



فیلترهای مکمل بهبودیافته برای تخمین زوایای سمت و تراز در حرکت‌های شتاب‌دار

علی نامور^۱، سید محمد مهدی دهقان^{۱*}، حسین نورمحمدی^۱، محمدعلی علیرضا پوری^۲

^۱ دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی برق، جنگال و مهندسی سایبرنتیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

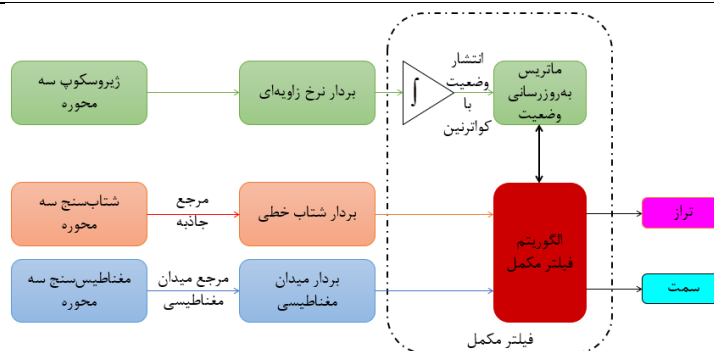
^۲ دانشیار، مجتمع دانشگاهی برق، جنگال و مهندسی سایبرنتیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

^۳ استادیار، پژوهشکده علوم و فناوری شمال، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مازندران، ایران

برجسته‌ها

- سامانه مرجع تراز و سمت
- تخمین وضعیت در حرکت شتاب‌دار
- فیلترهای مکمل بهبودیافته Madgwick و Mahony

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۱۰/۰۱

بازنگری: ۱۴۰۱/۱۰/۱۳

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۲/۰۱

ارائه برخط: ۱۴۰۱/۱۲/۰۱

*نویسنده مسئول:

smmd@mut.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

سامانه مرجع تراز و سمت

تخمین وضعیت

فیلتر مکمل

فیلتر مکمل بهبودیافته

فیلتر کالمن توسعه‌یافته تطبیقی

چکیده

در این مقاله روشی برای بهبود عملکرد فیلترهای مکمل در سامانه مرجع سمت و تراز برای تخمین وضعیت در حرکت‌های شتاب‌دار ارائه شده است. هرچند فیلترهای مکمل موجود **Madgwick** و **Mahony** از مزایایی از قبیل حجم محاسباتی کم، پایداری در شرایط دینامیکی مختلف، مؤثر بودن در نرخ نمونه‌برداری پایین و سادگی در روند تنظیم پارامترها برخوردار هستند؛ لیکن در شرایطی که وسیله متحرک در معرض شتاب‌های غیر جاذبه‌ای قرار می‌گیرد، عملکرد نامناسبی از خود نشان می‌دهند. الگوریتم پیشنهادی بر اساس روش راه‌گزینی بر مبنای آستانه طراحی شده است و با تنظیم بهره فیلترهای مکمل متناسب با اندازه شتاب خارجی، باعث بهبود تخمین زوایا می‌گردد. در ادامه الگوریتم پیشنهادی با فیلتر کالمن توسعه‌یافته و سه نسخه تطبیقی آن مقایسه شده است. نتایج شبیه‌سازی و ارزیابی روش پیشنهادی نشان‌دهنده دستیابی فیلترهای مکمل بهبودیافته به عملکرد بهتر در حرکت‌های شتاب‌دار نسبت به فیلترهای کالمن توسعه‌یافته تطبیقی در سامانه مرجع سمت و تراز است.

۱- مقدمه

در حالت کلی، در یک زیرسامانه مرجع سمت و تراز، با استفاده از حسگرهای اینرسی که شامل مغناطیس‌سنج، شتاب‌سنج و ژيروسکوپ سه-محوره است، زوایای تراز (غلت و فراز) و سمت از شمال برای یک وسیله متحرک اعم از هوایی، زمینی، سطحی و زیرسطحی تخمین زده می‌شوند. نکته حائز اهمیت این است که در تعیین وضعیت ژایرو-مینا^۱، خطاهای موجود در حسگرهای ارزان میکروالکترومکانیکی^۲، منجر به خطای تجمیعی در تخمین وضعیت در طی فرآیند انتگرال‌گیری شده و حتی ممکن است در مدت‌زمان کوتاهی به واگرایی بیانجامد؛ بنابراین برای تخمین زوایای تراز و سمت با دقت مناسب و پایدار، نیاز به استفاده از اندازه‌گیری‌های کمکی از قبیل شتاب خطی و زوایای تراز جاذبه‌ای است.

مسئله کلیدی در استفاده از زوایای تراز جاذبه‌ای به‌عنوان اندازه‌گیری کمکی در فیلتر تخمین وضعیت در الگوریتم AHRS، اثرات مخرب ناشی از شتاب‌های غیرجاذبه‌ای است. بدیهی است که وجود هرگونه منابع شتاب غیر از شتاب جاذبه در مقادیر اندازه‌گیری شتاب‌سنج، محاسبه زوایای تراز جاذبه‌ای را به‌شدت تحت تأثیر قرار می‌دهد. در چنین شرایطی، کمک گرفتن از داده‌های شتاب‌سنج برای تصحیح خطای ژيروسکوپ منجر به بدتر شدن نتایج تخمین زوایا می‌شود. بر اساس توضیحات فوق، طراحی الگوریتمی که بتواند اثر این اغتشاشات را کم کند، از ضرورت و اهمیت بالایی برخوردار است. در ادامه به مروری بر پژوهش‌های پیشین در این حوزه پرداخته می‌شود.

در مقاله [۱] دقت فیلترهای کالمن توسعه‌یافته^۳، Mahony و Madgwick بر روی یک بازوی رباتیک بررسی شده و نشان داده شده است که هرچند EKF بار محاسباتی بالاتری دارد، ولی فیلترها عملکرد مشابهی دارند. در مقاله [۲]، عملکرد فیلتر Madgwick با فیلتر کالمن مقایسه شده و نتایج آن‌ها در آزمون میدانی مورد ارزیابی

