



Research Paper

Investigation of MEMS IMU Performance in Sounding Rocket

M. Taefi¹, Gh. Kahe^{2*} and M. Mehrafroz³

1. Department of Aerospace Engineering, Khajeh Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2, 3. Aerospace Research Institute, Ministry of Science Research and Technology, Tehran, Iran

* kahe@ari.ac.ir

Sounding rockets provide a useful platform for the aerospace research activities in which carry out a research payload to the space and recover it in the ground. In the flight path, it does scientific experiments and acquire the result for more analysis in the ground. All of the well-known aerospace centers around the world use frequently the various forms of sounding rocket to test and evaluate their sensitive space components. Actually, space qualification process of a space module is completed sometimes through a real space flight using the sounding rocket. In this paper the performance of a MEMS based inertial measurement unit (IMU) is investigated. The obtained result shows that using appropriate filtering, MEMS based IMU can measure appropriately the dynamic behavior of the sounding rocket. These data may be used for further identification and validation tests.

Keywords: Sounding Rocket, IMU, MEMS, Measurement

1. Assistant Professor

2. Assistant Professor (Corresponding Author)

3. M. Sc.

مقاله علمی - پژوهشی

بررسی عملکرد واحد اندازه‌گیری اینرسی میکروالکترومکانیکی در کاوشگر فضایی

مرتضی طایفی^۱، قاسم کاهه^{۲*} و مجتبی مهرافروز^۳

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۲، ۳- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

* kahe@ari.ac.ir

در این پژوهش عملکرد یک واحد اندازه‌گیری ارزان قیمت اینرسیایی در یک پرواز زیرمداری از طریق تست کاوشگر تحقیقاتی مورد بررسی قرار گرفته است. بررسی‌های انجام شده نشان می‌دهد با پردازش و فیلترینگ مناسب، اطلاعات بسیار ارزشمندی از این حسگرها استخراج می‌شود که برای شناسایی رفتار ارتعاشی و دینامیکی کاوشگر مفید بوده و می‌تواند نماینده‌ای خوبی از محیطی باشد که قطعات فضایی در ماموریت‌های فضایی تجربه می‌کنند. از آنجایی که کاوشگر مورد نظر در فاز ورود به جو یک جسم استوانه‌ای بدون دماغه و دارای یک فرم آیرودینامیکی نامتعارف می‌باشد و طی مسیر ورود به جو تلاطمات و حرکت‌های نوسانی با دامنه بالا را تجربه می‌کند، ثبت و شناسایی پارامترهای پروازی آن از مسائل چالش برانگیز هوافضایی محسوب می‌شود. در این تحقیق با استفاده از سنسورهای ارزان قیمت میکروالکترومکانیکی در تست پرواز و همچنین با کمک شبیه‌سازی غیرخطی و دقیق رفتار پروازی کاوشگر به ثبت و شناسایی پارامترهای پروازی پرداخته شده است.

واژه‌های کلیدی: کاوشگر فضایی، واحد اندازه‌گیری اینرسی، میکروالکترومکانیکی، اندازه‌گیری، شبیه‌سازی

علائم و اختصارات

M_{XY}

S_X

B_X

خطای نصب

خطای ضریب مقیاس

بایاس

مقدمه

کاوشگرهای فضایی بستر بسیار مناسبی برای آزمایش‌های فضایی هستند و معمولاً مراکز فضایی جهان بسیاری از آزمون‌های حساس فضایی خود را از طریق این بستر ارزان قیمت و در دسترس انجام می‌دهند. این سامانه‌ها بسته به ماموریت، پارامترهای مختلفی را باید

در طول مسیر پرواز اندازه‌گیری، ثبت و ارسال نمایند که در بین آنها پارامترهای اینرسیایی به لحاظ اینکه رفتار یا محیط ارتعاشی و دینامیکی حامل را نشان می‌دهند از اهمیت بالایی برخوردار هستند. هزینه کم، در دسترس بودن و عملیاتی شدن سریع از جمله ویژگی‌هایی هستند که کاوشگرهای فضایی را به عنوان یک بستر بسیار مناسب برای تحقیقات علمی و هوافضایی برای مراکز فضایی جهان مطرح نموده‌اند. کاوشگرها دارای مزایای گوناگونی همچون سادگی، سرعت در ساخت، دسترسی آسان و ماهیت بهره‌برداری آموزشی و پژوهشی می‌باشند. از این‌رو، محققان علوم هوافضا، ستاره‌شناسی، زیست‌محیطی، زیست‌شناسی، هواشناسی و غیره در سراسر دنیا برای ساخت و تولید ابزارهای کنترلی، ناوبری، الکترونیکی، رادیویی، مخابراتی، بیولوژیک و ژئوفیزیک و همچنین برای رفع نیازهای علمی خود در این حوزه‌ها از کاوشگرها استفاده

۱. استادیار

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

۳. کارشناس ارشد

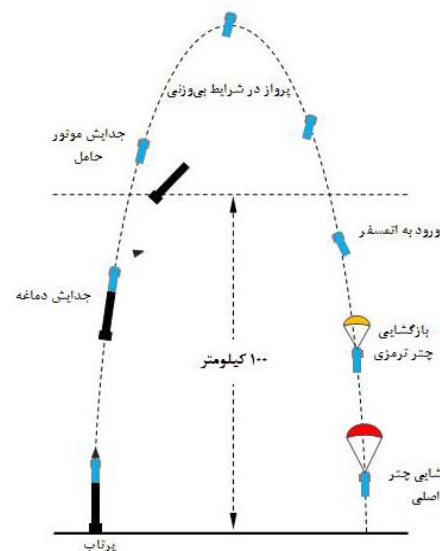
بعد از پرتاب ایفا می‌کنند. از آنجا که مدل‌سازی تحلیلی این فاز برای محموله‌های استوانه‌ای همیشه با خطاهای قابل توجهی روبرو هست و انجام تست‌های تونل باد هم نیاز به تجهیزات خاص و هزینه‌های بالا دارد، یک روش مؤثر ثبت داده‌های پروازی و شناسایی مدل با این داده‌هاست. در مرجع [5] ارزیابی و شناسایی ضریب درگ بر اساس داده‌های تست پرواز در فاز ورود به جو برای محموله کاوشگرها انجام شده است. مدل‌سازی و شبیه‌سازی نمونه‌های این محموله‌ها در فاز ورود به جو در مرجع [6] انجام شده است.

