Vol.7 / No. 3 / 2014

JSST
Journal of Space Science & Technology

Design, Manufacturing and Test of a Three Degrees-of-Freedom Attitude Control Simulator for an Agile Micro-Satellite Based on Single Gimbal Control Moment Gyros

A.R.Aghalari[1*], A.Kalhor[2], S. M. M. Dehghan[3], S. H.Cheheltani[4]

1, 3 ,4. Aerospace University Complex, Maleke-Ashtar University

2. Department of New Sciences and Technologies, Tehran University

[*]Postal Code: 3159916111, Tehran, IRAN

Ali_Aghalari@mut.ac.i

The Agile Satellite Attitude Control System Simulator (ASACSS) is a laboratory system designed for the purpose of developing and testing attitude control algorithms in a low-risk, low-cost environment. In this paper, the design and development of the ASACSS is described, including hardware and software. There are many papers that present a new mathematical technique or prove a new theory, but this study presents the design and development of a new experimental system. This simulator consists of four main components: 1) power supply system 2) on-board control system 3) supporting equipments and 4) monitoring computer. On-board control system includes a industrial computer, four single gimbal control moment gyros and a sensor for attitude determination. Supporting equipments include a platform for installing simulator subsystems, a semi-spherical air bearing and a pedestal. A high-speed wireless LAN connection enables remote command initiation, monitoring and data collection for post-experimental analysis. In this paper, The design and construction process of the simulator are described. More over some experimental results presented from the application of a simple PID attitude controller on the spacecraft simulator. Finally, experimental results are compared with those obtained from simulation.

Keywords: Simulator, Agile satellite, Attitude control, Single-gimbal control moment gyro, Air bearing.

1. PhD Candidate (Corresponding Author).
2. PhD
3. PhD Candidate
4.M. Sc.

Recived: 2013.10.28 , Accepted: 2014.09.17

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۷ / شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۳۹۳
ص. ص ۶۷-۵۱

طراحی، ساخت و تست یک شبیه‌ساز کنترل وضعیت برای میکروماهواره چابک بر مبنای عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال

علیرضا آقالاری[۱*]، احمد کلهر[۲]، سید محمد مهدی دهقان[۳] و سید هادی چهل‌تنی[۴]

۱، ۳ و ۴- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر

۲- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

[*]البرز، کدپستی: ۳۱۵۹۹۱۶۱۱۱

Ali_Aghalar@mut.ac.ir

شبیه‌ساز زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره یک سیستم آزمایشگاهی است که به‌منظور توسعه و تست الگوریتم‌های مختلف کنترلی در یک محیط با ریسک و هزینهٔ پایین طراحی شده است. این سیستم آزمایشگاهی قادر است تا شرایط واقعی ماهوارهٔ چابک در فضا را با دقت بسیار خوبی در روی زمین ایجاد کند. شبیه‌ساز توسعه داده شده از چهار بخش مهم سیستم تأمین توان، سیستم کنترل آن‌بورد، نگهدارندهٔ شبیه‌ساز و کامپیوتر زمینی تشکیل شده است. سیستم کنترل آن‌بورد شامل یک کامپیوتر صنعتی، چهار عملگر ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال و یک حسگر تعیین وضعیت است. نگهدارندهٔ شبیه‌ساز شامل یک صفحه پلتفرم به‌منظور نصب تجهیزات، یاتاقان هوایی نیم‌کروی و پایه است. ارتباط بین کامپیوتر زمینی و شبیه‌ساز به‌صورت بی‌سیم فراهم شده است. در این مقاله، ابتدا مراحل طراحی، ساخت و تست شبیه‌ساز ارائه شده و سپس به منظور تست آن، نتایج پیاده‌سازی الگوریتم کنترلی PID بر اساس زوایای اویلر و نیز فیدبک کواترنیون به همراه نتایج شبیه‌سازی ارائه می‌شود.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌ساز، ماهوارهٔ چابک، کنترل وضعیت، ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال، یاتاقان هوایی

علائم و اختصارات

گشتاور تولیدی ژایروی کنترل ممان تک جیمبال	$\vec{N}_{output}$
بردار مومنتوم زاویه ای عملگر	$\vec{h}_{cmg}$
بردار نرخ چرخش جیمبال	$\vec{\delta}$
بردار گشتاور اعمالی بر شبیه سازتوسط عملگر	N_{cmg}
بردار گشتاورهای خارجی اغتشاشی اعمالی بر شبیه‌ساز	N_d
ممان اینرسی‌های جرمی اصلی شبیه ساز	I_{plat}
بردار نرخ حرکت زاویه‌ای شبیه‌ساز	$\omega_{plat.}$
ثابت گشتاور موتور	K_2
ثابت ولتاژ القایی موتور	K_3
اندوکتانس	L_a
مقاومت آرمیچر موتور	R_a

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)
۲. دکتری
۳. دانشجوی دکتری
۴. کارشناس ارشد

دریافت مقاله: ۹۲/۰۸/۰۶ ، تأیید مقاله: ۹۳/۰۶/۲۶

لختی	J_o
ضریب چسبندگی کل چرخ مومنتم (شامل موتور و دیسک) منتقل شده بر محور موتور	b_0
بهره	K
ثابت زمانی	τ
تأخیر ثابت زمانی	t_d
زاویهٔ نصب عملگر بر روی شبیه‌ساز	β
موقعیت زاویه‌ای جیمبال	δ
ماتریس ژاکوپین	$J(\delta)$
تعداد عملگرها	n
مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای کل سیستم در مختصات بدنی	$[\omega_x, \omega_y, \omega_z]$
مؤلفه‌های ممان اینرسی جرمی کل سیستم	$[I_x, I_y, I_z]$
زوایای رول, پیچ و یاو ابتدایی شبیه‌ساز	RPY_{ini}
زوایای رول, پیچ و یاو مطلوب	RPY_{des}
زاویهٔ ابتدایی جیمبال‌ها	δ_{ini}
بردار مومنتوم زاویه ای کل سیستم	H_s
مجموع گشتاورهای خارجی عمل‌کننده بر روی سیستم	T_{ext}

مقدمه

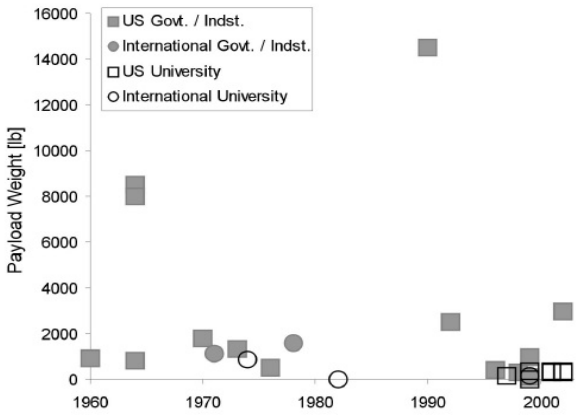
اولین شبیه‌ساز ماهواره مبتنی بر یاتاقان هوایی در سال ۱۹۶۰ طراحی و ساخته شد. از آن پس یاتاقان‌های هوایی به منظور توسعهٔ نرم‌افزاری و اعتبارسنجی سخت‌افزاری سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره‌ها به مدت ۵۲ سال مورد استفاده قرارگرفته و نقش بسیار مؤثری در پیشرفت فناوری فضایی از زمان شروع اکتشافات فضایی ایفا کرده‌اند [۱].

یاتاقان‌های هوایی انواع مختلفی دارند. یاتاقان‌های هوایی صفحه‌ای که قابلیت شبیه‌سازی دینامیک دوبعدی را فراهم می‌آورند. نوع دیگر یاتاقان‌ها، یاتاقان‌های کروی هستند که خود به دو دسته نیم‌کروی و کروی کامل تقسیم‌بندی می‌شوند. این یاتاقان‌ها شرایط لازم را برای تست انواع روش‌های کنترل وضعیت شامل نشانه‌روی، ردیابی و ... فراهم می‌آورند. این تجهیزات قادرند تا محیطی با حداقل نیرو و گشتاورهای اغتشاشی که مشابه محیط پروازی ماهواره در فضا هستند ایجاد کنند. بنابراین، می‌توانند تأثیر بسزایی در طراحی و ساخت فضاپیماهای باسرنشین و بدون سرنشین داشته باشند [۱].

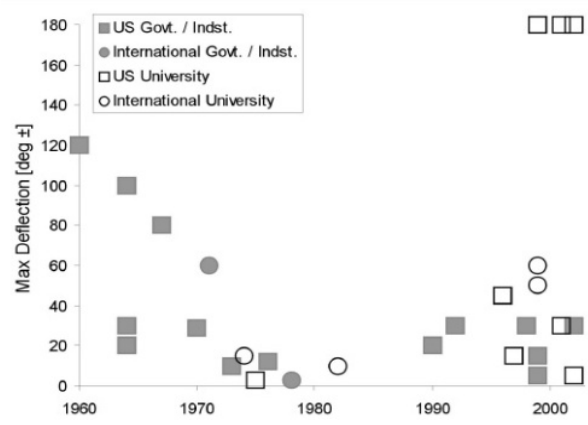
یکی از موارد بسیار مهم در زمینهٔ سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره، اعتبارسنجی عملی آن است. تست‌های عملی یکی از مراحل مهم اعتبارسنجی قوانین کنترلی قبل از پیاده‌سازی آنها بر روی ماهواره‌ها هستند. بزرگ‌ترین مشکل در پیاده‌سازی قوانین کنترلی ماهواره آن است که تست‌های زمینی باید در محیطی با شتاب جاذبه یک انجام شوند؛ در حالی‌که شتاب جاذبه در محیط واقعی ماهواره صفر است. شبیه‌سازی چنین محیطی با حداقل نیروها و گشتاورهای اغتشاشی چندان ساده نیست.

اخیراً دانشگاه‌ها و مؤسسات تحقیقاتی متعددی فعالیت‌های زیادی در مورد ساخت و توسعهٔ شبیه‌سازهای ماهواره به منظور تحقیق و آموزش انجام داده‌اند [۹-۲]. در اکثر موارد تشابه زیادی در سخت‌افزار شبیه‌سازها مشاهده می‌شود و اختلاف موجود در کارایی، سیستم‌ها و الگوریتم‌های کنترلی است. در شکل‌های (۱) و (۲) تاریخچه‌ای از شبیه‌سازهای ملی، صنعتی و دانشگاهی از دو بعد وزن محموله و میزان درجه آزادی زاویه‌ای ارائه شده است [۱۰].

در این مقاله، فعالیت‌های انجام‌شده در مجتمع دانشگاهی هوافضا به‌منظور طراحی، ساخت و تست یک شبیه‌ساز ماهواره براساس عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال ارائه شده است. هدف از این فعالیت‌ها ایجاد یک آزمایشگاه زمینی به‌منظور طراحی و توسعه، آموزش و ارزیابی الگوریتم‌های کنترلی متعدد برای میکروماهواره‌های چابک است.



