

استفاده از فیلتر فعال جرم- نقطه برای تطبیق تصاویر راداری با نقشه عوارض زمین

احمد کلهر^۱، سید محمد مهدی دهقان بنادکی^۲

۱ دانشگاه بین‌المللی امام خمینی، قزوین

۲ دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر

تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۸۹/۰۳/۱۹

تاریخ ارزیابی نهایی: ۱۳۹۰/۰۸/۲۸

چکیده

در این مقاله راهکار فیلتر فعال جرم- نقطه برای تطبیق تصاویر راداری و نقشه مرجع عوارض زمین به منظور ناوبری اجسام پرنده به کار گرفته می‌شود. در این روش بر پایه تخمین بازگشتی به روش بی‌زین، روش فیلتر جرم- نقطه به گونه‌ای اصلاح می‌شود که در برابر احتمال بروز خطاهای ناگهانی در اندازه‌گیری ارتفاع، سامانه ناوبری اینرسی (INS) و همچنین عبور از نواحی بسیار هموار مقاوم بوده و از ناپایداری تخمین بلندی‌ها جلوگیری کند. فیلتر جرم- نقطه شبکه‌ای از نقاط پیرامون محل تخمین را در نظر می‌گیرد و به هر یک احتمالات مجزایی اختصاص می‌دهد. این احتمالات در شروع دارای مقادیر مشابه بوده و نشان‌دهنده نایقیتی موجود در مکان‌یابی جسم پرنده در اطراف نقطه‌ای است که INS نمایش می‌دهد. این شبکه یا فیلتر به صورت یک مسأله تخمین بازگشتی بر پایه تئوری بی‌زین به تدریج به سمت مقادیر صحیح همگرا می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی توانمندی، مقاومت و تطابق آن با نیازمندی‌های سامانه ناوبری به کمک عوارض زمین را نشان داده و روش پیشنهادی را در زمره روش‌های قابل توسعه در سامانه‌های عملیاتی قرار می‌دهد.

کلیدواژه:

ناوبری به کمک عوارض زمین، تخمین بی‌زین، فیلتر جرم نقطه، تنظیم هوشمند فیلتر، نقشه دیجیتالی بلندی عوارض.

۱. مقدمه

یکی از متداول‌ترین روش‌ها برای کاهش خطای سامانه INS، استفاده از سامانه‌های ناوبری به کمک عوارض^۱ (TAN) می‌باشد که برای آن‌ها الگوریتم‌های تطبیق عوارض مختلفی توسعه یافته است. وظیفه اصلی این الگوریتم‌ها، ترکیب اطلاعاتی است که از ارتفاع سنج راداری، نقشه‌های دیجیتالی بلندی‌های عوارض، INS و اندازه‌گیری‌های مبتنی بر فشار هوا به دست می‌آیند.

عمل ترکیب اطلاعات به دو صورت مختلف امکان‌پذیر می‌باشد. در روش اول، پروفایلی از بلندی‌های عوارض بر پایه مقادیر اندازه‌گیری شده و اطلاعاتی از INS به دست می‌آیند، ساخته می‌شود. این پروفایل با پروفایل‌های به دست آمده از نقشه بلندی‌های عوارض مقایسه شده و بهترین موقعیت از لحاظ تطبیق به عنوان تخمینی از موقعیت جسم پرنده در نظر گرفته می‌شود. در

روش دوم، با هر مقدار اندازه‌گیری شده جدید، موقعیت به صورت بازگشتی تخمین زده می‌شود. روش اول موسوم به روش دسته‌ای^۲ و روش دوم موسوم به روش بازگشتی^۳ است.

یکی از اولین روش‌های دسته‌ای تطبیق عوارض زمین روش تطبیق کانتور عوارض^۴ (TERCOM) می‌باشد [۱-۲]. در این روش بررسی تطابق بین پروفایل عمودی به دست آمده از عوارض زمین و رشته‌ای از بلندی‌های بازیابی شده از پایگاه داده بلندی‌های عوارض و چندین مسیر پروازی موازی با رشته فوق صورت می‌گیرد. این رشته بلندی‌ها توسط واحد اندازه‌گیری اینرسی پیش‌بینی می‌شود. مسیرهای موازی به کار گرفته شده در بررسی تطابق دارای آفست‌های طولی و عرضی نسبت به مسیر پیشنهاد شده می‌باشند. نقطه‌ای از پایگاه داده عوارض که دامنه همبستگی (تطابق) در آن

1. Terrain Aided Navigation
2. Batch approach
3. Recursive approach
4. Terrain Contour Matching

۱. دکترای مهندسی برق، akalhor@ut.ac.ir
۲. دانشجوی دکترای مهندسی برق، smm.dehghan@ut.ac.ir

⁴ LiDAR می باشد [۸]. در این سامانه مقادیر تخمین فاصله لیزری با مقادیر اندازه گیری برد به دست آمده از جاروب کننده برد لیزری با استفاده از معیار میانگین مجذور خطا مقایسه می گردند.

سامانه ناوبری اینرسی به کمک عوارض زمین BUAA⁵ (BITAN) در دو مود کلی اکتساب⁶ و ردیابی⁷ عمل می نماید [۹-۱۰]. اگر خطای موقعیت یابی INS بسیار بزرگ باشد، مود اکتساب فعال شده و خطا با استفاده از روش فیلترهای موازی کاهش می یابد. سپس در وضعیت ردیابی، خطاهای موقعیت و سرعت با استفاده از یک فیلتر کالمن تصحیح می گردد.

عمده روش های ناوبری بر پایه عوارض زمین برای استفاده در هواپیما و موشک طراحی شده و توسعه یافته اند. این روش ها عمدتاً روی اجسام پرنده با سرعت پایین با مانورهای زیاد نظیر بالگرد به ویژه هنگامی که از میان دره ها، روی عوارض نسبتاً هموار و یا عوارض بسیار ناهموار عبور می نمایند رفتار مناسبی از خود نشان نمی دهند. روش ناوبری بر پایه عوارض زمین VATAN⁸ مبتنی بر الگوریتم ویتربی (VA) روش مناسبی برای رفع این مشکل است [۱۱]. الگوریتم ویتربی یک تخمین گر مقدار بیشینه رشته حالت به صورت استقرایی⁹ است که دینامیک های سامانه و مشاهدات را در یک الگوریتم ساده با یکدیگر ترکیب می نماید. الگوریتم ویتربی نیازی به خطی سازی نداشته و در مقابل مدل هایی از سامانه که قابلیت مشاهده آن ها جزئی می باشد، مقاوم است. به نظر می رسد VATAN توانسته باشد مشکلات واگرایی موجود در روش EKF را تا حدود زیادی برطرف نماید.

از میان تلاش های متعددی که برای ناوبری بر پایه عوارض زمین انجام گرفته است، سامانه تطبیق بر پایه پروفایل عوارض TERPROM دارای بیش ترین استقبال است [۱۲] و در حال حاضر به عنوان یک محصول مناسب در بسیاری از هواپیماهای نظامی (همچون F16، هریس GR7، TMK10 و Mirage) و در بعضی موشک ها (نظیر MBADSS) مورد استفاده قرار می گیرد. این سامانه شامل ناوبری با رجوع به عوارض زمین، پیروی از عوارض، سامانه پیش گوینده پرهیز از تصادم با زمین، هشدار و راهنمایی در هنگام وجود موانع و تعیین مسافت می باشد. اطلاعات دقیقی درباره این سامانه و جزئیات آن ارائه نشده است [۱۳].

بیش ترین مقدار را دارا باشد، به عنوان موقعیت پرنده در نظر گرفته می شود. دقت سامانه TERCOM، تابعی از نرخ انحراف شتاب سنج ها در واحد اندازه گیری اینرسی می باشد و هر چه نرخ انحراف بزرگ تر باشد، میزان تصحیح دامنه مسیره های افقی و عمودی نیز بیش تر خواهد شد [۲]. به طور کلی، اگر میزان نویز از میزان تغییرات پستی و بلندی ها کمتر باشد، این الگوریتم رفتار مناسبی از خود نشان خواهد داد [۳-۴]. کارکرد TERCOM به میزان ناهمواری و یکتایی عوارض ناحیه وابستگی بسیاری دارد. همچنین تهیه نقشه TERCOM با سختی همراه بوده و تأثیرات ناشی از تغییر فصل (برف و پوشش گیاهی) این سامانه را با مشکل مواجه می کند. این سامانه کمترین وابستگی را به شرایط جوی و تاریکی داشته و خطاهای برخورد موشک های کروز برد بلند استفاده کننده از این سامانه در حد چند متر گزارش شده است [۳]. این روش نیز همانند سایر روش های دسته ای حجم پردازش بسیار زیادی دارد.

