



Extraction of Seeker to INS Misalignment Error in Air Defense Missiles

Hamid Ranjbar¹, Farshad Yaghouti Niyat^{2*}

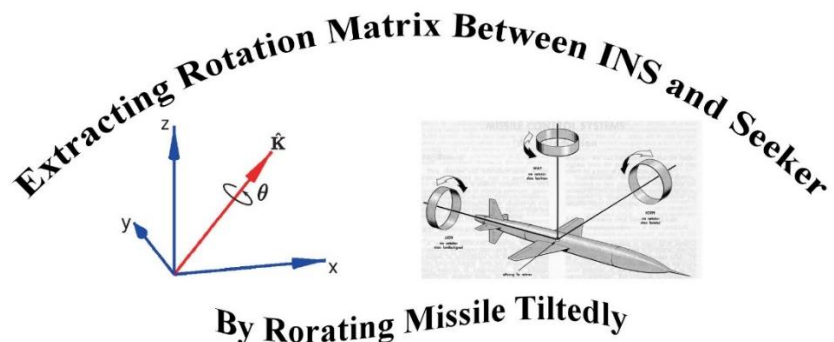
¹ Master's degree, , Khajeh Nasir University, Tehran, Iran (Email: ranjbar@msn.com)

² PhD, , Ferdowsi University of Mashhad, Iran (*Correspondence: farshad.yaghoutiniyat@alumni.um.ac.ir)

HIGHLIGHTS

- There has no method to extract seeker to INS misalignment error, up to now.
- For the first time, this paper presents a simple, practical, and efficient method to extract the mentioned misalignment.
- Two methods are presented in this paper to extract the mentioned misalignment. In fact, the second method improves the first method, significantly, to extract the misalignment, precisely.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 07 October 2025

Received in revised form: 07 November 2025

Accepted: 04 December 2025

Available online: 21 January 2026

*Correspondence:

farshad.yaghoutiniyat@alumni.um.ac.ir

Keywords:

Air Defense Missile

Seeker

Inertial Navigation System (INS)

Seeker to INS Misalignment Error

Rotation Matrix

ABSTRACT

In the final phase of target tracking by surface-to-air missiles, seekers play a crucial role. Precise alignment of the seeker's angular orientation for target lock-on is of paramount importance in this process. Several sources of error can affect this alignment, leading to a reduction in tracking accuracy. One key source of error is the misalignment between the seeker antenna and the missile's Inertial Navigation System (INS). Given the seeker's narrow beamwidth, this misalignment can prevent the seeker from successfully locking onto the target. This error is directly related to the missile's mechanical manufacturing tolerances and thus varies from missile to missile. Until now, this error has been considered an accepted uncertainty in missile guidance and control calculations. This paper, for the first time, presents a simple, practical, and efficient method to quantify this misalignment error, which can significantly improve the accuracy of seeker antenna handling and target lock-on, especially in long-range surface-to-air missile systems.

Cite this article: Ranjbar H , Yaghouti Niyat F[®]. Extraction of Seeker to INS Misalignment Error in Air Defense Missiles. Journal of Aerospace Mechanics. 2025; 21 (4): 27-35. DOI: <https://doi.org/10.47176/MAJ.2025.1523>

© Author(s) retain the copyright and full publishing rights

Publisher: Imam Hossein Comprehensive University.





استخراج خطای نصب سیکر نسبت به INS در موشک‌های پدافندی

حمید رنجبر^۱، فرشاد یاقوتی نیت^{۲*}

^۱ کارشناسی ارشد، دانشگاه خواجه نصیر، تهران، ایران (ranjbar@msn.com)

^۲ دکتری، دانشگاه فردوسی مشهد، ایران (نویسنده مسئول: farshad.yaghoutiniyat@alumni.um.ac.ir)

برجسته‌ها

- تا به امروز روشی عملیاتی برای استخراج خطای نصب سیکر نسبت به INS موشک‌های پدافندی در صنعت وجود نداشته است.
- برای اولین بار در این مقاله، روشی ساده، کارآمد و عملیاتی برای استخراج خطای مذکور ارائه شده است.
- دو روش برای استخراج خطای مذکور ارائه شده است. روش دوم ارتقای روش اول می‌باشد که این خطا را با دقت بسیار بالایی بدست می‌آورد.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۵ مهر ۱۴۰۴

بازنگری: ۱۶ آبان ۱۴۰۴

پذیرش: ۱۳ آذر ۱۴۰۴

ارائه آنلاین: ۰۱ بهمن ۱۴۰۴

*نویسنده مسئول:

farshad.yaghoutiniyat@alumni.um.ac.ir

کلید واژه‌ها:

موشک پدافندی

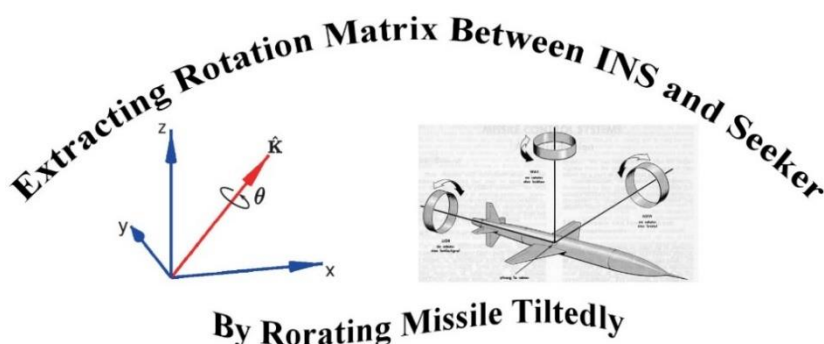
سیکر

سیستم ناوبری اینرسی (INS)

خطای نصب سیکر نسبت به INS

ماتریس دوران

چکیده گرافیکی



چکیده

در فاز نهایی رهگیری اهداف توسط موشک‌های پدافندی، از سیکر استفاده می‌شود. در این فرآیند، توجیه زوایای سیکر جهت قفل بر روی اهداف از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در این توجیه، منابع خطای مختلفی وجود دارد که منجر به کاهش دقت رهگیری اهداف می‌شود. یکی از این منابع خطا، خطای نصب آنتن سیکر نسبت به سیستم ناوبری اینرسی (INS) موشک است. این خطا با توجه به محدود بودن عرض بیم سیکر، ممکن است مانع از قفل کردن سیکر بر روی اهداف شود. این خطا تابعی از دقت ساخت مکانیکی موشک بوده و بنابراین در هر موشک دارای مقداری متفاوت است. تاکنون این منبع خطا به صورت پذیرفته شده در محاسبات هدایت و کنترل موشک در نظر گرفته می‌شده است. برای اولین بار در این مقاله، روشی ساده، عملیاتی و کارآمد جهت استخراج این خطا ارائه شده است که می‌تواند منجر به افزایش دقت روانه‌سازی آنتن سیکر جهت قفل سیکر بر روی اهداف در موشک‌های پدافندی، بالاخص موشک‌های پدافندی برد بلند، شود.