شکل ۱- تاریخچه شبیه‌سازهای ملی، صنعتی و دانشگاهی از بعد وزن محموله



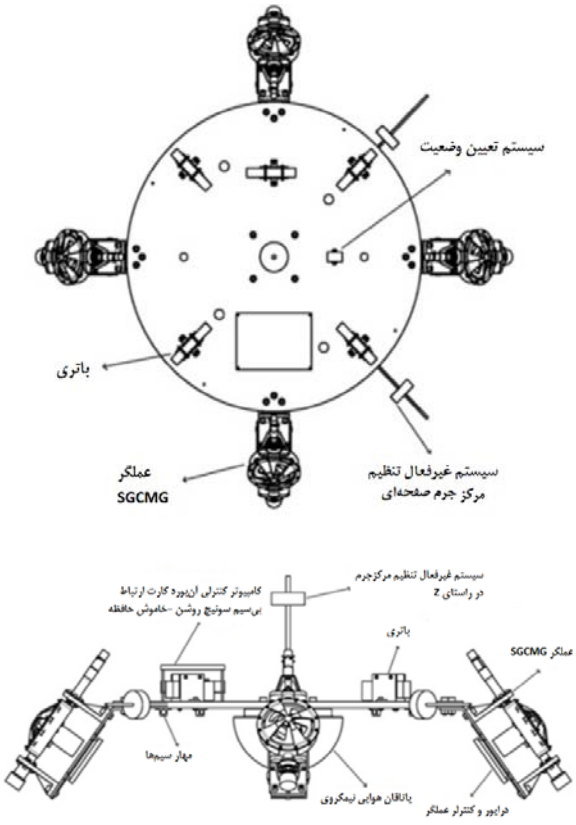
شکل ۲- تاریخچه‌ای از شبیه‌سازهای ملی، صنعتی و دانشگاهی از بعد درجه آزادی زاویه‌ای

ابتدا شبیه‌ساز ماهواره به‌صورت کلی توضیح داده شده و در ادامه زیرسیستم‌های مختلف آن و فعالیت‌های انجام شده به‌منظور طراحی، توسعه و تست آنها به طور جزئی‌تر شرح داده شده است. سپس معادلات دینامیکی استخراج و در نهایت نتایج تست‌های متفاوت با الگوریتم‌های کنترلی مختلف ارائه شده است.

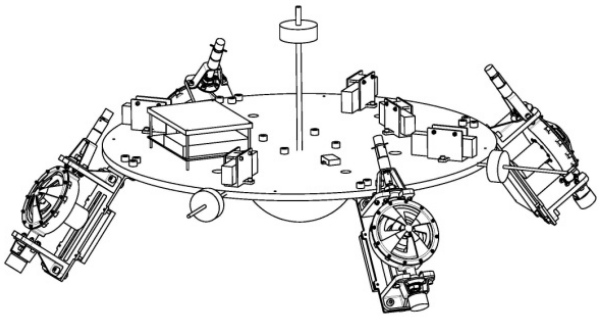
بررسی کلی شبیه‌ساز ماهواره

بستر شبیه‌ساز ماهواره از یک صفحهٔ آلومینیومی دایروی به قطر ۹۰ سانتی‌متر تشکیل شده است که بر روی یک یاتاقان نیم‌کروی سوار شده است. تمام زیرسیستم‌های مختلف شبیه‌ساز ماهواره مانند حسگر تعیین وضعیت، عملگرها، کامپیوتر کنترل و ... بر روی این صفحه نصب شده‌اند. در شکل‌های (۳) و (۴) نمای کلی و سه بعدی از شبیه‌ساز ماهواره ارائه شده است.

یاتاقان هوایی با استفاده از هوای فشرده، که توسط یک کمپرسور خارجی ایجاد می‌شود، پس از عبور از فیلترهای هوا و رطوبت کار می‌کند. چهار ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال به‌صورت هرمی و زاویهٔ نصب ۵۴/۷ درجه نسبت به صفحهٔ شبیه‌ساز بر روی آن نصب شده‌اند. درایور و کنترلر مربوط به هر عملگر در زیر عملگرها نصب شده‌اند.



شکل ۳- نمای کلی شبیه‌ساز ماهواره



شکل ۴- نمای سه بعدی از شبیه‌ساز ماهواره

به‌منظور کاهش اغتشاشات ناشی از سیم‌های الکتریکی از یکسری مهار در پایین صفحهٔ شبیه‌ساز استفاده شده است. برای سیستم تأمین توان از باتری‌های پلیمر لیتیم- یون استفاده شده است. به‌منظور دریافت فرامین، پردازش و ارسال داده‌ها و پیاده‌سازی الگوریتم‌های کنترلی برد پردازنده PCM-8152 محصول شرکت AAEON بر روی صفحهٔ شبیه‌ساز نصب شده است که ارتباط بین آن و درایور عملگرها از طریق استاندارد ارتباطی CAN است. به منظور افزایش نرخ تبادل اطلاعات از سیستم عامل لینوکس بر روی کامپیوتر مذکور استفاده شده است. ارتباط بین کامپیوتر زمینی و شبیه‌ساز ماهواره به صورت بی‌سیم فراهم می‌شود. در شکل (۵) نمای کامل شبیه‌ساز ارائه شده است [۱۳-۱۱].

شکل ۵- تصویر شبیه‌ساز در مجتمع دانشگاهی هوافضا

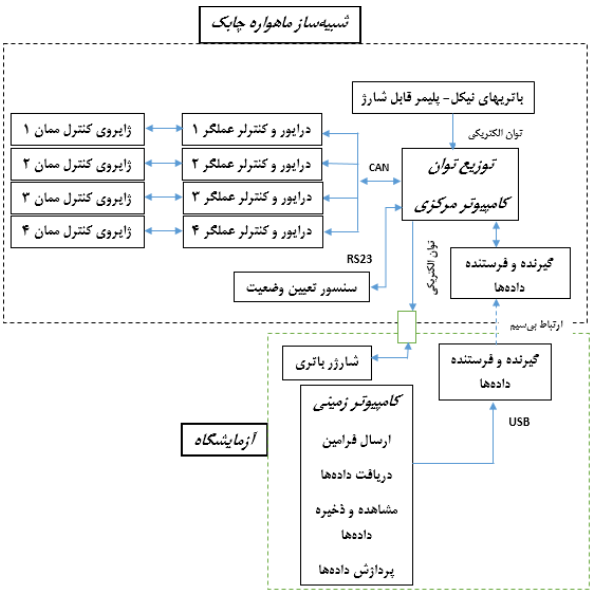
زیرسیستم‌های شبیه‌ساز ماهواره

در شکل (۶) زیرسیستم‌های شبیه‌ساز و ارتباط داخلی آنها با یکدیگر به صورت شماتیک ارائه شده است.

یاتاقان هوایی

یاتاقان هوایی که شرایط تعلیق را برای شبیه‌ساز فراهم می‌آورد بر بالای پایهٔ شبیه‌ساز نصب می‌شود. این یاتاقان امکان چرخش ۳۶۰± درجه در راستای یاو و ۴۵± درجه در راستاهای رول و پیچ را برای شبیه‌ساز فراهم می‌آورد. یاتاقان هوایی مذکور که در مجتمع دانشگاهی هوافضا طراحی و ساخته شده است دارای سه بخش مهم ۱) بخش متحرک ۲) بخش ثابت و ۳) نازل است. در شکل‌های (۷) و (۸) نمایی از یاتاقان مذکور و بخش‌های مهم آن ارائه شده است. در این یاتاقان، هوای فشرده از طریق نازل‌ها به فضای بین دو قطعهٔ ثابت و متحرک تزریق شده و با ایجاد یک بالشتک هوای فشرده مانع از برخورد دو سطح شده و شرایط تعلیق با حداقل اصطکاک را فراهم می‌آورد. یاتاقان هوایی به گونه‌ای طراحی شده است تا بتواند شرایط تعلیق را برای وزنهٔ ۳۵۰ کیلوگرمی در فشار ۸/۵ بار ایجاد کند.

به‌منظور بررسی کارایی یاتاقان هوایی ساخته شده، دو تست وزنی و میزان مصرف هوا بر روی آن انجام شده است (شکل ۹) که نتایج آن به همراه توضیح بیشتر تست‌های مذکور و دیگر تست‌های انجام شده بر روی یاتاقان هوایی در مراجع [۱۲] و [۱۴] موجود است.



شکل ۶- تصویر کلی از زیرسیستم‌های شبیه‌ساز و ارتباط داخلی بین آنها

شکل ۷- شماتیک بخش‌های مهم یاتاقان هوایی نیمکروی

شکل ۸- تصویر یاتاقان هوایی نیمکروی شبیه‌ساز در مجتمع دانشگاهی هوافضا

شکل ۹- تست وزنی و میزان مصرف در یاتاقان هوایی

صفحهٔ پلتفرم

صفحهٔ پلتفرم صفحه‌ای آلومینیومی به قطر ۹۰ سانتی‌متر است که فضای لازم برای نصب زیرسیستم‌های شبیه‌ساز را فراهم می‌آورد. به‌منظور ایجاد تعادل وزنی، چیدمان تجهیزات باید براساس ایجاد تقارن وزنی و حداقل کردن ممان اینرسی‌های ضربی مجموعه انجام گیرد. بنابراین، بهترین کار قرار دادن تجهیزات مشابه (از لحاظ وزن) به صورت متقارن در روی این صفحه است. به‌منظور رسیدن به تقارن وزنی کامل در صفحهٔ پلتفرم از یک مکانیزم غیرفعال بالانس دستی استفاده شده است، بنابراین، یک‌سری وزنه‌های بالانس در وزن‌های مختلف طراحی می‌شود تا در حین انجام بالانس دستی مجموعه، در روی صفحه نصب شوند. محل نصب این قطعات به صورت متقارن با زاویهٔ ۹۰ درجه نسبت به یکدیگر در روی صفحهٔ پلتفرم تعبیه شده‌اند. همچنین به‌منظور تنظیم فاصلهٔ مرکز جرم مجموعه و مرکز چرخش یاتاقان هوایی برای رسیدن به تعادل خنثی یا پایدار، یک وزنه عمودی قابل تنظیم (از نظر وزن و فاصله تا صفحهٔ پلتفرم) در مرکز صفحه پلتفرم طراحی شده است.