در سامانه های مبتنی بر TERCOM سطحی از یک ارتفاع سنج راداری چندطیفی استفاده می شود که پروفایل پستی و بلندی های سطح زمین را اندازه گیری می کند. الگوریتم مورد استفاده در این سامانه مانند الگوریتم قبل می باشد و تنها به جای همبستگی روی خط، همبستگی روی اندازه گیری های سطح بررسی می شود [۳].

یکی دیگر از روش های ناوبری به کمک عوارض، روش ساندا (SITAN)¹ است که در زمره روش های بازگشتی قرار می گیرد [۲]. این الگوریتم برای کاهش اثر غیرخطی عوارض از روش های آماری خطی سازی تطبیقی در فیلتر کالمن توسعه یافته استفاده می کند [۵]. یکی از اشکالات SITAN احتمال زیاد واگرایی فیلتر به دلیل ماهیت غیرخطی عوارض می باشد؛ به ویژه وقتی که خطای خطی سازی نسبت به خطای اندازه گیری قابل توجه باشد. اصلاحات مختلفی از قبیل استفاده همزمان از چند فیلتر EKF موازی برای غلبه بر مشکل واگرایی SITAN پیشنهاد شده است [۶-۵]. یکی از الگوریتم های این خانواده الگوریتم Heli/SITAN است که برای بالگرد به کار می رود [۶].

یکی دیگر از روش ها، ناوبری به کمک عوارض با استفاده از تصاویر رادار لیزری² می باشد [۷]. در این روش برای تطبیق نقشه های عوارض از معیار هاسدورف استفاده می شود. روش دیگری از این خانواده مبتنی بر استفاده از جاروب کننده برد لیزری³ در سامانه

4. Light Detection And Ranging

5. BUAA Inertial Terrain Aided Navigation Algorithm

6. Acquisition Mode

7. Track Mode

8. Terrain- Aided Navigation using the Viterbi Algorithm

9. Maximum A Posterior

1. Sandia Inertial Terrain Aided Navigation

2. Terrain Marching Based on Imaging Laser Radar

3. LaserRange Scanner

با توجه به مشکلات و نقایص ارائه شده در هریک از سامانه‌ها و الگوریتم‌های فوق، نگرش دیگری مبتنی بر به کارگیری توأم روش‌های مختلف ارائه شده است که از آن جمله می‌توان به ناوبری ترکیبی به کمک عوارض با استفاده از TERCOM و SITAN [14] اشاره کرد.

اشکال عمده روش‌های دسته‌ای، حجم زیاد پردازش است. از این منظر روش‌های بازگشتی کارکرد بهتری از خود نشان می‌دهند. از جمله روش‌های تخمین بازگشتی موقعیت بر پایه عوارض زمین، روشی است که بر مبنای فیلترهای ذره‌ای و فیلتر جرم-نقطه توسعه یافته است. در فیلترهای ذره‌ای، بازنمایی غیرپارامتری امکان نمایش محدوده وسیع‌تری از توزیع را فراهم می‌نماید و پوشش ترم‌های غیرخطی و دینامیک‌های مدل نشده در یک مسئله تخمین میسر می‌شود [15]. بنابراین روش‌های مبتنی بر این فیلترها، اشکال واگرایی به دلیل خطی‌سازی و یا عدم قطعیت‌های مدل نشده در روش‌هایی که از فیلترهای کالمن استفاده می‌نمایند را برطرف می‌کنند.

فیلتر جرم-نقطه برای تخمین موقعیت جسم پرنده بر پایه عوارض زمین، شبکه‌ای از نقاط پیرامون محل تخمین را در نظر می‌گیرد و به هریک احتمالات مجزایی اختصاص می‌دهد. این احتمالات در شروع دارای مقادیر مشابه بوده و نشان‌دهنده نایقینی موجود در مکان‌یابی جسم پرنده در اطراف نقطه‌ای است که INS نمایش می‌دهد. این شبکه یا فیلتر به تدریج به سمت مقادیر صحیح که نشان‌دهنده موقعیت دقیق جسم پرنده می‌باشد، همگرا می‌گردد [13].

از مهم‌ترین مشکلات این فیلترها تقریبی بودن تخمین و احتمال بالای وقوع واگرایی در شرایطی است که تعداد نمونه‌ها کم است. تقریبی بودن به دلیل گسسته بودن، استفاده از تعداد محدودی از ذره‌ها و ماهیت تصادفی فاز نمونه‌برداری می‌باشد. واگرایی نیز از نحوه نمونه‌برداری و تعداد ذره‌ها در محدوده تخمین ناشی می‌گردد [15].

در این مقاله روش فیلتر جرم-نقطه به گونه‌ای اصلاح خواهد شد که ضمن بهینه‌سازی حجم محاسبات، در برابر احتمال بروز خطاهای ناگهانی در اندازه‌گیری ارتفاع، خطاهای سامانه INS و همچنین عبور از نواحی بسیار هموار مقاوم بوده و از واگرایی تخمین جلوگیری نماید. این مهم با فعال کردن فیلتر و تغییر تطبیقی مشخصات آن فراهم می‌شود.

در ادامه مقاله، در بخش ۲ راجع به روابط مربوط به مدل تطبیق به روش بازگشتی و همین‌طور چگونگی تطبیق بلندی‌های زمین به کمک روش بیزین توضیح داده خواهد شد.

در بخش ۳ فیلتر جرم-نقطه و الگوریتم پیاده‌سازی آن توضیح داده می‌شود. در مورد چگونگی فعال‌سازی یا به عبارت دیگر تنظیم هوشمند مشخصات فیلتر به عنوان یکی از نوآوری‌های مقاله در بخش ۴ توضیح داده خواهد شد. در بخش ۵ چند مثال شبیه‌سازی در مورد قابلیت روش پیشنهادی ارائه خواهد شد و در پایان نتایج حاصله جمع‌بندی می‌گردند.

۲. استفاده از تئوری تخمین بیزین در تطبیق بلندی‌ها

یکی از روش‌های قوی و شناخته شده در مسائلی از نوع تخمین که به صورت فراگیر مورد استفاده قرار می‌گیرد روش بیزین می‌باشد. در این روش کمیت‌های حالت مورد تخمین، به عنوان متغیرهای تصادفی در نظر گرفته می‌شوند و تخمین بردار حالت از روی تابع چگالی شرطی^۱ انجام می‌گیرد.

۱-۲. شرح مدل تطبیق به روش بازگشتی

(.) \hat{v} تخمینی از سرعت هواپیما به صورت پیوسته می‌باشد که توسط کانال‌های افقی سامانه INS تولید شده است. اگر T ثابت زمانی باشد که توسط رادار ارتفاع سنج استفاده می‌شود سامانه INS جهت و فاصله پرواز هواپیما بین دو اندازه‌گیری متوالی را به صورت زیر محاسبه می‌کند:

$$u_t = \int_T^{(t+1)T} \hat{v}(s) ds \quad t = 0, 1, \dots$$

فرض می‌شود x_t بیانگر موقعیت زمانی دو بعدی هواپیما در نقشه در لحظه t باشد. میزان انحراف در کانال‌های افقی سامانه INS در طول یک زمان تناوب نمونه به صورت نویز سفید v_t با متوسط صفر و با تابع چگالی احتمالاتی (v_t, p) نشان داده می‌شود. هر دو مؤلفه موجود در این نویز از یکدیگر مستقل می‌باشند. حرکت هواپیما مابین دو مقدار اندازه‌گیری به صورت زیر توصیف می‌شود:

$$x_{t+1} = x_t + u_t + v_t$$

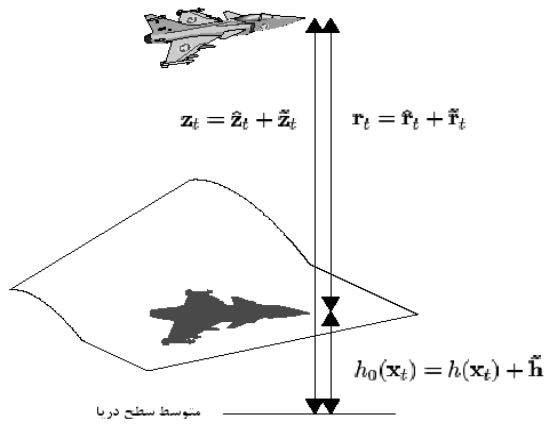
از این رو موقعیت افقی شامل یک پیمایش تصادفی در دو بعد می‌باشد که توسط تخمین INS استخراج می‌گردد. تخمین ارتفاع جغرافیایی \hat{z}_t برای هواپیما به کمک ترکیب اطلاعات سامانه INS و فشار هوا همواره دارای خطای بایاس \tilde{z}_t و همچنین به دلیل نوسانات فشار هوا دارای نویز خواهد بود. تاثیر این نویز بر بایاس ارتفاع به شکل یک نویز سفید w_t و با متوسط صفر مدل‌سازی می‌شود.

$$\tilde{z}_{t+1} = \tilde{z}_t + w_t$$

فرض می‌کنیم $N(m, P)$ توزیع نرمال n بعدی با بردار میانگین m و ماتریس کواریانس P باشد.

