

Research Paper

Development of MIL and PIL testbed for Student Microsatellite Attitude Control Subsystem

N. Sajjad^{1*}, M. Mirshams² and Sh.Jalilian³

1,2. Department of Aerospace Engineering, K.N. Tossi University of Technology, Teran, Iran

3. Department of Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, IranIran

***niki.sadjad@email.kntu.ac.ir**

This paper presents the design, analysis and performance verification test of student microsatellite Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS). ADCS design and implementation procedure contain several various steps. There are four main test levels during simulation called “Model-in-the-Loop”, “Software-in-the-Loop”, “Processor-in-the-Loop” and “Hardware-in-the-Loop”. This paper results from scientific and practical research during two years on the student microsatellite, an eight-nation collaboration project among Asia-Pacific universities. In what follows, “Model-in-the-Loop” and “Processor-in-the-Loop” test and simulation will be discussed. This paper aims to illustrate the result of these two tests and validate the ADCS design. In the end, it is demonstrated that designed control algorithms are precise enough to meet the student microsatellite ADCS requirements, and they can be used in the next level of microsatellite development.

Keywords: microsatellite, Simulation, Attitude Control, DE tumbling, Nadir pointing, Model-in-the-Loop, Processor-in-the-Loop

1M.Sc. (Corresponding Author)
2 Associate Professor
3Assistant Professor

مقاله علمی - پژوهشی

توسعه بستر مدل در حلقه و پردازشگر در حلقه زیرمجموعه کنترل وضعیت میکرو ماهواره‌ی دانشجویی

نیکی سجاد^{۱*}، مهران میرشمس^۲ و شاهرخ جلیلیان^۳

۱ و ۲- آزمایشگاه تحقیقات فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۳- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

*niki.sadjad@email.kntu.ac.ir

در این مقاله، شبیه‌سازی مدل در حلقه و تحلیل و ارزیابی عملکرد زیرمجموعه کنترل وضعیت ماهواره‌ی کلاس وزنی میکرو با استفاده از روش پردازشگر در حلقه توضیح داده شده است. شبیه‌سازی و پیاده‌سازی زیرمجموعه کنترل وضعیت در مراحل مختلف طراحی ماهواره و زیرمجموعه‌های آن انجام می‌گیرد. طبق استانداردهای موجود فضایی برای ارزیابی طراحی، شبیه‌سازی به صورت "مدل در حلقه"، "نرم‌افزار در حلقه"، "پردازشگر در حلقه" و "سخت‌افزار در حلقه" از مراحل اصلی ارزیابی می‌باشد. این مقاله حاصل پژوهش علمی و عملی وسیع در طی دو سال بر روی میکرو ماهواره‌ی دانشجویی است که در قالب همکاری بین المللی بین دانشگاهی در دست انجام می‌باشد. در متن پیش رو ضمن توضیح چگونگی شبیه‌سازی در مراحل "مدل در حلقه" و "پردازشگر در حلقه" به مقایسه‌ی نتایج آن دو و صحت‌سنجی الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت ماهواره پرداخته خواهد شد. نتایج بدست آمده حاکی از دقت قابل قبول شبیه‌سازی‌های صورت پذیرفته و تأیید امکان به‌کارگیری نتایج طراحی در مراحل بعدی توسعه زیرمجموعه می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: ماهواره میکرو، شبیه‌سازی، کنترل وضعیت، آرام‌سازی، سمت‌گیری زمین، مدل در حلقه، پردازشگر در حلقه

Low Earth Orbit (LEO)

مدار نزدیک زمین

M

دوقطبی مغناطیسی

PWM

مدولاسیون عرض پالس

q

بردار کواترنیون ماهواره

q_e

خطای بردار کواترنیون

T

مجموع گشتاور ماهواره

T_c

گشتاورهای کنترلی ماهواره

T_{crw}

گشتاور کنترلی چرخ عکس‌العملی

T_{cmt}

گشتاور کنترلی عملگر مغناطیسی

T_d

گشتاورهای اغتشاشی ماهواره

X_B, Y_B, Z_B

محورهای دستگاه مختصات بدنی

X_I, Y_I, Z_I

محورهای دستگاه مختصات اینرسی

β

زاویه بین بردار میدان مغناطیسی و مولفه‌ی آن در محور مختصات

Ω'

