

بررسی ساختار و روشهای کالیبراسیون واحد اندازه گیری اینرشیتال میکرو الکترومکانیکی

فرزاد جواهری^۱، محمد سعادت سرشت^۲

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی نقشه برداری و اطلاعات مکانی، دانشگاه تهران، تهران farzadjavaheer@ut.ac.ir

۲- استادیار دانشکده مهندسی نقشه برداری و اطلاعات مکانی، دانشگاه تهران، تهران msaadat@ut.ac.ir

چکیده:

پیشرفتهای اخیر در بهبود عملکرد و دقت سنجنده های واحد اندازه گیری اینرشیتال (IMU) از نوع میکروالکترو مکانیکی (MEMS) که بسیار سبکتر، کوچکتر و ارزانتر از دیگر انواع حسگرهای اینرشیتال می باشند، باعث شده است که بکارگیری عملی آنها در ناوبری اینرشیتال بطور گسترده مورد توجه قرار گیرد. در این مقاله در ابتدا به معرفی سیستم های اینرشیتال با تمرکز بیشتر بر روی سیستم های strapdown مبتنی بر میکروالکترومکانیکی که با توجه به چارچوب مرجعی که در آن ژيروسکوپ و شتاب سنج عمل می کنند به دو دسته تقسیم شده است، پرداخته شده است و در ادامه راهکاری برای کالیبره کردن سیستم های اینرشیتال بصورت استاتیک و شبه استاتیک به دو روش کمترین مربعات بازگشتی و انتقال فوریه ارائه شده است که منجر به تعیین پارامترهای خطای واحد اندازه گیری اینرشیتال از جمله بایاس، فاکتور مقیاس، و انحراف در مشاهدات شتاب سنج و ژيروسکوپ خواهد شد.

واژه های کلیدی: کالیبراسیون، کمترین مربعات بازگشتی، سیستم ناوبری اینرشیتال، انتقال فوریه.



۱- مقدمه

تاریخچه^۱ IMU به سال ۱۹۳۰ میلادی برمی‌گردد که در ناوبری هواپیما و دستگاه‌های بزرگ مورد استفاده قرار می‌گرفت. در آن زمان این فناوری به دلیل محدودیت‌های جدی آن در اندازه، هزینه و مصرف انرژی، قابل بکارگیری در دستگاه‌های کوچک و استفاده عموم نبوده است. پیشرفتهای اخیر در بهبود عملکرد و دقت سنجنده‌های IMU از نوع MEMS^۲ که بسیار سبکتر، کوچکتر و ارزانتر از قبل شده‌اند، باعث شده است که امروزه بکارگیری آنها در انواع دستگاه‌های کوچک مانند تلفن‌های همراه مورد توجه قرار گیرد [4]. در این رابطه، برای دسترسی به داده‌های دقیق تعیین موقعیت و وضعیت IMU بخصوص برای مقاصد ناوبری اینرشیال باید آن را کالیبره نمود. از اینرو این مقاله با هدف ارائه یک روش پیشنهادی به صورت استاتیک و شبه استاتیک برای کالیبراسیون سیستم‌های اینرشیال نوشته شده است و به طور عمده تمرکز بر IMU های نوع strapdown مبتنی بر سیستم‌های میکرو الکترومکانیکی (MEMS) دارد.

اولین گام در یک فرایند کالیبراسیون، مدل سازی رابطه بین اندازه‌گیری و اطلاعات مرجع است. رابطه بین داده واقعی و خروجی اندازه‌گیری IMU را می‌توان با پارامترهای خطا تعریف کرد. در مدل IMU تعداد ۱۲ پارامتر خطا شناخته شده برای هر شتاب سنج و ژيروسکوپ در نظر گرفته شده است که شامل سه بایاس، سه فاکتور مقیاس و شش انحراف^۳ می‌باشد. برای برآورد این پارامترهای خطا، می‌توان از دو روش حداقل مربعات بازگشتی (RLS^۴) و تبدیل فوریه (FT^۵) استفاده کرد. بایاس و فاکتور مقیاس سنجنده را در روش انتقال فوریه می‌توان توسط تجزیه و تحلیل سیگنال شناخته و انحراف را می‌توان با یک محاسبه ماتریس معکوس ساده بدست آورد [3].