1. Conditional Density Function

R_1 جهت مدل سازی پراکندگی در اندازه گیری ارتفاع موانع به کار می رود.



شکل ۱. هندسه اندازه گیری مقادیر ارتفاع [۱۳]

خلاصه روابط فوق شامل مدلی برای تخمین موقعیت افقی و مدلی برای تعیین بایاس ارتفاع به صورت زیر می باشد:

$$\begin{aligned} x_{t+1} &= x_t + u_t + v_t \\ \tilde{z}_{t+1} &= \tilde{z}_t + w_t, \quad t = 0, 1, \dots \\ y_t &= h(x_t) - \tilde{z}_t + e_t. \end{aligned} \quad (2)$$

نویز اسکالر e_t مستقل از دیگر نویزها، از نوع سفید و دارای تابع توزیع $p(e_t)$ می باشد. فرض می شود x_0 و \tilde{z}_0 نیز از یکدیگر مستقل بوده و به ترتیب از توابع توزیع نویز $p(x_0)$ و $p(\tilde{z}_0)$ پیروی می کنند.

جهت ساده کردن بیش تر مدل، فرض می شود \tilde{z}_t با یک خطای تخمین قابل مقایسه با سطح نویز e_t تخمین یافته باشد. در این حالت هدف مسئله صرفاً تخمین حالت های نشان دهنده موقعیت هواپیما روی نقشه DTED خواهد بود. در این صورت بعد سامانه جدید $n=2$ بوده و اندازه گیری ها اسکالر خواهد بود.

$$\begin{aligned} x_{t+1} &= x_t + u_t + v_t \\ y_t &= h(x_t) + e_t \end{aligned} \quad (3)$$

۲-۲. تطبیق بلندی های زمین به کمک روش بیزین

قضیه اصلی که مبنای استفاده از روش بیزین برای تطبیق عوارض زمین قرار می گیرد به صورت زیر می باشد [۱۳]:

قضیه: فیلتر چگالی شرطی $p(x_t | Y_t)$ برای تخمین حالات بر پایه قانون بیز به صورت بازگشتی به شکل زیر محاسبه می گردد.

$$\begin{aligned} (a): p(x_t | Y_t) &\sim p_{e(t)}(y_t - h(x_t))p(x_t | Y_{t-1}) \\ (b): p(x_{t+1} | Y_t) &= \int_{R_2} p_{u(t)}(x_{t+1} - u_t - x_t)p(x_t | Y_t)dx_t \\ p(x_t | Y_{t-1}) &= p(x_0) \end{aligned} \quad (4)$$

اولین معادله در عبارات بازگشتی (۴) مربوط به اعمال مشاهده

به روز شده است. عبارت $p_{e(t)}(y_t - h(x_t))$ مقدار تابع

$$N(m, P) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^n \det P}} \exp\left(-\frac{1}{2}(x-m)^T P^{-1}(x-m)\right)$$

همان گونه که بیان شد منابع نویز u_t و v_t به صورت یک توزیع نرمال مدل می گردند.

$$p(v_t) = N(0, Q_v)$$

$$p(w_t) = N(0, Q_w)$$

اگر $h(x)$ مقدار میان یابی شده بلندی عوارض از نقشه اطلاعات دیجیتالی بلندی های عوارض (DTED¹) در موقعیت x را مشخص نماید و $h_0(x)$ مقدار واقعی بلندی زمین در همان موقعیت را نشان دهد، مقدار خطای $h_0(x) - h(x)$ نشان دهنده اثرات ترکیبی از خطای ناشی از محاسبه نقشه DTED و میان یابی اطلاعات همچنین خطای هم ترازوی نقشه^۲ می باشد. این خطا با متغیر تصادفی \tilde{h} و با متوسط صفر نشان داده می شود.

شکل ۱ رابطه بین مقادیر ارتفاع و فواصل واقعی و اندازه گیری شده را نشان می دهد. در این شکل، متغیرهای مشخص شده با بالانویس " $\hat{\ }^{\wedge}$ "، برای مقادیر اندازه گیری شده از بلندی عوارض در زمان t به کار برده شده اند. با توجه به هندسه موجود در شکل ۱ معادله اندازه گیری عبارت است از:

$$y_t = \hat{z}_t - \hat{r}_t = h(x_t) - \tilde{z}_t + \underbrace{\tilde{r}_t - \tilde{h}}_{e_t}$$

تابع چگالی احتمال (PDF) خطای اندازه گیری e_t را به عنوان مجموع خطاهای مستقل ناشی از نقشه DTED و رادار ارتفاع سنج مدل خواهد کرد. به دلیل اثر انعکاس رادار روی اشیای روی زمین و تاثیرات چنبر رادار^۳، این خطا به صورت جمع وزن دار از توابع توزیع نرمال مدل می گردد.

$$p(e_t) = \gamma N(0, R_0) + (1 - \gamma)N(m, R_1) \quad (1)$$

مدل (۱) این گونه تعبیر می شود که با احتمال $\gamma \leq 1$ ، ارتفاع اندازه گیری شده توسط رادار ارتفاع سنج صحیح می باشد. اگر رادار در یک موقعیت صحیح اندازه گیری نماید نویز اندازه گیری شده از نوع نرمال با متوسط صفر و با کواریانس R_0 می باشد. ولی وجود موانعی چون درختان باعث انحراف از موقعیت صحیح می شود. مقدار m به عنوان میانگین در تابع توزیع نرمال دوم (دومین عبارت رابطه (۱))، ارتفاع متوسط موانع را مدل سازی می کند و کواریانس

1. Digital Terrain Elevation Database
2. Aliasing
3. Probability Density Function
4. Lobe

$$\begin{aligned}
 (a): \alpha_t &= \int_{\mathbb{R}^2} p_{e(t)}(y_t - h(x_t)) p(x_t | Y_{t-1}) dx_t \\
 (b): p(x_t | Y_t) &= \alpha_t^{-1} p_{e(t)}(y_t - h(x_t)) p(x_t | Y_{t-1}) \\
 (c): \hat{x}_t^{MV} &= \int_{\mathbb{R}^2} x_t p(x_t | Y_t) dx_t \\
 (d): C_t &= \int_{\mathbb{R}^2} (x_t - \hat{x}_t^{MV})(x_t - \hat{x}_t^{MV})^T p(x_t | Y_t) dx_t \\
 (e): p(x_{t+1} | Y_t) &= \int_{\mathbb{R}^2} p_{v(t)}(x_{t+1} - u_t - x_t) p(x_t | Y_t) dx_t
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

تطبیق بلندی‌های زمین با محاسبه تابع PDF شرطی با معادلات 6-b و 6-e انجام می‌شود. این معادلات با هر اندازه‌گیری y_t به‌نگام می‌شوند. معادلات 6-a، 6-c و 6-d فقط زمانی محاسبه می‌شود که تخمین موقعیت مورد نیاز باشد. فرض می‌شود که محاسبات تخمین با همان سرعتی انجام می‌گیرد که تابع PDF شرطی به‌نگام می‌گردد.

3. فیلتر جرم-نقطه و الگوریتم پیاده‌سازی آن

راهکار مورد نظر با عنوان تقریب جرم-نقطه، شامل گسسته‌سازی مستقیم نقشه و تابع چگالی شرطی Posterior (رابطه 5) می‌باشد. از آنجایی که هر نقطه شبکه تنها یک اثر محلی در تقریب دارد و هیچ وابستگی از قبل تعریف شده‌ای مابین مقادیر نقاط همسایه شبکه وجود ندارد، با تعریف تعداد کافی از نقاط مجاور، اثر تقریب محلی حفظ می‌شود و همین‌طور به دلیل ساختار گسسته نقشه، سادگی و سهولت محاسبات به‌ویژه در مواجهه با نقشه بلندی که ساختار نامنظمی دارد، فراهم می‌آید، لذا این راهکار قابلیت بسیار بالایی در تطبیق بلندی‌های دارد.

فرض می‌شود که N نقطه از شبکه‌ای در فضای R^2 ، جهت تقریب تابع $p(x_t | Y_t)$ انتخاب شده باشد. متغیر زیر برای این نقاط به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$x_t(k) \quad k = 1, 2, \dots, N$$

هر کدام از این N نقطه یک جرم احتمالاتی متناظری به شکل زیر دارند:

$$p(x_t(k) | Y_t) \quad k = 1, 2, \dots, N$$

جهت به دست آوردن یک الگوریتم ساده و مفید، نقاط شبکه از یک مش متقارن با ابعاد $(n \times m)$ انتخاب می‌شوند. این مش مطابق شکل 2 رزولوشن δ دارد. با فرض نقطه x_t به عنوان نقطه مرجع که در گوشه سمت پایین و چپ مش قرار دارد، موقعیت نقاط $x_t(k)$ نسبت به این نقطه مرجع و رزولوشن مش مشخص می‌شود.