استناد: رنجبر، حمید، یاقوتی نیت، فرشاد. استخراج خطای نصب سیکر نسبت به INS در موشک‌های پدافندی. مکانیک هوافضا. (۱۴۰۴)؛ ۲۱ (۴): ۳۵-۲۷.

<https://doi.org/10.47176/MAJ.2025.1523>

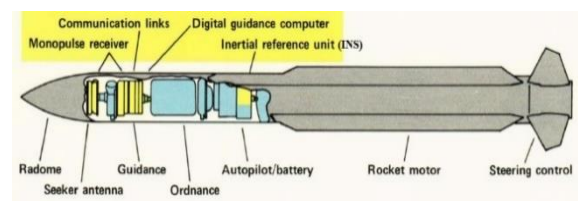
© نویسنده(گان) حق نشر و حقوق کامل انتشار را برای خود محفوظ می‌دارند.

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین (ع).



۱- مقدمه

موشک‌ها امروزه به‌عنوان یکی از مؤثرترین و پیچیده‌ترین ابزارهای نظامی در جنگ‌های نوین شناخته می‌شوند. موشک‌ها سیستم‌های پیچیده‌ای هستند که از چندین زیرسیستم اصلی تشکیل شده‌اند و هر یک از این زیرسیستم‌ها نقش حیاتی در عملکرد کلی موشک ایفا می‌کنند. ساختار کلی یک موشک معمولاً شامل بخش‌هایی مانند هدایت و کنترل، سیستم‌های پیش‌رانش، بدنه و آیرودینامیک، سرچنگی، فیوز و سیستم‌های راه‌اندازی می‌باشد. هر یک از این بخش‌ها باید به دقت طراحی و هماهنگ شوند تا موشک بتواند به‌طور مؤثر به اهداف خود برخورد کند [۱-۳].



شکل (۱): نمایی از قسمت‌های مختلف موشک [۴].

در موشک باید سیکر و سیستم ناوبری اینرسی (INS)^۱ به‌طور هماهنگ عمل کنند تا دقت هدایت و هدف‌گیری افزایش پیدا کند [۵ و ۶]. سیکر که معمولاً در دماغه موشک قرار دارد، انرژی الکترومغناطیسی (مانند امواج رادیویی یا نوری) را از هدف دریافت می‌کند و اطلاعات مربوط به موقعیت و حرکت هدف را استخراج می‌کند. این اطلاعات به سیستم هدایت موشک ارسال می‌شود تا مسیر پرواز را تنظیم کند. از سوی دیگر، سیستم ناوبری اینرسی با استفاده از حسگرهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ، موقعیت و سرعت موشک را در فضای سه‌بعدی ردیابی می‌کند. این سیستم به‌طور مستقل از سیگنال‌های خارجی عمل می‌کند و در مواقعی که سیکر به دلیل تداخل یا شرایط محیطی قادر به ردیابی هدف نیست، نقش حیاتی در هدایت موشک ایفا می‌کند. ارتباط بین این دو سیستم به‌گونه‌ای است که داده‌های ناوبری اینرسی می‌توانند به سیکر کمک کنند تا هدف را با دقت بیشتری ردیابی کند، به‌ویژه در شرایطی که هدف در حال انجام مانورهای پیچیده است. این هماهنگی بین سیکر و INS، دقت و قابلیت اطمینان موشک را در رسیدن به هدف به‌طور قابل توجهی افزایش می‌دهد [۷-۹].

سیکر سیستم کوچکی در موشک است که برای حفظ مسیر موشک، جهت برخورد به هدف، استفاده می‌شود. سیکر موشک از یک سر دریافت‌کننده انرژی منتشر شده از هدف (نظیر آنتن، دوربین، سنسور حرارتی و غیره) برای جمع‌آوری و تشخیص انرژی هدف، یک ماژول ردیاب برای نگه داشتن محور جستجوگر