با توجه به اینکه کاوشگر مورد نظر در فاز ورود به جو یک جسم استوانه‌ای بدون دماغه و دارای یک فرم آیرودینامیکی نامتعارف است، طی مسیر ورود به جو حرکت‌های نوسانی با دامنه بالا، رقص محوری و تلاطمات خشن را تجربه می‌کند. بر این اساس برای ثبت این وقایع پروازی به سنسورهای بسیار دقیق و سرعت بالا مورد نیاز است که قاعده‌تاً گران‌قیمت خواهد بود. از نوآوری‌های این تحقیق این است که با استفاده از سنسورهای ارزان قیمت میکروالکترومکانیکی در تست پرواز و همچنین با کمک شبیه‌سازی غیرخطی و دقیق رفتار پروازی کاوشگر به ثبت و شناسایی پارامترهای پروازی پرداخته شده است. این تحلیل‌ها و داده‌ها می‌تواند مرجع بسیار مناسبی برای رسیدن به تعیین وضعیت دقیق و حتی شناسایی مشخصات آیرودینامیک جسم استوانه‌ای در فاز ورود به جو باشد که در گام‌های بعدی به آن پرداخته خواهد شد.

کارهای مرتبط

حسگرهای میکروالکترومکانیکی به دلیل قیمت پایین و در دسترس بودن مورد توجه حوزه‌های مختلف علمی و صنعتی قرار گرفته و بررسی‌های متعددی نیز برای نحوه‌ی به‌کارگیری آنها انجام شده است. در حوزه فضایی این نوع حسگرها به دلیل وزن و قیمت پایین کاربرد زیادی در ماهواره‌های کوچک پیدا کرده‌اند [7] [8] [9]. دانشگاه آلبورگ دانمارک حسگرهای ممیز اینرسی و مغناطیس‌سنج همراه با حسگر خورشید را جهت اندازه‌گیری و تعیین وضعیت ماهواره مکعبی که توسط دانشجویان این دانشگاه توسعه داده شد و در ۲۰۰۳ پرتاب شد، استفاده کرده است [10] [11] [12]. همین ترکیب نیز در ماهواره دانشجویی دانشگاه ورشو لهستان برای اندازه‌گیری و تعیین وضعیت ماهواره کوچک دانشجویی استفاده شده و ماهواره مربوطه نیز در سال ۲۰۱۲ با موفقیت در مدار قرار گرفت [13] [14] [15] [16] [17]. تعیین و کنترل وضعیت، اندازه‌گیری کمیت‌های محیطی، پایداری و کنترل تجهیزات تصویربرداری و ناوبری از جمله کاربردهای حسگرهای اینرسیایی میکروالکترومکانیکی در ماهواره‌های کوچک است.

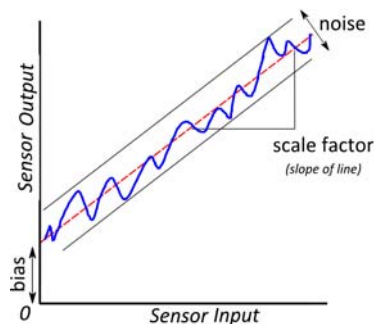
می‌کنند. از طرف دیگر، این وسیله فضایی، به عنوان بستری مناسب برای آزمایش زیرسامانه‌ها و سامانه‌هایی چون ماهواره‌ها و فضاپیماها به شمار می‌روند. کاوشگر میز، تکسوس، مکسوس و رکسوس [1] [2] آزمون و ارزیابی قطعات و سیستم‌های فضایی که در مأموریت‌های فضایی سازمان فضایی اروپا استفاده می‌شود را پوشش می‌دهد. سازمان فضایی آمریکا از کاوشگرهای فضایی برای همین منظور بهره می‌برد [3]. کاوشگرهای فضایی پژوهشگاه هوافضا در کنار انجام مأموریت‌های مختلف علمی و پژوهشی، بستر مناسبی برای پوشش مأموریت اعزام انسان به فضا است که دو کاوشگر فرگام و پیشگام مأموریت اعزام موجود زنده به فضا را با موفقیت انجام دادند [4].



شکل ۱- مسیر پروازی کاوشگر فضایی [4]

کاوشگر فضایی برای انجام موفق مأموریت محوله، به اجزای مختلف مکانیکی و برقی نیاز دارد. شکل (۱) مسیر پروازی یک کاوشگر فضایی و مراحل مختلف آن را نشان می‌دهد. همان گونه که در شکل نیز مشخص است، یک کاوشگر فضایی با استفاده از یک موتور سوخت مایع یا جامد یک محموله آزمایشی و تحقیقاتی را تا ارتفاع مشخصی به فضا برده و سپس با استفاده از چتر آن را بازیابی می‌کند. سازه نیز محفظه مناسب برای اجزای مختلف کاوشگر را فراهم می‌نماید. با توجه به مأموریت تعیین شده برای یک کاوشگر، یک سناریوی متناسب پروازی نیز برای آن طراحی می‌شود که بر اساس آن موتور باید در نقطه مشخصی از مسیر و پس از اتمام سوخت از محموله جدا شود و چتر نیز در ارتفاع مشخصی باز شود. در کاوشگرهای فضایی و با توجه به سطح پیچیدگی مأموریت‌های علمی و پژوهشی، اجرای سناریوی پروازی توسط یک کامپیوتر پرواز انجام می‌شود. فاز ورود به جو و بازیابی کاوشگرهای فضایی از فازهای مهم پرواز آنهاست، به خصوص که تجهیزات و داده‌های تست نقش بسزایی در تحلیل‌های

ضریب مقیاس^۷، خطای بایاس^۸ و نویز. خطای نصب در نتیجه عمود بر هم نبودن محورهای حسگرها ظاهر می‌شود و معمولاً به عنوان خطای قطعی شناخته شده که با کالیبراسیون قابل حذف هستند. خطای ضریب مقیاس بیانگر حساسیت حسگر است که به خاطر تلورانس تولید و پیری حسگر ایجاد می‌شود. این خطا به دو بخش خطی و غیرخطی تقسیم می‌شود، که بخش خطی آن با کالیبراسیون قابل شناسایی بوده و بخش غیرخطی آن با یک فرایند تصادفی مدل می‌شود. خطای بایاس نیز به دو بخش تکرار پذیری بایاس (بایاس اجرا تا اجرا) پایداری بایاس (بایاس در طول اجرا) تقسیم می‌شود. در بحث تکرارپذیری بایاس، با هر بار روشن شدن حسگر، بایاس اولیه نسبت به دفعه قبل به دلیل تغییر شرایط فیزیکی حسگر و محیط، متفاوت است و باید برای هر بار روشن شدن حسگر، این خطا به صورت جداگانه تخمین زده شود. در بحث پایداری، بایاس حسگر در طول زمان به دلیل تغییرات دما و تنش‌های مکانیکی تغییر می‌کند. پایداری بایاس باید به کمک منابع خارجی مثل یک موقعیت‌یاب یا ارتفاع‌سنج تخمین زده و حذف شود. خطای ضریب مقیاس ارتباط بین ورودی حسگر و خروجی حسگر را بیان می‌کند که شامل یک بخش خطی و یک بخش غیرخطی با رفتار تصادفی است. نویز حسگر (گام تصادفی) همان طور که در اندازه‌گیری همه کمیت‌های فیزیکی وجود دارد، در حسگرهای اینرسی نیز وجود داشته و با یک فرایند تصادفی مدل می‌شود.