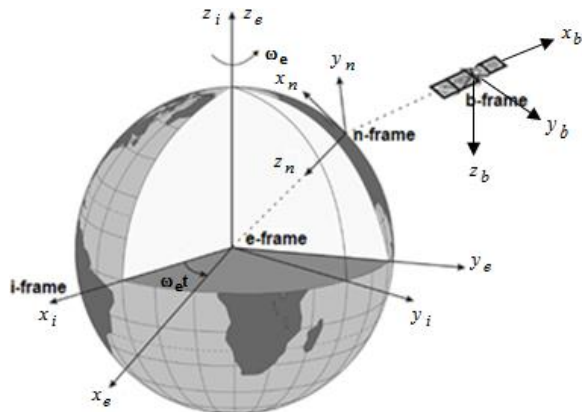
قرار گرفت. در مقاله [۳]، از داده‌های واقعی کوادکوپتر برای مقایسه فیلترهای Mahony، Madgwick و EKF استفاده شده و این نتیجه حاصل شد که فیلتر Madgwick هنگام استفاده از پارامترهای بهینه، تخمین وضعیت بهتری دارد. در مقاله‌های [۴] و [۵]، مسئله تخمین وضعیت با فیلتر کالمن و فیلتر مکمل مقایسه شده‌اند. بر اساس نتایج به‌دست‌آمده، ساختار فیلتر مکمل تا ۹ برابر زمان اجرای کمتری دارد، درحالی‌که دقت مناسب را در سناریوهای مختلف حرکت نسبت به فیلتر کالمن حفظ می‌کند. همچنین، فیلتر مکمل برای سیستم‌هایی که با محدودیت منابع همراه هستند، بسیار کارآمد است. در مرجع [۶]، یک الگوریتم AHRS بر مبنای استفاده از فیلتر کالمن و باهدف قوام بالا در برابر اغتشاشات، برای یک پهپاد طراحی شده است. در مرجع [۷] تعیین وضعیت با استفاده از فیلتر مکمل و مدل‌سازی زوایای اوپلر انجام گرفته است. در مرجع [۸] روشی برای تنظیم بهره ماتریس کوواریانس فیلتر کالمن بر اساس مقدار اغتشاش به‌صورت دینامیکی ارائه شده است. در مرجع [۹]، به‌منظور افزایش مقاومت سیستم تعیین وضعیت در برابر اغتشاشات مانور، یک فیلتر کالمن تعمیم‌یافته تطبیقی برای تنظیم بهره ماتریس کوواریانس مشاهدات توسعه داده شده است. در مرجع [۱۰]، یک فیلتر کالمن خطی بر اساس مدل کواترنین برای تخمین وضعیت و همچنین خطای بایاس ژيروسکوپ در شرایط دینامیکی مختلف طراحی شده است. در مرجع [۱۱]، روشی طراحی شده که در صورت وجود اغتشاش فقط در راستای یکی از محورها، صرفاً داده‌های مربوط به همان محور شتاب‌سنج از محاسبات خارج شده و اطلاعات دو محور دیگر همچنان به‌عنوان مشاهدات کمکی مورد استفاده قرار بگیرند. در مرجع [۱۲]، با استفاده از یک مدل‌سازی جدید، الگوریتم کالمن توسعه‌یافته‌ای برای تخمین زوایای تراز و بایاس ژيروسکوپ ارائه شده است. این الگوریتم برای تخمین دقیق زوایای تراز در شرایط دینامیکی و حضور اغتشاشات خارجی توسعه داده شده است. در مرجع [۱۳] به‌منظور بهبود دقت تخمین وضعیت، یک الگوریتم جدید برای حذف شتاب غیرگرانشی در AHRS پیشنهاد می‌شود که با تنظیم واریانس نویز فیلتر کالمن توسعه‌یافته مطابق با شرایط دینامیکی

¹ Gyro-Based

² Micro-Electro Mechanical System (MEMS)

³ Extended Kalman Filter (EKF)

هستند. تعریف این دستگاه‌های مختصات در مقاله حاضر بر اساس شکل ۱ انجام می‌گیرد.



شکل (۱): دستگاه‌های مختصات در ناوبری اینرسی [۱۵].
دستگاه مختصات ناوبری، یک دستگاه جغرافیایی محلی است که محورهای آن در سه راستای شمال، شرق و عمود محلی به سمت پایین است.

۳- مدل سازی حسگرهای AHRS

حسگرهای رایج در یک سامانه AHRS شامل ژيروسکوپ سه-محوره، شتاب‌سنج سه-محوره و مغناطیس‌سنج سه-محوره هستند که به ترتیب برای اندازه‌گیری بردار نرخ زاویه‌ای، بردار شتاب خطی و بردار میدان مغناطیسی بکار می‌روند. در این بخش به ارائه مدل اندازه‌گیری این حسگرها پرداخته می‌شود.

۳-۱- مدل اندازه‌گیری ژيروسکوپ

منابع اصلی خطا در اندازه‌گیری ژيروسکوپ شامل نویز گام تصادفی زاویه^۱ (η_g)، بایاس استاتیکی (بایاس اولیه)^۲ (b_g) و بایاس دینامیکی (ناپایداری بایاس)^۳ ($\eta_{g\delta b}$) هستند [۱۶، ۱۷]. به‌طور معمول برای مدل کردن خطای حسگرهای اینرسی، از فرآیند گوس-مارکوف مرتبه اول استفاده می‌شود [۱۸-۲۰]. مدل خروجی اندازه‌گیری شده ژيروسکوپ به‌صورت زیر قابل بیان است.

باعث بهبود دقت تخمین وضعیت می‌شود. در مرجع [۱۴] یک سیستم تخمین زوایای تراز به‌صورت تطبیقی برای جبران خطای ناشی از شتاب بدنی خارجی طراحی شده است. در مرجع [۱۵] روشی برای بهبود عملکرد بلندمدت سیستم SINS/GPS معمولی با استفاده از روش تطبیقی فازی ارائه شده است. تخمین وضعیت بر اساس شناسایی سطح مانور جسم متحرک و دانش فرد خبره برای گزینش فازی بین سیستم‌های AHRS و INS انجام می‌گیرد.

بررسی پژوهش‌های این حوزه نشان می‌دهد که علی‌رغم عملکرد بهتر فیلترهای مکمل در مقایسه با فیلتر کالمن توسعه‌یافته در تخمین زوایای سمت و تراز و تلاش‌های فراوان برای توسعه نسخه‌های تطبیقی فیلتر کالمن توسعه‌یافته، پژوهشی باهدف به‌کارگیری مزایای فیلترهای مکمل در حرکت‌های شتاب‌دار انجام نگرفته است. مزیت استفاده از فیلترهای مکمل در مقایسه با فیلتر کالمن توسعه‌یافته در تخمین وضعیت، حجم محاسباتی کم، پایداری و قابلیت اطمینان در شرایط دینامیکی مختلف، مؤثر بودن در نرخ نمونه‌برداری پایین و سادگی الگوریتم و روند تنظیم پارامترهای آن است. در این مقاله برای استفاده از مزایای فیلترهای مکمل روشی برای بهبود عملکرد این فیلترها در حرکت‌های شتاب‌دار ارائه شده است. الگوریتم طراحی شده بر اساس روش راه‌گزینی بر مبنای آستانه طراحی شده است و با تنظیم بهره فیلترهای مکمل متناسب با شرایط شتاب خارجی، باعث بهبود تخمین زوایا در حرکت‌های شتاب‌دار می‌شود. در ادامه، بعد از معرفی دستگاه‌های مختصات، ابتدا مدل حسگرهای بکار رفته در سامانه AHRS بیان شده و به معرفی سامانه AHRS پرداخته می‌شود. سپس، روش پیشنهادی برای بهبود عملکرد فیلترهای مکمل تشریح می‌شود. در انتها، نیز نتایج شبیه‌سازی، جمع‌بندی و ارائه پیشنهادها برای پژوهش‌های آتی ارائه خواهد شد.

۲- دستگاه‌های مختصات

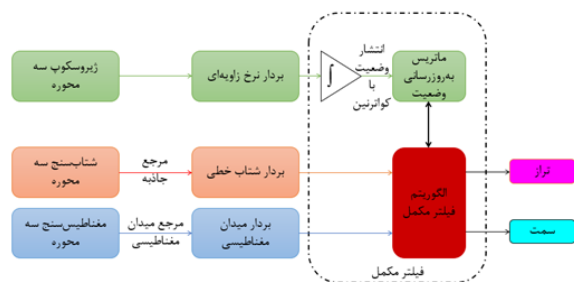
انواع دستگاه‌های مختصات در ناوبری اینرسی شامل دستگاه اینرسی، دستگاه زمینی، دستگاه بدنی و دستگاه ناوبری

¹ Angle Random Walk (ARW)

² Static bias

³ Dynamic bias

خروجی شتابسنج سه-محوره و زوایای تراز جاذبه‌ای به‌عنوان متغیرهای اندازه‌گیری و تلفیق آن با دینامیک وضعیت جسم متحرک است [۲۲]. درواقع، سامانه AHRS برای تخمین و محاسبه زوایای دوران یک وسیله متحرک نسبت به یک دستگاه مرجع مشخص استفاده می‌شود؛ به‌عبارت‌دیگر، هدف AHRS دستیابی به اطلاعات کافی برای انتقال از دستگاه بدنی وسیله متحرک به دستگاه مختصات مرجع (که عموماً دستگاه مختصات زمینی برای این منظور در نظر گرفته می‌شود) است [۲۳]. در شکل ۲ دیگرام بلوکی کلی سامانه AHRS نشان داده می‌شود.



