد.



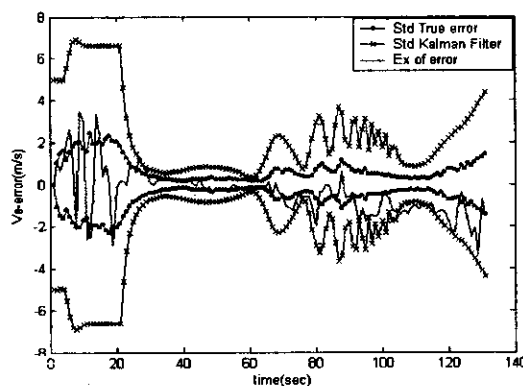
شکل ۱۶ خطای طول جغرافیایی و انحراف استاندارد آن در تلفیق

GPS/INS



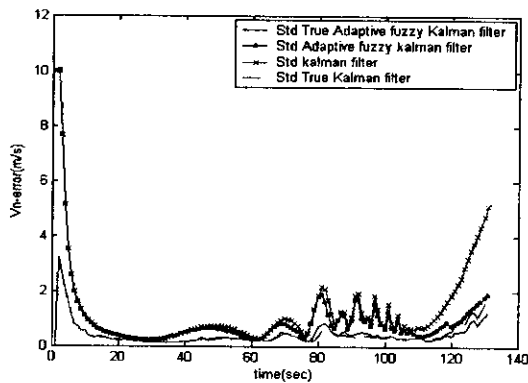
شکل ۱۷ خطای سرعت رو به شمال و انحراف استاندارد آن در

تلفیق GPS/INS

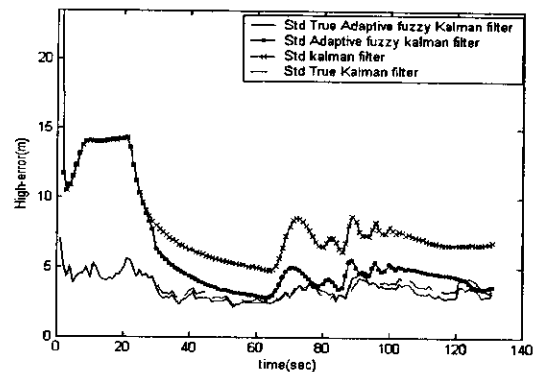


شکل ۱۸ خطای سرعت رو به شرق و انحراف استاندارد آن در تلفیق

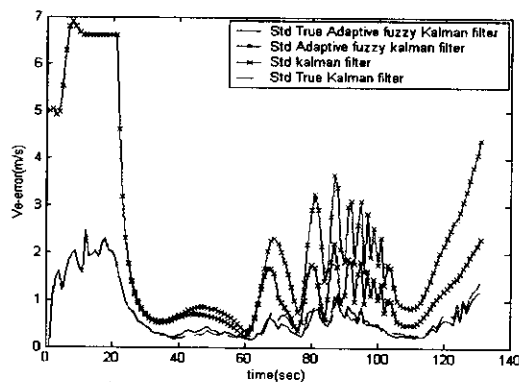
GPS/INS



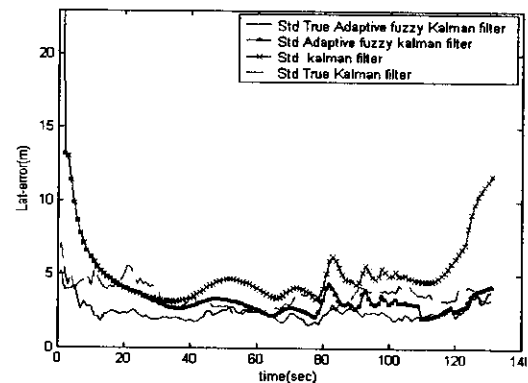
شکل ۲۳ انحراف استاندارد خطای سرعت رو به شمال در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن Q ثابت است



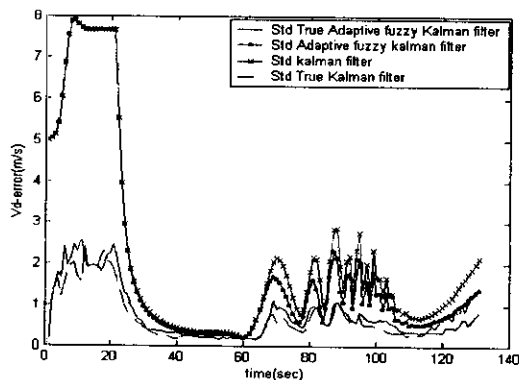
شکل ۲۰ انحراف استاندارد خطای ارتفاع جغرافیایی در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن Q ثابت است.