به سمت هدف و یک ماژول پردازشگر برای استخراج اطلاعات مورد نیاز از مدارهای شناسایی و ردیابی تشکیل شده است. سیکر معمولاً در دماغه موشک نصب می‌شود که بتواند دیدی بدون مانع از جلو داشته باشد. آنتن سیکر یا سنسور نوری معمولاً بر روی گیمبال‌ها نصب می‌شود تا امکان چرخش در جهت دید مرکزی آن (محور بینایی) را در هر دو جهت سمت و ارتفاع نسبت به خط مرکزی موشک، فراهم کند [۱۰]. به‌طور کلی، دو نوع رایج سیکر وجود دارد: ۱) سیکر اپتیکی [۱۱] و ۲) سیکر فرکانس رادیویی و مایکروویو [۱۲]. روش‌ها و تجهیزاتی که برای حس کردن سیگنال در این سیکرها استفاده می‌شود متفاوت است که این منجر به ساخت دو نوع متفاوت از سیکرها می‌شود. سیکر اپتیکی: سیکرهایی هستند که بر اساس حس کردن تابش در بازه فرابنفش (UV^۲)، بینایی و فروسرخ (IR^۳) از طیف الکترومغناطیس عمل می‌کنند [۱۳]. این تابش از طریق جو از هدف منتقل می‌شود. سیکر فرکانس رادیویی و مایکروویو: این نوع از سیکرها اساساً راداری هستند که از آنتن برای جمع‌آوری تابش RF^۴ یا مایکروویو بازتابیده شده از هدف استفاده می‌شود. توان فرکانس رادیویی و یا مایکروویو بازتاب شده از هدف، توسط سیستم‌های روی هدف یا روشن‌کننده هدف که می‌تواند بر روی زمین و یا فرستنده روی موشک باشد، تولید می‌شود [۱۴]. سیستم ناوبری اینرسی (INS) یک فناوری پیشرفته مبتنی بر حسگرهای اینرسی مانند شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌هاست که بدون نیاز به سیگنال‌های خارجی، موقعیت، سرعت و جهت یک وسیله نقلیه را محاسبه می‌کند. شتاب‌سنج‌ها، شتاب خطی را در سه محور اندازه‌گیری می‌کنند، در حالی که ژيروسکوپ‌ها نرخ سرعت زوایه‌ای را ثبت می‌کنند. این سیستم‌ها به دو دسته اصلی تقسیم می‌شوند: gimbaled [۱۵] و strap down [۱۶]. سیستم‌های gimbaled از پلتفرمی مکانیکی استفاده می‌کنند که حسگرها را نسبت به حرکات وسیله نقلیه ایزوله نگه می‌دارند و محاسبات ساده‌تری نیاز دارند، اما ساختاری پیچیده و سنگین دارند. در مقابل، سیستم‌های strap down حسگرها را مستقیماً به بدنه وسیله نصب می‌کنند و با استفاده از الگوریتم‌های پیچیده، تغییرات جهت و موقعیت را محاسبه می‌نمایند. با پیشرفت فناوری پردازش، سیستم‌های strap down به دلیل سبکی، قابلیت اطمینان بالا و کاهش هزینه‌های مکانیکی، جایگزین مناسبی برای سیستم‌های gimbaled شده‌اند [۱۷ و ۱۸]. این سیستم‌ها در کاربردهای متنوعی مانند هوانوردی، ناوبری خودروها و فضاپیماها استفاده می‌شوند، اما دقت آنها به مرور زمان به دلیل تجمع خطاهای حسگرها کاهش می‌یابد، که معمولاً با ادغام با سیستم‌های دیگر مانند GPS^۵ جبران می‌شود [19-23].

^۲ Ultraviolet

^۳ Infrared

^۴ Radio Frequency

^۵ Global Positioning System

^۱ Inertial navigation system

۳- روش استخراج خطای نصب سیکر نسبت به INS موشک

به طور کلی باید به صورت ایده‌آل، INS و سیکر به صورت کاملاً همسو و در یک راستا با هم در موشک قرار بگیرند. اما با توجه به اینکه طراحی و ساخت استندهای مکانیکی در موشک، همراه با خطاهایی حتی جزئی همراه هستند، نصب این دو ماژول نسبت به هم، دارای اختلافی در زوایای pitch، roll و yaw هستند. این اختلاف زوایا و یا به عبارتی خطای نصب این دو ماژول نسبت به یکدیگر را می‌توان با ماتریس دورانی مدل کرد و در محاسبات توجیه زوایای هدف نسبت به موشک، دخیل کرد. جهت استخراج ماتریس دوران مذکور، سناریو زیر ارائه می‌شود.

در قسمت‌های تقریباً ابتدایی و انتهایی موشک، دو استند چرخان (شکل (۲)) قرار داده می‌شود. سپس این دو استند بر روی دو پایه هم ارتفاع قرار داده می‌شود، تا اینکه موشک به صورت تقریباً افقی قرار بگیرد. در این حالت، موشک به راحتی می‌تواند در حالت افقی، درون این استندها چرخش نماید. حال در حالت سکون، شتاب‌سنج‌های IMUهای موجود در INS و سیکر، به مدت چندین ثانیه، داده‌برداری می‌شوند. پس از آن، موشک چند درجه دوران داده می‌شود، و پس از ساکن شدن، شتاب‌سنج‌های مذکور، به مدت چند ثانیه، داده‌برداری می‌شوند. این فرآیند در زوایای مختلف چندین مرتبه تکرار می‌شود. هر چه تعداد دفعات داده‌برداری بیشتر باشد، طبعاً داده‌هایی غنی‌تر برای استخراج خطای نصب دو ماژول خواهیم داشت.



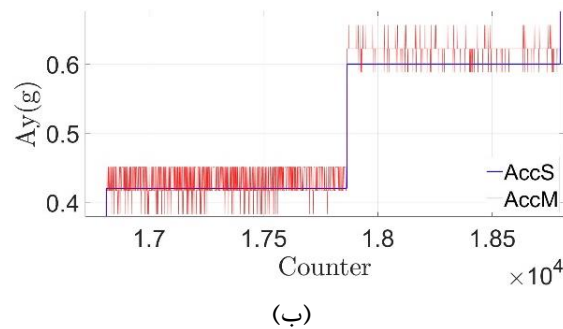
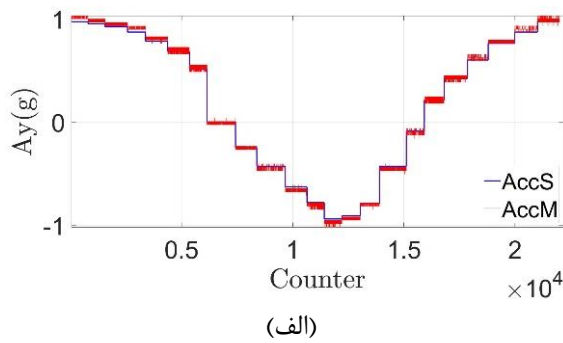
شکل (۲): استندهای چرخان موشک که بر روی پایه قرار می‌گیرند. همراه با این استندها، موشک به راحتی دوران داده می‌شود.

پس از اینکه فرآیند داده‌برداری تکمیل شد، خروجی شتاب‌سنج‌ها در هر یک از محورها X، Y و Z، توسط نرم‌افزار MATLAB، به یکدیگر الصاق می‌شوند. در این مقاله، خروجی شتاب‌سنج‌های IMU سیکر و INS موشک، به ترتیب، AccS و AccM نام‌گذاری می‌شوند. اگر ماتریس دوران بین سیکر و INS موشک را M