شکل ۳- خطاهای واحد اندازه‌گیری اینرسی

به منظور حذف یا تصحیح این خطاها از یک مدل حسگر استفاده می‌شود که بر اساس آن ارتباط ورودی/ خروجی حسگر و خطاهای مختلف در واحد اندازه‌گیری اینرسی مشخص شده است.

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & M_{xy} & M_{xz} \\ M_{yx} & 1 & M_{yz} \\ M_{zx} & M_{zy} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{1}{s_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{s_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{s_z} \end{bmatrix} \left(B_D + \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \right) \quad (1)$$

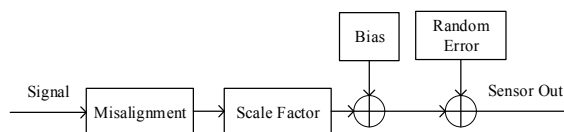
حسگرهای میکروالکترومکانیکی در کاوشگرهای فضایی نیز مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در مقاله [18] حسگرهای اینرسیایی میکروالکترومکانیکی همراه با مغناطیس‌سنج و حسگر خورشید برای توسعه یک سیستم تعیین وضعیت در یک کاوشگر پژوهشی مورد استفاده قرار گرفته است. شایان ذکر است که تعیین وضعیت در این سیستم به صورت آفلاین انجام شده و ترکیب و تجمیع داده‌های حسگرهای مختلف روی زمین انجام شده است. تجمیع دقیق بین موقعیت‌یاب GPS و حسگر IMU برای ناوبری کاوشگر تحقیقاتی Maxus در [19] انجام شده است. به دلیل مخاطراتی که GPS دارد، عمدتاً IMU به تنهایی برای موقعیت‌یابی استفاده می‌شود. در [20] یک سیستم تعیین وضعیت با استفاده از IMU میکروالکترومکانیکی، حسگر خورشید و مغناطیس‌سنج برای کاوشگر توسعه داده شده است.

شناسایی مشخصات حسگرها

به منظور درک بهتر رفتار حسگرها، طراحی فیلترهای مناسب و استخراج دقیق کمیت‌های اینرسیایی از روی خروجی حسگرها، ابتدا باید مشخصات فنی حسگرها شناسایی و بررسی شود. در این بخش با استفاده از آزمایش‌های تجربی و اندازه‌گیری‌های واقعی مشخصه‌های مهم حسگرها و نیز حساسیت آنها در برابر تغییرات دمایی شناسایی می‌شود.

خطاهای واحد اندازه‌گیری اینرسی

در یک واحد اندازه‌گیری اینرسی مبتنی بر میکروالکترومکانیکی، کمیت‌های اینرسی تحت تأثیر خطاهای مختلفی قرار می‌گیرند (شکل ۳) که می‌توان آنها را به دو دسته خطاهای قطعی^۴ و غیرقطعی^۵ یا تصادفی تقسیم نمود. شکل (۲) ارتباط بین کمیت اینرسی (فیزیکی) و خروجی حسگر را نشان می‌دهد.



شکل ۲- مدل خطا در حسگرهای اینرسی [21]

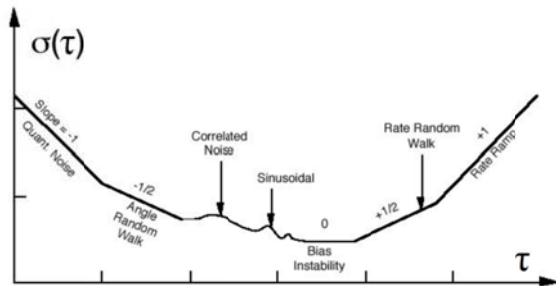
خطاهای قطعی عمدتاً بر اثر نقص یا اشکال در تولید و نصب حسگر به وجود می‌آیند و با کالیبراسیون حسگر قابل شناسایی هستند، در حالی که خطاهای تصادفی بر اثر رفتار تصادفی بایاس و ضریب مقیاس ظاهر می‌شوند. خطاهایی که حسگرهای اینرسی را تحت تأثیر قرار می‌دهند، عبارتند از خطای نصب (تنظیم)^۶، خطای

7. Scale Factor Error
8. Bias

4. Deterministic
5. Non-deterministic (stochastic)
6. Misalignment error

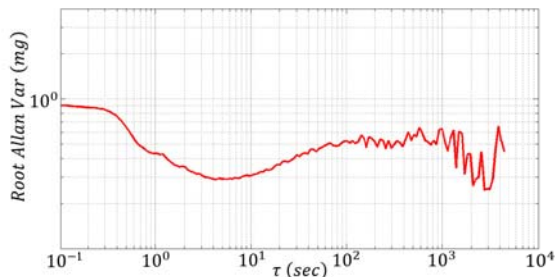
$$\varepsilon = \frac{1}{\sqrt{2(K-1)}} \quad (34)$$

یک منحنی نوعی «واریانس آلن» در نشان داده شده است. در اکثر موارد، نویزهای مختلف در مناطق مختلف τ دیده می‌شوند و انواع مختلف فرایندهای تصادفی را که در داده‌ها وجود دارند به راحتی می‌توان شناسایی کرد.