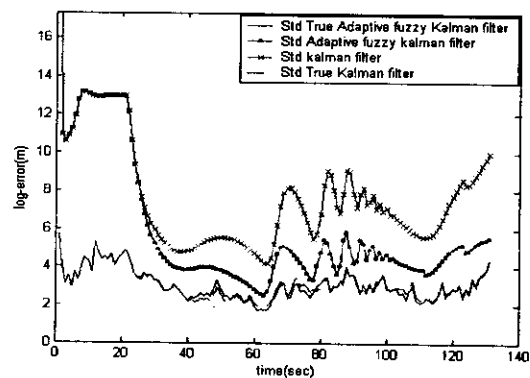
شکل ۲۴ انحراف استاندارد خطای سرعت رو به شرق در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن Q ثابت است



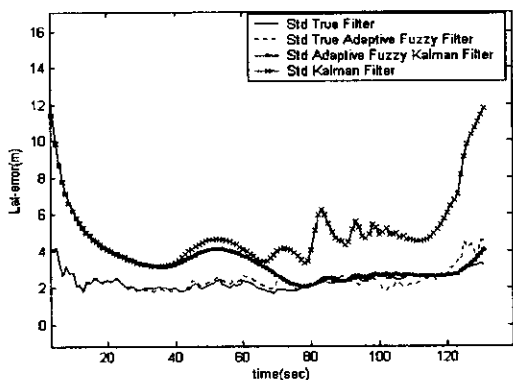
شکل ۲۱ انحراف استاندارد خطای عرض جغرافیایی در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن Q ثابت است



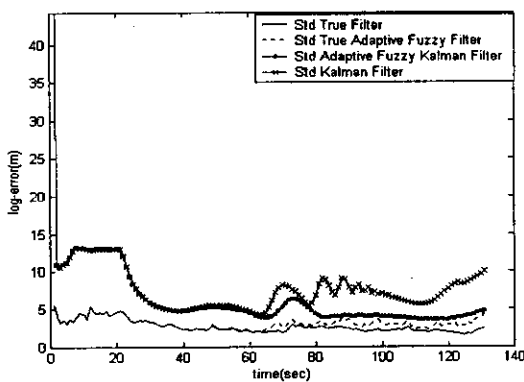
شکل ۲۵ انحراف استاندارد خطای سرعت رو به پایین در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن Q ثابت است



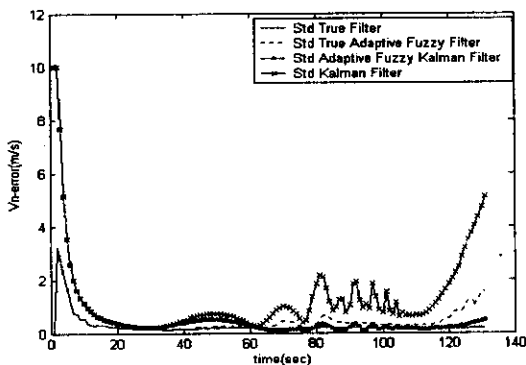
شکل ۲۲ انحراف استاندارد خطای طول جغرافیایی در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن Q ثابت است



شکل ۲۷ انحراف استاندارد خطای عرض جغرافیایی در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن R ثابت است

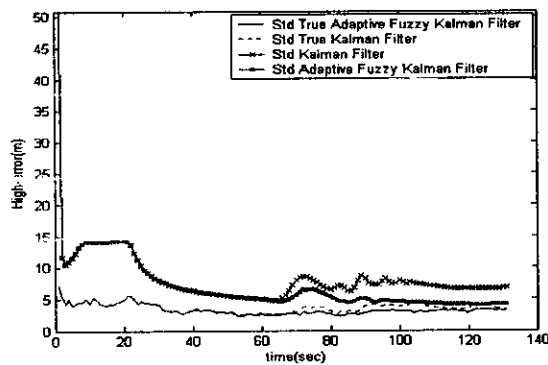


شکل ۲۸ انحراف استاندارد خطای طول جغرافیایی در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن R ثابت است