به‌دلیل وجود محدودیت وزنی در فشار ۸/۵ bar برای یاتاقان هوایی، صفحهٔ پلتفرم علاوه بر داشتن استحکام لازم برای تحمل وزن زیرسیستم‌های شبیه‌ساز (آنالیزهای لازم در نرم‌افزار آنسیس انجام شده است [۱۲]) باید به‌گونه‌ای طراحی شود که وزن آن پس از نصب تمام زیرسیستم‌ها بیشتر از حد مجاز تعریف شده نباشد. همچنین به دلیل محدودیت چرخش شبیه‌ساز در دو راستای پیچ و رول، ابعاد صفحهٔ پلتفرم باید به گونه‌ای باشد که ضمن در اختیار گذاشتن فضای لازم برای نصب زیرسیستم‌ها، باعث کاهش درجه آزادی مذکور نشود. با درنظرگرفتن تمام موارد مذکور و نیز نیل به حداکثر ممان اینرسی جرمی ۶ کیلوگرم بر مترمربع که در ابتدا، سایزینگ عملگرها بر اساس آن صورت گرفته است (پس از نصب تمام عملگرها، زیرسیستم‌ها و نیمکرهٔ بالایی یاتاقان هوایی)، صفحهٔ پلتفرم طراحی می‌شود. تانسور ممان اینرسی‌های جرمی شبیه‌ساز (صفحهٔ پلتفرم، یاتاقان هوایی و تمام زیرسیستم‌ها به غیر از سیم‌ها) پس از انجام طراحی چیدمان (نرم‌افزار کاتیا) به صورت زیر هستند [۱۲]:

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2.958 & -0.003 & 9.75e-4 \\ -0.003 & 2.878 & 0.022 \\ 9.75e-4 & 0.022 & 5.513 \end{bmatrix} (Kg.m^2) \quad (۱)$$

حسگر تعیین وضعیت

هدف اصلی شبیه‌ساز ماهوارهٔ چابک، ایجاد امکان تست قوانین هدایت و کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از عملگرهای ژایروی کنترل ممان به صورت منفرد یا ترکیبی با دیگر عملگرهای کنترل وضعیت ماهواره است. بنابراین، لازم است تا زوایای اویلر و نیز نرخ سرعت چرخشی شبیه‌ساز اندازه‌گیری شود. برای این منظور از حسگر تعیین وضعیت (Microstrain-GX3) ساخت شرکت میکرواستارین استفاده می‌شود (شکل ۱۰). با تنظیم حالت‌های این حسگر می‌توان از قابلیت اندازه‌گیری زوایای اویلر در راستاهای رول، پیچ و یاو، کواترنیون‌ها، مؤلفه‌های شتاب و سرعت چرخش شبیه‌ساز و میدان مغناطیسی زمین استفاده کرد. این حسگر توانایی اندازه‌گیری زوایای اویلر در دامنهٔ ۱۸۰± را دارد. دقت دینامیکی آن ۲± درجه و دقت استاتیکی آن ۰/۵± است. نرخ خروجی داده در این حسگر تا ۱۰۰۰ هرتز است [۱۵].

شکل ۱۰- حسگر تعیین وضعیت Microstrain-GX3

عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال

چابکی[5] یکی از مواردی است که برای مأموریت‌های پیشرفته در ماهواره‌های نسل جدید اهمیت ویژه‌ای دارد. به‌خصوص مانورهای سریع وضعیت که یکی از مزایای میکروماهواره‌ها بشمار می‌روند. برای این منظور، ژایروهای کنترل ممان گزینهٔ مناسبی بوده و نیازمندی‌های لازم برای چابکی را فراهم می‌آورند. این عملگرها به دلیل نسبت بالای گشتاور خروجی به ورودی جزء عملگرهای موفق در تولید گشتاور بالا هستند. اگرچه به دلیل تغییر گشتاور خروجی آنها با تغییر زاویهٔ جیمبال یا تغییر راستای گشتاور خروجی، طراحی و استفاده از آنها در سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌ها پیچیدگی خاصی دارد [۱۶].

همان‌طورکه در شکل (۵) مشاهده می‌شود، شبیه‌ساز دارای چهار عملگر ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال است که به صورت هرمی و با زاویهٔ نصب ۵۴/۷ درجه نسبت به صفحهٔ شبیه‌ساز بر روی آن نصب شده‌اند. الگوریتم کلی سایزینگ و طراحی عملگرها در [۱۱]

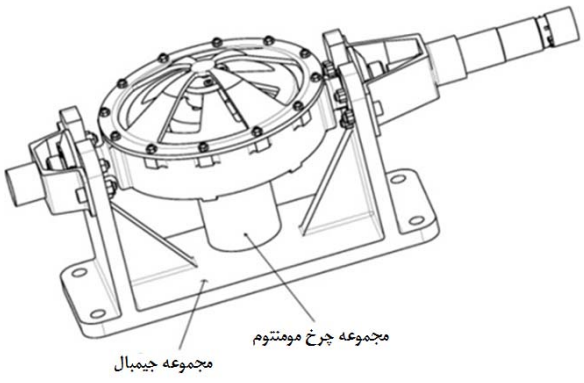
5. Agility

ارائه شده است. برای شروع سایزینگ، باید نیازمندی‌های طراحی و شرایط اولیه در مورد شبیه‌ساز موجود باشد. در این کار با توجه به طراحی همزمان شبیه‌ساز با عملگرها، پس از تعیین نیازمندی‌های طراحی، شرایط اولیه بر اساس تجربه تعیین شده و بر اساس آن سایزینگ و طراحی انجام می‌شود. در جدول (۱) اطلاعات اولیه برای شروع سایزینگ عملگرها و نیز مشخصات مورد انتظار از آنها جهت انجام مانور مورد نیاز ارائه شده است.

جدول ۱– اطلاعات اولیه برای شروع سایزینگ عملگرها و مشخصات مورد انتظار از آنها برای انجام مانور مورد نیاز

خصوصیات فنی	مقدار
اطلاعات اولیه برای سایزینگ عملگرها	
مانور شبیه‌ساز	چرخش ۳۰ درجه در ۱۰ ثانیه در جهت یاو
حداکثر ممان اینرسی جرمی شبیه‌ساز	۶ $(Kg.m^2)$
پارامترهای حاصل از سایزینگ عملگرها	
حداکثر گشتاور	۱۲۶ $(mN.m)$
حداکثر نرخ حرکت جیمبال	۱۰ $(^{\circ}/_{\sec})$
حداکثر مومنتم زاویه‌ای	۰٫۶۲۳ $(N.m.s)$
حداکثر سرعت زاویه‌ای چرخ طیار	۵۰۰۰ (rpm)
حداکثر محدودهٔ چرخش جیمبال	±۱۸۰ (درجه)

ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال از سه بخش کلی چرخ مومنتوم، مجموعه جیمبال و درایور تشکیل شده است. در شکل (۱۱) و (۱۲) نمایی از عملگرهای طراحی‌شده و ساخته‌شده، ارائه شده است. همان‌طورکه مشاهده می‌شود، چرخ مومنتوم خود از چرخ طیار، موتور چرخ طیار، انکدر افزایشی و محفظه تشکیل شده است. مجموعه جیمبال نیز شامل دو یاتاقان برای تعلیق چرخ مومنتوم، موتور محرک جیمبال و انکدر افزایشی است.



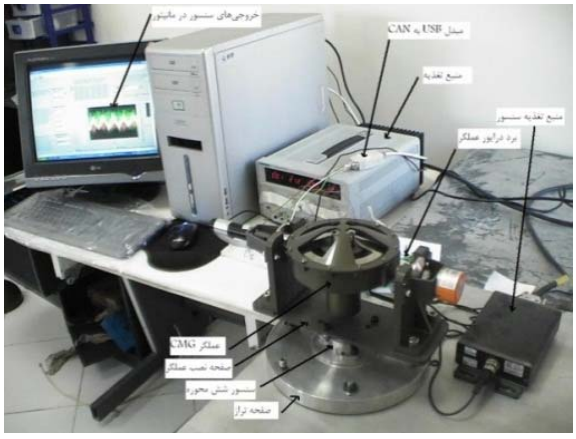
شکل ۱۱– شماتیک کلی عملگر ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال

شکل ۱۲– تصویر یکی از عملگرهای مورد استفاده در شبیه‌ساز

تست گشتاور تولیدی ژایروی کنترل ممان

دو راه برای اندازه‌گیری میزان گشتاور تولیدی عملگرهای ژایروی کنترل ممان وجود دارد.

۱. استفاده از حسگر شش محورهٔ مینی ۴۵ [۱۹]. در این روش عملگر به وسیلهٔ یک رابط بر روی حسگر نصب شده [۱۷] و با اعمال یک $\dot{\delta}$ معین به عملگر، میزان گشتاور ایجاد شده اندازه‌گیری می‌شود. حسگر مذکور ساخت شرکت ATI بوده [۱۸] و برای اندازه‌گیری نیرو و گشتاور حول سه راستا مورد استفاده قرار می‌گیرد. ست‌آپ تست در شکل (۱۳) ارائه شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، عملگر با استفاده از یک واسط طراحی شده بر روی حسگر مذکور نصب و در سرعت‌های مختلف شروع به کار می‌کند. نیروها و گشتاورهای اغتشاشی در سرعت‌های کاری مجزا اندازه‌گیری شده و در نرم‌افزار مخصوص در کامپیوتر به صورت گرافیکی (قابلیت ذخیره‌سازی به صورت عددی نیز نمایش داده می‌شود.)

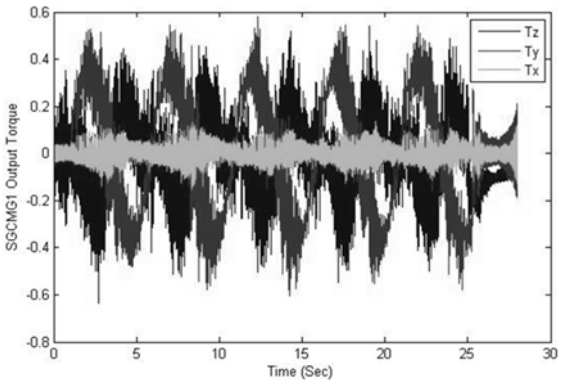


شکل ۱۳– ست‌آپ اندازه‌گیری گشتاورهای خروجی و نیز نیروها و گشتاورهای اغتشاشی عملگر

در شکل (۱۴) نمودار گشتاورهای تولیدی عملگر برای $\dot{\delta} = 40\ Deg/Sec$ ارائه شده است. بر اساس رابطهٔ (۲)، گشتاور خروجی دو مؤلفه در راستاهای y و z بوده و مؤلفهٔ آن در راستای x

صفر است. در نمودارهای شکل (۱۴)، اختلاف فاز ۹۰ درجه بین دو مؤلفهٔ N_y و N_z مشهود است.

$$\vec{N}_{output} = \vec{h}_{cmg} \times \vec{\delta} \qquad (۲)$$

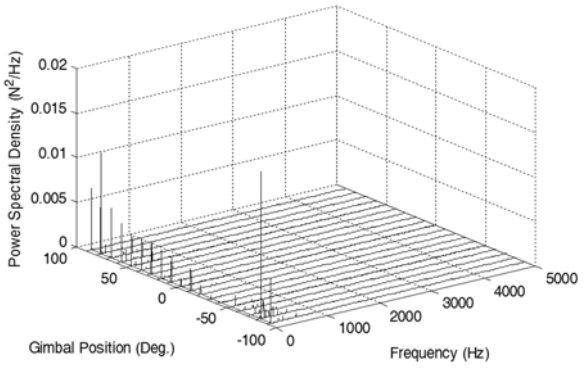


شکل ۱۴- اندازه‌گیری گشتاورهای خروجی عملگر برای $\dot{\delta} = 40 \ \ Deg/Sec$

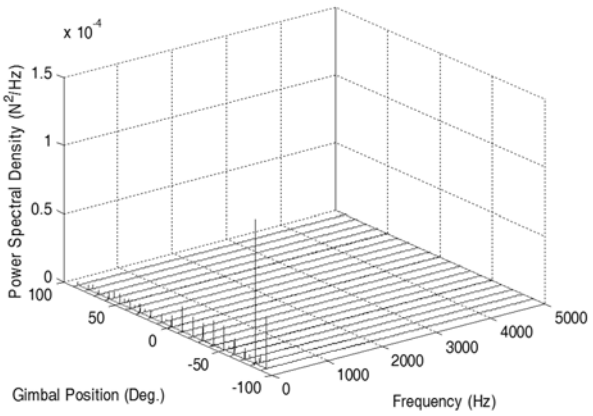
با مقادیر در نظر گرفته شده برای نرخ چرخش جیمبال و مومنتوم زاویه‌ای عملگر (جدول ۱) و جایگذاری در رابطهٔ (۲)، حداکثر مقدار گشتاور تولیدی عملگر در حدود ۰/۴۳ نیوتن- متر محاسبه می‌شود که در شکل (۱۴) نیز قابل مشاهده است. با تغییر راستای بردار جیمبال، مقادیر گشتاور نیز تغییر می‌کند.