در ادامه در بخش ۲ ابتدا کلیاتی از پیکربندی سیستم‌های اینرشیال ارائه می‌شود. سپس در بخش ۳، ۴ و ۵ مقاله به معرفی انواع سیستم‌های اینرشیال و اجزای آن پرداخته شده است. در بخش ۶ معادلات لازم و نحوه جمع‌آوری مشاهدات و روش‌های پیشنهادی برای کالیبره کردن واحد اندازه‌گیری اینرشیال میکرو الکترومکانیکی بیان شده است.

۲- پیکربندی سیستم‌های اینرشیال

تقریباً تمام IMUها در یکی از دو دسته مشخص شده زیر قرار می‌گیرند: سکوی پایدار و Strapdown. تفاوت بین این دو دسته به چارچوب مرجعی که در آن ژيروسکوپ و شتاب سنج عمل می‌کنند برمی‌گردد. در سراسر این پژوهش به قاب سیستم ناوبری مرجع به عنوان قاب بدنه و به چارچوب مرجع که در آن ناوبری صورت می‌گیرد، قاب جهانی گفته می‌شود [4]. البته از طرفی دیگر می‌توان سیستم‌های اینرشیال را به دو دسته تقسیم کرد: شش محوره و نه‌ده محوره. در فن آوری‌های قدیمی‌تر سنجنده‌های IMU شش محوره بوده که در آنها هر یک از دو سنسور شتاب سنج و ژيروسکوپ دارای سه درجه آزادی برای اندازه‌گیری نسبت به سه محور هستند. در فن‌آوری‌های جدیدتر IMU، سه محور کمکی دیگر مغناطیس‌سنج و گاهی یک محور بارومتر نیز اضافه شده است که هدف آن بهبود داده‌های ژيروسکوپ و شتاب سنج بوده است [6].

¹ Inertial measurement unit

² Micro-electro mechanical

³ misalignment

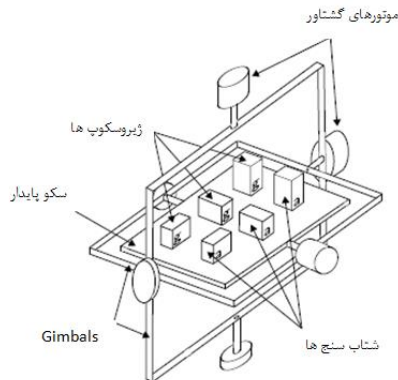
⁴ Recursive least squares

⁵ Fourier transform



۲-۱- مکانیزم سکوی پایدار^۶

در سیستم های نوع سکوی پایدار حسگرهای اینرسی بر روی یک سکو که از هر حرکت دورانی خارجی جدا شده است نصب شده‌اند. به عبارت دیگر سکو در هماهنگی با قاب جهانی قرار می‌گیرد. همانطور که در شکل (۱) می‌بینید با نصب و استقرار gimbal در سکو، آزادی سکو در هر سه محور به دست می‌آید. gimbal نصب شده هر گونه دوران سکو را تشخیص داده و بطور پیوسته سیگنال‌هایی به گشتاور موتور به منظور لغو چرخش سکو وارد می‌شود تا gimbal را دوران داده و سکو را در وضعیت تراز با قاب جهانی قرار دهد [1],[4].



شکل (۱) IMU با سکوی پایدار

۲-۲- مکانیزم Strapdown

در سیستم های strapdown حسگرهای اینرسی بر روی دستگاه نصب شده است و بنابراین مقادیر خروجی در قاب بدنه به جای قاب‌های جهانی اندازه‌گیری می‌شود. برای جهت‌یابی از سیگنال‌های دریافتی ژيروسکوپ با یکبار انتگرال‌گیری استفاده می‌شود و برای ردیابی موقعیت، سه سیگنال شتاب‌سنج از طریق جهت‌یابی ژيروسکوپ، به مختصات جهانی انتقال یافته و با دو بار انتگرال‌گیری محاسبه می‌گردد.

سکو پایدار و سیستم های strapdown هر دو در اصول اساسی یکسان هستند. سیستم های Strapdown پیچیدگی مکانیکی را کاهش داده و پایداری فیزیکی کمتری از سیستم سکو پایدار دارند. مزیت این روش در کاهش هزینه‌ها و پیچیدگی محاسباتی است. بنابراین سیستم های strapdown بسیار فراگیر شده‌اند [1],[4].