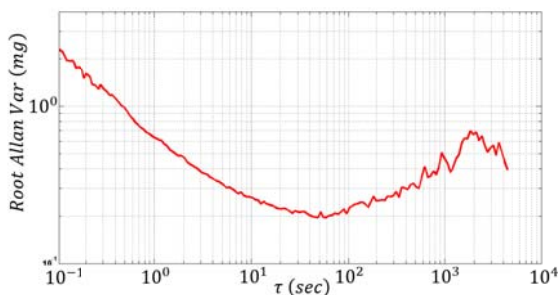


شکل ۴- نمودار «واریانس آلن»

با ثبت اطلاعات در حالت استاتیک و در دمای تقریباً ثابت، می‌توان با تحلیل «واریانس آلن» به مشخصات آماری حسگرهای IMU پی برد. در یک نمونه، ثبت اطلاعات از IMU در دمای $49.25^\circ\text{C} \pm 0.15^\circ\text{C}$ ، فرکانس ۱۰۰ هرتز در مدت زمان حدود ۴ ساعت انجام شد و تحلیل «واریانس آلن» روی آن انجام شد. شکل‌های (۵) و (۶) به ترتیب نمودار «واریانس آلن» را برای شتاب‌های راستای X مربوط به IMU1 و IMU2 را نشان می‌دهند. همچنین، شکل‌های (۷) و (۸) به ترتیب نمودار «واریانس آلن» را برای سرعت‌های زاویه‌ای راستای X مربوط به IMU1 و IMU2 را نمایش می‌دهند.



شکل ۵- نمودار «واریانس آلن» برای شتاب A_x از IMU1



شکل ۶- نمودار «واریانس آلن» برای شتاب A_x از IMU2

این مدل، خطای نصب M_{XY} ، خطای ضریب مقیاس S_X و بایاس B_X را پوشش می‌دهد که مقادیر بخش قطعی آنها را می‌توان از طریق کالیبراسیون به دست آورده و جهت تصحیح اندازه‌گیری‌ها در خروجی اعمال نمود.

همه پارامترهای کالیبراسیون که در مدل (۱) ارائه شده است، تحت تأثیر تغییرات دما قرار می‌گیرند که باید با یک مدل مناسب این تغییرات لحاظ شوند. معمولاً یک مدل درجه سه برای جبران‌سازی تغییرات دما روی پارامترهای کالیبراسیون استفاده می‌شود که عبارت است:

$$C_n = C_0 + C_{n1}\Delta T + C_{n2}\Delta T^2 + C_{n3}\Delta T^3 \quad (2)$$

که ΔT مقدار اختلاف دمای کارکرد نسبت به دمایی است که حسگر کالیبره شده است. بر اساس مدل ارائه شده، در بخش بعد خطاهای مختلف واحد اندازه‌گیری اینرسی بر اساس یک روش استاندارد شناسایی می‌شود تا بتوان بر اساس آن اندازه‌گیری کمیت‌های اینرسی را تصحیح کرد.

شناسایی مشخصه ناپایداری بایاس حسگرها

تحلیل «واریانس آلن» روشی برای شناسایی منابع تصادفی خطا در حسگرهای اینرسی (شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها) در حوزه زمان است. این روش اولین بار توسط فردی به نام دیوید آلن^۹ در سال ۱۹۶۶ ابداع شد. برای مثال، روش محاسبه «واریانس آلن» برای داده‌های خروجی سرعت زاویه‌ای یک ژيروسکوپ بدین صورت است که فرض می‌شود سرعت‌های زاویه‌ای با دوره تناوب ثابت τ_0 از خروجی ژيروسکوپ ثبت شده‌اند و یک مجموعه N تایی تولید شده است. مجموعه N تایی به $K=N/M$ دسته تقسیم می‌شود که M تعداد نمونه در هر دسته است. حال میانگین هر دسته طبق رابطه (۳) به دست می‌آید:

$$\bar{\omega}_k(M) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \omega_{ki} ; k = 1, \dots, K \quad (3)$$

در نهایت «واریانس آلن» حاصل از میانگین دسته‌ها، به صورت رابطه (۴) محاسبه می‌شود:

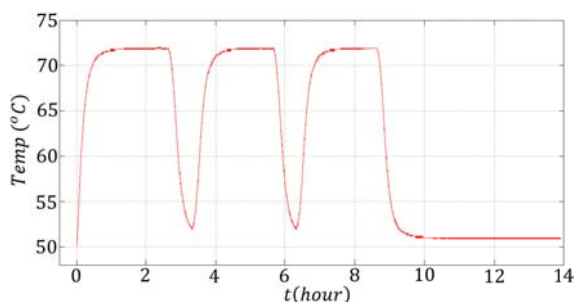
$$\sigma_A^2(\tau_M) = \frac{1}{2} \langle (\bar{\omega}_{k+1}(M) - \bar{\omega}_k(M))^2 \rangle \cong \frac{1}{2(K-1)} \sum_{k=1}^{K-1} (\bar{\omega}_{k+1}(M) - \bar{\omega}_k(M))^2 \quad (4)$$

که $\langle . \rangle$ نشان‌دهنده میانگین جمعی است و با میانگین زمانی تقریب زده می‌شود. همچنین، $\tau_M = M \tau_0$ زمان همبستگی است. دقت تخمین ریشه این روش با تعداد میانگین‌های بسته‌ها افزایش می‌یابد. عموماً دقت محاسبه برای میانگین‌های K بسته ε از رابطه (۳۴) به دست می‌آید:

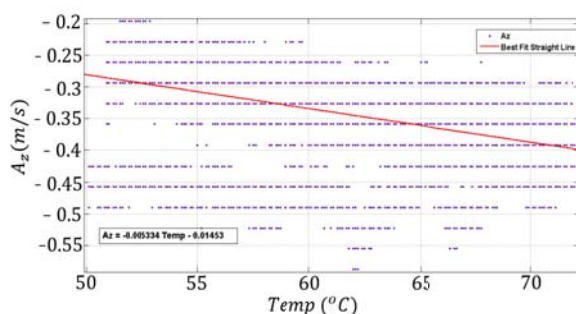
ناپایداری بایاس برحسب °/h	ژیروسکوپ	
۱۸	X	IMU2
۲۷	Y	
۳۰	Z	

شناسایی حساسیت دمایی حسگرها

با انجام آزمایش دمایی بالا، اطلاعات IMU ثبت شد که دمایی ثابت شده با استفاده از حسگر دمایی IMU مطابق شکل (۹) است. تغییرات شتاب A_z برحسب دما در شکل (۱۰) رسم شده است که تغییرات خطی برحسب دما را نشان می‌دهد. اگر یک رابطه خطی بین شتاب A_z و دما با روش حداقل مربعات به دست آید، تغییرات دمایی A_z به صورت $0.544 \text{ mg}/^\circ\text{C}$ می‌شود، در حالی که پارامتر مورد نظر توسط شرکت سازنده مقدار $0.3 \text{ mg}/^\circ\text{C}$ اعلام شده است.