شکل (۲): دیگرام بلوکی کلی یک سامانه AHRS.

روش‌های اصلی برای بیان دینامیک وضعیت یک جسم صلب شامل روش زوایای اولیور، روش ماتریس دوران و روش کواترنین هستند. در اینجا، از روش کواترنین برای بیان معادلات دینامیکی وضعیت استفاده می‌شود. رابطه بین نرخ زاویه‌ای و نرخ تغییرات پارامترهای کواترنین که به‌عنوان سینماتیک دورانی^۲ در فضای برداری کواترنین شناخته می‌شوند، به‌صورت زیر قابل بیان است.

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} q_1 & -q_2 & -q_3 & -q_4 \\ q_2 & q_1 & -q_4 & q_3 \\ q_3 & q_4 & q_1 & -q_2 \\ q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

از مزیت‌های روش کواترنین می‌توان به دینامیک خطی آن و همچنین عدم تکینگی در زاویه فراز ۹۰ درجه اشاره کرد.

۵- فیلترهای تعیین وضعیت

در طول سال‌ها، انواع مختلفی از فیلترهای تلفیق برای تخمین وضعیت جسم متحرک یعنی زوایای تراز و سمت از شمال است. ویژگی اصلی الگوریتم AHRS، استفاده از

$$\tilde{\omega}^b = \omega_{ib}^b + \eta_g + \mathbf{b}_g + \eta_{g\delta b} \quad (1)$$

که ω_{ib}^b اندازه‌گیری واقعی ژيروسکوپ بوده و مقدار همراه با خطای آن با $\tilde{\omega}^b$ نشان داده شده است.

۳-۲- مدل اندازه‌گیری شتابسنج

شتابسنج‌ها نیز دارای انواع منابع خطا هستند که در این مقاله، مدل‌سازی آن‌ها با در نظر گرفتن سه نوع خطای نویز گام تصادفی سرعت^۱ (η_f)، بایاس استاتیکی (\mathbf{b}_f) و بایاس دینامیکی ($\eta_{f\delta b}$) [۱۶، ۱۷] انجام می‌گیرد. مدل خروجی اندازه‌گیری شده شتابسنج به‌صورت زیر است.

$$\tilde{\mathbf{a}}^b = \mathbf{a}^b + \eta_f + \mathbf{b}_f + \eta_{f\delta b} \quad (2)$$

که \mathbf{a}^b و $\tilde{\mathbf{a}}^b$ به ترتیب بیانگر مقدار واقعی و تخمینی بردار شتاب هستند.

۳-۳- مدل اندازه‌گیری مغناطیس‌سنج

حسگر مغناطیس‌سنج ابزاری برای اندازه‌گیری مؤلفه‌های میدان مغناطیسی است که نوع سه-محوره آن کاربرد قابل توجهی در ناوبری، به‌ویژه تخمین زاویه سمت از شمال دارد. میدان مغناطیسی زمین از قوانین اساسی میدان‌های مغناطیسی پیروی می‌کند، یعنی در هر مکانی میدان مغناطیسی زمین را می‌توان با یک بردار سه‌بعدی نشان داد [۲۱]. مغناطیس‌سنج‌ها نیز دارای انواع منابع خطا هستند که در این مقاله بر اساس سه نوع خطای رانش ناپایداری بایاس (η_m)، رانش نویز سفید (\mathbf{b}_m) و گام تصادفی ($\eta_{m\delta b}$) به‌صورت زیر مدل‌سازی می‌شود.

$$\tilde{\mathbf{m}}^b = \mathbf{m}^b + \eta_m + \mathbf{b}_m + \eta_{m\delta b} \quad (3)$$

که \mathbf{m}^b میدان مغناطیسی واقعی و $\tilde{\mathbf{m}}^b$ مدل خروجی اندازه‌گیری شده مغناطیس‌سنج است.

۴- سیستم تعیین سمت و تراز

سامانه AHRS، یکی از کاربردی‌ترین ابزارهای تخمین وضعیت یک جسم متحرک یعنی زوایای تراز و سمت از شمال است. ویژگی اصلی الگوریتم AHRS، استفاده از

² Rotation Kinematics

¹ Velocity Random Walk (VRW)

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{\hat{\mathbf{a}}^b \cdot \tilde{\mathbf{a}}^b}{\|\hat{\mathbf{a}}^n\| \|\tilde{\mathbf{a}}^b\|} \right) \quad (5)$$

$$\begin{cases} k = \gamma & \alpha \leq \zeta \\ k = \lambda & \alpha > \zeta \end{cases}, k \in \beta_m, k_p \quad (6)$$

که ζ یک مقدار آستانه برای راه‌گزینی بهره موردنظر است که با توجه به شرایط جسم متحرک تنظیم می‌شود. مقدار حداکثر (γ) و حداقل (λ) هر بهره نیز با توجه به ویژگی‌های فیلتر مکمل مرتبط تنظیم می‌شود. درواقع شرایطی ایجاد می‌شود که در صورت وجود شتاب خارجی کوتاه‌مدت فیلتر دیتاهای شتاب‌سنج را برای تلفیق اطلاعات استفاده نکند.

۵-۱- فیلتر Madgwick بهبودیافته

در فیلتر Madgwick از یک الگوریتم گرادیان نزولی برای بهینه‌سازی تابع هزینه استفاده می‌شود. محاسبه خطای کواترنین از الگوریتم گرادیان نزولی، جبران خطای ژيروسکوپ را فراهم می‌کند. جزئیات فیلتر Madgwick در مرجع [۲] ارائه شده است. در این مقاله، به بهبود عملکرد فیلتر Madgwick در حرکت‌های شتاب‌دار بر پایه روش راه‌گزینی بهره پرداخته می‌شود. بر این اساس، معادلات فیلتر Madgwick به صورت معادله (۷) بازنویسی می‌شود. شکل ۴ دیاگرام بلوکی فیلتر Madgwick بهبودیافته را نشان می‌دهد.

$$\mathbf{F}_t = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{q}}_{t-1}^{-1} \otimes \mathbf{a}_{q,t}^n \otimes \hat{\mathbf{q}}_{t-1} - \tilde{\mathbf{a}}_{q,t}^b \\ \hat{\mathbf{q}}_{t-1}^{-1} \otimes \mathbf{m}_{q,t}^n \otimes \hat{\mathbf{q}}_{t-1} - \tilde{\mathbf{m}}_{q,t}^b \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{q}}_{e,t} = \mathbf{J}_t^T \mathbf{F}_t$$

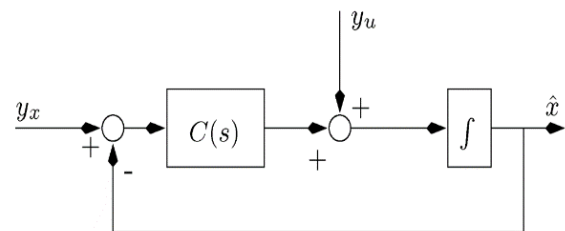
$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{\hat{\mathbf{q}}_{t-1}^{-1} \otimes \hat{\mathbf{a}}_{q,t}^n \otimes \hat{\mathbf{q}}_{t-1} \cdot \tilde{\mathbf{a}}_{q,t}^b}{\|\hat{\mathbf{a}}_{q,t}^n\| \|\tilde{\mathbf{a}}_{q,t}^b\|} \right) \quad (7)$$

$$\beta_m = \begin{cases} k = \gamma & \alpha \leq \zeta \\ k = \lambda & \alpha > \zeta \end{cases}$$

$$\dot{\hat{\mathbf{q}}}_t = \frac{1}{2} \hat{\mathbf{q}}_{t-1} \otimes \tilde{\omega}_{q,t}^b - \beta_m \frac{\hat{\mathbf{q}}_{e,t}}{\|\hat{\mathbf{q}}_{e,t}\|}$$

که J_t ماتریس ژاکوبین F_t را توصیف می‌کند، β_m نرخ واگرایی q_t است که نشان‌دهنده بزرگی یک مشتق کواترنین با توجه به خطای اندازه‌گیری ژيروسکوپ است.