۳- ژيروسکوپ

در این بخش انواع مهم ژيروسکوپ تشریح می‌شود. توجه داشته باشید که در اینجا یک فهرست کلی از ژيروسکوپها ارائه می‌شود و بررسی جزئیات بیشتر آنها را می‌توان در منبع [2] مشاهده کرد.

۳-۱- زیر عنوان

یک ژيروسکوپ معمولی مکانیکی شامل یک چرخ در حال چرخش نصب شده بر روی دو gimbal که چرخش در هر سه محور را اجازه می‌دهد می‌باشد. به خاطر پایداری تکانه زاویه‌ای، چرخ در برابر تغییرات دوران، مقاومت از خود نشان می‌دهد. از این رو هنگامی که یک ژيروسکوپ مکانیکی در معرض دوران چرخ قرار می‌گیرد، زاویه بین gimbalهای مجاور تغییر خواهد کرد. لذا برای اندازه‌گیری دوران دستگاه می‌توان زاویه بین gimbalهای مجاور را بدست آورد. نقطه ضعف اصلی ژيروسکوپهای مکانیکی آن است که حاوی قطعات متحرک هستند. قطعات متحرک باعث بروز اصطکاک، که به نوبه خود باعث دریافت در خروجی در طول زمان می‌شوند [4].

⁶ Stabilized



۳-۲- زیر عنوان

یک ژيروسکوپ فیبر نوری (FOGY) با استفاده از تداخل نور به اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای می‌پردازد. یک FOG متشکل از یک سیم پیچ بزرگ فیبر نوری است که برای اندازه‌گیری دوران، دو پرتو نور در این سیم پیچ در جهت مخالف تابیده می‌شوند. اگر سنجنده تحت دوران قرار گیرد، پس از آن پرتویی که در جهت دوران سفر کرده مسیری طولانی‌تر از پرتویی که در خلاف جهت دوران سنجنده سفر می‌کند، طی می‌کند. این اثر به عنوان اثر Sagnac شناخته شده است. زمانیکه پرتوهای خروجی از فیبر ترکیب می‌شوند، تغییر فاز ایجاد شده ناشی از اثر Sagnac سبب تداخل پرتوها می‌شود. نتیجه ترکیب پرتوها شدتی است که وابسته به سرعت زاویه‌ای است. بنابراین امکان اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای با اندازه‌گیری شدت پرتو ترکیبی میسر می‌شود. بر خلاف ژيروسکوپ مکانیکی، ژيروسکوپ نوری حاوی هیچ قطعه حرکتی نبوده و تنها نیاز به چند ثانیه راه‌اندازی دارند. دقت در یک ژيروسکوپ نوری وابستگی زیادی به طول مسیر انتقال نور (هر چه طولانی‌تر بهتر) دارد، که بواسطه اندازه دستگاه محدود است [4].

۳-۳- زیر عنوان

با وجود سال‌ها توسعه در ژيروسکوپ‌های مکانیکی و نوری، هنوز هم بواسطه تعداد بالای قطعات حساس و گرانش‌متر بکار رفته در آنها، بکارگیری آنها در بسیاری از کاربردها غیرعملی و غیراقتصادی است. در مقابل، ژيروسکوپ‌های میکروالکترومکانیکی MEMS که مبتنی بر تکنیک‌های میکرو ماشینکاری سیلیکون ساخته شده‌اند بسیار کوچک بوده و تولید آنها ارزان تمام می‌شود. ژيروسکوپ‌های MEMS با استفاده از اثر کوریولیس عمل می‌کنند، که در یک چارچوب یا فریم مرجع چرخش با سرعت زاویه ای ω ، یک جرم با وزن m در حال حرکت با سرعت v شتاب آن با فرمول (1) محاسبه می‌گردد:

$$F_c = -2m(\omega \times v) \quad (1)$$

ژيروسکوپ MEMS شامل عناصر ارتعاشی برای اندازه‌گیری اثر کوریولیس هستند. ارتعاشات هندسی بسیاری وجود دارند، مانند ارتعاش چرخ و چنگال تنظیم ژيروسکوپ. ساده‌ترین هندسه شامل یک جرم واحد است که در امتداد محور حرکت دارای ارتعاش و جنبش است. هنگامی که ژيروسکوپ دوران داده شود نوسان ثانویه ناشی از نیروی کوریولیس در امتداد محور عمود بر حرکت رخ می‌دهد. سرعت زاویه‌ای را می‌توان با اندازه‌گیری این چرخش ثانویه محاسبه نمود. در حال حاضر ژيروسکوپ‌های میکروالکترومکانیکی دقت دستگاه‌های اپتیکی را ندارند. اما دارای مزایایی مانند سایز کوچک، وزن کم، استحکام بالا، مصرف انرژی پایین، کوتاهی زمان برای شروع کار و ارزان بودن هستند. در جدول (1) منابع خطای ژيروسکوپ‌های میکروالکترومکانیکی به اختصار توضیح داده شده است [4].

جدول (1) منابع خطای ژيروسکوپ میکروالکترومکانیکی MEMS [4]

نوع خطا	توضیح خطا	عملکرد در طول زمان
بایاس	بایاس ثابت (E)	به صورت پیوسته با زمان رشد می‌کند
نویز سفید	نویز سفید با انحراف معیار σ	به صورت جذری با زمان رشد می‌کند
اثرات دما	دما وابسته به بایاس باقیمانده	به صورت خطی نسبت به زمان رشد می‌کند
کالیبراسیون	خطای قطعی شامل فاکتور مقیاس، خطی سازی ژيروسکوپ و هم تراز	وابسته به نرخ و مدت زمان حرکت دارد
بایاس بی ثباتی	نوسان های بایاس-به صورت خطای زاویه ای تصادفی مدل می شود	به صورت مرتبه دو با زمان رشد می‌کند

⁷ Fibre optic gyroscope

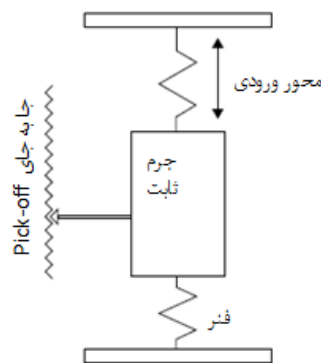


۴- شتاب سنج

ساختمان شتاب‌سنج‌ها معمولاً به صورت یک دستگاه مکانیکی یا دستگاه حالت جامد است که اخیراً شتاب‌سنج‌های MEMS نیز به این فهرست اضافه شده‌اند.

۴-۱- شتاب‌سنج مکانیکی

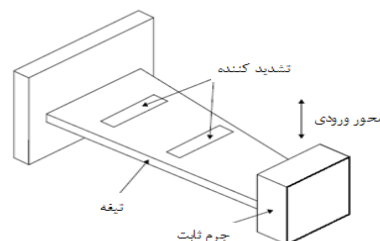
همانطور که در شکل (2) نشان داده شده است، شتاب‌سنج مکانیکی متشکل از یک جرم بوده که به وسیله فنرهایی به حالت تعلیق درآورده شده است. جابجایی این جرم با استفاده از یک حسگر اندازه‌گیری شده و سیگنالی متناسب با نیروی F وارده به جرم در جهت محور ورودی تولید می‌شود. طبق قانون دوم نیوتن ($F = M \times a$) این سیگنال متناسب با شتاب جرم می‌باشد [2].



شکل ۲) شتاب سنج مکانیکی

۴-۲- شتاب سنج حالت جامد

شتاب‌سنج‌های حالت جامد را می‌توان به زیر گروه‌های مختلف، از جمله سطح موج آکوستیک، ارتعاشی، سیلیکون و دستگاه‌های کوارتز تقسیم‌بندی نمود. این شتاب‌سنج‌ها کوچک و قابل اعتماد بوده و پایداری مناسبی از خود نشان می‌دهند. بطور مثال شتاب‌سنج سطح موج آکوستیک دارای یک پرتو پایه با فرکانس ثابت می‌باشد. یک جرم به انتهای یک سوی تیغه نصب شده که آزادانه در حرکت است. هنگامی که یک شتاب در امتداد محور ورودی خم تیغه اعمال می‌شود، فرکانس موج صوتی متناسب با فشار اعمال شده تغییر می‌کند. با اندازه‌گیری این تغییر در فرکانس صوت می‌توان شتاب را تعیین کرد [4].