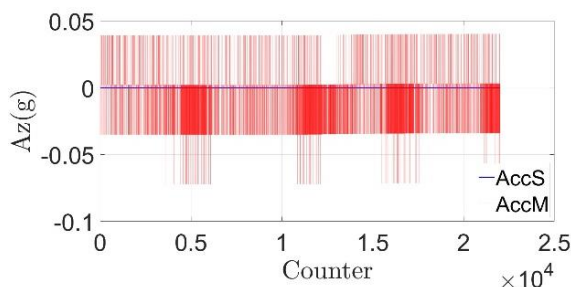
استخراج خطای نصب سیکر نسبت به سیستم ناوبری اینرسی (INS) یکی از چالش‌های حیاتی در طراحی موشک‌های پدافندی است که تأثیر مستقیمی بر دقت هدایت و موفقیت عملیاتی موشک دارد. برای اولین بار روشی کارآمد، ساده و عملیاتی برای استخراج این منبع خطا، در این مقاله ارائه شده است. این روش نه تنها از جنبه فنی، بلکه از نظر اقتصادی و راهبردی نیز برای سیستم‌های دفاعی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

۲- بیان مسئله

یکی از موضوعات کلیدی در فرآیند رهگیری اهداف، استفاده از داده‌های سیکر برای هدایت فاز نهایی است. از آنجا که توان انرژی منتشر شده از هدف محدود است معمولاً در موشک‌های پدافندی، خصوصاً پدافند برد بلند یا درگیری با اهداف رادار گریز، سیکر در ابتدای مسیر پرواز موشک بر روی هدف قفل نبوده و در ابتدا فاز میانی هدایت موشک بر اساس اطلاعات سنسورهای زمینی و INS موشک انجام می‌شود. در این فاز زوایای هدف نسبت به موشک از طریق داده‌های INS و سنسور زمینی محاسبه می‌شود. این زوایا به عنوان زوایای توجیه سیکر تا زمانی که سیکر بنا بر هر دلیل هنوز بر روی هدف قفل نکرده، به عنوان زوایای روانه‌سازی سیکر به سمت هدف منظور می‌گردد. عملاً با توجه به نیازمندی قفل سیکر برای هدایت فاز نهایی، توجیه زوایای سیکر جهت قفل بر روی هدف، اهمیت ویژه‌ای دارد [۸]. توجیه زوایای سیکر جهت قفل بر روی هدف، با خطاهایی همراه است (خطای ناوبری، خطای رهگیری هدف توسط رادار زمینی و غیره) که یکی از این منابع خطا، خطای نصب آنتن سیکر نسبت به INS موشک است. اختلاف زاویه نصب INS با آنتن سیکر سبب خطای توجیه سیکر شده و با توجه به محدود بودن عرض بیم سیکر ممکن است مانع از قفل سیکر بر روی هدف اصلی شود. با توجه به اهمیت روانه‌سازی آنتن سیکر، حذف این خطا از مجموعه خطاهای توجیه سیکر سبب افزایش احتمال قفل سیکر بر روی اهداف در حین پرواز موشک می‌شود. این مقدار خطا با توجه به هر موشک و دقت ساخت، مقداری متفاوت دارد و تاکنون این منبع خطا اندازه‌گیری نمی‌شده است. لذا برای اولین بار، در این مقاله، روشی ساده و در عین حال کاربردی و عملیاتی ارائه می‌شود که بتوان بوسیله آن، ماتریس دوران و اختلاف زوایای سیکر نسبت به INS موشک استخراج شود. از این طریق می‌توان قبل از قفل سیکر بر روی هدف، منبع خطای اختلاف زاویه نصب سیکر نسبت به INS موشک را حذف کرد و خطای روانه‌سازی آنتن سیکر را بهبود داد. با توجه به حیاتی بودن قفل سیکر در هدایت فاز نهایی موشک، با حذف این منبع خطا، احتمال قفل سیکر بر روی هدف افزایش می‌یابد.



شکل (۴): خروجی شتابسنج‌های IMU (الف) سیکر و INS در محور Y بر حسب g. (ب) قسمتی از نمودار (الف) بزرگنمایی شده است. (نمودار بدون نویز، خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر، و نمودار دارای نویز، خروجی شتابسنج‌های INS موشک است.)



شکل (۵): خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر و INS در محور X بر حسب g. (نمودار بدون نویز، خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر، و نمودار دارای نویز، خروجی شتابسنج‌های INS موشک است.)

در موشک مورد تست، IMUهای به کار رفته در سیکر و INS اساس تکنیک Redundancy ساخته شده است که این موجب پایداری بسیار خوب خروجی آن نسبت به نویز می‌شود، و بنابراین همان طور که مشاهده می‌شود خروجی‌های آن بدون نویز هستند (شکل‌های (۳)، (۴) و (۵)). اما INS موشک بر اساس مدار V2F ساخته شده است که این منجر به نویزی شدن شدید خروجی IMU آن شده است.

بر اساس داده‌های نمونه‌برداری شده، ماتریس دوران بین سیکر و INS موشک، M ، برابرست با:

$$M = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -0.3244 & 0.9696 & -0.0009 \\ -0.3548 & 0.0018 & 0.9683 \end{bmatrix} \quad (7)$$

حال رابطه (3)، بر اساس ماتریس دوران بدست آمده، بررسی می‌شود:

بنابراین، می‌توان با استفاده از روش کمترین مربعات، آن را از طریق معادله (1)، بدست آوریم:

$$AccS = M \cdot AccM \Rightarrow M = AccS \cdot AccM^T \cdot (AccM \cdot AccM^T)^{-1} \quad (1)$$

جهت اعتبارسنجی ماتریس دوران بدست آمده از خروجی شتابسنج‌ها، باید ماتریس M در روابط زیر برقرار باشد:

$$M^{-1} = M^T \quad (2)$$

$$\Rightarrow M \cdot M^{-1} = M \cdot M^T = I \quad (3)$$

در نتیجه زوایای اوپلر استخراج شده از ماتریس‌های M^{-1} و M^T باید با هم برابر باشند:

$$[\theta_1, \Phi_1, \psi_1] = dcm2angle(inv(M)) \quad (4)$$

$$[\theta_2, \Phi_2, \psi_2] = dcm2angle(transpose(M)) \quad (5)$$

$$\Rightarrow [\theta_1, \Phi_1, \psi_1] = [\theta_2, \Phi_2, \psi_2] \quad (6)$$