ست‌آپ مذکور برای اندازه‌گیری میزان اغتشاش هر عملگر نیز به‌کار می‌رود. این کار برای هر چهار عملگر انجام شده است [۱۲] که نتایج چگالی طیف توان برای F_x و T_x برای یک عملگر در زاویهٔ اولیه جیمبال ۹۰- درجه در شکل‌های (۱۵) و (۱۶) ارائه می‌شود.

در شکل‌های (۱۵) و (۱۶) اغتشاشات اصلی در یک فرکانس خاصی رخ داده است که با خط قرمز مشخص شده است. این فرکانس، فرکانس چرخشی چرخ طیار است [۲۰].



شکل ۱۵- نمودار چگالی طیف توان یکی از عملگرها برای F_x



شکل ۱۶- نمودار چگالی طیف توان یکی از عملگرها برای T_x

استفاده از شبیه‌ساز ماهواره [۱۲]. در این روش عملگر بر روی شبیه‌ساز ماهواره نصب می‌شود. با راه‌اندازی عملگر با یک $\dot{\delta}$ معین و از زاویهٔ جیمبال صفر، گشتاور تولیدی بر شبیه‌ساز اعمال شده و باعث ایجاد حرکت آن در سه راستای رول، پیچ و یاو با نرخ حرکت زاویه‌ای خاص (در هر سه راستا) خواهد شد. نرخ حرکت زاویه‌ای شبیه‌ساز در هر سه راستا با استفاده از حسگر AHRS نصب شده بر روی آن قابل اندازه‌گیری است. برای حرکت شبیه‌ساز می‌توان نوشت:

$$N_{cmg} + N_d = I_{platform}\dot{\omega}_{platform} \qquad (۳)$$

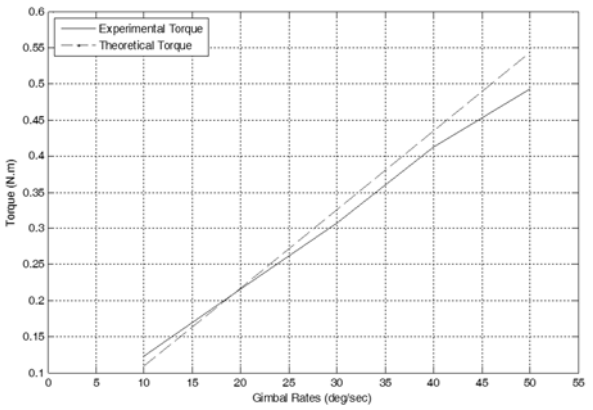
با اندازه‌گیری نرخ حرکت زاویه‌ای شبیه‌ساز در هر سه راستا و با استفاده از رابطهٔ (۳) و با فرض کوچک‌بودن گشتاورهای اغتشاشی خارجی می‌توان گشتاور تولیدی عملگر را محاسبه کرد.

جدول ۲- نرخ زوایای اویلر شبیه‌ساز اندازه‌گیری شده توسط حسگر AHRS
$(\dot{\delta}_{actuator} = 50 \ \ Deg/Sec)$

	عملگر ۱	عملگر ۲	عملگر ۳	عملگر ۴
$\dot{\phi}_1(^\circ/s)$	۰/۳۱۲۰۷	-۰/۰۰۱۳۲۹	۰/۱۵۱۹۲	-۰/۱۴۲
$\dot{\phi}_2(^\circ/s)$	۹/۳۱۵۰۲	۱۳/۴۴۵	-۷/۴۴۶۰۶	-۱۳/۲۲۶
$\dot{\theta}_1(^\circ/s)$	۰/۲۰۱۴۲	-۰/۰۸۳۱۷۹	۰/۴۵۶۵۳	۰/۳۷۶۷۱
$\dot{\theta}_2(^\circ/s)$	-۱۵/۹۱۳	۸/۷۸۱۳۵	-۱۳/۲۹۱۹	۹/۰۴۴۷۴
$\dot{\psi}_1(^\circ/s)$	-۰/۳۹۱۹	-۰/۳۷۷۲۲	-۰/۴۸۸۹	-۰/۴۳۷۷
$\dot{\psi}_2(^\circ/s)$	۲/۸۸۳۲۲	۳/۸۵۸۲۳	۲/۶۰۸۷۶	۳/۸۸۱۵۸
$t\ (s)$	۲/۶۵۶	۳/۰۱۶	۲/۰۴۷	۲/۴۵۳

جدول ۳- مقادیر گشتاورهای تئوری و تجربی در دستگاه مختصات عملگرها $(\dot{\delta}_{actuator} = 50 \ \ Deg/Sec)$

	عملگر ۱	عملگر ۲	عملگر ۳	عملگر ۴
$T_x(N.m)$	۰/۱۸۳۴	۰/۲۴۶	۰/۱۹۲۸	۰/۲۹۴۹
$T_y(N.m)$	۰/۳۲۸۳	۰/۱۵۹	۰/۳۶۳۴	۰/۱۹۱۲
$T_z(N.m)$	۰/۲۱۶	۰/۲۴۱۲	۰/۲۶۵۱	۰/۳۰۸۴
$T_{tot.Exp}(N.m)$	۰/۴۳۳۷	۰/۳۷۹۴	۰/۴۸۹۴	۰/۴۶۷۶
$T_{\max theo.}(N.m)$	۰/۵۴۳۷	۰/۵۴۳۷	۰/۵۴۳۷	۰/۵۴۳۷
Error	۰/۱۱	۰/۱۶۴۳	۰/۰۵۴۳	۰/۰۷۶۱



شکل ۱۷- نمودار گشتاورهای تئوری و تجربی یکی از عملگرها برحسب $\dot{\delta}$

همانگونه که در جدول (۳) مشاهده می‌شود عملگرها به راحتی توانسته‌اند گشتاور هدف را $(T_{tot} = 0.126 \ N.m)$ که فرایند سایزینگ عملگرها بر اساس آن صورت گرفته است و در جدول (۱) در بخش سایزینگ عملگرها هدف‌گذاری شده است پوشش دهند. بین گشتاور تئوری و تجربی عملگرها (جدول ۳) مقداری اختلاف وجود دارد که ناشی از عوامل مختلف مانند اصطکاک یاتاقان هوایی، اثرات بد جریان هوای اطراف شبیه‌ساز و خطاهای موجود در خود عملگر است، اما آنچه مهم است و قبلاً نیز ذکر شد، هدف اصلی قابلیت تولید گشتاور هدف محاسبه شده در بخش سایزینگ عملگرها توسط هر عملگر است. این موضوع را در شکل (۱۷) نیز می‌توان مشاهده کرد. در این شکل، نمودار گشتاورهای تئوری و تجربی برای یکی از عملگرها در نرخ‌های چرخشی مختلف جیمبال برای مقایسه ارائه شده است.

تست‌های ارتعاشات رندوم، سینوسی و سیکل حرارتی نیز بر روی عملگرها انجام شده است که اطلاعات کامل در [۱۹] ارائه شده است.

موتور چرخ طیار و انکدر افزایشی

یک موتور الکتریکی مناسب برای چرخ مومنتم باید بتواند خصوصیاتی چون امکان ایجاد سرعت چرخش مناسب، داشتن حسگر مناسب برای کنترل سرعت مطلوب، داشتن توان و گشتاور لازم برای به چرخش در آوردن چرخ طیار متصل به آن (با لحاظ شرایط یک محرک CMG) و تأمین برخی قیود دیگر CMG، همچون ابعاد فیزیکی کوچک، راندمان بالا و قابلیت اطمینان را پاسخگو باشد، لذا بر اساس یک فرآیند مطالعاتی و با توجه به مشخصات مورد نیاز عملگرها (جدول ۱)، به‌منظور چرخش چرخ طیار از یک موتور DC ساخت شرکت ماکسون به شماره ۲۶۸۲۱۴ استفاده شده است. وزن موتور ۲۳۸ گرم است. همچنین به‌منظور کنترل چرخش موتور از یک انکدر افزایشی ماکسون ۲۵۶ پالس به شماره ۲۲۵۷۸۳ در انتهای آن استفاده شده است [۲۱].

موتور محرک جیمبال و انکدر افزایشی

موتور محرک جیمبال، وظیفهٔ چرخش چرخ مومنتم در یک بازه زاویه‌ای محدود را به عهده دارد تا بتواند گشتاور فرمان مورد نظر را تأمین کند. برای این منظور لازم است موتور الکتریکی مناسبی انتخاب شود تا بتواند خصوصیاتی چون دقت چرخش، سرعت چرخش و دیگر قیود عملگر مانند ابعاد فیزیکی کوچک، وزن کم و قابلیت اطمینان در عملکرد را پاسخگو باشد. با توجه به ملاحظات طراحی داده شده و سایر ملاحظات مکانیکی، جهت چرخش جیمبال عملگر از یک موتور DC ساخت شرکت ماکسون به شماره ۲۵۰۰۲۲ به همراه گیربکس ۱۴۳۹۹۷ استفاده شده است. گشتاور خروجی این مجموعه در حدود ۱/۸ نیوتن – متر است [۲۱]. به‌منظور تعیین موقعیت جیمبال عملگر به‌منظور کنترل نرخ چرخش آن از یک انکودر افزایشی بدون شافت ۳۶۰۰ پالس ES401 ساخت شرکت INDUcoder استفاده شده است [۲۲]. البته شایان ذکر است که در مدل ارتقاء یافته عملگرها از انکدر مطلق AEAT-6012 ساخت شرکت Avago [۲۳] استفاده شده و قابلیت متغیر بودن سرعت چرخشی چرخ مومنتوم به عنوان یکی دیگر از پارامترهای کنترلی به آن افزوده شده است (ژایروی کنترل ممان سرعت متغیر[6]).

درایور عملگر

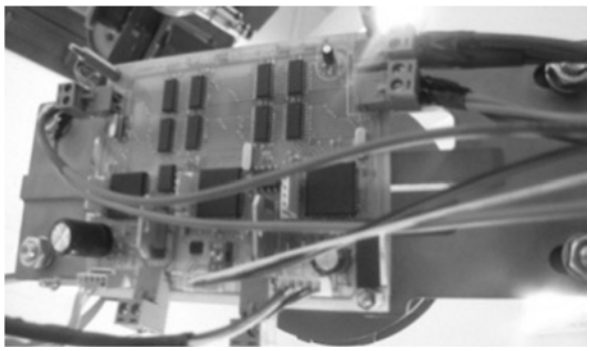
درایور محرک عملگر از سه مدار پردازشی ارتباط با کامپیوتر، کنترل موتور جیمبال و کنترل موتور چرخ مومنتم تشکیل شده است. به‌طور

6. Variable Speed Control Moment Gyro

کلی وظایف این درایور عبارت است از:

۱. دریافت اطلاعات فرمان از کامپیوتر توسط پردازشگر ارتباط و انتقال آن به پردازشگرهای کنترل
۲. کنترل موتور جیمبال بر اساس اطلاعات فرمان توسط پردازشگر کنترل موتور جیمبال
۳. کنترل موتور چرخ مومنتم بر اساس اطلاعات فرمان توسط پردازشگر کنترل چرخ مومنتم
۴. جمع‌آوری اطلاعات مانیتورینگ شامل سرعت موتور چرخ مومنتم و موقعیت موتور جیمبال از پردازنده‌های خود و انتقال آن به کامپیوتر توسط پردازشگر ارتباط

در شکل (۱۸) درایورهای طراحی و ساخته شده ارائه شده است. به‌منظور کاهش فاصله بین درایور و عملگر، درایور مربوط به هر عملگر در زیر آن نصب شده است.