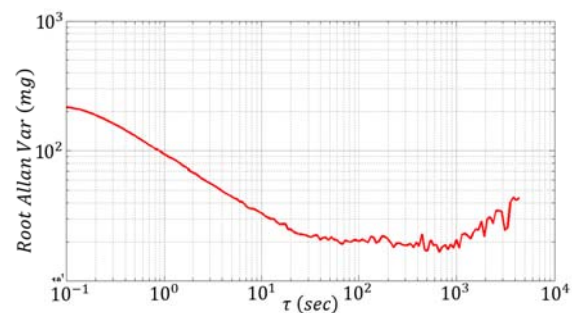


شکل ۹- دمای داخل IMU در آزمایش دمایی بالا

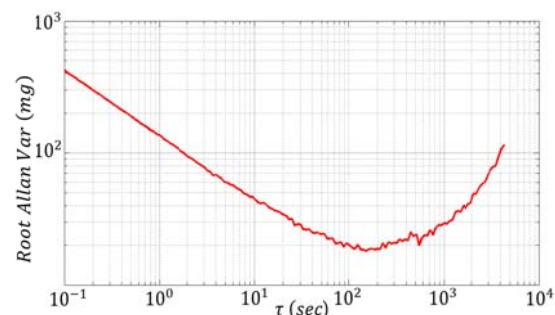


شکل ۱۰- تغییرات شتاب A_z برحسب دما در آزمایش دمایی بالا

در ۰ تغییرات شتاب راستای X در آزمایش دمایی بالا و پایین هم‌زمان آمده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، تغییرات خروجی حسگر با زمان تقریباً به صورت خطی تغییر می‌کند. با این فرض می‌توان رابطه خطی بین خروجی A_x و دما را محاسبه کرد که شیب خط مزبور $0.001658 \text{ m/s}^2/^\circ\text{C}$ یا $0.169 \text{ mg}/^\circ\text{C}$ و نشان‌دهنده تغییرات دمایی شتاب راستای X است. به طریق مشابه می‌توان تغییرات دمایی شتاب راستای Y و Z را محاسبه کرد که به ترتیب برابر مقادیر $0.313 \text{ mg}/^\circ\text{C}$ و $0.478 \text{ mg}/^\circ\text{C}$ می‌شوند.



شکل ۷- نمودار «واریانس آلن» برای سرعت زاویه‌ای ω_x از IMU1



شکل ۸- نمودار «واریانس آلن» برای سرعت زاویه‌ای ω_x از IMU2

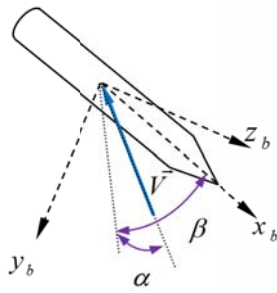
با توجه به شکل‌های (۵) و (۶) می‌توان ناپایداری بایاس را برای شتابسنج‌های X مربوط به IMU2 و IMU1 مطابق جدول (۱) به‌دست آورد. در جدول (۲) نیز ناپایداری بایاس ژيروسکوپ‌ها براساس شکل‌های (۷) و (۸) ارائه شده است. باید توجه کرد که مقدار استاندارد ناپایداری بایاس برای شتابسنج و ژيروسکوپ به ترتیب طبق جدول (۱) و جدول (۲) برابر با 0.2 mg و $0.007^\circ/\text{s} = 25.2^\circ/\text{h}$ است.

جدول ۱- ناپایداری بایاس شتابسنج‌ها

شتابسنج	ناپایداری بایاس برحسب mg	
X	۰/۳	IMU1
Y	۰/۲	
Z	۰/۲۳	
X	۰/۲	IMU2
Y	۰/۲۵	
Z	۰/۴۷	

جدول ۲- ناپایداری بایاس ژيروسکوپ‌ها

ژیروسکوپ	ناپایداری بایاس برحسب °/h	
X	۲۰	IMU1
Y	۲۵	
Z	۲۱	



شکل ۱۳- دستگاه بدنی و بردار سرعت جریان آزاد برای یک محموله استوانه‌ای در حال سقوط

معادلات دینامیکی حرکت انتقالی و دورانی استفاده شده برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی رفتار محموله به صورت زیر است [23].

$$\left[\frac{dV_B^T}{dt} \right] = \frac{1}{m} [T]^{BT} [f_{a,p}]^B + [T]^{GT} [g]^G \quad (6)$$

$$\left[\frac{d\omega^{BT}}{dt} \right]^B = ([I_B^B]^{-1}) (-[\Omega^{BT}]^B [I_B^B]^{BT} [\omega^{BT}]^B + [m_{a,p}]^B) \quad (7)$$

نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی در رابطه فوق عبارتند از:

$$[f_a]^B = \bar{q} S [C_X \ C_Y \ C_Z] \quad (8)$$

$$[m_a]^B = \bar{q} S L [C_l \ C_m \ C_n] \quad (9)$$

مقدار ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری که از نرم‌افزار MD99 استخراج شده‌اند، به فرم زیر تجمیع و وارد معادلات پرواز می‌شوند [24].

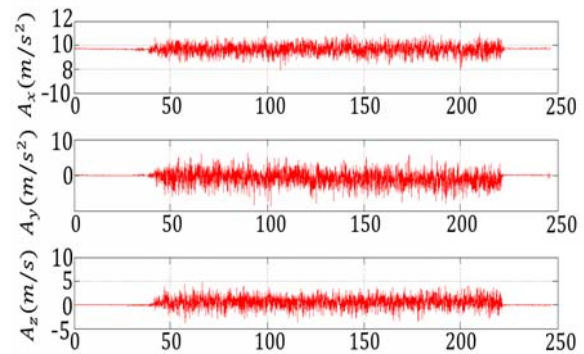
$$\begin{aligned} C_X &= C_{X_0} + \frac{C}{2V} C_{X_q} q \\ C_Y &= C_{Y_0} \beta + \frac{b}{2V} [C_{Y_r} r + C_{Y_p} p] \\ C_Z &= C_{Z_0} + \frac{C}{2V} C_{Z_q} q \\ C_l &= C_{l_0} + \frac{b}{2V} [C_{l_r} r + C_{l_p} p] \\ C_m &= C_{m_0} + \frac{C}{2V} C_{m_q} q + \frac{C_z}{C} (X_{cgR} - X_{cg}) \\ C_n &= C_{n_0} - \frac{C_Y}{b} (X_{cgR} - X_{cg}) + \frac{b}{2V} [C_{n_r} r + C_{n_p} p] \end{aligned} \quad (10)$$