شکل ۳) شتاب سنج سطح موج آکوستیک

۴-۳- شتاب سنج الکترومکانیکی (MEMS)

این نوع شتاب‌سنج با استفاده از فناوری میکرو ماشینکاری سیلیکونی ساخته شده است. مزایای استفاده از دستگاه‌های MEMS در بخش قبل ذکر شده است که شامل کوچک، سبک، مصرف توان کم و راه‌اندازی سریع می‌باشد. نقطه ضعف



اصلی آنها این است که در حال حاضر دقت آن کمتر از شتابسنج‌های مکانیکی و حالت جامد است اما این نقیصه به سرعت در حال بهبود است. در جدول (2) منابع خطای شتابسنج‌های میکروالکترومکانیکی به اختصار توضیح داده شده است [4].

جدول ۲) منابع خطای ژيروسکوپ MEMS [1]

عملکرد در طول زمان	توضیح خطا	نوع خطا
به صورت کوادراتیک با زمان رشد می کند	بایاس ثابت (E)	بایاس
به صورت توانی از 3/2 با زمان رشد می کند	نویز سفید با انحراف معیار σ	نویز سفید
به صورت کوادراتیک نسبت به زمان رشد می کند	دما وابسته به بایاس باقیمانده	اثرات دما
وابسته به نرخ و مدت زمان حرکت دارد	خطای قطعی شامل فاکتور مقیاس، خطی سازی ژيروسکوپ و هم تراز	کالیبراسیون
به صورت مرتبه سه با زمان رشد می کند	نوسان های بایاس به صورت خطای زاویه ای تصادفی مدل می شود	بایاس بی ثباتی

۵- کالیبراسیون سنجنده های IMU

همان طور که می دانیم دستگاه‌های اندازه‌گیری باید به طور دوره‌ای کالیبره شوند. گذشت زمان، فرسودگی، حوادث غیر قابل پیش بینی، باعث می شوند تا قابلیت ردیابی نتایج آنها تا استانداردها زیر سوال رفته و نیازمند تایید مجدد باشند. بنابراین برای کالیبراسیون واحد اندازه‌گیری اینرسیال نیاز به رابطه بین داده موردنظر و خروجی اندازه‌گیری IMU را می توان با پارامترهای خطا تعریف کرد. در مدل IMU از ۱۲ پارامتر خطا شناخته شده برای هر شتاب سنج و نرخ ژيروسکوپ در نظر گرفته شده است.

در برآورد پارامترهای خطا، در این مقاله دو روش تشریح شده است. روش اول، روش حداقل مربعات بازگشتی (RLS) است که معمولاً مورد استفاده قرار می‌گیرد و روش دوم، روش تبدیل فوریه (FT) است. روش FT به تجزیه و تحلیل دامنه سیگنال‌های ورودی و خروجی از IMU می‌پردازد. بایاس و فاکتور مقیاس سنسور را می‌توان با تجزیه و تحلیل سیگنال شناخت و انحراف را می‌توان با یک محاسبه ماتریس معکوس ساده بدست آورد [5]. بردار شتاب و سرعت زاویه ای واقعی با معادله (2) بیان می‌گردد.

$$\hat{F} = \{\Omega_S + \Omega_M\}\{F + \Omega_B\} + w_f \quad (2)$$

\hat{F} شتاب یا سرعت زاویه‌ای واقعی، F شتاب یا سرعت اندازه‌گیری شده توسط IMU

$$\Omega_S = \begin{bmatrix} k_x^F & 0 & 0 \\ 0 & k_y^F & 0 \\ 0 & 0 & k_z^F \end{bmatrix} \quad \text{ماتریس فاکتور مقیاس}$$

$$\Omega_M = \begin{bmatrix} 0 & m_{xz}^F & m_{xy}^F \\ m_{yz}^F & 0 & m_{yx}^F \\ m_{zx}^F & m_{zy}^F & 0 \end{bmatrix} \quad \text{ماتریس انحراف}$$

$$\Omega_B = [b_x^F \quad b_y^F \quad b_z^F]^T \quad \text{بردار بایاس}$$



W_f ترم نویز است که گوسین سفید فرض می‌شود.