درست‌نمایی¹ مربوط به اندازه‌گیری موقعیت x_t می‌باشد. پس از مرحله به‌روز شدن با اندازه‌گیری جدید مقادیر احتمال در موقعیت‌های نقشه که ممکن است هواپیما در آنجا باشد به صورت فزاینده تقویت می‌شود، در حالی که احتمال در موقعیت‌هایی که امکان وجود هواپیما در آنجا نیست تضعیف می‌شود. البته باید توجه داشت که عوارض تکراری باعث تخمین چندین موقعیت مشابه در روی نقشه DTED می‌شوند. این واقعیت در معادله (4) قسمت a قابل نمایش است و باعث خواهد شد چندین نقطه پیک در تابع چگالی احتمال شرطی به وجود آید.

در معادله دوم از (4) به‌نگام شدن مسئله زمان وجود دارد. این معادله اثر جابه‌جایی هواپیما را در حین دو اندازه‌گیری لحاظ کرده است. عمل انتگرال در این معادله باعث کانولوشن فیلتر چگالی $p(x_t | Y_t)$ با چگالی نویز حالت گذر می‌باشد. توزیع نویز با مرکزیت مقدار تخمین حرکت هواپیما مابین دو اندازه‌گیری توسط سامانه INS می‌باشد. از آنجایی که $p(v_t)$ مثبت می‌باشد کانولوشن تابع چگالی $p(x_t | Y_t)$ با آن باعث هموار شدن تابع چگالی و تا حدی بزرگ شدن کران آن می‌شود. این نوع تفسیر طبیعی است؛ چرا که خطاهای انحراف در سامانه INS در حین زمان بین اندازه‌گیری‌ها بر دانش پیرامون مقادیر حالت تاثیرگذار است. $p(x_0)$ می‌تواند حاوی هر نوع اطلاعات در مورد تخمین اولیه موقعیت باشد.

با حل مسئله بازگشتی تا زمان مشخص t ، اندازه و شکل کران تابع $p(x_t | Y_t)$ ، اطلاعاتی درباره مکان احتمالی هواپیما و میزان نایقینی آن خواهد داد. تخمین حداقل واریانس از موقعیت در زمان t از تابع posterior به صورت زیر به دست می‌آید [13]:

$$\hat{x}_t^{MN} = \int_{R^2} x p(x_t | Y_t) dx_t \tag{5}$$

برای پیاده‌سازی تطبیق بلندی‌های زمین به روش بیزین، راهکار بازگشتی ذکر شده در قضیه باید مدل لازم برای محاسبه تخمین و کواریانس خطای تخمین را به کار گیرد. با فرض اینکه با هر اندازه‌گیری جدید y_t ، یک تخمین جدید حاصل می‌شود عمل به‌نگام کردن بازگشتی، ترکیبی از راهکارها با معادلات زیر خواهد بود [13]:

1. Likelihood Function

خطاهای نامتعارف در سامانه INS و سامانه اندازه گیری ارتفاع توسط رادار و یا به واسطه پرواز طولانی در مناطق بسیار هموار، خارج از نقاط شبکه قرار گیرد و لذا تخمین صحیح ممکن نشود. بنابراین لازم است برای کاهش حجم محاسبات و از طرفی رفع مشکلات فوق، اندازه فیلتر به صورت هوشمند تنظیم گردد. در ادامه به راهکارهای به کار گرفته شده برای تنظیم پارامترهای فیلتر در شرایط مختلف اشاره می شود.

۴-۱. تعیین پارامترهای اولیه فیلتر

برای اینکه روش جرم- نقطه در تخمین موقعیت پرنده موفق عمل کند ضروری است که اندازه و شکل فیلتر به گونه ای تعریف شود که موقعیت واقعی را در برگیرد. این شبکه از نقاط برای دادن پوشش یکنواخت به نقشه و همین طور سادگی در تعریف به صورت یک مربع تعریف می شود. از طرفی N_0 که مبین تعداد نقاط یک شبکه مربعی شکل با رزولوشن δ است به گونه ای تعریف می گردد که شرط در برگرفتن موقعیت صحیح برآورده شود. اگر حداکثر انحراف ممکن از موقعیت صحیح را بر پایه دانش اولیه مشخص کند رابطه زیر حداقل تعداد نقاط شبکه را برای اینکه موقعیت صحیح در داخل شبکه قرار گیرد، تعیین می کند:

$$N_0 > \left[\left(\frac{2d_{\max}}{\delta} \right)^2 \right] \quad (8)$$

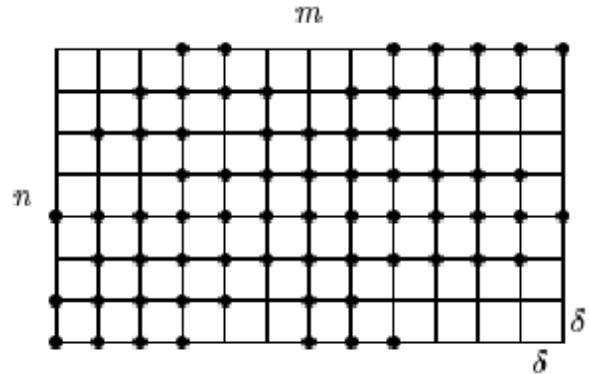
$p(x_0)$ تابع جرم- احتمالاتی نقاط شبکه در لحظه شروع به دلیل نبودن هیچ مشاهده قبلی، برای همه نقاط یکسان فرض شود که بر حسب تعداد نقاط شبکه فیلتر، مقدار این احتمال عبارت است از:

$$p(x_0(k)) = \frac{1}{N_0}, k = 1, 2, \dots, N_0 \quad (9)$$

برای اینکه تخمین موقعیت با دقت بهتری مشخص گردد لازم است تا حد ممکن δ به β یعنی رزولوشن نقشه عوارض نزدیک باشد. از طرفی برای تسریع در محاسبات و کاهش تعداد نقاط شبکه باید δ تا حد ممکن بزرگ انتخاب شود. از سوی دیگر لازم است رزولوشن شبکه از یک حدی کمتر نباشد؛ زیرا اگر مقدار رزولوشن بیش از حد بزرگ در نظر گرفته شود اطلاعات مندرج در عوارض زمین به عنوان اطلاعات مورد استفاده در ناوبری به صورت کامل به کار گرفته نمی شود. بر این اساس بهتر است مقدار حداکثر رزولوشن بر پایه تفاوت معنی دار در میزان ارتفاع بر حسب موقعیت تعریف شود. به عنوان مثال اگر این تفاوت غالباً در هر k

با این روش هر اپراتور انتگرال با یک مجموع کران دار به صورت زیر مشخص می شود:

$$\int_{R^r} f(x_t) dx_t \approx \sum_{k=1}^N f(x_k(t)) \delta^2$$



شکل ۲. انتخاب N نقطه از یک مش به ابعاد $n \times m$

با به کار بردن این تقریب در معادلات (۶)، معادلات بازگشتی جرم- نقطه بیزین به صورت زیر تغییر می کند:

$$\begin{aligned} (a): \alpha_t &= \sum_{k=1}^N p_{e(t)}(y_t - h(x_t(k))) * p(x_t(k) | Y_t) \delta^2 \\ (b): p(x_t(k) | Y_t) &= \alpha_t^{-1} p_{e(t)}(y_t - h(x_t(k))) * p(x_t(k) | Y_{t-1}) \\ (c): \hat{x}_t^{MV} &= \sum_{k=1}^N x_t(k) p(x_t(k) | Y_t) \delta^2 \\ (d): C_t &= \sum_{k=1}^N (x_t(k) - \hat{x}_t^{MV})(x_t(k) - \hat{x}_t^{MV})^T * p(x_t(k) | Y_t) \delta^2 \\ (e): x_{t+1}(k) &= x_t(k) + u_t, \quad k = 1, 2, \dots, N \\ (f): p(x_{t+1}(k) | Y_t) &= \sum_{n=1}^N p_{v(t)}(x_{t+1}(k) - x_t(n) - u_t) * p(x_t(n) | Y_t) \delta^2 \end{aligned} \quad (10)$$

عمل بهنگام کردن زمان در تابع Posterior (رابطه (۵)) به دو بخش تقسیم می شود. ابتدا نقاط شبکه با جابه جایی هوایما u_t در معادله ۶-d بهنگام می شوند و سپس چگالی فیلتر با تابع PDF نویز v_t در رابطه ۶-e کانوالو می گردد.

۴. بهبود کارکرد فیلتر جرم- نقطه با تنظیم هوشمند مشخصات فیلتر

در بخش قبل، فیلتر جرم- نقطه جهت به کارگیری روش بیزین در تخمین بازگشتی موقعیت پرنده معرفی شد. برای کاهش محاسبات مربوط به تخمین موقعیت مطابق معادلات ۶، لازم است اندازه فیلتر تا حد ممکن کوچک شود. از طرفی اگر اندازه این فیلتر کوچک باشد، این احتمال وجود دارد که موقعیت واقعی به واسطه بروز

نقطه مجاور رخ دهد، در این صورت حداکثر δ می تواند بر حسب β و k به صورت زیر مشخص شود:

$$\delta \leq k * \beta \quad (10)$$

مقدار k می تواند به صورت تجربی از روی نقشه عوارض نواحی مختلف تعیین شود.