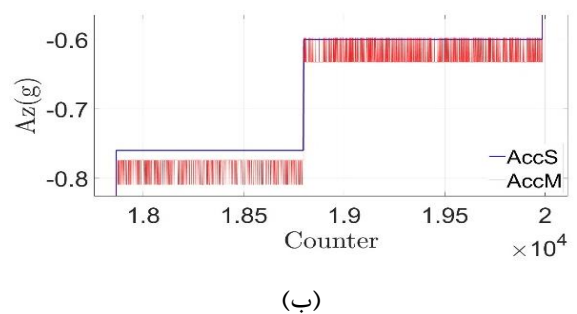
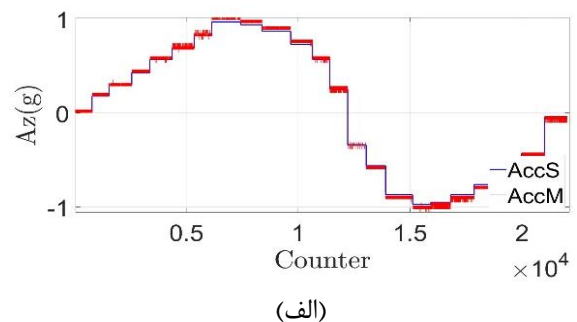
علاوه بر این، جهت استخراج زوایای Roll و Pitch در هر دوران موشک، بر اساس خروجی شتابسنج‌ها در دستگاه NED، می‌توان از روابط زیر استفاده کرد:

$$\phi = \arccos\left(\frac{-a_D}{\sqrt{a_D^2 + a_E^2}}\right) \quad (7)$$

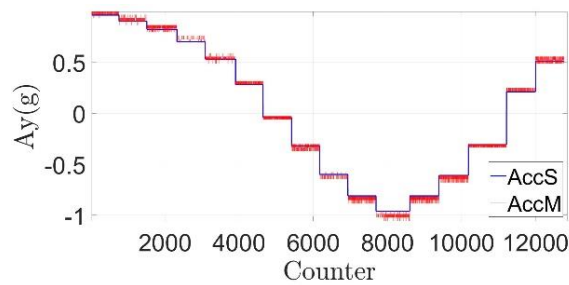
$$\theta = \arcsin\left(\frac{a_N}{g}\right) \quad (8)$$

۴- نتایج و توضیحات

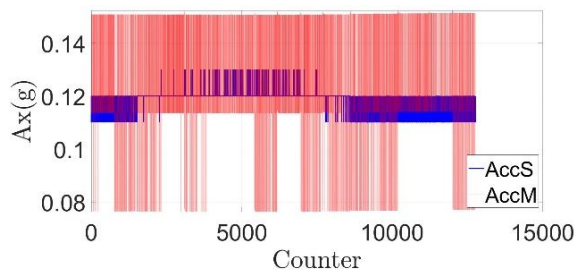
در این قسمت، نمودارهای خروجی‌های شتابسنج‌های IMU سیکر و INS موشک ارائه می‌شود که همان طور که قبلاً بیان شد، به ترتیب، AccS و AccM نامیده شده‌اند. در این تست که موشک به صورت افقی قرار داده شده است، ۲۳ مرتبه داده‌برداری انجام شده است.



شکل (۳): خروجی شتابسنج‌های IMU (الف) سیکر و INS در محور Z بر حسب g. (ب) قسمتی از نمودار (الف) بزرگنمایی شده است. (نمودار بدون نویز، خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر، و نمودار دارای نویز، خروجی شتابسنج‌های INS موشک است.)



شکل (۸): خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر و INS در محور Y بر حسب g. (نمودار بدون نویز، خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر، و نمودار دارای نویز، خروجی شتابسنج‌های INS موشک است.)



شکل (۹): خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر و INS در محور X بر حسب g. (نمودار دارای نویز کم، خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر، و نمودار دارای نویز زیاد، خروجی شتابسنج‌های INS موشک است.)

همان‌طور که در شکل‌های (۷) و (۸) مشاهده می‌شود، خروجی‌های شتابسنج‌های IMU سیکر در محورهای Y و Z، همانند سناریو اول، بدون نویز هستند که نشأت گرفته از تکنیک Redundancy در ساخت این IMU است. اما خروجی این مازول در محور X دارای نویز می‌باشد (شکل (۹)). این نویز به این دلیل بوجود آمده است که موشک نسبت به محور X اریب است، و در این حالت، Stabilizer سیکر تحت فشار است تا اینکه بتواند آنتن سیکر را در حالت اوریب، ثابت نگه دارد، و این منجر به افزایش PWM در نتیجه جریان‌کشی بیشتر سیکر می‌شود. بنابراین در این حالت، سیکر لرزش مختصری دارد که توسط شتابسنج‌ها حس شده‌اند.

حال بر اساس داده‌های بدست آمده، محاسبات سناریو قبل تکرار می‌شود:

$$M = \begin{bmatrix} 0.9324 & -0.0011 & 0.0040 \\ 0.0015 & 0.9668 & -0.0023 \\ -0.0022 & 0.0002 & 0.9673 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\Rightarrow M.M^T = \begin{bmatrix} 0.86945 & 0.00028226 & 0.0017831 \\ 0.00028226 & 0.9348 & -0.0020584 \\ 0.0017831 & -0.0020584 & 0.93561 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\approx I$$

$$[\theta_1, \phi_1, \psi_1] = [0.067312, 0.25234, 0.13552]$$

$$\approx [\theta_2, \phi_2, \psi_2] = [0.091528, 0.12668, 0.0092392] \quad (12)$$

$$\Rightarrow [\Delta\theta, \Delta\phi, \Delta\psi]$$

$$= [-0.024217, 0.12567, 0.12628]$$

همان‌طور که مشاهده می‌شود، داده‌های بدست آمده در روابط نظری، تقریباً برقرار هستند. هر چه تعداد دفعات نمونه‌برداری

$$M.M^T = \begin{bmatrix} 1.9719e-20 & 3.8729e-11 & 4.6744e-11 \\ 3.8729e-11 & 1.0454 & 0.11595 \\ 4.6744e-11 & 0.11595 & 1.0635 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\neq I$$