به عنوان ساده‌سازی ترم بایاس می‌توان از معادله زیر استفاده کرد و معادله (1) به صورت معادله (3) در می‌آید.

$$\Rightarrow \Omega'_B = \{\Omega_S + \Omega_M\}\Omega_B$$

$$\hat{F} = \{\Omega_S + \Omega_M\}F - \Omega'_B + W_f \quad (3)$$

۵-۱- تست کالیبراسیون IMU

آزمون استاتیک و شبه استاتیک معمولاً برای کالیبراسیون IMU انجام می‌شود. برای شتاب‌سنج کالیبراسیون استاتیک معمولاً با استفاده از این واقعیت است که خروجی آن بستگی به دوران محور حساس با توجه به بردار شتاب گرانشی در یک محیط ثابت صورت می‌گیرد. از این آزمون یک بایاس و یک ضریب مقیاس می‌توان یافت. تست استاتیک نیز در کالیبراسیون ژيروسکوپ برای به دست آوردن بایاس مورد استفاده قرار می‌گیرد و آزمون شبه استاتیک است که گاهی اوقات برای یک ژيروسکوپ تحت شرایط با سرعت زاویه ای ثابت صورت می‌گیرد. در جداول (1) و (2) نرخ‌های لازم برای کالیبراسیون IMU ارائه شده است.

در تست استاتیک باید داده‌ها از شتاب‌سنج برای یک دوره ۱۰ دقیقه برای مجموعه ای از وضعیت‌های مختلف از IMU جمع‌آوری شده که این وضعیت‌های در جدول (1) موجود است. به طور معمول مقدار خروجی سنسور از یک مقدار ثابت‌های خاص (بسته به وضعیت شتاب‌سنج ثابت) و یک خطای نسبتاً کوچک تشکیل شده است. داده‌های ژيروسکوپ نیز برای هر محور IMU در یک دوره ۱۰ دقیقه با استفاده از نرخ جدول (2) جمع‌آوری می‌گردد.

جدول (۳) پیکربندی وضعیت IMU برای تست شتاب‌سنج

	جهت محورها			مقدار شتاب‌سنج در هر جهت (G)		
	X	Y	Z	X	Y	Z
۱	بالا	شرق	شمال	۱	۰	۰
۲	پایین	غرب	شمال	-1	۰	۰
۳	غرب	بالا	شمال	۰	۱	۰
۴	شرق	پایین	شمال	۰	-1	۰
۵	شرق	شمال	بالا	۰	۰	۱
۶	غرب	شمال	پایین	۰	۰	-1

جدول (۴) پیکربندی وضعیت IMU برای تست ژيروسکوپ

	جهت محورها			مقدار شتاب‌سنج در هر جهت (G)		
	X	Y	Z	X	Y	Z
۱	بالا	شرق	شمال	ω	۰	۰
۲	پایین	غرب	شمال	۰	ω	۰
۳	غرب	بالا	شمال	۰	۰	ω

که ω در این جدول مقادیر ۳۰۰- تا ۳۰۰+ می‌گیرد



۵-۲- روش کمترین مربعات بازگشتی

حداقل مربعات بازگشتی (RLS) یک فیلتر انطباقی که به صورت بازگشتی مجهولاتی که تابع هزینه (مجموع مربعات باقیمانده‌ها) مربوط به سیگنال‌های ورودی را به حداقل می‌رساند پیدا می‌کند. که شامل الگوریتم‌های دیگری مانند کمترین مربعات می‌شود. در RLS، سیگنال‌های ورودی قطعی در نظر گرفته می‌شوند، در حالی که برای کمترین مربعات و الگوریتم شبیه آن‌ها سیگنال‌های ورودی تصادفی در نظر گرفته می‌شود. در مقایسه با بسیاری از رقبای خود، همگرایی حداقل مربعات بازگشتی بسیار سریع می‌باشد. روش RLS به شرح زیر مدل می‌شود [5].

$$Z = H\Phi \quad (4)$$

که در معادلات (4) ماتریس H به عنوان ماتریس مشاهدات ارجاع داده می‌شود، Φ ماتریس مجهولات و ماتریس Z به عنوان ماتریس مشاهدات مستقل از متغیرها می‌باشد. تعیین پارامترهای خطا از معادله (2) به صورت معادله (5) است.