ماتریس مشتق کواترنیون

\square

سرعت زاویه‌ای ماهواره

\square_w

سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی

علائم و اختصارات

$ADCS$

زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت

B

بردار میدان مغناطیسی زمین

e

بردار خطا

h

تکانه زاویه‌ای ماهواره در دستگاه بدنی

h_I

تکانه زاویه‌ای ماهواره در دستگاه اینرسی

h_w

تکانه زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی

I

ممان اینرسی ماهواره

I_w

ممان اینرسی چرخ عکس‌العملی

K

ضریب کنترل

K_d

ضریب کنترل مشتق‌گیر

K_p

ضریب کنترل تناسبی

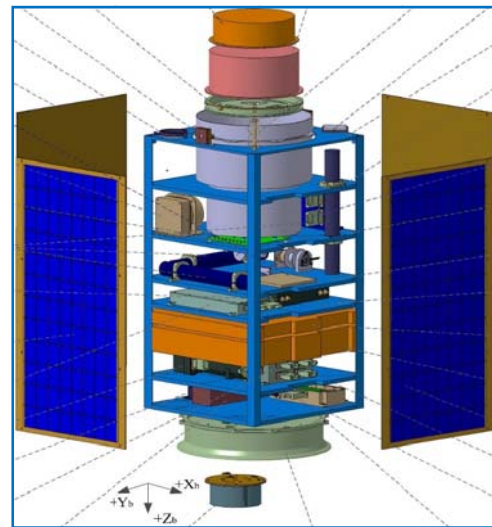
۱. دانشجوی کارشناسی ارشد

۲. دانشیار

۳. استادیار

مقدمه

با پیشرفت تکنولوژی و کوچک شدن ابعاد ماهواره‌ها، چندی است که طراحی و ساخت این فضاپیما جای خود را در بین پروژه‌های دانشجویی باز کرده و به پروژه‌های محبوب میان دانشجویان مهندسی تبدیل شده است. امروزه سازمان‌ها و مراکز مختلفی در صدد تعریف پروژه‌های فضایی بین‌المللی برآمده و در تلاش برای بهبود روابط بین دانشگاهی در این عرصه هستند. این مقاله، از جمله نتایج طراحی و ساخت زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت^۴ (ADCS) در یکی از همین پروژه‌های بین‌المللی است. در این پروژه، دانشگاه‌هایی از کشورهای ایران، چین، ترکیه، پاکستان، تایلند، مغولستان، بنگلادش و پرو در قالب اتحادیه همکاری‌های فضایی کشورهای آسیا و اقیانوسیه^۵ (اسکو) وظیفه‌ی ساخت زیرمجموعه‌های مختلف میکرو ماهواره‌ی دانشجویی را برعهده دارند. طراحی و پیاده‌سازی زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی انجام می‌شود. نمای داخلی این میکرو ماهواره در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱ - نمای داخلی میکرو ماهواره دانشجویی [۱]

زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت از مهمترین زیرمجموعه‌های هر فضاپیماست. طراحی، توسعه و ساخت ADCS می‌تواند تمامی ابعاد مأموریت و ویژگی‌های سیستمی، جرمی، توانی و شکلی ماهواره را تحت تأثیر قرار دهد. در این میان الگوریتم‌های کنترلی به کار گرفته شده در ADCS از اهمیت به‌سزایی برخوردار است. یکی از ابزارهای استاندارد در فرایند توسعه‌ی ADCS، پیاده‌سازی و ارزیابی الگوریتم‌های کنترلی در قالب پیاده‌سازی پردازشگر در حلقه می‌باشد. در این مقاله، مراحل و نتایج شبیه‌سازی زیرمجموعه کنترل وضعیت میکرو ماهواره‌ی دانشجویی ارائه می‌گردد.