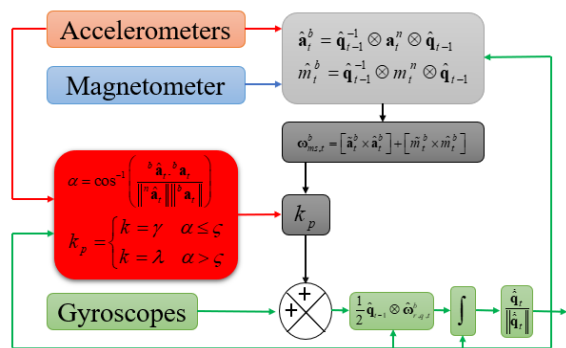
به دودسته اصلی فیلترهای مکمل قطعی [۲۴-۲۶] و فیلترهای کالمن تصادفی [۶، ۸، ۲۷-۳۴] دسته‌بندی کرد. تمرکز اصلی این مقاله، ارائه روشی برای بهبود عملکرد فیلترهای مکمل در حرکت‌های شتاب‌دار است. فیلتر مکمل بیشتر نگاه فرکانسی به بحث ترکیب اطلاعات دارد. فلسفه اصلی در به‌کارگیری این فیلتر این است که ژيروسکوپ دارای اطلاعات فرکانس بالای مناسب و اطلاعات فرکانس پایین ضعیف (بایاس و دریفت آن) است. عکس این موضوع برای شتاب‌سنج وجود دارد. دیاگرام بلوکی فیلتر مکمل کلاسیک در شکل ۳ ارائه شده است. در مرجع [۲۴] جزئیات کامل فیلتر مکمل کلاسیک ارائه شده است. فیلتر مکمل طوری طراحی می‌شود که اثر بایاس ژيروسکوپ و نویز شتاب‌سنج در ترکیب حذف شود. معمولاً در فیلتر مکمل از یک حلقه فیدبک تناسبی انتگرالی استفاده می‌شود؛ بنابراین، با تنظیم فرکانس قطع آن می‌توان نحوه ترکیب اطلاعات را کنترل نمود. مزیت‌های این روش نسبت به فیلترهای کالمن سرعت همگرایی بیشتر، سادگی ساختار و عملکرد مناسب در نرخ نمونه‌برداری پایین هستند که اهمیت بالایی در پیاده‌سازی عملی دارند.



شکل (۳): شماتیک کلی فیلتر مکمل کلاسیک.

اما همان طوری که قبلاً نیز اشاره شد، چالش اصلی فیلترهای مکمل کلاسیک، ضعف عملکردی آن‌ها در تخمین وضعیت در حرکت‌های شتاب‌دار است. برای مقابله با این چالش، لازم است که شتاب‌های حرکتی از شتاب جاذبه‌ای تمایز داده شوند که در ادامه، به آن پرداخته می‌شود. با توجه به اندازه زاویه (α) بین شتاب گرانشی پیش‌بینی شده (\mathbf{a}^n) و شتاب اندازه‌گیری شده ($\tilde{\mathbf{a}}^b$) می‌توان وجود شتاب خارجی را با معادله (۵) تشخیص داد [۶]. در این صورت بهره فیلترهای مکمل (k) بر اساس معادله (۶) تنظیم می‌شود.

متناظر ناشی از بردار شتاب جاذبه و بردار میدان مغناطیسی زمین هستند.

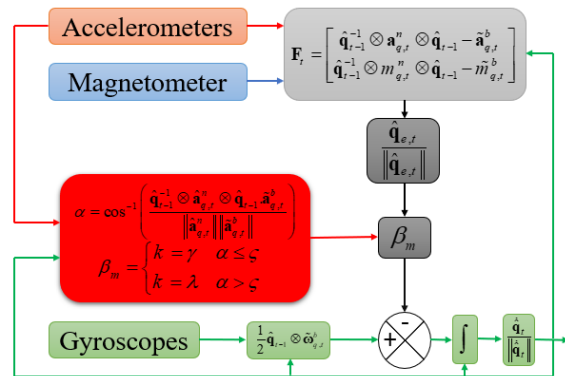


شکل (۵): دیاگرام بلوکی فیلتر Mahony بهبودیافته.

۶- نتایج

در این بخش به ارائه نتایج حاصل از روش‌های پیشنهادی برای بهبود عملکرد فیلترهای مکمل در حرکت‌های شتابدار پرداخته می‌شود. همچنین به منظور ارزیابی بهتر، روش‌های پیشنهادی با روش تطبیقی مراجع [۶، ۸] و [۲۹] برای فیلتر EKF که به ترتیب AEKF I، AEKF II و AEKF III نام‌گذاری شده‌اند و همچنین با فیلترهای مکمل Mahony [۲] و Mahony [۲۴]، مقایسه خواهند شد.

لازم به ذکر است که در این بخش فیلترهای مکمل، مکمل بهبودیافته، EKF و AEKF‌ها با داده‌های شبیه‌سازی شده با فرکانس‌های نمونه‌برداری 100Hz، 10Hz و با شرایط دینامیکی سخت شامل شتاب خارجی و تغییرات شدید وضعیت مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در مانور شبیه‌سازی شده، جسم متحرک مسیر مستقیمی را با تغییرات زوایای ناچیز در تمام محورهای خود طی می‌کند. در ثانیه ۲۰ به مدت ۱۲ ثانیه جسم متحرک در محور x تحت تأثیر شتاب قرار گرفته است. در این مدت، جسم متحرک دارای تغییرات شدید زوایا در تمام محورهای خود بوده است؛ به عبارت دیگر، از ثانیه ۲۰ الی ۳۲، جسم متحرک هم‌زمان دارای شتاب زوایای حول همه محورها و شتاب خطی در راستای محور x بوده است. لازم به ذکر است که سناریوی شبیه‌سازی شده معرف حرکت خاصی در جسم متحرک نیست و برای ارزیابی فیلترها در سخت‌ترین شرایط ایجاد شده است. همین شرایط



شکل (۴): دیاگرام بلوکی فیلتر Madgwick بهبودیافته.

۵-۲- فیلتر Mahony بهبودیافته

در فیلتر Mahony از یک کنترل‌کننده تناسبی انتگرالی برای ترکیب سیگنال‌های شتاب‌سنج و مغناطیس‌سنج با ژيروسکوپ استفاده می‌شود. در این فیلتر محاسبه خطا با ضرب متقابل بردارهای اندازه‌گیری شده و تخمین زده شده شتاب و میدان مغناطیسی انجام می‌گیرد. جزئیات فیلتر Mahony در مرجع [۲۴] ارائه شده است.