شکل ۲۹ انحراف استاندارد خطای سرعت رو به شمال در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن R ثابت است

شکل های ۲۶ تا ۳۱ خطای حاصل از ناوبری کامل با فیلتر کالمن معمولی و فیلتر کالمن تطبیقی فازی را - که در آن ثابت و Q توسط سیستم فازی به صورت بی درنگ تنظیم می شود - در شرایط یکسان نشان می دهد. این شکل انحراف استاندارد واقعی خطای موقعیت ها و سرعت ها و همچنین انحراف استاندارد خطای آنها را که توسط فیلتر کالمن تخمین زده شده نشان می دهد. اولین نکته این است که انحراف استاندارد خطاها در تلفیق تطبیقی فازی کامل به طور قابل ملاحظه ای نسبت به تلفیق کامل با فیلتر کالمن کاهش یافته است. نکته قابل توجه دیگری که از شکلها ملاحظه می شود این است که ناپایداری هایی که در پایان ناوبری در سیستم ناوبری تلفیقی با فیلتر کالمن داشتیم در تلفیق تطبیقی فازی بر طرف شده و خطای کلیه موقعیت ها و سرعت ها در تلفیق تطبیقی فازی پایدار است. همچنین پاسخ ها در مقایسه با روش تطبیقی قبلی - که در آن Q ثابت بود - بهتر است. اما مانند روش قبل انحراف استاندارد خطای تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن تطبیقی فازی با انحراف استاندارد واقعی خطا به یکدیگر نزدیک اند در واقع در این حالت خطای واقعی با خطای تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن یکسان است.

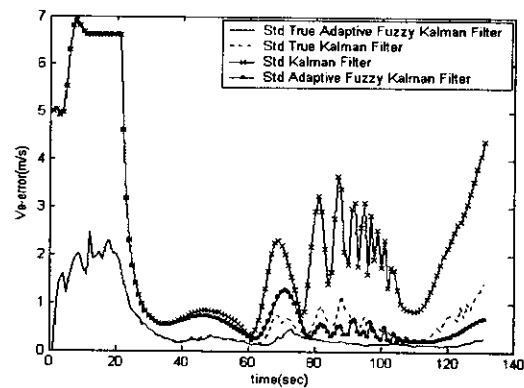


شکل ۳۰ انحراف استاندارد خطای ارتفاع جغرافیایی در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن R ثابت است

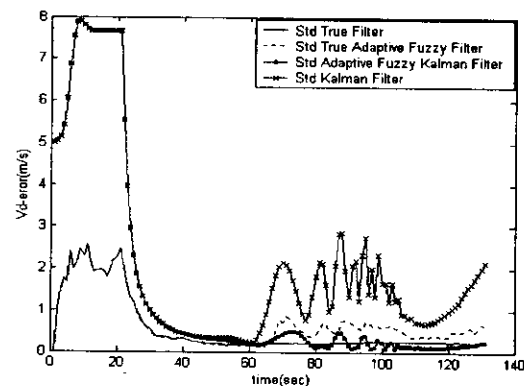
پیشنهاد شد که سیستم فازی به طور بی درنگ ماتریسهای Q یا R را طوری تنظیم می کند که فیلتر تلفیق عملکرد بهینه‌ای داشته باشد. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که این حالت نسبت به فیلتر کالمن معمولی که در آن Q و R ثابت‌اند، بهبود یافته است.

۸- منابع

- [1] Ohlmeyer E.S.; Perpiton T.R.; Miller B.L.; "GPS-Aided Navigation System Requirments For Smart Munitions And Guided Missiles"; Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference; New Rleans, 1997; pp.954-968.
- [2] Zhu Bo; Fan Yaozu; "The Optimal Integrated GPS/INS"; Department of Automatic and Control Beijing University of Aeronautics and Astronautic
- [3] Ren DA; Ching-Fang Lin; "A New Failure Detection Approach and Its Application to GPS Autonomous Integrity Monitoring"; IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems; Vol.31 No. Jan 1995.
- [4] Evant C.C.; Robert R.; "The Desigen and Analysis of Integrated Navigation Using Real INS and GPS Data"; Air Force Insiute of Technology.
- [5] Ohlmeyer E.S.; ,Perpiton T.R.; Miller B.L.; "Assessment of Integrated GPS/INS for the Ex-171 Extended Rang Guided Munition"; <http://www.aerotechnology.com>, 2000.
- [6] Xiufeng H; Young Chen; "A Reduced-Order Model for Integrated GPS/INS"; IEEE AES System Magazine.1998.
- [7] Schwarz K.P.; Wei M.; "Aided Versus Embedded A Comparison of Two Approaches to GPS/INS Integration"; IEEE Position ,Location and Navigation Symposium; 1994; PP 314-322.