در سال‌های گذشته، تعیین و پیاده‌سازی الگوریتم‌های مختلف کنترلی با استفاده از سنسورها و عملگرهای متنوع بر روی ماهواره‌ها انجام شده است. با کوچک شدن ابعاد ماهواره و محدودیت وزن و توان مصرفی، انتخاب الگوریتم کنترلی مناسب چالش برانگیز شده و هر روز شاهد تلاش پژوهشگران برای دستیابی به الگوریتم‌های بهینه و کاهش تعداد یا وزن سخت‌افزارهای ماهواره هستیم. برای مثال در کتاب سایدی (۱۹۹۷) [۲] که یکی از مراجع اصلی کنترل فضاپیما است، معادلات دینامیکی ماهواره و روش‌های ساده کنترل ماهواره معرفی شده است. در پایان‌نامه‌ی تیودر (۲۰۱۱) [۳] بستری برای تست زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از سه عملگر مغناطیسی ارائه شده و در پایان‌نامه‌ی آفودایل (۲۰۱۷) [۴] روش‌های کنترل ماهواره‌ی دانشجویی اروپایی با استفاده از پنج نوع سنسور (سنسور خورشید، ستاره، مغناطیس، ژيروسکوپ و شتاب سنج) و سه نوع عملگر (چرخ عکس‌العملی، تراستر و عملگر مغناطیسی) مطرح شده است. در مقاله‌ی میری رکنابادی (۲۰۱۰) [۵] روش‌های کنترل بهینه با استفاده از سه عملگر چرخ عکس‌العملی بررسی شده و در مقالات لی (۲۰۱۳) [۶] و دنیل (۲۰۱۰) [۷] روش کنترل ماهواره در کلاس وزنی نانو با توجه به محدودیت وزنی و توان مصرفی مورد بررسی قرار گرفته است.

در این مقاله با کاهش تعداد عملگرها و سنسورها (سنسور خورشید، مغناطیس و ژيروسکوپ، سه عملگر مغناطیسی و یک چرخ عکس‌العملی)، روشی برای کنترل میکروماهواره‌ی دانشجویی ارائه، شبیه‌سازی و پیاده‌سازی شده است.

معرفی میکرو ماهواره دانشجویی

ماهواره‌های میکرو در بازه‌ی وزنی ۱۰ تا ۱۰۰ کیلوگرم قرار دارند. این نوع ماهواره به طور معمول برای مأموریت در مدار LEO^۶ طراحی شده و در کاربردهای مختلف (سنجش از دور [۸]، مخابراتی و علمی تحقیقاتی) مورد استفاده قرار می‌گیرد. از مزیت‌های این نوع ماهواره می‌توان به ابعاد کوچک، توان مصرفی پایین، هزینه‌ی کمتر و پرتابگر کوچک‌تر اشاره کرد. میکرو ماهواره‌ی مورد بررسی در این مقاله، ماهواره‌ی دانشجویی با جرم ۳۰ کیلوگرم و ابعاد ۶۵×۳۵×۳۵ سانتی‌متر با مأموریت سنجشی است.

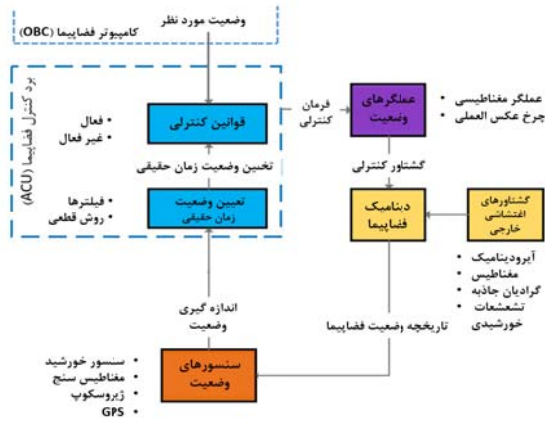
معرفی زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت

زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت شامل بخش‌های مختلف از نظر سخت‌افزاری و نرم‌افزاری است و بسته به نوع ماهواره و عملیات، با الگوریتم‌های متفاوتی همراه می‌شود.

4 Attitude Determination and Control System
5 Asia-Pacific Space Cooperation Organization

مشخصات فنی	تعداد	نوع	تصویر
بیشینه ممان مغناطیسی: Am ² ۱۳.۲ وزن: ۰.۳۵ kg	۳	عملگر مغناطیسی MTR10 (ISRC)	
هسته: ARM Cortex-R4 وزن: ۷.۰ kg	۱	برد کنترل ACU	

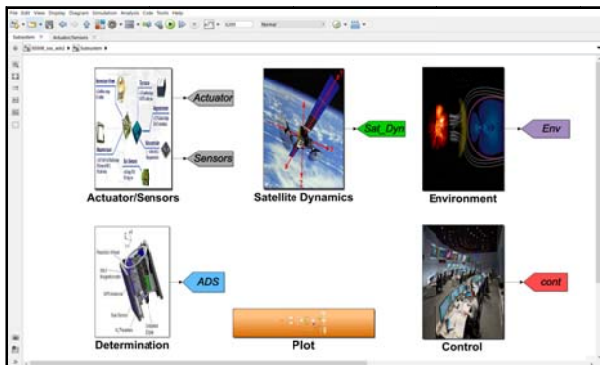
اجزای معرفی شده در جدول ۲ به ترتیب نشان داده شده در شکل ۲ با یکدیگر در تعامل بوده و حلقه‌ی کنترلی میکرو ماهواره را تشکیل می‌دهند.