در این مقاله، به بهبود عملکرد فیلتر Mahony در حرکت‌های شتابدار بر پایه روش راه‌گزینی بهره پرداخته می‌شود. بر این اساس، معادلات فیلتر Mahony به صورت معادله (۸) بازنویسی می‌شود. شکل ۵ دیاگرام بلوکی فیلتر Mahony بهبودیافته را نشان می‌دهد.

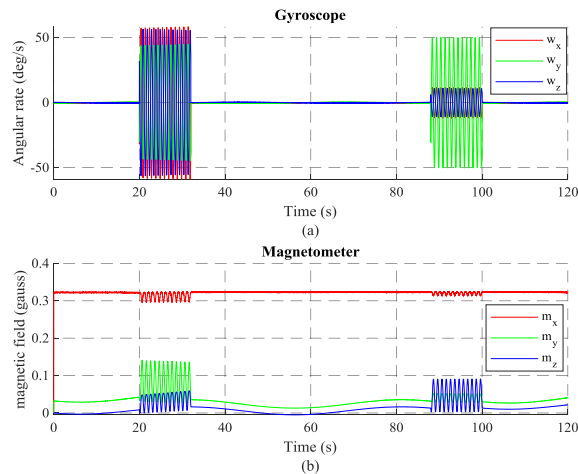
$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{a}}_t^b &= \hat{\mathbf{q}}_{t-1}^{-1} \otimes \mathbf{a}_t^n \otimes \hat{\mathbf{q}}_{t-1} \\ \hat{\mathbf{m}}_t^b &= \hat{\mathbf{q}}_{t-1}^{-1} \otimes \mathbf{m}_t^n \otimes \hat{\mathbf{q}}_{t-1} \\ \boldsymbol{\omega}_{ms,t}^b &= [\tilde{\mathbf{a}}_t^b \times \hat{\mathbf{a}}_t^b] + [\tilde{\mathbf{m}}_t^b \times \hat{\mathbf{m}}_t^b] \\ \alpha &= \cos^{-1} \left(\frac{\hat{\mathbf{a}}_t^b \cdot \hat{\mathbf{a}}_t^b}{\|\hat{\mathbf{a}}_t^b\| \|\hat{\mathbf{a}}_t^b\|} \right) \end{aligned} \quad (۸)$$

$$k_p = \begin{cases} k = \gamma & \alpha \leq \zeta \\ k = \lambda & \alpha > \zeta \end{cases}$$

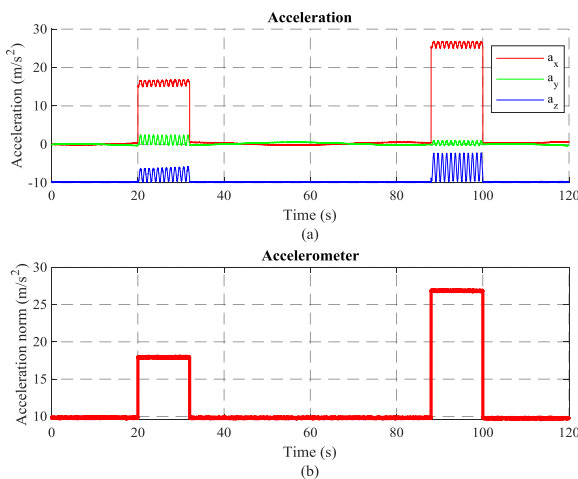
$$\hat{\boldsymbol{\omega}}_{r,q,t}^b = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{q,t}^b + [0 \quad k_p \boldsymbol{\omega}_{ms,t}^b]$$

$$\dot{\hat{\mathbf{q}}}_t = \frac{1}{2} \hat{\mathbf{q}}_{t-1} \otimes \hat{\boldsymbol{\omega}}_{r,q,t}^b$$

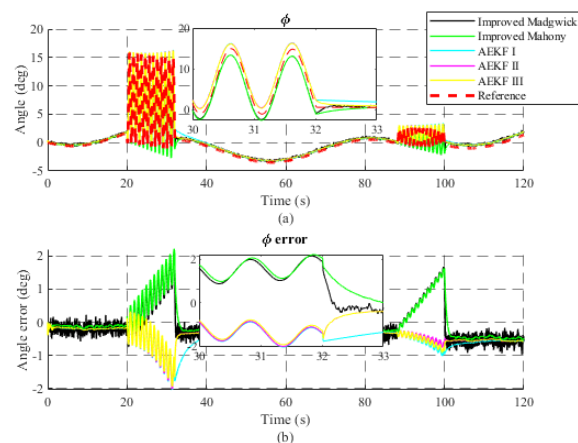
که بهره قابل تنظیم کنترل‌کننده تناسبی است. همچنین $\hat{\mathbf{a}}_t^b$ و $\tilde{\mathbf{m}}_t^b$ به ترتیب مقادیر اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج و مغناطیس‌سنج هستند و \mathbf{a}_t^n و \mathbf{m}_t^n مقادیر



شکل (۶): (الف) ژيروسکوپ حول محورهای X، Y و Z؛ (ب) خروجی مغناطیس‌سنج حول محورهای X، Y و Z.



شکل (۷): (الف) شتاب‌سنج حول محورهای X، Y و Z؛ (ب) اندازه شتاب.



مجدداً در ثانیه ۸۸ شبیه‌سازی به مدت ۱۲ ثانیه رخ داده است.

۶-۱- آزمون اول

در این آزمون از داده‌هایی که با نرخ نمونه‌برداری 100Hz شبیه‌سازی شده‌اند، استفاده شده است. پارامترهای تنظیم فیلترها به صورت تجربی و با آزمون و خطا به دست آمده و مطابق جدول ۱ است. داده‌ها بر اساس حسگر ADIS16488 شبیه‌سازی شده است و مقادیر خطای این حسگر در جدول (الف) پیوست آمده است. شکل ۶ الف نشان‌دهنده خروجی ژيروسکوپ و بیانگر تغییرات شدید زوایای جسم متحرک در زمان حضور شتاب خارجی است. شکل ۶ ب نشان‌دهنده خروجی مغناطیس‌سنج است. خروجی مغناطیس‌سنج هم بیانگر تغییرات وضعیت جسم متحرک است. شکل ۷ الف نشان‌دهنده خروجی شتاب‌سنج است و شکل ۷ ب اندازه شتاب را نشان می‌دهد.

شکل ۸ الف تخمین زاویه غلت و شکل ۸ ب خطای تخمین زاویه غلت را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که در شکل‌ها، نتایج فیلترهای مکمل و EKF به علت خطای زیاد رسم نشده‌اند. بر اساس نتایج ارائه شده در شکل ۶، فیلترهای مکمل بهبودیافته به مانند فیلترهای AEKF عملکرد خوب و حتی بهتری داشته‌اند. شکل ۹ الف تخمین زاویه فراز و شکل ۹ ب خطای تخمین زاویه فراز را نشان می‌دهد. همچنین، تخمین زاویه سمت و خطای تخمین زاویه سمت به ترتیب در شکل‌های ۱۰ الف و ۱۰ ب نشان داده می‌شوند.