شکل ۳۰ انحراف استاندارد خطای سرعت رو به شرق در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن R ثابت است



شکل ۳۱ انحراف استاندارد خطای سرعت رو به پایین در تلفیق کامل با فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تطبیقی فازی که در آن R ثابت است

۷- نتیجه گیری

در این مقاله پس از شبیه سازی GPS و INS، مسیر یک موشک زمین به هوا با آنها ناوبری شد. نتایج نشان داد که خطای سیستم INS بر خلاف سیستم GPS - که خطای آن محدود است - با گذشت زمان افزایش می‌یابد. سیستم GPS با توجه به خواص مکمل آن، بهترین سیستم کمکی برای بهبود دقت INS است. بدین منظور تلفیق کامل GPS و INS شبیه سازی و پیاده‌سازی شد. خطای ناوبری موقعیت و سرعت سیستم تلفیق کامل GPS و INS نسبت به INS به طور قابل ملاحظه‌ای بهبود یافته است. در انتها یک فیلتر کالمن تطبیقی فازی بهبود سیستم تلفیق کامل

- Kalman Filtering-Fuzzy Logic Architecture for Multisensor Data Fusion"; Proc of The IEEE; 2001; PP.364-369.
- [16] Mehra R.K.; "On the Identification of Variance and Adaptive Kalman Filtering"; IEEE Trans, Automatic Control; 1970; Vol. AC-15.
- [17] Fitzgerald R. J.; "Divergence of the Kalman Filter"; IEEE Trans Automatic Control; 1971; Vol AC-16,NO.6,PP.736-747.
- [18] Mehra R.K.; "Approaches to Adaptive Filtering"; IEEE Trans of Automatic Control; Oct 1972; PP. 693-698.
- [19] Escamilla P.J.; Mort N.; "Adaptive Kalman Filtering Though Fuzzy Logic"; Proc. Of the 7th UK Workshop On Fuzzy Systems; Whilow Grange Conferencecente, Sheffield; 2000; PP. 67-73.
- [۲۰] رمضان هاونگی؛ تلفیق GPS/INS و بهبود عملکرد آن با فیلتر کالمن تطبیقی فازی؛ پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی کنترل؛ دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین توسی؛ ۱۳۸۱.
- [21] Wang; A Course in Fuzzy System and Control; 1997.
- [8] Knight D.T; "Rapiad Development of Tightly-Coupled GPS/INS Systemes"; Proce of IEEE PLANS ,Position Location and Navigation Symposium; 1996; PP. 300-305.
- [9] Karasinides S.; "Enhacing Filter Robustness in Cascaded GPS-INS Integrations"; IEEE Trans On Aerospace and Electronic Systems; Vol.30,No.4 Oct 1994.
- [10] Feng W.; Yang S.; Zhao F.; "Adaptive Filtering Aloritm to GPS/INS Integrated Sysyem"; Proce IEEE; 2001; PP.352-356.
- [11] Mohamed A.H.; Shwarz K.P.; "Adaptive Kalman Filtering For INS/GPS"; Journal of Geoudesy; 1999; Vol.73, No.4,PP.193-203.
- [12] Titterton D.H.; Weston J.L.; "Strapdown Inertial Navigation Technology"; 1997.
- [13] Maybeck P.S.; "Stochastic Models Estimation and Control; Vol 1,2; Academic Press; New York; 1994.
- [14] Escamilla P.J; Mort N.; "Multisensor Data Fusion Arichitecture Based on Adapive Kalman Filters and Fuzzy Logic Performance Assessment"; Proc IEEE; 2002; PP.1542-1549.
- [15] Escamilla P.J.; Mort N.; "A Hybrid