تحلیل داده‌های تست پروازی

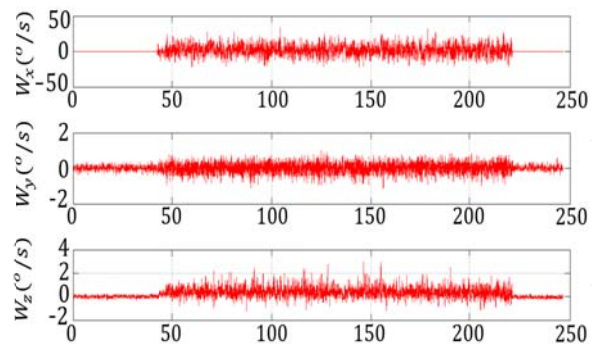
داده‌های اصلی IMU که پس از فرود محموله استخراج شده‌اند، شامل شتاب‌های خطی و سرعت‌های زاویه‌ای در سه راستای X، Y و Z هستند. داده‌های تست پرواز برای شتاب‌های محوری و جانبی در مسیر رفت و مقایسه آنها با مقادیر حاصل از شبیه‌سازی پرواز در شکل (۱۴) داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود عملکرد موتور به خوبی ثبت شده است و تفاوت منحنی شتاب ایجاد شده توسط موتور با حالت شبیه‌سازی نیز مقایسه شده است. پیک شتاب در حدود 1g کمتر و زمان سوزش حدود ۲/۵ ثانیه بیشتر از مقدار شبیه‌سازی ثبت شده است.

بررسی حساسیت حسگرها در برابر ضربه و ارتعاش تصادفی

در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ ملاحظه می‌شود که حین اعمال ارتعاش تصادفی روی هر دو IMU، دامنه نویز در خروجی شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌های IMU زیادتر شده است و دامنه نویز در جهت‌های مختلف ارتعاش اعمالی، متفاوت است. با توجه به اینکه مقدار آفست خروجی شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها تغییر چندانی نمی‌کند و فقط دامنه نویز خروجی در آزمایش‌های ارتعاشی تغییر می‌کند و نظر به اینکه در نرم‌افزار ناوبری از خروجی شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها در معادلات ناوبری انترگرال گرفته می‌شود، لذا، اثر آزمایش‌های ارتعاشی بر عملکرد IMU چندان زیاد نخواهد بود.



شکل ۱۱- شتاب IMU1 در آزمایش ارتعاش تصادفی حول محور Z

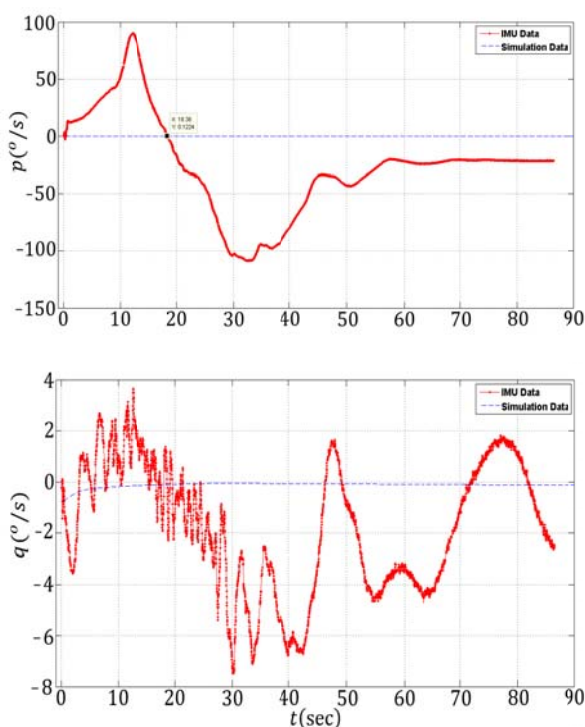


شکل ۱۲- سرعت زاویه‌ای IMU2 در آزمایش ارتعاش تصادفی حول محور Z

معادلات پرواز در شبیه‌سازی

برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی پرواز، محاسبات آیرودینامیکی و همچنین معادلات شش درجه آزادی حرکت در دستگاه بدنی مطابق شکل (۱۳) توسعه داده می‌شوند. در این شکل همچنین زاویه حمله و لغزش جانبی با توجه به موقعیت بردار سرعت در دستگاه بدنی تعریف شده است [22].

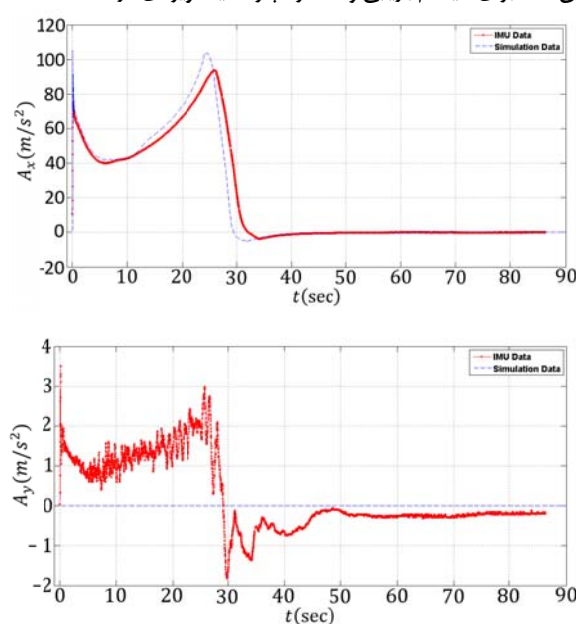
با توجه به شکل (۱۶)، راکت در ابتدای پرتاب دارای نرخ دوران رول مثبت بوده و در زمان ۱۸/۳۸ ثانیه، نرخ تغییرات زاویه رول منفی شده است که این مسئله با فیلم تله‌متری شده از دوربین نصب‌شده روی کاوشگر نیز تطابق دارد.