جدول (۱): پارامترهای فیلترها برای آزمون اول و دوم.

| EKF | Mahony | Madgwick |
|--|-------------------|-------------------|
| $Q = \begin{bmatrix} 1e-6 \times I_3 & 0_3 \\ 0_3 & 1e-8 \times I_3 \end{bmatrix}$ | $\gamma = 2$ | $\gamma = 0.1$ |
| $R = \begin{bmatrix} 0.1 \times I_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0.1 \times I_3 \end{bmatrix}$ | $\lambda = 0.001$ | $\lambda = 0.001$ |
| $P = I_4$ | $\zeta = 0.1$ | $\zeta = 0.1$ |
| AEKF III | AEKF II | AEKF I |
| $n = 2$ | $K = 100$ | |
| $\zeta = 0.1$ | $\zeta = 0.1$ | |
| $Th_L = 100$ | $Th_L = 200$ | $K = 100$ |
| | $Th_{acc} = 2$ | |

| | | | |
|----------|-----------|----------|--------------------------|
| ۷/۸۵۹۲۴۷ | ۲۷/۱۲۵۲۴۹ | ۷/۸۳۹۸۶۷ | Mahony |
| ۹/۰۰۷۸۵۵ | ۲۷/۵۱۱۰۰ | ۹/۸۱۱۲۲۹ | EKF |
| ۰/۴۳۱۶۲۲ | ۰/۱۹۸۷۸۸ | ۰/۱۷۷۸۶۸ | Improved Madgwick |
| ۰/۴۰۱۸۸۷ | ۰/۱۶۶۷۹۰ | ۰/۱۰۵۵۸۹ | Improved Mahony |
| ۰/۵۲۶۸۸۲ | ۰/۳۶۸۲۷۲ | ۰/۱۷۹۱۶۸ | AEKF I |
| ۰/۴۵۲۳۱۶ | ۰/۲۴۹۱۳۷ | ۰/۱۷۶۵۲۴ | AEKF II |
| ۰/۴۵۳۹۹۴ | ۰/۲۴۴۰۰۲ | ۰/۱۷۶۸۳۹ | AEKF III |

۶-۲- آزمون دوم

در این آزمون داده‌هایی مشابه با داده‌های آزمون اول با نرخ نمونه‌برداری 10Hz شبیه‌سازی شده است. پارامترهای تنظیم فیلترها نیز مشابه همان مقادیر ارائه شده در جدول ۱ هستند. جدول ۳، مقدار RMS خطای تخمین زوایا را در آزمون دوم نشان می‌دهد. در این آزمون هم، بر اساس نتایج جمع‌آوری شده در جدول ۳، فیلترهای مکمل بهبودیافته عملکردی مشابه و حتی بهتر نسبت به فیلترهای AEKF داشته‌اند و نسبت به فیلترهای مکمل بسیار بهتر عمل کرده‌اند. همچنین، نتایج نشان می‌دهد که فیلتر AEKF I دچار خطای بیشتری شده است.

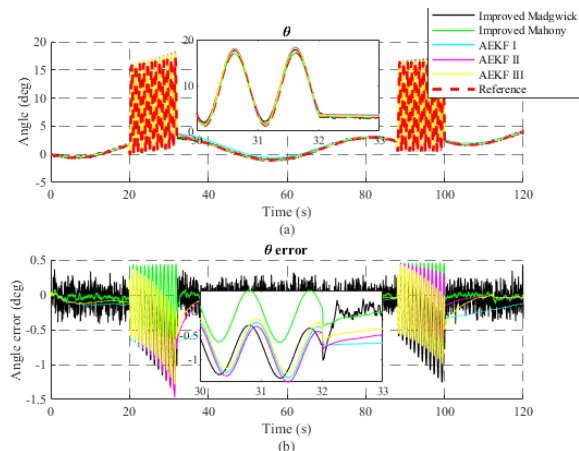
جدول (۳): RMS خطای تخمین زوایا برحسب درجه برای آزمون دوم.

| گلت (φ) | فراز (θ) | سمت (ψ) | |
|-------------------|-------------------|----------------|--------------------------|
| ۲۹/۸۶۷۶۳۵ | ۴۳/۳۳۴۸۴ | ۳۴/۱۹۹۲۸۵ | Madgwick |
| ۲۳/۵۶۴۷۹۷ | ۲۵/۱۵۶۳۷۴ | ۱۹/۴۹۳۵۹۰ | Mahony |
| ۵/۲۴۶۲۰۷ | ۱۸/۳۱۴۳۲۴ | ۲/۲۲۳۱۸۱ | EKF |
| ۱/۱۵۱۴۳۴ | ۱/۵۰۷۵۱۳ | ۱/۱۳۷۹۴۸ | Improved Madgwick |
| ۱/۱۶۸۱۲۸ | ۱/۵۴۶۲۸۹ | ۱/۱۴۵۳۱۰ | Improved Mahony |
| ۱۳/۲۷۰۹۴۳ | ۸/۶۵۶۲۰۳ | ۲/۲۴۶۰۵۷ | AEKF I |
| ۲/۷۵۹۳۹۳ | ۱/۷۰۴۲۴۱ | ۱/۳۵۲۶۳۴ | AEKF II |
| ۲/۷۹۰۸۶۲ | ۱/۷۰۴۰۴۴ | ۱/۳۵۳۱۳۱ | AEKF III |

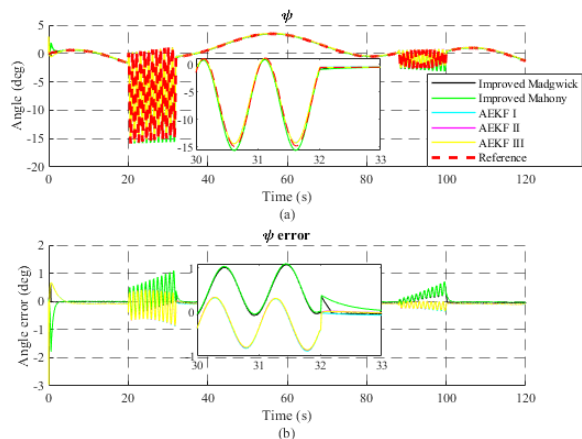
۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله به بهبود عملکرد فیلترهای مکمل Madgwick و Mahony در سامانه‌های تخمین سمت و تراز در حرکت‌های شتابدار پرداخته شد. نتایج شبیه‌سازی‌های

شکل (۸): (الف) زاویه غلت توسط فیلترها؛ (ب) خطای تخمین زاویه غلت.



شکل (۹): (الف) زاویه فراز توسط فیلترها؛ (ب) خطای تخمین زاویه فراز.



شکل (۱۰): (الف) زاویه سمت توسط فیلترها؛ (ب) خطای تخمین زاویه سمت.

به‌منظور مقایسه و ارزیابی بهتر، مقدار RMS خطای تخمین زوایا در جدول ۲ آورده می‌شوند. بر اساس نتایج جمع‌آوری شده در جدول ۲، فیلترهای مکمل بهبودیافته عملکردی بهتر از فیلترهای AEKF داشته‌اند و در مقایسه با فیلترهای مکمل کلاسیک نتایج بسیار قابل قبولی ارائه کرده‌اند.