شکل ۲- ساختار زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت میکرو ماهواره‌ی دانشجویی

شبیه‌سازی مدل در حلقه

تمامی مراحل شبیه‌سازی نرم‌افزاری شامل شبیه‌سازی مدل دینامیکی ماهواره، مدل‌سازی سنسورها و عملگرها، شبیه‌سازی محیط عملکردی، بلوک تعیین وضعیت و الگوریتم‌های کنترل وضعیت در محیط سیمولینک نرم افزار متلب انجام شده است. شکل ۳ نشان‌دهنده‌ی محیط شبیه‌سازی است.



شکل ۳- محیط شبیه‌سازی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت میکرو ماهواره دانشجویی

الزامات فنی و نیازمندی‌های ماموریت برای زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت ماهواره‌ی مورد نظر در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱- الزامات کنترل وضعیت

الزامات فنی
در طول عملیات، ماهواره در سه محور پایدار باشد
وضعیت نشانده‌ی ماهواره به سمت زاویه پاسو ^۷ باشد.
دقت تخمین وضعیت، تغییرات زاویه و موقعیت مداری بر روی برد و ایستگاه زمینی با استفاده از نیازمندی‌های ماهواره و بار محموله تأیید می‌شود.
زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره (ACS) باید دقت نشانده‌ی تا ۱ درجه در تست‌های دقیق و ۵ درجه در تست معمولی را داشته باشد. همچنین دقت پایداری ۰.۰۱ درجه بر ثانیه در تست دقیق و ۰.۱ درجه بر ثانیه در تست معمولی موردنیاز است.
لازم است ACS داده‌های ضروری را برای پایش اطلاعات و عملکرد به ایستگاه زمینی ارسال کند.

اصلی‌ترین اجزای زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت، حسگر، عملگر و پردازنده است. زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت میکرو ماهواره‌ی دانشجویی با توان مصرفی میانگین ۹ وات و حداکثر جرم ۴.۵ کیلوگرم در نظر گرفته شده است. بر این اساس تجهیزات مورد استفاده در این زیرمجموعه طراحی و انتخاب شده که به شرح، در جدول ۲ معرفی می‌گردد.

جدول ۲- تجهیزات مورد استفاده در زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت میکرو ماهواره دانشجویی

مشخصات فنی	تعداد	نوع	تصویر
دقت: ±۰.۰۶۹ %/s وزن: kg ۰.۶	۱	سنسور ژيروسکوپ STIM-210 (Sensor)	
دقت: ۰.۳۳° (۳ سیگما) زاویه دید: ±۶۵° وزن: kg ۰.۱	۲	سنسور خورشید ISRC-MEC-SST2-Q001 (ISRC)	
دقت: <۰.۵% وزن: kg ۰.۲۴	۱	سنسور مغناطیس ISRC-MEC-FGM2-Q-001 (ISRC)	
گشتاور بیشینه: Nm ۰.۰۱۰ مومنتم: Nms ۰.۳ وزن: kg ۰.۷	۱	چرخ عکس‌العملی IR30 (ISRC)	

جرم زمین نشانده‌روی می‌کند، X_R در صفحه‌ی مدار، در جهت سرعت ماهواره و عمود بر Z_R است و Y_R به شکلی تعیین می‌شود که قانون دست راست در این دستگاه مختصات سه‌بعدی برقرار باشد.

دستگاه بدنی شامل سه محور X_B و Y_B و Z_B است که با در نظر گرفتن مبدأ بر روی مرکز جرم، در جهت طول، عرض و ارتفاع ماهواره قرار می‌گیرند. در صورتی که محور Z در دستگاه بدنی به سمت زمین نشانده‌روی کند، محورهای دستگاه بدنی و مداری بر روی هم قرار می‌گیرند.