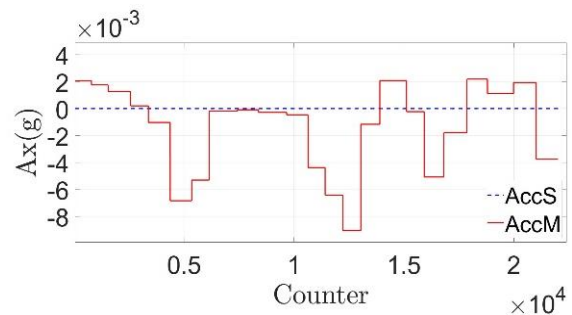
با اعمال ماتریس M در روابط (4) و (5)، رابطه (6) نیز بررسی می‌شود:

$$[\theta_1, \phi_1, \psi_1] = [1.2731, -180, -0.36261]$$

$$\neq [\theta_2, \phi_2, \psi_2] = [20.7786, -90, 0.10615]$$

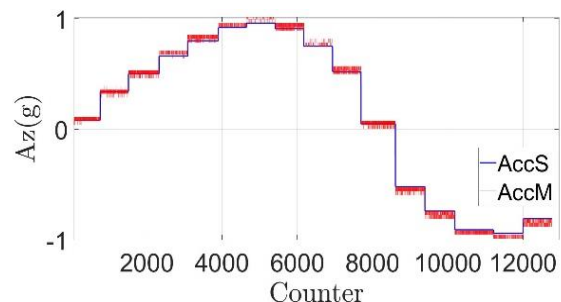
$$\Rightarrow [\Delta\theta, \Delta\phi, \Delta\psi] = [-19.5055, -90, -0.46876]$$

عدم انطباق نتایج بدست آمده با روابط نظری، به دلیل غنی نبودن داده‌های بدست آمده می‌باشد. اگر نویز را در داده‌های شتابسنج‌ها، حول محور X حذف کنیم، داریم:

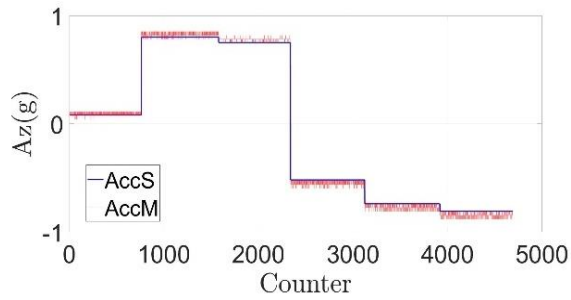


شکل (۱۰): خروجی بدون نویز شتابسنج‌های IMU سیکر و INS در محور X بر حسب g. تغییرات اندک خروجی‌های سنسورهای INS به دلیل خطای نصب این مازول نسبت به راستای موشک است.

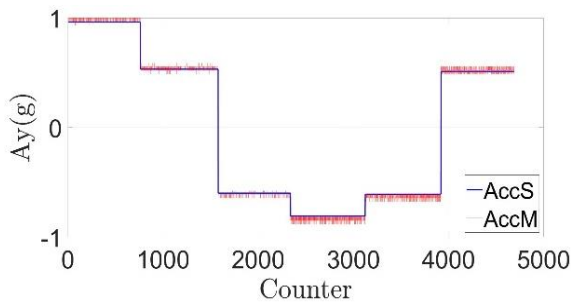
همان‌طور که مشاهده می‌شود، تغییرات شتابسنج‌های IMU‌های سیکر و INS حول محور X، به ترتیب، صفر و بسیار اندک می‌باشد. این نتایج نشان می‌دهد که شتابسنج‌های IMU‌های مذکور، نسبت به محور X کور هستند، و این سبب عدم غنای داده‌ها می‌شود. بنابراین، جهت اصلاح داده‌ها، باید شرایط تست تغییر کند. از این رو، باید یکی از پایه‌های زیر موشک را نابرابر با دیگری در نظر گرفت که این منجر به اریب شدن موشک نسبت به محور X می‌شود. حال در این حالت، همان سناریو تست قبل تکرار می‌شود و داده‌برداری انجام می‌شود. داده‌ها در این حالت به صورت زیر می‌شوند (در این تست، ۱۶ مرتبه داده‌برداری انجام شده است):



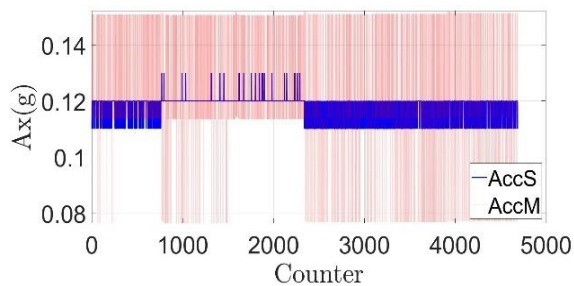
شکل (۱۱): خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر و INS در محور Z بر حسب g. (نمودار بدون نویز، خروجی شتابسنج‌های IMU سیکر، و نمودار دارای نویز، خروجی شتابسنج‌های INS موشک است.)



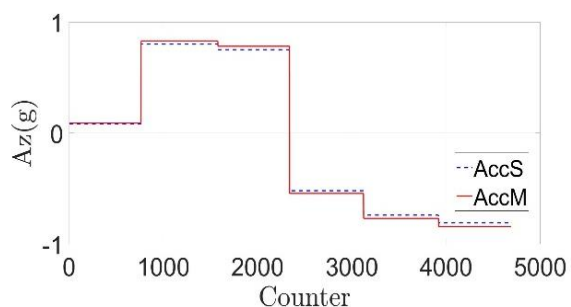
شکل (۱۰): خروجی شتابسنج‌های IMU و سیکر و INS در محور Z بر حسب g، در ۶ دوران انتخاب شده. (نمودار بدون نویز، خروجی شتابسنج‌های IMU و سیکر، و نمودار دارای نویز، خروجی شتابسنج‌های INS موشک است.)



شکل (۱۱): خروجی شتابسنج‌های IMU و سیکر و INS در محور Y بر حسب g، در ۶ دوران انتخاب شده. (نمودار بدون نویز، خروجی شتابسنج‌های IMU و سیکر، و نمودار دارای نویز، خروجی شتابسنج‌های INS موشک است.)



شکل (۱۲): خروجی شتابسنج‌های IMU و سیکر و INS در محور X بر حسب g، در ۶ دوران انتخاب شده. (نمودار دارای نویز کم، خروجی شتابسنج‌های IMU و سیکر، و نمودار دارای نویز زیاد، خروجی شتابسنج‌های INS موشک است.)



شکل (۱۳): خروجی بدون نویز شتابسنج‌های IMU و سیکر و INS در محور Z بر حسب g، در ۶ دوران انتخاب شده.