جدول (۲): RMS خطای تخمین زوایا برحسب درجه برای آزمون اول.

| گلت (φ) | فراز (θ) | سمت (ψ) | |
|-------------------|-------------------|----------------|-----------------|
| ۹/۷۶۵۴۷۲ | ۲۹/۲۴۲۶۹۱ | ۹/۳۴۸۶۵۲ | Madgwick |

| | | |
|--|--------------------------|---|
| نویز سفید گوسی | η | مختلف نشان‌دهنده دقت تخمین مشابه و حتی بهتر این |
| بایاس دینامیکی (ناپایداری بایاس) | $\eta_{\delta b}$ | فیلترها نسبت به فیلترهای کالمن تطبیقی است. دستیابی |
| بایاس استاتیکی (بایاس اولیه) | b | به دقت مطلوب همراه با ویژگی‌های فیلترهای مکمل از جمله |
| شتاب واقعی شتاب‌سنج در چارچوب بدنی | a^b | حجم محاسباتی کم، پایداری و قابلیت اطمینان در شرایط |
| شتاب اندازه‌گیری شده توسط | \tilde{a}^b | دینامیکی مختلف، مؤثر بودن در نرخ نمونه‌برداری پایین، |
| شتاب‌سنج در چارچوب بدنی | a^n | سادگی الگوریتم و روند ساده‌تر تنظیم پارامترهای آن و |
| شتاب گرانشی پیش‌بینی شده در چارچوب ناوبری | \hat{a}^b | مناسب برای سیستم‌هایی که محدودیت منابع همراه، این |
| شتاب گرانشی تخمینی در چارچوب بدنی | \tilde{m}^b | فیلترها را گزینه مناسبی برای تخمین زوایای سمت و تراز |
| خروجی اندازه‌گیری شده مغناطیس‌سنج در چارچوب بدنی | m^b | در حضور شتاب خارجی مقطعی می‌نماید. همچنین، مقایسه |
| اندازه واقعی مغناطیس‌سنج در چارچوب بدنی | m^n | نتایج فیلترهای مکمل و فیلترهای مکمل بهبودیافته نشان |
| میدان مغناطیسی پیش‌بینی شده در چارچوب ناوبری | α | می‌دهد که فیلترهای مکمل بهبودیافته در حرکت شتاب‌دار |
| زاویه بین شتاب گرانشی تخمین زده شده و بردار نیروی ویژه اندازه‌گیری شده | ζ | بسیار بهتر و کارآمدتر از فیلترهای مکمل عمل کرده‌اند. |
| یک مقدار آستانه برای راه‌گزینی بین بهره موردنظر | K | برای پژوهش‌های آتی نیز می‌توان موضوعاتی از قبیل تنظیم |
| وزن دهی فیلترهای کالمن در حالت شتاب‌دار | γ | جداگانه بهره برای تلفیق خروجی‌های شتاب‌سنج و |
| حداقل بهره | λ | مغناطیس‌سنج، ارائه روشی برای بهبود فیلترهای مکمل در |
| حداکثر بهره | F | حرکت شتاب‌دار طولانی‌مدت، انجام آزمون‌های تحلیل بهره |
| تابع هدف | J | و انتخاب بهره مناسب برای فیلترهای مکمل، بهبود عملکرد |
| ژاکوبین تابع هدف | β_m | فیلترهای مکمل از طریق تخمین هم‌زمان بایاس |
| بهره فیلتر Madgwick | k_p | ژیروسکوپ‌ها را مدنظر قرار داد. همچنین می‌توان |
| بهره انتگرالی فیلتر Mahony | \hat{q}_{t-1} | کوواریانس نویز اندازه‌گیری را متناسب با وجود شتاب خارجی |
| وضعیت تخمینی لحظه قبل | $\hat{q}_{e,t}$ | در هر محور شتاب‌سنج به‌گونه‌ای تنظیم کرد که در حالتی |
| وضعیت تخمینی دارای خطای لحظه t | \dot{q} | که اغتشاش فقط در راستای یکی از محورها به وجود آید، |
| نرخ وضعیت تخمینی | $\omega_{ms,t}^b$ | صرفاً داده‌های مربوط به همان محور شتاب‌سنج از محاسبات |
| اختلاف شتاب‌سنج و مغناطیس‌سنج | $\hat{\omega}_{r,q,t}^b$ | خارج‌شده و اطلاعات دو محور دیگر همچنان به‌عنوان |
| بین چارچوب ناوبری و بدنی | | مشاهدات کمکی مورد استفاده قرار بگیرند. |
| شرعت زاویه اصلاح شده تخمینی | | |

۸- فهرست علائم

| | |
|----------------------|--|
| q_1, q_2, q_3, q_4 | کواترنین |
| \otimes | ضرب کواترنین |
| \dot{q} | سینماتیک دورانی یا وضعیت سیستم |
| φ | زاویه غلت |
| θ | زاویه فراز |
| ψ | زاویه سمت |
| ω_{ib}^b | سرعت زاویه‌ای چارچوب بدنی نسبت به اینرسی بیان شده در چارچوب بدنی |
| $\tilde{\omega}_b$ | خروجی اندازه‌گیری شده ژيروسکوپ |

- [7] Yoo TS, Hong SK, Yoon HM, Park S. Gain-scheduled complementary filter design for a MEMS based attitude and heading reference system. *Sensors*. 2011;11(4):3816-30.
- [8] Li W, Wang J. Effective adaptive Kalman filter for MEMS-IMU/magnetometers integrated attitude and heading reference systems. *THE JOURNAL OF NAVIGATION*. 2013;66(1):99-113.
- [9] Kim J-M, Mok S-H, Leeghim H, Lee C-Y. Vibration-Robust Attitude and Heading Reference System Using Windowed Measurement Error Covariance. *International Journal of Aeronautical Space Sciences*. 2017;18(3):555-64.
- [10] Valenti RG, Dryanovski I, Xiao J. A linear Kalman filter for MARG orientation estimation using the algebraic quaternion algorithm. *IEEE Transactions on Instrumentation Measurement*. 2015;65(2):467-81.
- [11] Park S, Park J, Park CG. Adaptive Attitude Estimation for Low-Cost MEMS IMU Using Ellipsoidal Method. *IEEE Transactions on Instrumentation Measurement*. 2020;69(9):7082-91.
- [12] Sabet M, Mohammadi Daniali H, Fathi A, Alizadeh E. Design and experimental comparison of a new attitude estimation algorithm for accelerated rigid body. *Journal of Control*. 2019;12(4):35-46.
- [13] Yan Y, Cao Y, Zhao Z, Li D, editors. An Adaptive Extended Kalman Filter for Non-Gravitational Acceleration Elimination in AHRS. 2019 Chinese Automation Congress (CAC); 2019: IEEE.
- [14] Suh Y-S, Park S-K, Kang H-J, Ro Y-S. Attitude Estimation Adaptively Compensating External Acceleration. *JSME International Journal Series C Mechanical Systems, Machine Elements and Manufacturing*. 2006;49(1):172-9.
- [15] Nourmohammadi H, Keighobadi J. Fuzzy adaptive integration scheme for low-cost SINS/GPS navigation system. *Mechanical Systems Signal Processing*. 2018;99:434-49.
- [16] Farrell J. Aided navigation: GPS with high rate sensors: McGraw-Hill, Inc.; 2008.
- [17] Bonnor N. Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems—Second Edition Paul D. Groves Artech House, 2013, 776 pp ISBN-13: 978-1-60807-005-3. *The Journal of Navigation*. 2014;67(1):191-2.
- [18] Rafatnia S, Nourmohammadi H, Keighobadi J. Fuzzy-adaptive constrained data fusion algorithm for indirect centralized integrated SINS/GNSS

| | |
|---|------------|
| کوواریانس نویز فرآیند | Q_t |
| کوواریانس نویز اندازه‌گیری | R_t |
| کوواریانس وضعیت | P |
| مقدار کوواریانس نویز اندازه‌گیری برای حالت شتاب بالا | Th_L |
| مقدار آستانه حالت شتاب بالا | Th_{acc} |
| تعداد دفعاتی است که باید برای ایجاد شرایط دینامیکی رخ دهد | n |
| اندازه حسگر ژيروسکوپ در راستای محور x | ω_x |
| اندازه حسگر ژيروسکوپ در راستای محور y | ω_y |
| اندازه حسگر ژيروسکوپ در راستای محور z | ω_z |

۹- مراجع

- [1] Cirillo A, Cirillo P, De Maria G, Natale C, Pirozzi S, Fourati H, et al. A comparison of multisensor attitude estimation algorithms. *Multisensor Attitude Estimation: Fundamental Concepts Applications* CRC Press: Boca Raton, FL, USA. 2016:529-40.
- [2] Madgwick S. An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays. Report x-io University of Bristol. 2010;25:113-8.
- [3] Ludwig S, Burnham K, Jiménez A, Touma P. Comparison of attitude and heading reference systems using foot mounted MIMU sensor data: basic, Madgwick, and Mahony: SPIE; 2018.
- [4] Nowicki M, Wietrzykowski J, Skrzypczyński P, editors. Simplicity or flexibility? Complementary Filter vs. EKF for orientation estimation on mobile devices. 2015 IEEE 2nd International Conference on Cybernetics (CYBCONF); 2015: IEEE.
- [5] Young AD, editor Comparison of orientation filter algorithms for realtime wireless inertial posture tracking. Sixth International Workshop on Wearable and Implantable Body Sensor Networks; 2009: IEEE.
- [6] Roh M-S, Kang B-S]JoPE, Manufacturing. Dynamic accuracy improvement of a MEMS AHRS for small UAVs. *INTERNATIONAL JOURNAL OF PRECISION ENGINEERING AND MANUFACTURING*. 2018;19(10):1457-66.