$$\hat{F} = A_F^S s_F + A_F^M m_F - \Omega_B' + W_F \quad (5)$$

$$= [A_F^S \quad A_F^M \quad -I_{3 \times 3}] [s_F \quad m_F \quad \Omega_B']^T + W_F$$

$$A_F^S = \begin{bmatrix} F_x & 0 & 0 \\ 0 & F_y & 0 \\ 0 & 0 & F_z \end{bmatrix}$$

$$A_F^M = \begin{bmatrix} F_y & F_z & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & F_x & F_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & F_x & F_y \end{bmatrix}$$

$$s_F = [k_x^F \quad k_y^F \quad k_z^F]^T$$

$$m_F = [m_{xy}^F \quad m_{xz}^F \quad m_{yx}^F \quad m_{yz}^F \quad m_{zx}^F \quad m_{zy}^F]^T$$

$$\Omega_B' = [b_x' \quad b_y' \quad b_z']^T$$

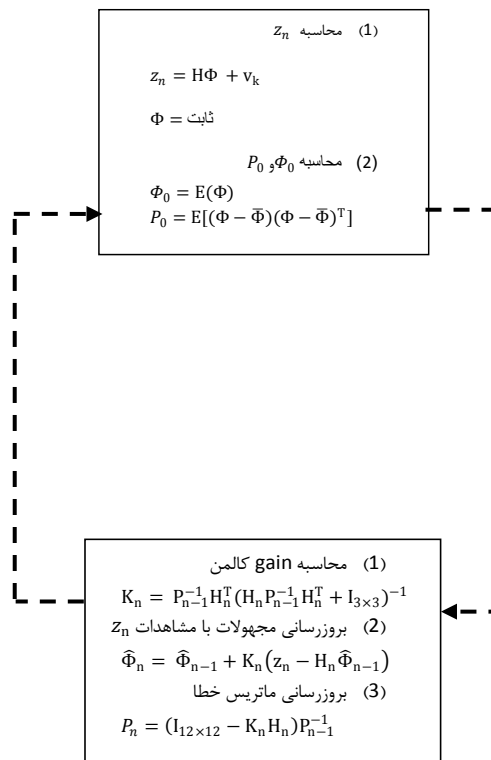
پس می‌توان معادله ۴ را به صورت معادله ۳ بیان کرد و با استفاده از معادلات (6)، (7) و (8) مجهولات و ماتریس واریانس کواریانس را در هر یک زمانی با استفاده از اطلاعات اولیه و اطلاعات اپک قبلی محاسبه کرد [3].

$$\hat{\Phi}_n = \hat{\Phi}_{n-1} + K_n(z_n - H_n \hat{\Phi}_{n-1}) \quad (6)$$

$$K_n = P_{n-1}^{-1} H_n^T (H_n P_{n-1}^{-1} H_n^T + I_{3 \times 3})^{-1} \quad (7)$$

$$P_n = (I_{12 \times 12} - K_n H_n) P_{n-1}^{-1} \quad (8)$$

فلوچارت الگوریتم کمترین مربعات بازگشتی می‌توان در شکل (4) دید.



شکل ۴) فلوجارت الگوریتم کمترین مربعات بازگشتی

۵-۳- روش انتقال فوریه

تجزیه و تحلیل سیگنال‌هایی ورودی و خروجی با انتقال فوریه را روش انتقال فوریه می‌باشد. دامنه هر سیگنال در یک فرکانس اصلی یا مرجع و HZ را می‌توان پیدا کرد. دامنه سیگنال ورودی در سیگنال مرجع به عنوان $\mathcal{F}(F_R)$ و دامنه سیگنال خروجی در فرکانس مرجع را به عنوان $\mathcal{F}(F)$ تعریف می‌گردند. ضریب مقیاس و بایاس با استفاده از دامنه سیگنال ورودی و خروجی در HZ هرگز محاسبه می‌گردد و به ترتیب در معادلات (9) و (10) محاسبه می‌گردد [5].

$$S_F = \frac{\mathcal{F}(\hat{F})}{\mathcal{F}(F_R)} \quad , \quad \Omega_F = \mathcal{F}_0(F) - \mathcal{F}_0(\hat{F}) \quad (9), (10)$$

برای محاسبه پارامترهای انحراف یا misalignment باید معادله (1) را به صورت معادلات (11) در آورده و ماتریس انحراف محاسبه خواهد شد.