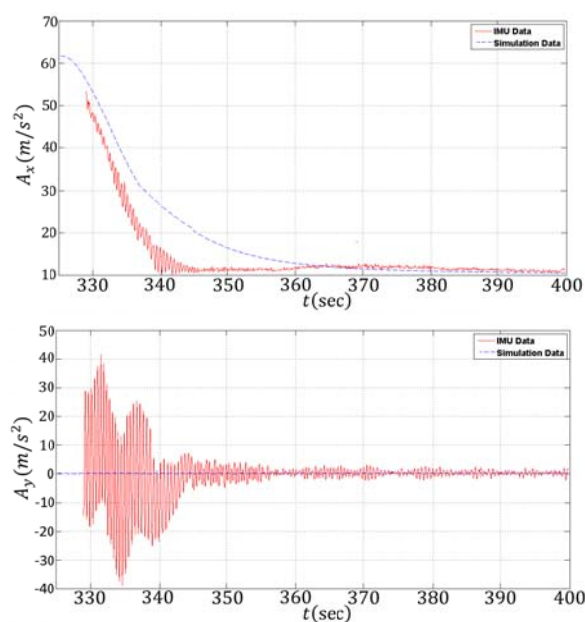
شکل ۱۶- سرعت زاویه‌ای در راستای محوری و عرضی در فاز پرتاب و اوج گرفتن

چنانچه براساس داده‌های یادشده در فاز رفت، عملیات ناوبری انجام شود، موقعیت و وضعیت کاوشگر نیز به دست خواهد آمد. با توجه به نتایج بدست آمده، ملاحظه می‌شود که در زمان جدایش محموله (۸۶/۳۸ ثانیه)، مقدار ۱۰۹۳۳ متر در راستای طولی پرتاب، ۳۲۱- متر در راستای عرضی و ۱۶۲۴ متر در راستای ارتفاع با مقادیر شبیه‌سازی اختلاف هست که بر این اساس نقطه فرود سمت چپ و جلوتر از نقطه فرود نامی بدست می‌آید. به عنوان نمونه شکل (۱۷) موقعیت در راستای طولی پرتاب را نشان می‌دهد. دلیل اختلاف نسبتاً زیاد برد افقی که مشاهده می‌شود را می‌توان در منحنی زاویه پیچ بدست آمده جستجو کرد. همان‌طور که در شکل (۱۸) مشاهده می‌شود، راکت بلافاصله پس از پرتاب و خروج از لانچر دچار افت قابل توجه زاویه پیچ شده است که این موضوع برد افقی را به صورت چشمگیری افزایش داده است. نوساناتی که در ادامه در منحنی پیچ مشاهده می‌شود ناشی از رول راکت و چرخش محور پیچ است.

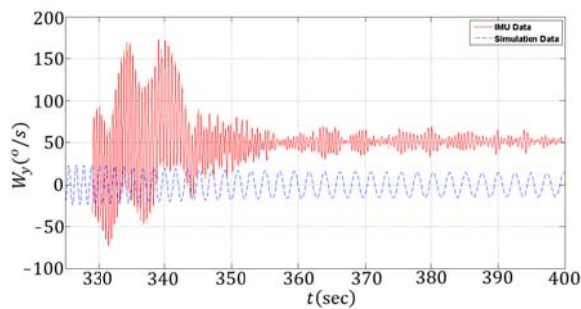
داده‌های شتاب برای محموله در فاز ورود به جو و فرود نیز در شکل (۱۵) نمایش داده شده است. در این شکل نیز شتاب‌ها با مقادیر حاصل از شبیه‌سازی مقایسه شده‌اند که نشان‌دهنده ثبت بهتر ارتعاشات و شتاب‌های ورود به جو در تست پرواز در مقایسه با مدل‌سازی است. همچنین منحنی شتاب محوری نشان می‌دهد که محموله حدود ۲۰ ثانیه زودتر از پیش‌بینی شبیه‌سازی (محدوده زمان ۳۶۰ برای شبیه‌سازی و محدوده زمان ۳۴۰ برای تست پروازی) به حالت تعادل و سرعت حدی آیرودینامیکی خود می‌رسد که این نکته برای سیستم بازبایی و عملکرد چتر اهمیت ویژه‌ای دارد.



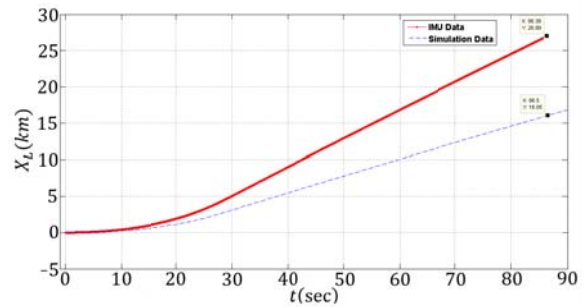
شکل ۱۴- شتاب خطی در راستای محوری و عرضی در فاز پرتاب و اوج گرفتن کاوشگر



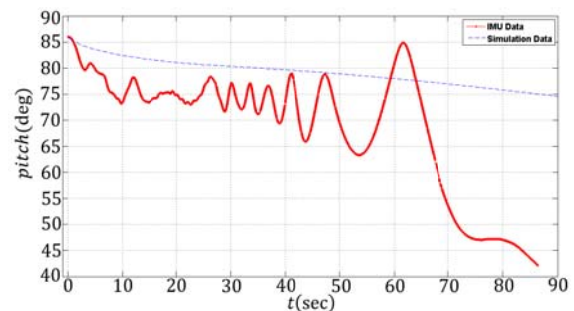
شکل ۱۵- شتاب خطی در راستای محوری و جانبی در فاز ورود به جو و بازگشت به زمین



شکل ۱۹- سرعت زاویه‌ای در راستای محوری و عرضی در فاز ورود به جو و بازگشت به زمین



شکل ۱۷- موقعیت در راستای طولی در دستگاه پرتابی



شکل ۱۸- منحنی پیچ در فاز پرتاب و اوج گرفتن

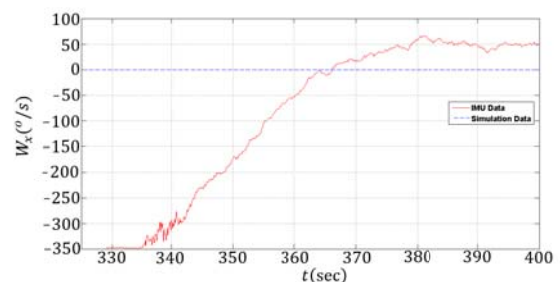
خلاصه و نتیجه گیری

کاوشگرهای فضایی به لحاظ مأموریت‌هایی که انجام می‌دهند نیازمند اندازه‌گیری وضعیت و موقعیت در طول پرواز هستند. حسگرهای اینرسیایی میکروالکترومکانیکی به دلیل وزن و قیمت مناسب گزینه‌های بسیار مطلوبی برای این منظور هستند که بررسی‌های متعددی روی نحوه به‌کارگیری آنها در کاوشگرهای تحقیقاتی انجام شده است. در این پژوهش نیز ضمن شناسایی پارامترهای مختلف یک IMU میکروالکترومکانیکی، داده‌های واقعی پرتاب نیز مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. با شناسایی رفتار حسگرها در برابر تغییرات دما، ارتعاش و ضربه، می‌توان فیلترهایی را طراحی و بهره برد که دقت اندازه‌گیری کمیت‌های اینرسیایی از طریق حسگرهای میکروالکترومکانیکی افزایش پیدا کند. در ادامه کار از داده‌های ثبت شده در تست پرتاب برای شناسایی و تخمین پارامترهای دینامیکی و آیرودینامیکی محموله در فاز باز گشت به جو استفاده خواهد شد.