- inertial and magnetic sensing. *IEEE transactions on Biomedical Engineering*. 2006;53(7):1346-56.
- [31] Choukroun D, Bar-Itzhack IY, Oshman Y. Novel quaternion Kalman filter. *IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems*. 2006;42(1):174-90.
- [32] Makni A, Fourati H, Kibangou AY. Energy-aware adaptive attitude estimation under external acceleration for pedestrian navigation. *IEEE/ASME Transactions On Mechatronics*. 2015;21(3):1366-75.
- [33] Ghobadi M, Singla P, Esfahani ET. Robust attitude estimation from uncertain observations of inertial sensors using covariance inflated multiplicative extended Kalman filter. *IEEE Transactions on Instrumentation Measurement*. 2017;67(1):209-17.
- [34] Poulouse A, Eyobu OS, Han DS. An indoor position-estimation algorithm using smartphone IMU sensor data. *Ieee Access*. 2019;7:11165-77.
- navigation system. *Gps Solutions*. 2019;23(3):1-14.
- [19] Nourmohammadi H, Keighobadi J. Decentralized INS/GNSS system with MEMS-grade inertial sensors using QR-factorized CKF. *IEEE Sensors Journal*. 2017;17(11):3278-87.
- [20] Johnston CG. High Resolution Wavelet Denoising for MEMS-based Navigation Systems: Royal Military College of Canada (Canada); 2007.
- [21] Ludwig SA. Investigation of Orientation Estimation of Multiple IMUs. *Unmanned Systems*. 2021;9(04):283-91.
- [22] Gebre-Egziabher D, Hayward RC, Powell JD. A low-cost GPS/inertial attitude heading reference system (AHRS) for general aviation applications. In *IEEE 1998 Position Location and Navigation Symposium (Cat. No. 98CH36153) 1996 Apr 20 (pp. 518-525)*. IEEE.
- [23] Rogers RM. *Applied mathematics in integrated navigation systems: Aiaa*; 2003.
- [24] Mahony R, Hamel T, Pflimlin J-M. Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group. *IEEE Transactions on automatic control*. 2008;53(5):1203-18.
- [25] Madgwick SO, Harrison AJ, Vaidyanathan R, editors. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm. *2011 IEEE international conference on rehabilitation robotics*; 2011: IEEE.
- [26] Fourati H. Heterogeneous data fusion algorithm for pedestrian navigation via foot-mounted inertial measurement unit and complementary filter. *IEEE Transactions on Instrumentation Measurement*. 2014;64(1):221-9.
- [27] Lee JK, Park EJ, Robinovitch SN. Estimation of attitude and external acceleration using inertial sensor measurement during various dynamic conditions. *IEEE transactions on instrumentation measurement*. 2012;61(8):2262-73.
- [28] Zihajehzadeh S, Loh D, Lee TJ, Hoskinson R, Park EJ. A cascaded Kalman filter-based GPS/MEMS-IMU integration for sports applications. *Measurement*. 2015;73:200-10.
- [29] Harada T, Uchino H, Mori T, Sato T, editors. Portable absolute orientation estimation device with wireless network under accelerated situation. *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004 Proceedings ICRA'04 2004*; 2004: IEEE.
- [30] Sabatini AM. Quaternion-based extended Kalman filter for determining orientation by

پیوست:

جدول (الف): مقادیر خطای حسگرهای AHRS.

| مغناطیس سنج | شتاب سنج | ژیروسکوپ | |
|---|--------------------------------------|------------------------------------|----------------|
| $0.054 \text{ mGauss}/\sqrt{\text{Hz}}$ | $0.029 \text{ m/s}/\sqrt{\text{hr}}$ | $0.3 \text{ deg}/\sqrt{\text{hr}}$ | گام تصادفی |
| $\pm 15 \text{ Gauss}$ | 16mg | 0.2 deg/s | بایاس استاتیکی |
| 0.54mGauss | 0.1mg | 6.5/3600 deg/s | بایاس دینامیکی |



Improved Complementary Filters for Estimation of Heading and Attitude Angles in Accelerated Motion

A. Namvar¹, M. M. Dehghan^{2*}, H. Nourmohammadi³, M. Alirezapouri³

¹ M.Sc. Student, Faculty of Electrical, Electronic Warfare & Cybernetic Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

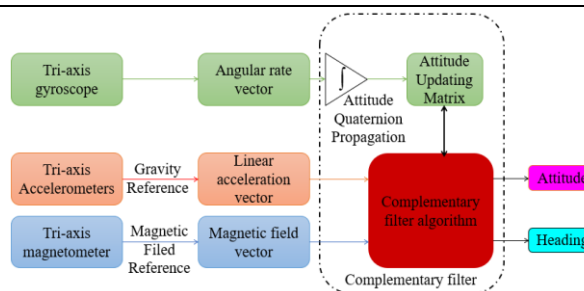
² Associate Professor, Faculty of Electrical, Electronic Warfare & Cybernetic Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

³ Assistant Professor, Faculty of Northern Research Institute of Science and Technology, Malik Ashtar University of Technology, Mazandaran, Iran

HIGHLIGHTS

- Orientation estimation in accelerated motion
- Attitude and Heading Reference System
- Improved complementary Madgwick and Mahony filters

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 22 December 2022

Received in revised form: 3 January 2023

Accepted: 20 February 2023

Available online: 20 February 2023

*Correspondence:

smmd@mut.ac.ir

How to cite this article:

A. Namvar, M.M. Dehghan, H. Nourmohammadi, M. Alirezapouri. Improved complementary filters for estimation of heading and attitude angles in accelerated motion. Journal of Aerospace Mechanics. 2023; 19 (2): 131-143.

Keywords:

Attitude & heading reference system
Orientation estimation
Complementary filter
Improved complementary filter
Adaptive extended Kalman filter

ABSTRACT

In this paper, a method for improving the performance of Complementary filter in the Attitude and Heading Reference System for estimating the orientation in accelerated movements is presented. Although existing complementary filters have advantages such as low computational volume, stability in different dynamic conditions, effectiveness at low sampling rates, and simplicity in the parameter setting process; But in the situation where the mobile device is exposed to non-gravitational accelerations, they show inappropriate performance. The proposed algorithm is designed based on the threshold-based path selection method and by adjusting the gain of complementary filters according to the size of the external acceleration, it improves the estimation of angles. In the following, the proposed algorithm is compared with the Extended Kalman filter and its three adaptive versions. The simulation and evaluation results of the proposed method show that the improved complementary filters achieve good performance in accelerated movements compared to the AEKF in the direction and alignment reference system.

* Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Imam Hossein University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode>.