شکل ۱۸- تصویر درایور طراحی شده برای عملگر

زیرمدار ارتباط با کامپیوتر به‌منظور تبادل اطلاعات

ارتباط بین کامپیوتر شبیه‌ساز و درایورها از طریق استاندارد ارتباطی CAN[7] است. این استاندارد ارتباطی، زمانی‌که تعداد ماژول‌های ارتباط بالا باشد و محیط آنها نویزی باشد بسیار مناسب عمل می‌کند.

در زیرمدار طراحی‌شده ارتباط میکروکنترلر (PIC18F458 ساخت شرکت Microchip) [۲۴] با شبکهٔ CAN از طریق ترانسدیوسر MCP2551 [۲۵] میسر شده است. در این زیرمدار، از دو درگاه ورودی و خروجی برای سادگی اتصال و توسعهٔ حلقهٔ CAN استفاده شده است.

زیرمدار ارتباط با پردازشگرهای کنترلی موتورها

در درایور موجود، ارتباط بین سه پردازشگر ارتباطی (CAN)، پردازشگر مربوط به کنترل چرخ مومنتم[8] و پردازشگر مربوط به کنترل جیمبال یک ارتباط موازی است که در آن هیچ گونه عمل صدازنی[9] (که معمولاً همراه با وقفه و اتلاف زمان است) بین پردازنده‌ها صورت نمی‌پذیرد. این مسئله باعث می‌شود هر یک از پردازنده‌ها با حداکثر سرعت ممکن داده‌ها را پردازش کرده و مورد تبادل قرار دهند. در واقع پردازندهٔ CAN با دو پردازندهٔ مومنتم و جیمبال می‌تواند یک دادهٔ ۱۶ بیتی را در هر زمان دلخواهی دریافت و ارسال کند.

زیرمدار ارتباط پردازشگرها با موتورهای جیمبال و چرخ مومنتم

جهت کنترل موتورها بگونه‌ای که سرعت آنها به سرعت مرجع برسد از سیگنال مدولاسیون عرض پالس به‌منظور کنترل ولتاژ ورودی موتور استفاده می‌شود. همین‌طور از سیگنال‌های انکودر افزایشی، کانال A، B و C به منظور تعیین سرعت واقعی موتور، تعیین جهت چرخش و همین‌طور تعیین شاخص محل چرخش در یک دور استفاده شده است. در این‌صورت برای کنترل دور موتورها می‌توان از یک کنترلر PID که به‌صورت گسسته پیاده‌سازی می‌شود استفاده کرد. زیر مدار مربوط به بخش ارتباط بین موتور و پردازنده برای کنترل هر دو موتور چرخ مومنتم و جیمبال یکسان هستند. در این زیر مدار از یک آی‌سی درایور (PIC18F458) ساخت شرکت میکروچیپ برای تقویت سیگنال PWM و تعیین جهت چرخش موتور استفاده شده است [۲۴]. برای حفاظت مدار پردازشگر از نفوذ ولتاژ بالا یا نویز از جانب موتور و انکودر، از دو مجموعه اپتوکوپلر برای به ترتیب سیگنال‌های انکودر و سیگنال‌های PWM استفاده می‌شود [۲۶]. این دو مجموعه، ایزولاسیون کامل الکتریکی را به‌وجود می‌آورند.

زیر بخش ارتباط پردازشگرها با پروگرامر

برای صرفه جویی در فضای برد از بسته PLCC مربوط به پردازنده PIC18F458 به‌صورت مستقیم (بدون سوکت) استفاده شده است. بنابراین، باید برنامه‌ریزی این میکروکنترلر به‌صورت محلی روی برد درایور صورت پذیرد که برای این منظور پایه‌های PGM، PGC و PGD از میکروکنترلر به عنوان پایه‌های برنامه‌ریزی از طریق یک کانکتور مورد استفاده قرار گرفته است.

طراحی کنترلرهای محلی برای موتورها

از آنجاکه کنترل وضعیت شبیه‌ساز ماهواره از طریق تعیین نرخ چرخش جیمبال انجام می‌پذیرد و از طرفی سرعت چرخ طیار برای ایجاد مومنتم زاویه‌ای ثابت باید مقدار ثابتی داشته باشد، طراحی دو

7. Control Area Network
8. Momenum Wheel
9. Hand Shaking

حلقه کنترل محلی برای کنترل نرخ چرخش جیمبال و کنترل سرعت چرخ طیار لازم است.

تعیین مدل‌های تجربی در چرخ مومنتم و جیمبال

سیستم‌های کنترل چرخ مومنتم و جیمبال، سیستم‌هایی تک‌ورودی و تک‌خروجی هستند که ورودی آنها سیگنال PWM جهت اعمال ولتاژ آرمیچر موتور از ۰ تا حدود ۲۴ ولت برای موتور چرخ مومنتم و ۰ تا ۱۲ ولت برای موتور جیمبال است و خروجی آنها سرعت اندازه‌گیری شده با حسگر انکودرها هستند. تابع تبدیل خطی مربوط به ورودی ولتاژ و خروجی سرعت در مورد یک موتور DC جارروبک دار عبارت است از [۲۷]:

$$G(s)=\frac{\dot{\theta}(s)}{V_a(s)}=\frac{K_2}{\left[\left(L_a s+R_a\right)\left(J_o s+b_o\right)+k_2 k_3\right]} \qquad (۴)$$

مدل ساده شده (ناچیز شمردن L_a) یک مدل دینامیکی مرتبه یک است که می‌توان به آن یک عامل تأخیر اضافه کرد. وجود چنین تاخیری به‌دلیل اثر کاهش مرتبهٔ مدل و همچنین اثر تأخیر در زمان نمونه‌برداری توجیه‌پذیر است. مدل موردنظر عبارت است از:

$$G(s)=\frac{k}{\tau s+1}e^{-\tau s} \qquad (۵)$$

دلایل استفاده از چنین مدلی به جای مدل دقیق‌تر موتور می‌تواند موارد زیر باشد:

۱. مقادیر پارامترهای فیزیکی مدل دقیق موتور گاهی اوقات وجود ندارند یا همراه با تولرانس خطا داده شده‌اند.

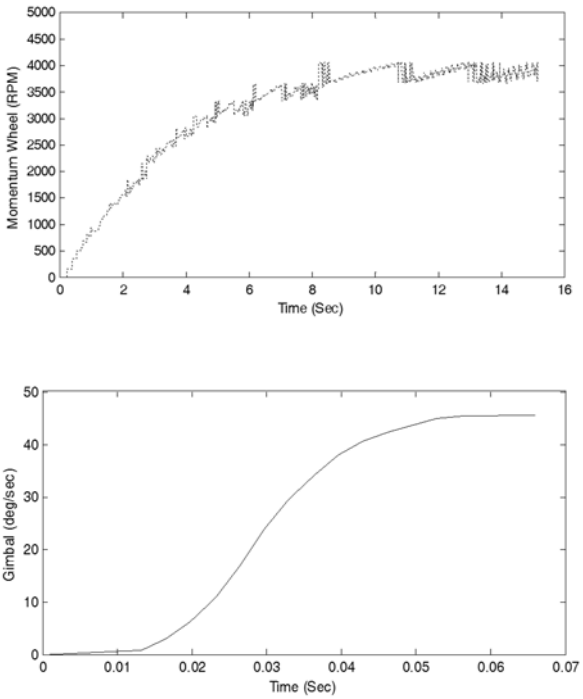
۲. مدل مرتبهٔ یک نسبت به یک مدل مرتبهٔ دو در حالت کلی ساده‌تر است؛ بنابراین، طراحی کنترل در آن به سادگی و بر اساس جدول‌های از قبل تعیین شده می‌تواند صورت بگیرد.

۳. می‌توان مدل مرتبهٔ یک تأخیردار را به سادگی توسط پاسخ‌های پله تعیین کرد و بر اساس آنها طراحی کنترل انجام داد.

برای به‌دست آوردن مدل تجربی مرتبه یک برای موتور از پاسخ‌های پله در نقطهٔ کار اصلی استفاده می‌شود. با اعمال یک ورودی پله به موتور می‌توان به سادگی تأخیر زمانی t_d، بهرهٔ k و ثابت زمانی τ را به‌دست آورد. در جدول (۴) مشخصات ولتاژهای ورودی و پارمترهای مدل تجربی به‌دست آمده توسط آنها ارائه شده است.

جدول ۴- مشخصات ولتاژهای ورودی و پارامترهای تخمینی مدل تجربی مرتبهٔ یک با وجود تأخیر (شکل ۱۹)

مقدار پله (ولتاژ ورودی)	بهره k	ثابت زمانی τ (ثانیه)	تاخیر ثابت زمانی t_d (s)
۶۲۰ (۱۴/۵ ولت)	۶/۳۷۱	۳/۵	۰/۲۸
۱۲۰ (۱/۴ ولت)	۰/۳۷۵	۰/۰۲	۰/۰۱۳



شکل ۱۹- پاسخ‌های پله به ترتیب ۱) ورودی $u=620$ ۲) ورودی $u=120$ برای چرخ مومنتم و جیمبال جهت تعیین مدل تجربی

طراحی و تنظیم ضرایب کنترلر PI بر اساس جدول حلقه CHR

برای فرآیندهای خود تنظیم درجه یک با تأخیر همانند آنچه برای موتور DC به‌صورت تجربی تخمین زده شد، روش‌های تعیین ضرایب کنترلرهای P، PI و PID وجود دارد. یکی از این روش‌ها استفاده از جدول CHR[10] است که در آن هدف طراح ارائهٔ یک کنترلر به منظور رگولاتوری است [۲۸]. با استفاده از چنین شیوه‌ای در طراحی کنترل، خطای حالت ماندگار در کنترلرهای PI و PID صفر خواهد بود و فراجهش صفر درصد است. با توجه به اینکه سیگنال انکودر به عنوان حسگر سرعت همراه نویز است و ترم مشتق‌گیر نسبت به نویز حسگر حساسیت ایجاد می‌کند، یک کنترلر

10. Chien-Hrones-Roswick

PI به‌منظورکنترل موتورها در نظر گرفته شده است.