۴-۲. بهنگام کردن تعداد نقاط شبکه در شرایط پایداری تخمین
 اگر مشخصات شبکه یعنی تعداد نقاط و رزولوشن به صورت مناسبی تعریف شده باشد و تخمین بیزین دچار شرایط خطای نامتعارفی نگردد پس از گذشت تعداد تکرار کافی در الگوریتم تخمین موقعیت، بر پایه تئوری بیزین شرایط پایداری و همگرایی به پاسخ واقعی مهیا خواهد شد. این حالت به دو شکل قابل ارزیابی است: روش اول اینکه توزیع جرم - احتمالاتی در سطح فیلتر به حالت یک توزیع نمایی^۱ حول موقعیت مورد تخمین و با پراش بالا نزدیک می گردد. همچنین با فرض اینکه خطای سامانه INS محدود و کوچک باشد، نوسانات تخمین موقعیت برای چندین تکرار متوالی به سطح نوسانات موقعیت در سامانه INS نزدیک می گردد. در روش دوم از رابطه زیر برای تشخیص پایداری یا ناپایداری تخمین استفاده می گردد:

$$\forall t \in \{t_1, t_1 + 1, \dots, l\}, l \gg 1: \frac{\|\hat{x}_t - \hat{x}_{t-1}\|}{(u_x^2 + u_y^2)^{0.5}} \approx 1 \quad (11)$$

در صورتی که تساوی فوق به صورت تقریبی برقرار باشد، می توان گفت تخمین موقعیت تا اندازه زیادی به موقعیت واقعی نزدیک شده است و جرم - احتمالی نقاط دورتر از موقعیت صحیح که در داخل شبکه قرار دارند به تدریج ناچیز خواهد شد. در این حالت می توان با کاهش اندازه شبکه، حجم محاسبات را کاهش داد. برای این منظور سطح آستانه \mathcal{E} در نظر گرفته می شود و نقاطی که دارای احتمالاتی پایین تر از این آستانه باشند حذف خواهد شد. از طرفی تعداد نقاط نیز به منظور حفظ مقاومت روش برای مواجهه با خطاهای متعارفی همچون نویز $v(t)$ در سامانه INS نباید از آستانه N_{\min} کمتر گردد.

برای این منظور مقدار \mathcal{E} می تواند بر حسب تعداد نقاط شبکه (N) تعریف گردد. در حالتی که هیچ گونه اطلاعاتی راجع به این جرم ها وجود ندارد به همه آن ها جرم احتمالاتی یکسان تخصیص داده می شود. لذا لازم است آستانه مورد نظر در شرایط نزدیک شدن به تخمین صحیح تا حد زیادی از این حالت دور شده باشد.

بنابراین سطح آستانه حذف نقاط شبکه بسیار کمتر از این جرم احتمالاتی یکسان خواهد بود.

$$\mathcal{E} \ll \frac{1}{N} \quad (12)$$

حداقل تعداد نقاط شبکه N_{\min} بر پایه میزان خطای متعارف تخمین موقعیت در سامانه INS می باشد که در معادله ۷-f با عنوان خطای نویز p_v و با توزیع گاسی مشخص شد. خطای متعارف همچنین به میزان ناهمواری منطقه پرواز و خطای سامانه سنجش ارتفاع نیز بستگی دارد ولی با توجه به اینکه هدف، بهبود تخمین موقعیت INS است لذا حداکثر خطای متعارف ممکن در شرایط پایدار نباید بیش از خطای موقعیت توسط سامانه INS باشد. لذا N_{\min} بر پایه این خطا و به شکل زیر تعیین می گردد:

$$\Delta x_m = \arg \min_{\Delta x} (p_{v(t)}(\Delta x) = c) \& c \ll 1 \Rightarrow N_{\min} = \left(\frac{2\Delta x_m}{\delta} \right)^2 \quad (13)$$

بنابراین در شرایطی که پایداری تخمین وجود دارد می توان نقاطی از شبکه که جرم احتمالاتی کمتر از \mathcal{E} دارند را به ترتیب از کوچک به بزرگ حذف کرد تا جایی که تعداد نقاط باقی مانده کوچک تر از N_{\min} نگردند. پس از این مرحله لازم است جرم احتمال نقاط باقی مانده نرمالیزه گردد.

۴-۳. بهنگام کردن شبکه در شرایط ناپایداری تخمین
 شرایط ناپایدار ممکن است در اثر بروز خطاهای نامتعارف در سامانه اندازه گیری ارتفاع (توسط رادار) و یا سامانه INS به وجود آیند. این شرایط باعث می شود موقعیت واقعی خارج از نقاط شبکه قرار گیرد در این صورت تخمین موقعیت ممکن نخواهد شد. برای رفع این مشکل، لازم است اندازه شبکه به اندازه کافی بزرگ شود تا دوباره با داخل قرار گرفتن موقعیت صحیح شرایط همگرایی دوباره فراهم آید. دو نشانه وقوع ناپایداری در تخمین عبارتند از:

۱. مشاهده نوسانات متوالی و فزاینده در تخمین موقعیت با کمک روش فیلتر جرم - نقطه در مقایسه با تخمین نقاط با روش INS بر پایه رابطه زیر:

$$\forall t \in \{t_1, t_1 + 1, \dots, t_1 + l\}, l \gg 1: \frac{\|\hat{x}_t - \hat{x}_{t-1}\|}{(u_x^2 + u_y^2)^{0.5}} \gg 1 \quad (14)$$

۲. ظهور خطاهای بزرگ بین سنجش ارتفاع توسط رادار و اطلاعات ارتفاع نقاط داخل شبکه بر پایه رابطه زیر:

$$\min_h |y - h(x(k))| \gg (R_x)^{0.5}, R_x = \max(R_1, R_0) \quad (15)$$

مقادیر R_0 و R_1 میزان پراش های موجود در تابع نویز اندازه گیری p_e مطابق رابطه (۱) است که در بخش دوم توصیف

1. Unimodal

با افزودن اندازه شبکه در این حالت لازم است آخرین موقعیت مورد تخمین به کمک روش MAP، بالاترین جرم احتمالاتی خود را حفظ نماید؛ چرا که فرض ادامه پایداری تخمین در شرایط هموار وجود دارد. ساده‌ترین روش در تخصیص جرم‌های جدید به نقاط شبکه، استفاده از یک تابع نرمال با پراش اندک و متناظر با کران یک فیلتر مربعی به مرکز تخمین قبلی است.

$$p(x_t(k) | Y_t) = \frac{1}{(2\pi \det(P))^{0.5}} \exp\left(-\frac{1}{2} Q\right) \quad (18)$$

$$Q = (x_t(k) - x_t(k^*))^T P^{-1} (x_t(k) - x_t(k^*))$$

$$k^* = \arg \max_k p(x_t(k) | Y_t), \|p\| \leq (\sqrt{N} * \delta / 2)$$

بدیہی است پس از اینکه هواپیما از ناحیه هموار گذر کرد دوباره با مشاهده شرایط پایداری تخمین، عمل کاهش اندازه فیلتر صورت خواهد گرفت.

۴-۵. الگوریتم استفاده از فیلتر فعال جرم - نقطه

بر پایه معادلات نتیجه شده از روابط (۷) در تخمین موقعیت پرواز و همین‌طور راهکارهای شرح داده شده در تنظیم پارامترهای فیلتر در مواقع خاص، الگوریتم کلی تخمین به صورت زیر قابل تعریف است:

۱. تعیین تعداد نقاط اولیه فیلتر جرم - نقطه (N_0) و همین‌طور رزولوشن فیلتر (δ) بر پایه روابط (۸) و (۱۰).

۲. مقداردهی جرم اولیه یکسان به نقاط شبکه مطابق رابطه (۹).

۳. انجام محاسبات تخمین بر پایه روابط (۷)، جهت به دست آوردن ارتفاع نقاط یعنی $h(x_t(k))$ از روی نقشه DTED.

۴. اگر بر پایه مشاهدات، تخمین پایدار حاصل شده باشد می‌توان عمل کاهش اندازه فیلتر را با توجه به سطح آستانه زدودن \mathcal{E} و حداقل تعداد نقاط فیلتر N_{min} در صورت ارضای روابط (۱۲) و (۱۳) انجام داد و کار تخمین موقعیت را با محاسبات کمتر ادامه داد.

۵. اگر بر پایه مشاهده اختلاف شدید ارتفاع یا نوسانات بالا مطابق روابط (۶) و (۱۵) در تخمین موقعیت حالت ناپایداری رخ دهد، می‌توان اندازه فیلتر جرم - نقطه را مطابق رابطه (۱۶) افزایش داد.