مراجع

- [1] Seibert, G. and Battrick, B.T., "The history of sounding rockets and their contribution to European space research," ESA Publications division, 2006.
- [2] E. S. A. (ESA), "Sounding Rockets. In: European Users Guide to Low Gravity Platform," European Space Agency (ESA), 2005.
- [3] S. R. P. Office, "NASA Sounding Rockets User Handbook," NASA Goddard Space Flight Center, Wallops Island, 2015.
- [4] ARI, [Online]. Available: www.kavoshgar.ari.ac.ir.
- [5] Stammering, A., "Re-entry Analysis of Research Rocket Payloads," in *62nd International Astronautical Congress*, South Africa, 2011.
- [6] Guidi, A., "Re-entry Motion of an Axial Symmetric Vehicle and its Analysis Based on Flight Simulation," in *ICAS Congress*, Canada, 2002.

شکل (۱۹) سرعت‌های زاویه‌ای ثبت شده برای محموله در فاز ورود به جو و فرود را نشان می‌دهد. همان‌طور که دیده می‌شود بیشترین ارتعاشات و حرکت دورانی را محموله در فاز ورود به جو احساس می‌کند و سپس با عبور از شرایط ورود به جو و با کاهش عدد ماخ و فشار دینامیکی، نرخ‌های سرعت زاویه‌ای نیز کاهش می‌یابد. از این نتایج همچنین می‌توان برای محاسبه فرکانس و دامنه نوسانات محموله در فاز ورود به جو استفاده کرد که در طراحی سازه و الکترونیک محموله نقش بسزایی ایفا می‌کنند. توجه شود که در سطح رفتار فرکانسی و نوسانی محموله اختلاف معنی‌داری بین نتایج تست پرواز و نتایج شبیه‌سازی وجود دارد. این اختلاف بیانگر این هست که مدل‌سازی دینامیکی و آیرودینامیکی محموله‌های استوانه‌ای در فاز ورود به جو عدم قطعیت چشمگیری دارند و می‌توان از داده‌های تست پروازی برای شناسایی دقیق‌تر پارامترهای دینامیکی و آیرودینامیکی محموله در فاز ورود به جو بهره برد.



شکل ۱۹- سرعت زاویه‌ای در راستای محوری و عرضی در فاز ورود به جو و بازگشت به زمین

- [17] Dec, D. and Nowak, M., "On-Board Computer: Critical Design Review," Warsaw University of Technology, WARSAW, 2016.
- [18] Bekkeng, J.K., Booij, W. and Moen, J., "Development of miniaturised Low Cost Attitude Determination System for Sounding Rockets," in *17th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research*, Sandefjord, Norway, 2005.
- [19] Törnqvist, D., Helmersson, A. and Gustafsson, F., "Tight Integration Between IMU and GPS for Sounding Rockets," Linköping University Electronic Press, Linköping, Sweden, 2010.
- [20] Bekkeng, J.K., "Prototype Development of a Low-Cost Sounding Rocket Attitude Determination System and an Electric field Instrument," University of Oslo, Oslo, 2007.
- [21] Quinchia, A.G., Falco, G., Falletti, E., Dovis, F., and Ferrer, "A comparison Between Different Error Modeling of MEMS Applied to GPS/INS Integrated systems," *Sensors*, vol. 13, no. 8, 2013, pp. 9549-88.
- [22] Mohammadi, A., Tayefi, M. and Ebrahimi, M., "Flight Equations Development of a Reentry Payload in Aerobalestic Frame," The 10th Conference of Iranian Aerospace Society (AERO2011), Tehran 2011.
- [23] Tayefi, M., Mohammadi, A. and Ebrahimi, M., "Development of a Space Launch Vehicle 6DoF Multipurpose Simulation Software," in *18th AIAA/3AF Int. Space Planes and Hypersonic Sys. and Tech.*, France, 2012.
- [24] Mohammadi, A. and Tayefi, M., "Moving Mass Control System in Conjunction with BELBIC for Rate Regulation of Suborbital Reentry Payloads," *Journal of System and Control Engineering*, vol. 226, no. 9, 2012, pp.1183-1192.
- [7] Raychev, R., Kolev A. and Lisi, M., "CubeSat Modules & Platforms," EnduroSat, 2018. [Online]. Available: <https://www.endurosat.com>. [Accessed 2018].
- [8] Birkeland, R. and Gutteberg, O., "Overview of the nuts cubesat project," in *2nd IAA Conf. Uni. Sat. Missions & CubeSat Workshop*, 2013.
- [9] Eide, E. and Ilstad, J., "NCUBE-1, the first Norwegian CUBESAT student satellite," in *European Rocket and Balloon Programmes and Related Research*, 2003.
- [10] Krogh, K. and Schreder, E., "Attitude Determination for AAU CubeSat," Aalborg University, Aalborg, Denmark, 2002.
- [11] Graversen, T., Frederiksen, M.K. and Vedstesen, S.V., "Attitude Control system for AAU CubeSat," Aalborg University, Aalborg, Denmark, 2002.
- [12] Clausen, T. B., Hedegaard, A., Rasmussen, K.B., Olsen, R.L., Lundkvist, J. and Nielsen, P.E., "Designing On Board Computer and Payload for the AAU Cubesat," Aalborg University, Aalborg, Denmark, 2006.
- [13] Roszkowski, D. and Uwarowa, I., "PW-SAT2: Preliminary Requirements Review," Warsaw University of Technology, WARSAW, 2014.
- [14] Jaworski, P., "Attitude Determination and Control System: Preliminary Requirements Review," Warsaw University of Technology, WARSAW, 2014.
- [15] Kuligowski, P., "On-Board Computer: Preliminary Requirements Review," Warsaw University of Technology, WARSAW, 2014.
- [16] Uwarowa, I., Jaworski, P., Zarudzki, M. and Roszkowski, D., "Attitude Determination and Control System: Critical Design Review," Warsaw University of Technology, WARSAW, 2016.