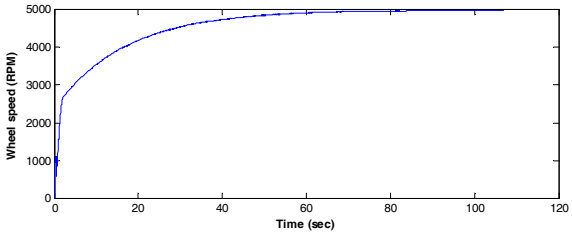
$$H(s)=K_p(1+\frac{1}{T_i s}) \qquad (۶)$$

بر اساس جدول‌های CHR و (۴)، ضرایب K_p و T_i به سادگی محاسبه می‌شوند. کنترلرهای PI طراحی شده برای چرخ مومنتم و جیمبال به ترتیب عبارتند از:

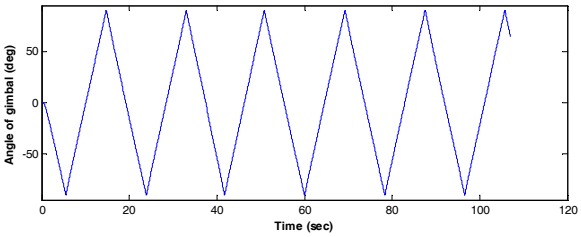
$$\begin{cases} H_1(s)=0.68\,(1+\frac{0.336}{s}) & momentum \quad wheel \\ H_2(s)=1.43\,(1+\frac{0.015}{s}) & gimbal \end{cases} \qquad (۷)$$

به منظور پیاده‌سازی کنترلرهای طراحی شده، آنها به‌صورت گسسته در الگوریتم میکروکنترلرهای مربوطه قرار داده می‌شوند.

در شکل‌های (۲۰) و (۲۱) نمودار سرعت خروجی موتور چرخ مومنتم (سرعت مرجع ۵۰۰۰ دور بر دقیقه) و موقعیت جیمبال ارائه شده است.



شکل ۲۰- نمودار کنترل سرعت خروجی موتور چرخ مومنتم



شکل ۲۱- نمودار کنترل موقعیت جیمبال

کامپیوتر شبیه‌ساز و ارتباط بی‌سیم

واحد پردازنده بر روی صفحهٔ شبیه‌ساز ماهواره نصب می‌شود و واسط بین کامپیوتر زمینی و شبیه‌ساز مورد کنترل است و وظایف آن عبارت است از:

۱. دریافت فرامین کنترلی از کامپیوتر زمینی

۲. ارتباط با اجزای شبیه‌ساز ماهواره شامل:

۲-۱. کنترل دور و گشتاور موتورها از طریق اینترفیس و راه‌انداز

۲-۲. سنجش سرعت و گشتاور بار موتورها از طریق انکودر و اینترفیس مربوطه

۲-۳. ارتباط با حسگر وضعیت شبیه‌ساز و دریافت زوایای اولر و نرخ زوایای بدنه

۳. ذخیرهٔ اطلاعات جمع‌آوری شده و ارسال آن به کامپیوتر زمینی

به‌منظور انتخاب واحد پردازنده علاوه بر ملاحظهٔ شرایط وزن و ابعاد، لازم است به شرایط و نوع پردازش، سرعت و دقت لازم جهت پردازش، میزان و نوع ارتباط سخت‌افزاری پردازنده و اجزای شبیه‌ساز توجه کرد. برای این منظور برد پردازنده PCM-8152 محصولی از شرکت AAEON انتخاب شده است (شکل ۲۲) [۲۹].

شکل ۲۲- تصویر کامپیوتر شبیه‌ساز ماهواره

به منظور حذف اغتشاشات ناشی از ارتباط بین کامپیوتر زمینی و کامپیوتر شبیه‌ساز، از یک کارت شبکه بیسیم با نرخ تبادل اطلاعات ۵۴ مگا بیت بر ثانیه را استفاده شده است.

سیستم تأمین توان

از آنجاکه شبیه‌ساز ماهواره نمی‌تواند تماس فیزیکی با زمین داشته باشد، بنابراین، می‌بایست از منابع تغذیهٔ قابل حمل همچون باتری‌ها برای تغذیهٔ الکتریکی تجهیزات استفاده کرد. یکی از اهداف کلی در ساخت شبیه‌ساز استفاده از تجهیزاتی است که فضای کمتری اشغال کنند و وزن کمتری نیز داشته باشند. در میان انواع باتری‌های معرفی شده [۱۳]، باتری‌های لیتیم ـ یون، به‌دلیل حجم و وزن کمتر گزینهٔ مناسبی برای استفاده و تأمین توان اجزای الکتریکی در شبیه‌ساز هستند. برای این منظور از سلول‌های پایه sonny (۳/۷ ولت و انرژی ۲۶۰۰ میلی آمپر ساعت) برای ایجاد واحدهای مختلف تغذیه استفاده می‌شود که هر یک وزنی در حدود ۵۰ گرم و حجمی معادل یک استوانه به ارتفاع ۶/۶ سانتی‌متر و قطری در حدود ۶/۶ سانتی‌متر را دارند [۳۰]. به‌رغم مزایای باتری‌های لیتیم ـ یون، محدودیت‌هایی در مورد شارژ و جابه‌جایی این نوع باتری‌ها وجود دارد که باید رعایت شود. با اتصال مستقیم یا غیرمستقیم این باتری‌های مجموع انرژی الکتریکی لازم تهیه می‌شود. منظور از اتصال مستقیم تغذیهٔ اتصال مستقیم باتری به تجهیزات است ولی در اتصال از طریق یک مبدل، ابتدا تغذیه به عنوان یک سطح ولتاژ وارد یک مبدل می‌شود و سطح ولتاژ تبدیل شده در مبدل به تجهیزات وارد می‌شود. در جدول (۵)،

نحوهٔ تغذیهٔ بخش‌های مختلف الکتریکی شبیه‌ساز به وسیله سیستم تأمین توان ارائه شده است.

جدول ۵- نحوهٔ تغذیهٔ بخش‌های مختلف در شبیه‌ساز ماهواره

نوع اتصال سلول‌ها	ولتاژ (ولت)	انرژی (آمپر ساعت)	کاربرد	نوع تغذیه	زمان تخمینی برای کار یکنواخت
دو مجموعه موازی شش سلول سری	۲۲/۱	۵/۲	برای تغذیه چرخ مومنتوم	مستقیم	۳ ساعت
شش مجموعه موازی سه‌سلول سری	۱۱/۱	۱۵/۶	برای تغذیه مادربرد، جیمبال‌ها و بخش پردازش برد درایور عملگرها	از طریق دو مبدل تغذیه P50	۵ ساعت
			برای تغذیه ریموت کنترل	مستقیم	۱۰ ساعت

تجهیزات و بردهای واسط

این تجهیزات شامل مبدل USB-CAN و مبدل DC-DC است که در ادامه شرح داده می‌شود.

مبدل USB-CAN

از آنجاکه مادربرد PCM8152 خود فاقد درگاه CAN است از مبدل USB-CAN از شرکت PEAK برای این منظور استفاده شده است [۳۱]. این مبدل قادر است تا سرعت ۱ مگابیت در ثانیه و با استانداردهای متداول در یک شبکه CAN تبادل داده ایجاد کند (شکل ۲۳).

شکل ۲۳- نمایی از مبدل USB-CAN از شرکت PEAK

مبدل DC-DC

در شبیه‌ساز ماهواره از دو مبدل تغذیهٔ P50 ساخت شرکت NXP Semiconductors استفاده شده است [۲۵]. این مبدل، سطح ولتاژ ورودی را که می‌تواند بین ۶ تا ۴۰ ولت باشد به دو سطح ولتاژ ۵ ولت تا اندازهٔ ۱۰ آمپر و ۱۲ ولت تا اندازهٔ ۲ آمپر تبدیل کند. شایان ذکر است، مبدل مذکور بر اساس تکنیک سوئیچینگ و به‌صورت فیدبک‌دار کار می‌کند. کیفیت رگولاسیون P50 بسیار بالاست و کارایی مربوط به آن نیز بالای ۹۰ درصد است. در شکل (۲۴) نمایی از مبدل تغذیه ولتاژ مستقیم به مستقیم P50 ارائه شده است.

شکل ۲۴- مبدل تغذیهٔ ولتاژمستقیم به مستقیم P50

نرم‌افزارهای نصب شده بر روی دو کامپیوتر

در این مجموعه از دو نرم‌افزار اصلی در کامپیوتر مانیتورینگ (زمینی) و کامپیوتر شبیه‌ساز برای مدیریت و کنترل شبیه‌ساز ماهواره استفاده شده است. نرم‌افزار مورد استفاده در کامپیوتر مانیتورینگ امکان باز تنظیم شبیه‌ساز و ارسال فرامین شروع کنترل و توقف آن و همین‌طور امکان مشاهده و ذخیرهٔ داده‌های جمع‌آوری شده را فراهم می‌آورد. نرم‌افزار افزار مورد استفاده در کامپیوتر شبیه‌ساز نیز امکان اعمال دستورات تنظیم شبیه‌ساز ماهواره، شروع و توقف به تک‌تک درایورها و همین‌طور محاسبهٔ سیگنال کنترل و جمع‌آوری داده از درایورها را فراهم می‌آورد [۱۳].

نرم‌افزار تنظیم، ارسال فرمان و مانیتورینگ شبیه‌ساز ماهواره

نرم‌افزاری که در کامپیوتر مانیتورینگ طراحی شده است برنامه‌ای گرافیکی از نرم‌افزار LabView است که در حقیقت رابط اصلی کاربر با شبیه‌ساز ماهواره به حساب می‌آید. کاربر به کمک این نرم‌افزار و از طریق اینترفیس ارتباط بی‌سیم بین دو کامپیوتر شبیه‌ساز و مانیتورینگ می‌تواند فرآیند تنظیم و کنترل شبیه‌ساز را مدیریت و مشاهده کند.

نرم‌افزار اعمال فرامین کنترل و جمع‌آوری داده در شبیه‌ساز ماهواره

نرم‌افزار اعمال فرامین کنترل و جمع‌آوری داده در کامپیوتر شبیه‌ساز ماهواره تحت سیستم عامل لینوکس و با کرنل ۲,۶,۱ نوشته شده است. این نرم‌افزار یک برنامهٔ متنی C++ است. به کمک این نرم‌افزار فرامین کنترلی و تنظیمی از طریق اینترفیس ارتباطی و از طرف کاربر دریافت شده و به مجموعه اجزای سخت‌افزاری شبیه‌ساز اعمال می‌شود. سپس مجموعه داده‌های سخت‌افزاری از حسگر تعیین وضعیت و چهار پردازشگر محلی مربوط به عملگرها دریافت و از طریق سوکت اینترفیس به نرم‌افزار مانتورینگ ارسال می‌شود.

دینامیک شبیه‌ساز

مومنتوم زاویه‌ای کل شبیه‌ساز ماهواره به صورت مجموع مومنتوم زاویه‌ای بدنی شبیه‌ساز ماهواره و مومنتوم زاویه‌ای عملگرها به صورت زیر بیان می‌شود:

$$H_s = I_{plat.}\omega + h_{cmg} \qquad (۸)$$

با جایگذاری این رابطه در معادلهٔ حرکت چرخشی در مختصات بدنی و ساده‌سازی معادلات داریم:

$$\dot{H}_s + \omega \times H_s = T_{ext} \qquad (۹)$$

با نشان دادن گشتاور داخلی عملگرها با T_c، ترکیب روابط (۸) و (۹) داریم:

$$\begin{aligned} I_x\dot{\omega}_x &= T_x - \omega_z\omega_y(I_z - I_y) + T_{c_1} \\ I_y\dot{\omega}_y &= T_y - \omega_z\omega_x(I_x - I_z) + T_{c_2} \\ I_z\dot{\omega}_z &= T_z - \omega_y\omega_x(I_y - I_x) + T_{c_3} \end{aligned} \qquad (۱۰)$$

در رابطهٔ بالا، T_c گشتاور کنترلی است و برای یک شبیه‌ساز کنترل شده با عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال به صورت زیر بیان می‌شود.