۶. اگر بر پایه سنجش ارتفاع مسیر پرواز مطابق رابطه (۱۷)، پرواز روی یک منطقه هموار انجام می‌گیرد می‌توان مطابق رابطه (۱۸) اندازه فیلتر را زیاد کرد.

۵. نتایج شبیه‌سازی

نقشه DTED مورد استفاده در شبیه‌سازی‌ها از نوع تجاری بوده و

شد. میزان بزرگ‌تر شدن اندازه شبکه باید به اندازه‌ای باشد که موقعیت صحیح دوباره داخل شبکه قرار گیرد. این میزان با توجه به بزرگی نوسانات تخمین موقعیت یا اختلاف ارتفاع مشاهده شده با ارتفاعات نقشه تعیین می‌شود. گرچه مبنای دقیقی برای مشخص کردن آن وجود ندارد ولی می‌توان برای اطمینان از دست‌یابی به شرایط مجدد همگرایی، اندازه شبکه را تا چند برابر بزرگ کرد. برای این منظور به صورت تجربی از رابطه زیر استفاده شده است:

$$N_{max} = 5N_{min} \quad (16)$$

از آنجایی که شرایط ناپایداری نشان‌دهنده عدم صحت مقادیر جرم احتمالی می‌باشد بهتر است مقادیر جدید جرم احتمال در تمام نقاط همانند حالت اولیه یکسان فرض شود. به همین دلیل بهتر است فیلتر جدید به شکل مربع باشد که مرکز آن در آخرین تخمین ثبت شده در شرایط پایدار باشد.

۴-۴. بهنگام کردن اندازه فیلتر جرم - نقطه در مواجهه با نواحی هموار

آنچه که باعث می‌شود تا بتوان با کمک نقشه بلندی‌های زمین تخمین موقعیت سامانه در INS را بهبود بخشید، وجود ناهمواری‌های محلی در سطح زمین می‌باشد؛ چرا که تناظر نقشه بلندی‌ها و مشخصات ارتفاع زمین در تخمین بهتر موقعیت موثر واقع می‌شود. هموار بودن ناحیه پرواز به داشتن این تناظر کمکی نمی‌کند و باعث می‌شود تخمین موقعیت فقط متکی به اطلاعات سامانه INS گردد. اما اتکا بر اطلاعات INS در تخمین موقعیت، خطای جمع شونده‌ای را به وجود می‌آورد که باعث خارج شدن موقعیت صحیح از نقاط شبکه خواهد شد. لذا لازم است متناظر با بزرگی مسیر پرواز در منطقه هموار، اندازه شبکه نیز بزرگ شود تا هنگام خروج از ناحیه هموار، شرایط ناپایداری در تخمین به وجود نیاید. برای این منظور لازم است ΔN یعنی میزان بزرگ‌تر شدن شبکه بر پایه طول مسیر هموار l که شامل نقاط مجاور نسبتاً هم ارتفاع است به صورت زیر تخمین زده شود:

$$if \quad \forall t_i \in \{t_1, t_1 + 1, \dots, t_1 + l\}, l \gg 1: \quad (17)$$

$$y_i \in [\bar{y}, \bar{y} + \Delta y_0] \Rightarrow \sqrt{\Delta N} \leq 2l$$

در این صورت Δy_0 را می‌توان بر حسب بیشینه پراش نویز اندازه گیری ارتفاع توسط رادار مشخص کرد.

$$\Delta y_0 = \arg_{\Delta y} (\bar{p}_e(\Delta y) = c_1), c_1 \ll 1$$

$$\bar{p}_e(\Delta y) = \frac{1}{(2\pi R_x)^{1/2}} \exp\left(-\frac{(\Delta y)^2}{2R_x}\right),$$

$$R_x = \max(R_0, R_1)$$

تغییر موقعیت و تغییر زوایا به کار گرفته شده است. ارتفاع سنج نیز در هر شرایطی در راستای عمود بر سطح اقدام به سنجش می‌نماید. رابط گرافیکی تهیه شده نیز امکان شبیه‌سازی مسیرهای حرکتی مختلف را فراهم می‌نماید.

جدول ۱. پارامترهای شبیه‌سازی

بازه نمونه برداری	T=0.103 ثانیه
سرعت هواپیما	۰.۵۵ ماخ - معادل با ۱۹۰ متر بر ثانیه
خطای اولیه	۵۰۰ متر در جهت شرق و شمال
خطای سرعت	۱۰ متر بر ثانیه

مش اولیه که برای شبکه مورد استفاده قرار می‌گیرد دارای رزولوشن $\delta = 20m$ می‌باشد. تعداد نقاط مش در شروع بر پایه رابطه (۸)، به فرم $N_0 = 1.2 * (2d_{max} / \delta)^2$ محاسبه می‌شود و برابر با $N_0 = 3000$ می‌باشد. برای حالت تخمین پایدار حداقل تعداد مش $N_{min} = 600$ می‌باشد. آستانه عمل زدودن نقاط شبکه نیز $\epsilon = 0.0001$ انتخاب می‌شود.

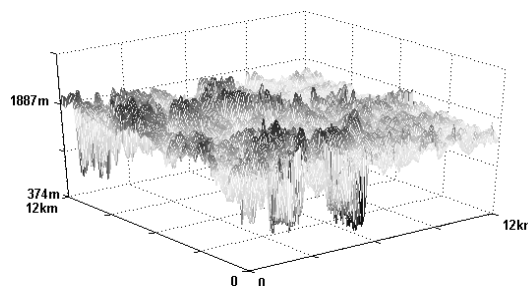
شرایط پایداری در صورت محدود بودن نوسانات طی ۲۰ مرحله متوالی اندازه‌گیری حاصل می‌شود. در این مراحل نوسانات می‌بایست به حداکثر دو برابر تغییر موقعیت در سامانه INS محدود شود. همچنین وقوع شرایط ناپایداری با مشاهده نوسانی بیش از ده برابر تغییر موقعیت در سامانه INS مشخص خواهد شد.

حداکثر اندازه مش در تخمین ناپایدار $N_{max} = 3000$ متر انتخاب شده است و افزایش اندازه شبکه نیز در حین مواجهه با $l > 10$ مشاهده متوالی از نقاط نسبتاً هم ارتفاع، $\Delta N = \frac{l^2}{3}$ می‌باشد. برخی پارامترهای مورد استفاده در شبیه‌سازی در جدول ۲ ارائه شده‌اند.

جدول ۲. پارامترهای الگوریتم فیلتر فعال جرم - نقطه

نویز سامانه	$Q_v = \begin{bmatrix} 4 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$
مشخصات نویز اندازه‌گیری	$R_0 = 2, R_1 = 9,$ $m = 15, \gamma = 0.8$
کواریانس اولیه	$P_0 = \begin{bmatrix} 1000^2 & 0 \\ 0 & 1000^2 \end{bmatrix}$
رزولوشن اولیه شبکه	$\delta = 20 m$
آستانه زدودن	$\epsilon = 0.0001$
محدودیت‌های نمونه برداری	$N_0 = 3000, N_{max} = 3000,$ $N_{min} = 600$

ناحیه‌ای به وسعت تقریبی $12 * 12$ کیلومتر مربع را پوشش می‌دهد و میزان تغییرات ارتفاع از سطح دریا در این ناحیه بین ۳۷۴ تا ۱۸۸۷ متر می‌باشد. این ناحیه متعلق به یکی از ایالت‌های کشور آمریکا می‌باشد و نمونه‌های ارتفاع با رزولوشن $\beta = 10$ متر در آن ذخیره شده‌اند که با میان‌یابی دوسویه در هر یک از سلول‌های شبکه، ارتفاع تمام نواحی مشخص شده‌اند (شکل ۳).



شکل ۳. نمای سه‌بعدی مربوط به نقشه عوارض انتخاب شده

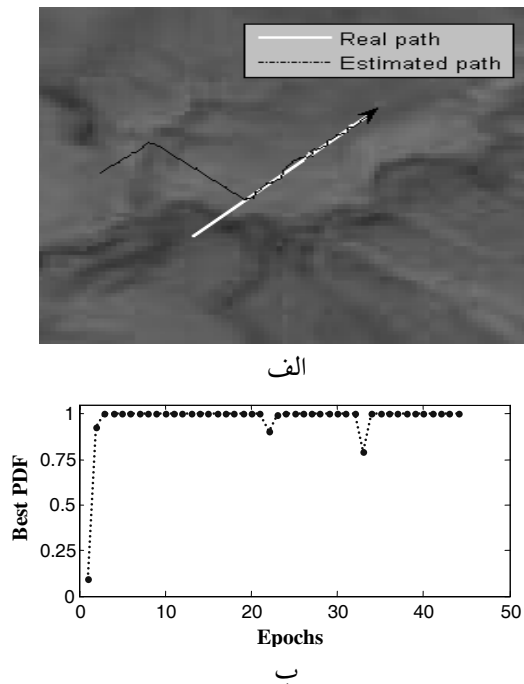
سرعت نوعی هواپیما ۰.۵۵ ماخ در نظر گرفته شده است. امکان مانور چرخشی نیز در شبیه‌سازی فراهم شده است. حداکثر خطای ممکن در تعیین موقعیت صحیح هواپیما $d_{max} = 500$ متر فرض می‌شود. برای شبیه‌سازی خطای اندازه‌گیری فواصل توسط رادار، نویزی با تابع توزیع گاسی و واریانس ۱٪ ارتفاع واقعی به آن اضافه می‌شود.