بیشتر باشد، داده‌ها غنی‌تر می‌شوند و در نتیجه، خطاهای اندک مشاهده شده در روابط، کمتر می‌شوند.

برای تعیین زوایای انحراف سیکر نسبت به INS موشک، از زوایای بدست آمده از ترانهاده و معکوس ماتریس دوران، میانگین گرفته می‌شود و از زوایای بدست آمده، ماتریس دوران نهایی بدست می‌آید:

$$[\theta, \Phi, \psi] = [\text{mean}(\theta_1, \theta_2), \text{mean}(\Phi_1, \Phi_2), \text{mean}(\psi_1, \psi_2)] \quad (13)$$

$$= [0.07942, 0.18951, 0.07238]$$

$$\Rightarrow M_{\text{Final}} = \begin{bmatrix} 1.0000 & 0.0013 & -0.0014 \\ -0.0013 & 1.0000 & 0.0033 \\ 0.0014 & -0.0033 & 1.0000 \end{bmatrix} \quad (14)$$

در نهایت، ماتریس دوران استخراج شده را می‌توان در الگوریتم‌های توجیه زوایا آنتن سیکر اعمال کرد که این سبب افزایش احتمال قفل سیکر بر روی هدف و طبعاً موفقیت شلیک می‌شود.

حال این سوال پیش می‌آید که برای استخراج تابع دوران بین سیکر و INS موشک، حداقل چه تعداد دوران موشک مورد نیاز است؟! جهت پاسخ به این سوال، باید معیاری برای تعیین حداقل تعداد دوران‌های موشک، تعیین کرد. برای تعیین این معیار، باید از روابط (4)، (5) و (6) استفاده کرد. طبق این روابط، اگر اختلاف زوایای استخراج شده از ماتریس‌های M^T و M^{-1} کمتر از مقدار معینی شود، دیگر نیازی به دوران دادن بیشتر موشک و داده‌برداری از ماژول‌ها نیست. این مقدار معین، تابعی از FOV (Field Of View) سیکر و بودجه‌بندی میزان خطای روانه‌سازی مورد پذیرش موشک می‌باشد که توسط طراح الگوریتم هدایت و کنترل موشک، محاسبه و اعلام می‌شود. طبعاً این مقدار معین، در هر موشک، بر اساس فرآیند روانه‌سازی، هدایت و کنترل موشک متفاوت است. برای موشک مورد تست در این مقاله، این مقدار، $0.39^\circ \pm 30\%$ ، برابر با حداکثر 0.39° ، می‌باشد.

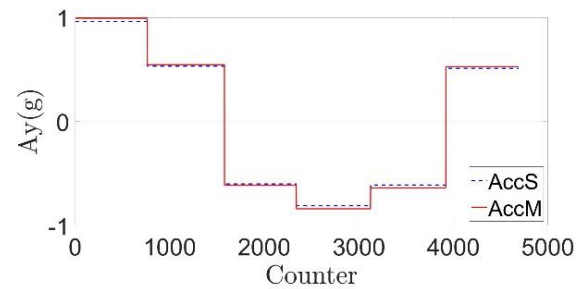
حال فرآیند بیان شده را برای تعیین حداقل تعداد دوران‌های مورد نیاز موشک، در حالتیکه موشک مورب است، اعمال می‌کنیم. در این حالت، ۱۶ دوران انجام شده است. با ۶ دوران می‌توان به دقت اختلاف زاویه 0.39° دست یافت. سه دوران در جهت مثبت، 32.99° ، 50.38° و 58.10° سه دوران در جهت منفی، -5.08° ، -50.80° و -56.59° انتخاب می‌شود. لازم به ذکر است که زوایای roll دوران‌ها از خروجی شتابسنج‌های INS موشک، بر اساس رابطه (7) استخراج شده است. قدرمطلق اختلاف زوایای استخراج شده از ماتریس‌های M^T و M^{-1} ، در حالتی که ۶ دوران انجام شده است، برابرست با: $|\Delta\Phi| = 0.21^\circ$ ، $|\Delta\theta| = 0.08^\circ$ و $|\Delta\psi| = 0.31^\circ$ که کمتر از 0.39° است. در شکل‌های (10)، (11) و (12)، خروجی-شتابسنج‌های ۶ دوران نشان داده شده است.

در ادامه، تعداد حداقل دوران‌های مورد نیاز موشک، در حالتیکه نویز در خروجی شتابسنج‌ها وجود نداشته باشد، محاسبه می‌شود. در این حالت، خروجی شتابسنج‌ها، در شکل‌های (۱۳)، (۱۴) و (۱۵) نشان داده شده است.

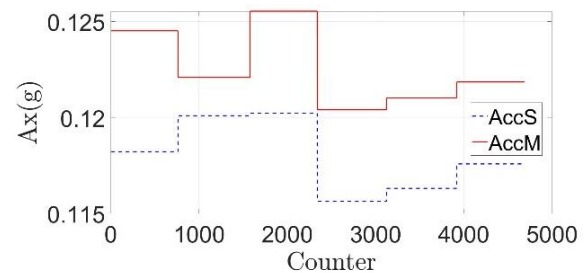
نمی‌آید. سپس تغییراتی در نسخه اولیه ایجاد شد که سبب غنای داده‌ها و در نتیجه استخراج موفق خطای نصب سیکر نسبت به INS موشک و ماتریس دوران بین آن دو شد.