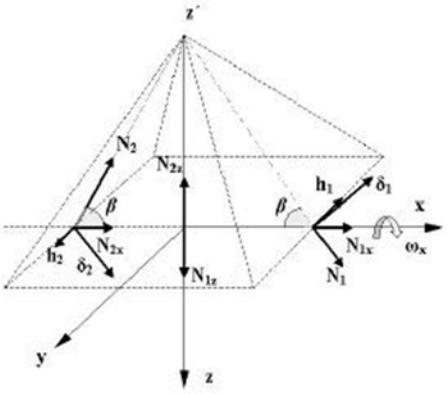
$$\begin{aligned} \dot{h}_{cmg} + \omega \times h_{cmg} &= -T_c \\ -\dot{h}_{cmg} - \omega \times h_{cmg} &= T_c \end{aligned} \qquad (۱۱)$$

در چیدمان هرمی، هر یک از عملگرها با زاویهٔ β=۵۴/۷۳° نسبت به صفحهٔ شبیه‌ساز نصب شده‌اند و کنترل سه محوره کامل با قابلیت مومنتوم تقریباً برابر در همه محورها را با کمترین افزونگی فراهم می‌آورند. بردار مومنتوم زاویهٔ هر عملگر (h_i) تابعی از زاویهٔ جیمبال آنها (δ_i) است.

$$h_i = h(\delta_i) \qquad (۱۲)$$

با درنظرگرفتن بردارهای مومنتوم زاویه‌ای چهار *SGCMG* و زاویهٔ β و تصویرکردن بردارهای مومنتوم زاویه در محورهای بدنی شبیه‌ساز داریم (شکل ۲۵):

$$\begin{aligned} h_{cmg} = h_0 &\begin{bmatrix} -\cos\beta\sin\delta_1 \\ \cos\delta_1 \\ \sin\beta\sin\delta_1 \end{bmatrix} + h_0 \begin{bmatrix} -\cos\delta_2 \\ -\cos\beta\sin\delta_2 \\ \sin\beta\sin\delta_2 \end{bmatrix} \\ +h_0 &\begin{bmatrix} \cos\beta\sin\delta_3 \\ -\cos\delta_3 \\ \sin\beta\sin\delta_3 \end{bmatrix} + h_0 \begin{bmatrix} \cos\delta_4 \\ \cos\beta\sin\delta_4 \\ \sin\beta\sin\delta_4 \end{bmatrix} \end{aligned} \qquad (۱۳)$$



شکل ۲۵- شماتیک چیدمان هرمی عملگرها (بردارهای مربوط به دو عملگر نمایش داده شده است)

مشتق زمانی h به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\dot{h}_{cmg} = J(\delta)\dot{\delta}, \quad J = \frac{\partial h_{cmg}}{\partial \delta} \equiv [\frac{\partial h_{cmg\,i}}{\partial \delta_j}] \qquad (۱۴)$$

$$J(\delta) = \frac{\partial h_{cmg}}{\partial \delta} = \begin{bmatrix} -\cos\beta\cos\delta_1 & \sin\delta_2 & \cos\beta\cos\delta_3 & -\sin\delta_4 \\ -\sin\delta_1 & -\cos\beta\cos\delta_2 & \sin\delta_3 & \cos\beta\cos\delta_4 \\ \sin\beta\cos\delta_1 & \sin\beta\cos\delta_2 & \sin\beta\cos\delta_3 & \sin\beta\cos\delta_4 \end{bmatrix} \qquad (۱۵)$$

آزمایش عملی

در این بخش، به‌منظور تست عملکردی شبیه‌ساز ماهواره، نتایج پیاده‌سازی کنترلرهای طراحی‌شده به‌منظور انجام مانورهای وضعیت به‌همراه نتایج شبیه‌سازی ارائه می‌شود. الگوریتم استراتژی‌های کنترلی با C++ تهیه و در کامپیوتر شبیه‌ساز پیاده‌سازی می‌شود. قبل از انجام آزمون‌ها لازم است تا بالانس جرمی و تعادل خنثی در سیستم ایجاد شود. بالانس جرمی سیستم به‌صورت دستی و در صفحهٔ شبیه‌ساز با استفاده از وزنه‌های کوچکی که در اطراف شبیه‌ساز تعبیه شده است انجام می‌شود. این کار به دلیل

حداقل‌کردن گشتاورهای اغتشاشی گرانشی ناشی از وزن سیستم در صفحهٔ شبیه‌ساز (در راستاهای x و y) انجام می‌شود. تعادل خنثی نیز بیانگر وضعیت تعلیق ماهواره در فضا بوده و مرکز جرم سیستم کاملاً منطبق بر مرکز چرخش آن است. ایجاد چنین شرایطی به‌صورت کامل در روی زمین بسیار سخت است اما با دقت خوبی می‌توان وضعیت نزدیک به آن را فراهم ساخت. این کار نیز به دلیل حداقل‌کردن گشتاورهای اغتشاشی گرانشی ناشی از وزن سیستم به‌دلیل نبود تطابق کامل مرکز جرم سیستم با مرکز چرخش آن در راستای عمود بر صفحه شبیه‌ساز و به کمک وزنهٔ کوچک تعبیه شده در مرکز شبیه‌ساز به‌صورت دستی (در راستای z) انجام می‌گیرد. پارامترهای شبیه‌ساز ماهواره به صورت خلاصه در جدول (۶) ارائه شده است.

در شکل‌های (۲۶) تا (۲۸) زوایای اویلر در دو حالت تئوری و تجربی در سه راستای رول، پیچ و یاو ارائه شده‌اند. همان‌طورکه مشاهده می‌شود، زوایای رول، پیچ و یاو حاصل از آزمایش عملی رفتار مطلوبی را نشان داده و شبیه‌ساز به خوبی توانسته است مانور فرمان را اجرا کند. اختلاف بسیار اندکی بین نتایج تئوری و عملی مشاهده می‌شود و اصطلاحاً خطای حالت ماندگار نامیده می‌شود (کمتر از دقت دینامیکی حسگر تعیین وضعیت است). از دلایل وجود اختلاف مذکور می‌توان به ۱) شرایط محیطی تست ۲) اصطکاک یاتاقان هوایی ۳) گشتاور گرانشی ۴) دقت حسگر تعیین وضعیت ۵) فرض عملکرد ایده‌آل عملگرهای ژایروی کنترل ممان و حسگرها ۶) عدم فیلترینگ نویزهای ورودی و اغتشاشی سیستم و ۷) تأخیر سیستم اشاره کرد.

جدول ۶- پارامترهای کلی شبیه‌ساز ماهواره

پارامتر	مقادیر
ممان اینرسی شبیه‌ساز ($kg.m^2$)	[۳/۱ ،۳/۱ ،۵/۸]
زاویهٔ نصب عملگر (β) (deg)	۵۴/۷۳
وزن شبیه‌ساز (kg)	حدود ۵۱
محدودهٔ حرکتی [رول، پیچ، یاو]	[∓۱۸۰،∓۴۵،∓۴۵]

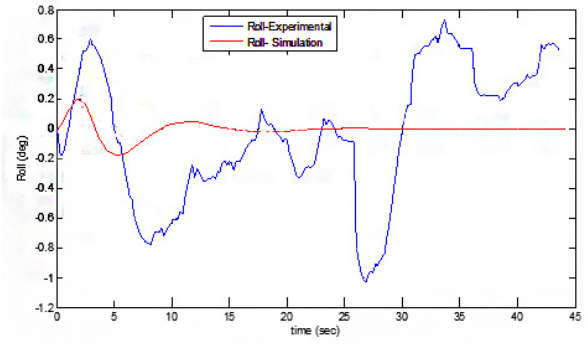
آزمایش اول

در این آزمایش کنترلر PID بر اساس زوایای اویلر و قانون هدایت SR مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳۲]. شرایط تست در جدول (۷) ارائه شده است.

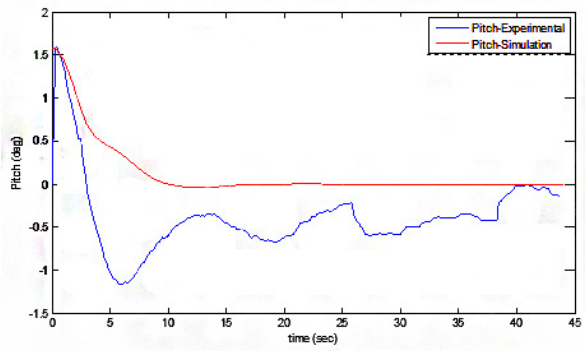
جدول ۷- شرایط تست اول

پارامتر	RPY_{ini} (درجه)	RPY_{des} (درجه)	δ_{ini} (درجه)
مقدار	[۵۶/۵، ۰/۶، ۰/۱]	[۰،۰،۰]	[۰،۰،۰،۰]

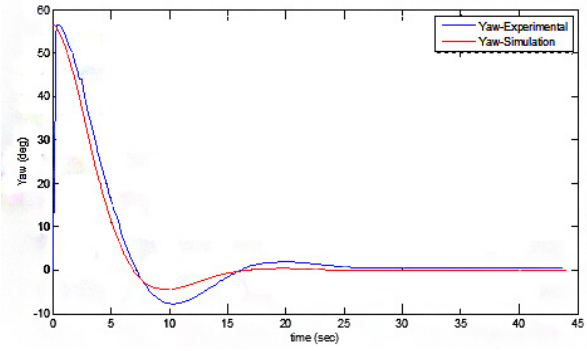
نتایج شبیه‌سازی‌ها و پیاده‌سازی عملی بر روی شبیه‌ساز ماهواره در شکل‌های (۲۶) تا (۲۸) ارائه شده است.



شکل ۲۶- نمودار مانور رول: عملی و تئوری در آزمایش اول



شکل ۲۷- نمودار مانور پیچ: عملی و تئوری در آزمایش اول



شکل ۲۸- نمودار مانور یاو: عملی و تئوری در آزمایش اول

دقت انجام مانور در سه راستای رول، پیچ و یاو به ترتیب در حدود ۱، ۰/۶و ۰/۸ درجه هستند. در نتایج شبیه‌سازی (که تعادل به صورت خنثی است) همانگونه که انتظار می‌رود حرکت نوسانی در زوایای رول، پیچ وجود ندارد. اما در تست عملی (که تعادل به صورت نزدیک به خنثی یا به عبارت دیگر پایدار است) نوسانات مذکور موجود است. علت این نوسانات وجود فاصلهٔ عمودی بین مرکز جرم و مرکز چرخش است که یک گشتاور بازگرداننده ایجاد می‌کند.