شبیه‌ساز رادار ارتفاع‌سنج، دارای اشعه با پهنای صفر می‌باشد و یک مدل خطا بر حسب ناهمواری‌های زمین را لحاظ می‌کند. نوع ناهمواری در سطح پرواز توسط نقشه‌ای خاص مشخص می‌گردد و بر پایه آن مدل‌های متفاوتی برای شبیه‌سازی خطای اندازه‌گیری استفاده می‌شود. به عنوان مثال زمانی که بر سطح جنگل‌های انبوه پرواز صورت می‌گیرد، ارتفاع‌سنج راداری خطای بایاس ۱۹ متر را لحاظ می‌کند. واریانس خطا همچنین با نوع ناهمواری عوض می‌شود. مقدار بایاس در طبقات مختلف ناهمواری از چند متر تا حدود ۳۰ متر در مناطق شهری در نوسان می‌باشد.

تخمین INS از زوایای هواپیمای در حال حرکت مشخص می‌کند که چه موقعی از رادار ارتفاع‌سنج استفاده شود. در چرخش‌های تیز هواپیما، رادار ناهمواری‌های زیرهواپیما را اندازه نمی‌گیرد. این رو بهنگام کردن اندازه‌گیری در الگوریتم دچار پرش کوتاه خواهد شد و تنها مرحله بهنگام کردن زمان مطابق f-7 در این شرایط انجام می‌گیرد. پارامترهای شبیه‌سازی در جدول ۱ آورده شده است.

لازم به ذکر است که برای شبیه‌سازی حرکت هواپیما از دینامیک پرواز استفاده نشده است و تنها یک مدل هندسی ساده با امکان

شکل ۵ مراحل بهبود تابع posterior را زمانی که خطای اولیه در تخمین موقعیت ۳۶۰ متر برآورد می‌گردد نشان داده است. همان‌گونه که در این شکل ملاحظه می‌گردد تابع احتمال بهترین نقطه فیلتر در چند مرحله اول از حدود صفر افزایش سریع می‌یابد و همزمان مسیر تخمینی به مسیر واقعی پرواز نزدیک می‌گردد. همچنین ممکن است به دلیل خطای اندازه‌گیری سامانه INS و یا نویز، خطایی در تخمین موقعیت به طور گذرا بروز نماید، همچنان‌که در شکل ۵-ب تابع چگالی احتمال در لحظاتی کاهش یافته است ولی به سرعت جبران شده است.



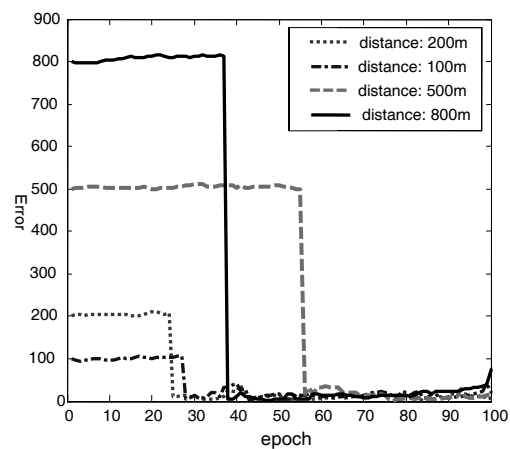
شکل ۵. الف- مسیر واقعی و تخمینی روی نقشه با خطای اولیه ۳۶۰ متر
ب- تابع چگالی احتمال برای بهترین نقطه تخمین

۵-۲. شبیه‌سازی در حالت بروز خطاهای ناگهانی و بزرگ در سامانه سنجش

به منظور نمایش قابلیت روش پیشنهادی، شبیه‌سازی‌ها در این مرحله در دو حالت انجام شده است. در حالت اول خطای بزرگ نادیده فرض می‌شود و در واقع فیلتر جهت در برگرفتن موقعیت واقعی بزرگ نمی‌گردد و در حالت دوم این خطا پس از آشکار شدن، لحاظ شده و فیلتر به اندازه کافی بزرگ می‌گردد. نقشه پرواز جسم پرنده در روی نقشه عوارض زمین به همراه مسیر پرواز پرنده و موقعیت تخمینی آن‌ها در این دو حالت در شکل ۶ نشان داده شده است. در این شکل، خط سفید رنگ موقعیت واقعی هواپیما-جهت حرکت از بالا به پایین- را نشان می‌دهد. خط چین سفید رنگ برآورد موقعیت هواپیما به کمک سامانه INS می‌باشد و خط چین سیاه برآورد موقعیت حاصل از تلفیق روش INS و راهکار فیلتر جرم- نقطه می‌باشد.

۵-۱. شبیه‌سازی در حالت بروز خطاهای مختلف برآورد اولیه موقعیت هواپیما

خطاهای مختلف برآورد اولیه موقعیت به فواصل ۱۰۰، ۲۰۰، و ۵۰۰ متر در نظر گرفته شد و بر پایه این خطاها مقدار اندازه فیلتر مطابق رابطه (۸) تنظیم شد. برای مشاهده میزان اثر این خطاها در مدت زمان همگرایی، نمودار فاصله موقعیت تخمینی تا موقعیت حقیقی بر حسب تعداد حالات نمونه‌برداری، برای حالت‌های فوق در شکل ۴ نمایش داده شده است. همان‌گونه که ملاحظه می‌گردد این روش نسبت به خطاهای برآورد اولیه موقعیت، مقاوم است و کافی است اندازه فیلتر تا اندازه‌ای بزرگ گردد که موقعیت صحیح را در برگیرد و همگرایی به موقعیت صحیح حاصل شود.



شکل ۴. مقایسه اثر خطای برآورد اولیه در زمان همگرایی

جدول ۳ اندازه فیلتر اولیه را برای هر یک از حالت‌های شبیه‌سازی ذکر شده نشان می‌دهد. این مقادیر بر پایه رابطه (۸) و جدول ۲ تنظیم شده است. همان‌گونه که از این جدول مشخص است اندازه فیلتر (تعداد نقاط فیلتر) برای حالت‌های مختلف خطای اولیه، متناسب با خطا زیاد شده است. بر این اساس می‌توان گفت به همین نسبت نیز حجم محاسبات در هر مرحله به روز رسانی جرم احتمالی نقاط افزایش یافته است. هر چند همان‌گونه که از ستون سوم جدول معلوم است تعداد مراحل همگرایی لزوماً تابع تعداد نقاط فیلتر نمی‌باشد و بسته به کیفیت همواری ناحیه پرواز می‌تواند تغییر کند.

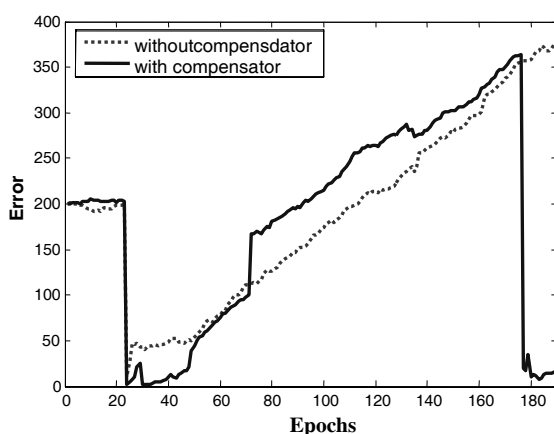
جدول ۳. اندازه فیلتر اولیه و تعداد مراحل همگرایی برای خطاهای

مختلف اولیه		
d_{max}	N_0	Epochs
۱۰۰	۱۲۰	۲۸
۲۰۰	۴۸۰	۲۵
۵۰۰	۳۰۰۰	۵۷
۸۰۰	۳۰۰۰	۳۸

همان‌گونه که شکل ۷ پدیدار است با بروز یک خطای ناگهانی اندازه خطا زیاد می‌شود و در حالتی که جبران‌سازی با تغییر اندازه فیلتر انجام نگردد، خطای تخمین موقعیت همچنان بزرگ باقی خواهد ماند. ولی چنانچه اندازه فیلتر افزایش یافته و موقعیت صحیح را شامل شود، خطا دوباره کاهش می‌یابد. لازم به ذکر است حجم کمی محاسبات نیز در هر مرحله به‌روز رسانی متناسب با اندازه فیلتر (تعداد نقاط فیلتر) تغییر می‌یابد اگر چه زمان همگرایی تابع اندازه فیلتر نمی‌باشد.