$$\hat{F} = \{\Omega_S + \Omega_M\}F - \Omega'_B$$

$$\hat{F} - \Omega_S F + \Omega'_B = \Omega_M F \quad (11)$$

با اعمال انتقال فوریه به معادله بالا از معادله (12) می‌توان پارامترهای انحراف را می‌توان محاسبه کرد.

$$\begin{bmatrix} \mathcal{F}(\hat{F}_x) - k_x^F \mathcal{F}(F_x) + b'_x \\ \mathcal{F}(\hat{F}_y) - k_y^F \mathcal{F}(F_y) + b'_y \\ \mathcal{F}(\hat{F}_z) - k_z^F \mathcal{F}(F_z) + b'_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathcal{F}(F_y) & \mathcal{F}(F_z) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathcal{F}(F_x) & \mathcal{F}(F_z) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \mathcal{F}(F_x) & \mathcal{F}(F_y) \end{bmatrix} m_F \quad (12)$$



۶- نتایج و پیشنهادات

در این مقاله به بیان ساختار واحد اندازه‌گیری اینرشیال که از لحاظ قابی که در آن قرار می‌گیرند به دو دسته سکو پایدار و strapdown تقسیم شده‌اند و همچنین روش‌های انتقال فوریه و کمترین مربعات بازگشتی برای برآورد پارامترهای کالیبراسون (بایاس، ضریب مقیاس و انحراف) این دستگاه پرداخته شده است. برای تحقیقات آتی می‌توان به پیاده‌سازی الگوریتمها و تستهای عملی و همچنین مقایسه نتایج بین دو روش کالیبراسون برای انتخاب روش بهتر پرداخت.

مراجع

- [1] جمال عسگری، علیرضا امیری سیمکویی، فرزانه زنگنه نژاد، تلفیق سیستم ناوبری اینرسی میکروالکترومکانیکی با روش سینماتیک آنی GPS برای کاربردهای دقیق، فصلنامه علمی-پژوهشی علوم و فناوری فضایی، جلد ۵، ۴۹-۵۷، پاییز ۱۳۹۱.
- [2] D.Titterton and J.Weston. Strapdown Inertial Navigation Technology. The American Institute of Aeronautics and Astronautics, second edition, 2004.
- [3] Simon, D., "Optimal State Estimation: Kalman, H^∞ An Nonlinear Approaches, Wiley-Interscience, Pp. 79-86, 2006.
- [4] Oliver J. Woodman, "An Introduction To Inertial Navigation", University Of Cambridge, 2007.
- [5] Dongkyu Lee, Sangchul Lee, Sanghyuk Park, Sangho Ko, "Test And Error Parameter Estimation For Mems -Based Low Cost Imu Calibration", International Journal Of Precision Engineering And Manufacturing Vol. 12, Pp. 597-603, 2011.
- [6] Norhafizan Ahmad, Raja Ariffin Raja Ghazilla, And Nazirah M. Khairi, "Reviews On Various Inertial Measurement Unit (IMU) Sensor Applications", International Journal Of Signal Processing Systems Vol. 1, Pp. 256-262, December 2013.



Examine the structure and calibration of inertial measurement unit micro-electro-mechanical

Javaheri, F. ^{*1}, Sadaatseresht, M. ²

1- Ms.c student of Photogrammetry in Faculty of Engineering Surveying and Spatial Information, University of Tehran

2- Assistant professor in Faculty of Engineering Surveying and Spatial Information, University of Tehran

Abstract

Recent advances in the performance and accuracy of the sensor inertial measurement unit (IMU) of micro-electro mechanical (MEMS) that are lighter, smaller and cheaper than other types of sensors, inertial factors are high, makes the practical application of inertial navigation in Extensive be considered. This article first introduces inertial systems with more focus on systems-based strapdown micro-electro mechanical according to the reference frame in which the gyroscope and accelerometer act is divided into two categories has been paid and Then, a solution for static and quasi-static calibration of inertial systems to the method of recursive least squares and Fourier transform is provided that leads to determine the parameters of error, including bias inertial measurement unit, scale factor and bias in accelerometer and observations will gyroscope.

Correspondence Address: Group Photogrammetry, Faculty of Engineering Surveying and Spatial Information, University of Tehran, Tehran, Iran.

Email: farzadjavaher@ut.ac.ir