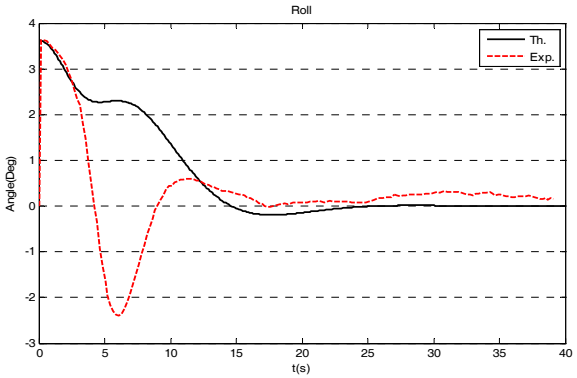
آزمایش دوم

در این آزمایش، کنترلر PID و فیدبک کواترنیون مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳۳]. شرایط تست در جدول (۸) ارائه شده است.

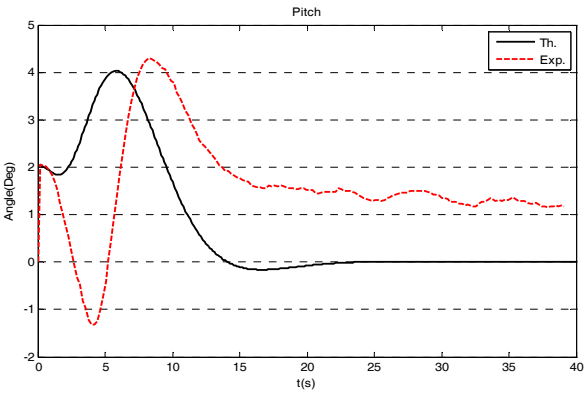
جدول ۸- شرایط تست دوم

ω_n	ζ	δ_{ini} (درجه)	RPY_{des} (درجه)	RPY_{ini} (درجه)
۰/۷	۰/۴۷	[۰،۰،۰،۰]	[۰،۰،۵۰]	[۳/۶، ۲، ۱۲/۵]

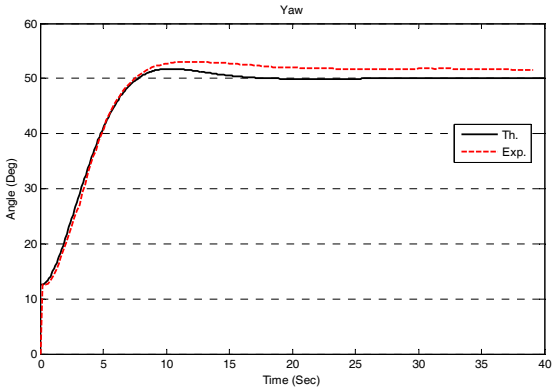
نتایج شبیه‌سازی‌ها و پیاده‌سازی عملی بر روی شبیه‌ساز ماهواره در شکل‌های (۲۹) تا (۳۱) ارائه شده است.



شکل ۲۹- نمودار مانور رول: عملی و تئوری در آزمایش دوم



شکل ۳۰- نمودار مانور پیچ: عملی و تئوری در آزمایش دوم



شکل ۳۱- نمودار مانور یاو: عملی و تئوری در آزمایش دوم

در شکل‌های (۲۹) تا (۳۱) زوایای اویلر در دو حالت تئوری و تجربی در سه راستای رول، پیچ و یاو ارائه شده‌اند. همان‌طورکه مشاهده می‌شود، زوایای رول، پیچ و یاو حاصل از آزمایش عملی رفتار مطلوبی را نشان داده و شبیه‌ساز به خوبی توانسته است مانور فرمان را اجرا کند. تطابق خوبی نیز بین نتایج تئوری و تجربی موجود است. دلایل وجود اختلاف ناچیز بین نتایج مذکور در آزمایش قبل به طور کامل ذکر شده است.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، روند طراحی و ساخت شبیه‌ساز ماهواره‌های چابک براساس عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال به‌منظور طراحی و توسعه، آموزش، اعتبارسنجی و تست انواع الگوریتم‌های کنترل وضعیت ارائه شده است. این شبیه‌ساز ماهواره در مجتمع دانشگاهی هوافضا توسط نگارنده و همکاران طراحی و ساخته شده است. در طول روند طراحی و ساخت، فعالیت‌های متنوعی صورت گرفته است که از جمله مهم‌ترین آنها می‌توان به ۱) سایزینگ، طراحی، ساخت و تست عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال ۲) طراحی، ساخت و تست یاتاقان هوایی نیم‌کروی ۳) ایجاد ارتباط بی‌سیم بین کامپیوتر شبیه‌ساز با سیستم عامل لینوکس و کامپیوتر زمینی با سیستم عامل ویندوز به منظور ارسال فرامین، آنالیز و انجام فرامین، دریافت، مشاهده و ذخیرهٔ نتایج ۴) طراحی و شبیه‌سازی انواع کنترلرها و پیاده‌سازی آنها بر روی شبیه‌ساز ماهواره ۵) دیگر فعالیت‌های انجام شده مانند انتخاب حسگر تعیین وضعیت و باتری‌ها بر اساس نیازمندی‌ها، طراحی چیدمان، ساخت و مونتاژ دقیق مجموعه و ... اشاره کرد. در نهایت پس از بالانس دستی و دقیق مجموعه و فراهم کردن شرایط نزدیک به تعادل خنثی، کنترلرهای طراحی شده بر روی شبیه‌ساز پیاده‌سازی شده و نتایج تجربی دو مورد از آنها به همراه نتایج تئوری مربوطه ارائه می‌شود. نمودارها

بیانگر تطابق خوب نتایج تئوری و تجربی و عملکرد مناسب شبیه‌ساز ماهوارهٔ چابک است.

مراجع

[1] Schwartz, J. L., Peck, M. A. and Hall, C. D. "Historical Survey of Air-Bearing Spacecraft Simulators," *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 26, No. 4, 2003, pp. 513-522.

[2] Available, [on line]: http:\\ascl.kaist.ac.kr, Access Date: 2009.

[3] Omagari, K., Usuda, T. and Matunaga, S. "Research of Control Momentum Gyros for Micro-Satellites and 3-DOF Attitude Dynamics Simulator Experiments," *Proceeding of The 8th International Symposium on Artifical Intelligence*, Robotics and Automation in Space-iSAIRAS, Munich, Germany, September 2005.

[4] Available, [on line]: http:\\www.ee.surrey.ac.uk/ SSC/research/controlsystems, Access Date: 2009.

[5] Hall, J.S., Design and Integration of a Three Degrees- of- Freedom Robotics Vehicle with Control Moment Gyro for the Autonomous Multi-Agent Physically Interacting Spacecraft (AMPHIS) Testbed, (M. Sc. Thesis), Naval Postgraduate School, Monterey, California, 2006.

[6] Lappas, V. J., Steyn, W. H. and Underwood, C. I., "Attitude Control for Small Satellites Using Control Moment Gyros," *Acta Astronautica*, Vol. 51, No. 1-9, 2002, pp. 101-111.

[7] Available, [on line]: http:\\Staff.ee.sun.ac.za/ whsteyn/ papers/usu2002_CMG.pdf, Access Date: 2009.

[8] Lappas, V. J. and et. al., "Design, Analysis and In-orbit Performance of the BILSAT-1 Microsatellite Twin Control Moment Gyroscope Experimental Cluster," *55th International Astronautical Congress*, Vancouver, Canada, 2004.

[9] Kim, J. J., Sands, T. and Agrawal, B. N. "Acquisition, Tracking and Pointing Technology Development for Bifocal Relay Mirror Spacecraft," *Proceeding of SPIE*, Vol. 6569, 2007.

[10] Schwartz,J. L., The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: from Design Concept to Decentralized Control, (PhD Thesis), Virginia Polytechnic Institute and State University, Aerospace Engineering, 2004.

[11] Aghalari, A. *Study on Satellite Simulators, Designing and Fabrication of a Single Gimbal Control Moment Gyro for Simulator*, Technical Report, Aerospace University Complex, University of Technology Malek Ashtar 1389 (In Persian).

[12] Aghalari, A. and Abedian, A. *Designing and Integration of a Satellite Simulator with Single Gimbal Control Moment Gyros*, Technical Report, Aerospace University Complex, University of Technology Malek Ashtar 1389 (In Persian).

[13] Kalhor, A. and Cheheltani, S. H., *Designing and Integration of Electronics and Computer Parts of Satellite Simulator with Single Gimbal Control Moment Gyros*, Technical Report, Aerospace University Complex, University of Technology Malek Ashtar, 1390 (In Persian).

[14] Saeedimanesh, M. *Software Simulation and Analysis of the Air Bearing Used in The Satellite Simulator*, Technical Report, Aerospace University Complex, University of Technology Malek Ashtar, 1390 (In Persian).

[15] Available, [on line]: http://www.Microstrain.com, Access Date: 2009.

[16] Aghalari, A., Kalhor, A., Dehghan, S. M. M. and Abedian, A. "Designing, Testing and Evaluation of A Single Gimbal Control Moment Gyro for Microsatellite," *Journal of Space Science and Technology,* Vol. 2, No. 3, pp. 13-24, 1388 (In Persian).

[17] Aghalari, A. and Abedian, A., Designing and Fabrication of Reaction Wheel Disturbances Measuring Setup, Technical Report, Aerospace University Complex, University of Technology Malleke Ashtar, 1387 (In Persian).

[18] Available, [on line]: www.ati-ia.com, Access Date: 2006.

[19] Aghalari, A. *Fabrication, Functional and Vibration Tests of Single Gimbal Control Moment Gyro*, Technical Report, Aerospace University Complex, University of Technology Maleke Ashtar, 1391 (In Persian).

[20] Aghalari, A., Iranzad, M. and Mahdiabadi, M., "Measuring and Simulation of a Prototype Reaction Wheel Disturbances," *18th International Conference of Mechanical Engineering*, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, 1389 (In Persian).

[21] Available, [on line]: www.maxonmotors.com, Access Date: 2009.

[22] Available, [on line]: www.inducoder.com, Access Date: 2009.

[23] Available, [on line]: www.avagotech.com, Access Date: 2009.

[24] Available, [on line]: www.microchip.com, Access Date: 2009.

[25] http://www.nxp.com, Access Date: 2009.

[26] Available, [on line]: www.toshiba.com, Access Date: 2009.

[27] MIT CIPD. "Understanding D. C. Motor Characteristics," Designing with D. C. Motors MIT, Mechanical Engineering, CIPD, 2009.

[28] Chien, K. L., Hrones, J. A. and Reswick, J. B. on the Automatic Control of Generalized Passive Systems, Transactions of the American Society of Mechanical Engineers., Bd. 74, Cambridge (Mass.), USA, 1952, pp. 175-185

[29] Available, [on line]: www.aaeon.com, Access Date: 2009.
[30] Available, [on line]: http://liionbms.com/php/ pouch_ tips.php#Side_clamping, Access Date: 2009.
[31] Available, [on line]: www.peak-system.com, Access Date: 2009.
[32] Kalhor, A., Aghalari, A., Faghihinia, A. and Yaghubi, R., *Study of Singularity, Modeling, Designing and Simulation of Controllers for Satellite Simulator with Single Gimbal Control Moment Gyros*, Technical Report, Aerospace University Complex, University of Technology Malek Ashtar,1389 (In Persian).
[33] Aghalari, A. and Faghihinia, A., "PD and Feedback Quaternion Control Strategy for Attitude Control of a Satellite Equipped with Four Single Gimbal Control Moment Gyros," 10th International Conference of Aerospace Engineering, University of Tarbiat-Modarres, Tehran, Iran, 1389 (In Persian).