۳-۵. شبیه‌سازی در حالت عبور از ناحیه هموار

در این بخش، یک ناحیه بسیار هموار با پهنای ۱۰۰۰ متر فرض شده و کارکرد الگوریتم برای دو حالت با جبران‌سازی و بدون جبران‌سازی اثر خطای جمع‌شونده در طول ناحیه پرواز نشان داده می‌شود. هموار بودن بخشی از مسیر هواپیما باعث می‌شود ناپایداری بر پایه اطلاعات سامانه INS انجام شود، لذا پس از عبور از این ناحیه خطای جمع‌شونده به‌قدری زیاد شود که ممکن است موقعیت واقعی خارج از فیلتر قرار گیرد و عدم همگرایی و ناپایداری در تخمین موقعیت حاصل شود. ولی پیشگویی ناحیه هموار و تغییر اندازه فیلتر پس از عبور از ناحیه هموار باعث همگرایی مجدد و جبران خطای جمع‌شونده در تعیین موقعیت خواهد شد. شکل ۸ نمودار خطای تخمین موقعیت را برای دو حالت فوق نشان می‌دهد.

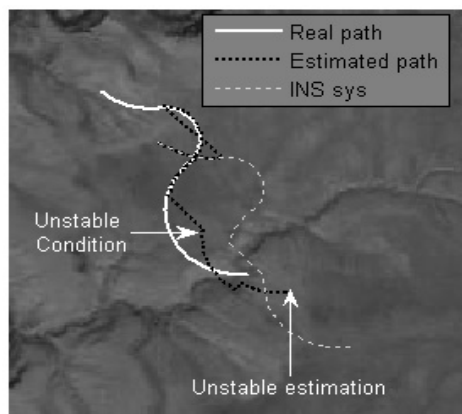


شکل ۸. مقایسه کارکرد الگوریتم در مقابل عبور از ناحیه هموار بدون جبران‌سازی و با جبران‌سازی

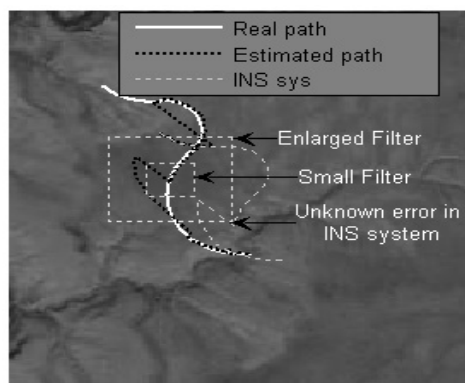
۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله با بهبود کارکرد روش فیلتر جرم-نقطه، الگوریتم تخمین بی‌زمین در تطبیق بلندی‌های زمین و در مواجهه با بروز خطاهای ناگهانی در سامانه‌های اندازه‌گیری و یا INS و همین‌طور

در شکل ۶-الف مشخص است که به‌دلیل بروز یک خطای بزرگ و عدم پوشش آن توسط فیلتر، موقعیت صحیح از فیلتر خارج شده و نهایتاً الگوریتم نتوانسته به موقعیت صحیح همگرا شود. ولی در شکل ۶-ب، با آشکارسازی خطای ناگهانی، اندازه فیلتر بزرگ شده و موجب همگرایی مجدد موقعیت تخمینی به موقعیت صحیح خواهد شد. به عبارت دیگر در این حالت جبران‌سازی اثر خطای ناگهانی صورت گرفته است. جهت مقایسه بهتر این دو حالت نمودار رفتار خطا پس از بروز خطای ناگهانی در شکل ۷ نشان داده شده است.

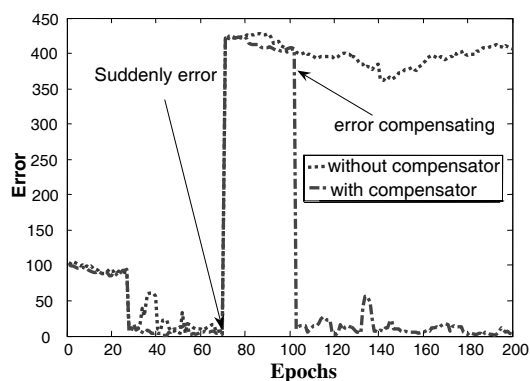


الف



ب

شکل ۶. شبیه‌سازی بروز یک خطای ناگهانی در سنجش INS بدون جبران‌سازی (شکل الف) و با جبران‌سازی (شکل ب)



شکل ۷. نمودار خطای تخمین موقعیت بر حسب زمان که در آن کارکرد الگوریتم در مواجهه با خطای ناگهانی ارزیابی شده است.

5. D. Boozer and J. Fellerhoff. "Terrain-Aided Navigation Test Results in the AFTI/F-16 Aircraft". Journal of the Institute of Navigation, vol. 35, no. 2, pp. 161-175, 1988.
6. J.A. Hollowell, "Heli/SITAN: a Terrain Referenced Navigation Algorithm for Helicopters", IEEE Positioning, Localization and Navigation Symp. (PLANS), Las Vegas, 1990.
7. X. Hongbo, T. Yan, S. J. Zhong, T. Jinwen and L. Jian, "Terrain Matching Based on Imaging Laser Radar", Inst. For Pattern Recognition and Artificial Intelligence, Huazhong Univ. of Science & Tech, Wuhan, China, 430074.
8. J. Campbell, M. U. de Haag and F. V. Graas, "Light Detection and Ranging-Based Terrain Navigation – A Concept Exploration", GPS/GNSS Conference, September 9-12, 2003, Portland, OR.
9. YuboPei, Zhe Chen, "BITAN-II: An Improved Terrain Aided Navigation Algorithm", Proceedings of the 22nd International Conference, IEEE Industrial Electronics, Control and Instrumentation (IECON), 1996.
10. Zhe Chen, "BUAA Inertial Terrain Aided Navigation", ICAS'92, 1992.
11. R. Enns, and D. Morrellt, "Terrain-Aided Navigation Using the Viterbi Algorithm", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 18, No. 6, November-December 1995.
12. J. R. Fountain, "DIGITAL TERRAIN SYSTEMS", published by the IEE, London, UK, 1997.
13. N. Bergman, "Bayesian Inference in Terrain Navigation", Thesis, Department of Electrical Engineering, Linkoping University, Sweden, 1997.
14. Charles A. Baird, "Map-Aided Navigation System Employing TERCOM-SITAN Signal Processing", United States Patent 4829304, May 20, 1986.
15. S. Thrun, W. Burgard, D. Fox, "Probabilistic Robotics", The MIT Press, 2005.

در مواجهه با عبور از نواحی بسیار هموار، مقاوم و بهینه شد. برای این منظور، پردازش نوسانات خطای موقعیت تخمینی و مشاهدات، مبنای تغییر اندازه فیلتر قرار گرفت. به عبارت دیگر اگر همگرایی تدریجی در پاسخ حاصل شده و خطای تخمین به سمت صفر رود، اندازه این فیلتر جهت افزایش سرعت پردازش به حداقل اندازه تغییر می کند و بالعکس با مشاهده نوسانات فزاینده و یا بزرگ بودن حداقل خطای مشاهدات در نقاط فیلتر، تخمین موقعیت بر پایه INS انجام می شود تا زمانی که دوباره با افزایش اندازه فیلتر و دربرگرفتن موقعیت صحیح امکان استفاده از اطلاعات موجود در نقشه عوارض میسر گردد.

در مجموع این روش قادر است در نواحی از زمین که بلندی های آن نسبتاً ناهموار است در تطبیق عوارض زمین با نقشه مرجع مقاوم و سریع عمل کند و ناوبری مبتنی بر INS را بهبود بخشد و همچنین ناوبری در نواحی بسیار هموار را به طور خودکار و بدون اینکه مقاومت روش تخمین به لحاظ محاسباتی به خطر بیفتد به سامانه INS منتقل کند. الگوریتم تطبیق پیشنهادی علاوه بر افزایش مقاومت، سرعت همگرایی فیلتر را نیز به میزان قابل ملاحظه ای بهبود بخشیده است.

مراجع

1. J. P. Golden, "Terrain contour matching (TERCOM): a cruise missile guidance aid", Image Processing for Missile Guidance, vol. 238, pp. 10-18, 1980.
2. K. Vadlamani, "Performance Improvement Methods for Terrain Database Integrity Monitors and Terrain Referenced Navigation", M.S. Thesis, Ohio University, March 2004.
3. کیاپاشا، علی - دهقان بنادکی، سید محمد مهدی، "ناوبری به کمک عوارض زمین"، مجتمع دانشگاهی هوا فضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۵.
4. Kenneth P. Werrell, "The Evolution of the Cruise Missile", Maxwell AFB, AL: AirUniversity Press, 1996.