۶- مراجع

- [1] SURFACE-TO-AIR, *MILITARY HANDBOOK*. MIL-HDBK-1211(MI), U.S. Department of Defense. 1995.
- [2] Gates, R.V., *Missile Development 1945-1960: A Winding Path*. AFHF, 2024; 71(2): 139-145. DOI: 10.48512/XCV8459520
- [3] Stumpf, D.K., *The Last Thirty Seconds: A Brief History of the Evolution of Hit-to-Kill Technolog*. UA press. 2024, DOI: 978-1-68226-255-9.
- [4] Witte, R.W. and R.L. McDonald, *Standard Missile: Guidance System Development*. Johns Hopkins APL Tech. Dig. 1981, 2(4). DOI: 38182135.
- [5] Sadati, M.M.S.S.H., *Guidance and Control of a Two-dimensional Model of a Surface-to-Air Missile Using Proportional, Integral, Derivative and Optimal Fuzzy Control*. Aerospace Mechanics, 2023, 19(4): 11-26 (In Persian). DOI: 20.1001.1.23221070. 1403.13.1.7.3.
- [6] Aldib, A.R.K.S., *Ballistic Missile Error Budget Analysis and Measures of Most Probable Causes of CEP Error*. Aerospace Mechanics, 2012. 8(3): 3-6 (In Persian). DOI: https://sid.ir/paper/465685/fa.
- [7] Venkatamani, T., M. Kannan, and V. Reddy. *Integrated guidance, navigation, and control system for tactical missile applications*. DASC. IEEE. 2020. 11. DOI: 10.1109/DASC50938.2020.9256792.
- [8] Li, X., et al. *Integrated guidance and control for missiles with strap-down seeker*. CCC, IEEE. 2017, 42(6) : DOI: 10.2514/1.G004040.
- [9] Stekler, H.O., *The structure and performance of the aerospace industry*. UC press. 2023, 1 . DOI: 978-0520012141.
- [10] Markin, E., *Principles of Modern Radar Missile Seekers*. a.k.a. 2022, 4(15). DOI: 978-1630817770.
- [11] Ünal, A., *Laser seeker design with multi-focal diffractive lens*. ERX. 2023. 5(4): 045014. DOI: 10.1088/2631-8695/ ad0024.
- [12] Tang, T., et al. *Multi-Feature Fusion Based Radar Seeker Against Corner Reflector Interference*. ICMLCA, IEEE. 2024. 5(10): 1872. DOI: 10.3390/electronics 13101872.
- [13] Li, Q., et al. *Jamming effect analysis of point-source infrared decoy on infrared spin-scan*



شکل (۱۴): خروجی بدون نویز شتاب‌سنج‌های IMU سیکر و INS در محور Y بر حسب g، در ۶ دوران انتخاب شده.



شکل (۱۵): خروجی شتاب‌سنج‌های IMU سیکر و INS در محور X بر حسب g، در ۶ دوران انتخاب شده.

در این حالت، قدر مطلق اختلاف زوایای استخراج شده از ماتریس‌های M^T و M^{-1} ، برابرست با: $|\Delta\Phi| = 0.17^\circ$ ، $|\Delta\theta| = 0.07^\circ$ و $|\Delta\psi| = 0.24^\circ$ ، که علاوه بر اینکه از 0.39° کمتر هستند، اندکی از حالتی که خروجی شتاب‌سنج‌ها دارای نویز هستند، کمتر هستند. اما نکته مهم این است که حداقل تعداد دوران مورد نیاز، از ۶ دوران کمتر نمی‌شود. این نتایج نشان‌دهنده این است که نویز موجود در خروجی شتاب‌سنج‌های INS موشک، نسبت به تغییرات زوایای دوران، مقدار قابل اغماضی می‌باشد، و تاثیر چندانی بر نتایج ندارد.

۵- نتیجه‌گیری

چندین منبع خطا در محاسبات روانه‌سازی آنتن موشک به سمت هدف، خصوصا موشک‌های پدافندی، وجود دارد که سبب کاهش احتمال قفل سیکر بر روی هدف می‌شود. با توجه به حیاتی بودن قفل سیکر در فاز نهایی، این امر ارتباط مستقیمی در احتمال موفقیت و شکست شلیک دارد. یکی از این خطاها که منجر به کاهش دقت توجیه سیکر، جهت قفل کردن بر روی هدف می‌شود، خطای نصب سیکر نسبت به INS موشک می‌باشد. تا به امروز، این خطا به صورت پذیرفته شده در محاسبات مذکور، در نظر گرفته می‌شده است. از این رو برای اولین بار، روشی ساده، عملیاتی و کارآمد در این مقاله ارائه شده است، که می‌توان بوسیله آن، خطای نصب سیکر نسبت به INS موشک را بدست آورد. در ابتدا نسخه اولیه این روش ارائه شده است. اما بوسیله آن، داده‌هایی غنی جهت استخراج خطای نصب مذکور، بدست

- [20] Zhang, T., et al., *A robust and efficient IMU array/GNSS data fusion algorithm*. IEEE Sens. J. 2024, 8: 26278. **DOI:** 10.1109/JSEN.2024.3418383.
- [21] Engelsman, D. and I. Klein, *Information-aided inertial navigation: A review*. IEEE Trans. Instrum. Meas. 2023. 1(72): 1-18. **DOI:** 10.1109/TIM.2023.3303496.
- [22] Salmani, N.G.S.N.A., *Implementation of GPS / INS Fusion Algorithm Using GPS Pseudo-Range*. Aerospace Mechanics, 2022. 18(4): 105-118. (In Persian). **DOR:** 0.1001.1.26455323.1401.18.4.8.2.
- [23] Alhassan, N.O.G.H., *Proposing a New Approach to Increase the Accuracy of the GPS / INS Integration System Based on an Incremental Predictive Filter During GPS Outage and it's Implementation in the Laboratory* Aerospace Mechanics, 2022. 17(4): 97-108 (In Persian). **DOR:** <https://sid.ir/paper/1052084/fa>.
- seeker*. ICAC. IEEE. 2024. 7. **DOI:** 10.1109/ICAC61394.2024.10718789.
- [14] Strickland, J., *Missile flight simulation*. Lulu. 2015, 10(25). **DOI:** 9781329644953.
- [15] Arvan, M.G.M.R., *Position-Independent Navigation Scheme of a Gimballed Inertial System*. Aerospace Mechanics, 2020. 16(3): 1-20 (In Persian). **DOR:** 20.1001.1.26455323.1399.16.3.1.9.
- [16] Jekeli, C., *Inertial navigation systems with geodetic applications*. De Gruyter. 2023, 7(24). **DOI:** <http://dx.doi.org/10.1515/9783110800234>.
- [17] Haldorai, A., S. Murugan, and M. Balakrishnan, *A Review on Smart Navigation Techniques for Automated Vehicle*. AI for SDGs. 2024, 4: 249-269. **DOI:** 10.1007/978-3-031-53972-5_13.
- [18] Xuan, J., et al., *A Review on the Inertial Measurement Unit Array of Microelectromechanical Systems*. Sensors, 2024. 24(22): 7140. **DOI:** 10.3390/s24227140.
- [19] Braasch, M.S., *Inertial navigation systems*. Wiley. 2016, 7(17): 1-25. **DOI:** <https://doi.org/10.1002/9781119163060.ch1>.