دستگاه مختصات اینرسی بر روی زمین تعریف شده و ثابت است. مرکز این دستگاه بر مرکز جرم زمین منطبق بوده، محور X_I در جهت اعتدال بهاری، Z_I در جهت شمال و Y_I طبق قانون دست راست تعیین می‌شود. با در نظر گرفتن قراردادهای بالا، معادلات مهم مورد استفاده در این مرحله به شکل زیر است:

$$T = \dot{h}_I = \dot{h} + \omega \times h \quad (1)$$

در این رابطه T نشان‌دهنده گشتاور^۸، h نشان‌دهنده‌ی تکانه زاویه‌ای^۹ در دستگاه بدنی^{۱۰} و ω نماد سرعت زاویه‌ای^{۱۱} ماهواره است. همچنین h_I به‌عنوان تکانه زاویه‌ای در دستگاه اینرسی در نظر گرفته شده است.

گشتاور را به دو بخش مهم تقسیم می‌کنیم:

گشتاورهای کنترلی شامل گشتاور تولیدشده توسط چرخ عکس‌عملی و گشتاورساز مغناطیسی

گشتاورهای اغتشاشی شامل گرادیان جاذبه، اتمسفر، فشار خورشیدی و مغناطیس

همچنین تکانه‌ی زاویه‌ای کل ماهواره را با دو بخش **تکانه‌ی زاویه‌ای ماهواره** و **تکانه زاویه‌ای ایجادشده توسط تجهیزات** (در اینجا تکانه زاویه‌ای چرخ عکس‌عملی) در نظر می‌گیریم.

بنابراین رابطه قبلی به شکل زیر بازنویسی می‌شود:

$$T = T_C + T_D \quad (2)$$

$$T = (\dot{h}_s + \dot{h}_w) + (\omega_{BI} \times h_s + \omega_{BI} \times h_w)$$

در این رابطه T_C گشتاور کنترلی، T_D گشتاور اغتشاشی، h_s تکانه زاویه‌ای ماهواره و h_w تکانه زاویه‌ای چرخ عکس‌عملی است. h_w با استفاده از مدل‌سازی چرخ عکس‌عملی به‌دست آمده و ω_{BI} (سرعت زاویه‌ای بدنی نسبت به اینرسی) با استفاده از رابطه‌ی (۳) محاسبه می‌شود:

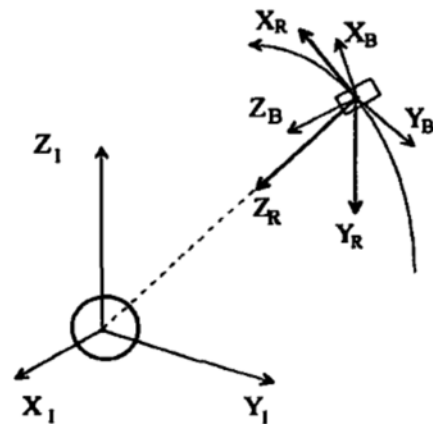
مرحله‌ی اول شبیه‌سازی که به مرحله‌ی "مدل در حلقه" معروف است، شامل مدل‌سازی در نرم‌افزار بوده و نتایج آن صرفاً در شبیه‌سازی کامپیوتری مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در این مرحله، الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت صحت‌سنجی شده و برای استفاده در شرایط واقعی بررسی می‌شود. چنانچه این مرحله با موفقیت پشت سر گذاشته شود، فرایند طراحی کنترل‌کننده وارد مرحله‌های استاندارد ارزیابی مانند "نرم‌افزار در حلقه"، "پردازشگر در حلقه" و "سخت‌افزار در حلقه" می‌شود.

مدل دینامیکی میکرو ماهواره‌ی دانشجویی

شبیه‌سازی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، نیازمند مدل‌سازی و شبیه‌سازی دینامیک سیستم است. از آنجایی که سیستم واقعی ماهواره در ابتدای شبیه‌سازی در دسترس نیست، این مدل‌سازی با توجه به ابعاد و وزن پیش‌بینی‌شده، با دقت بالا در کامپیوتر انجام شده و نتایج شبیه‌سازی بر روی این سیستم صحت‌سنجی می‌شود.

در مدل‌سازی ماهواره با معادلات غیرخطی روبرو می‌شویم و پیچیدگی سیستم تا حدی بالا می‌رود. اما می‌توان این معادلات را با خطی کردن، ساده‌تر ساخت و سیستم نهایی را با دقت بالا و به شکلی نه‌چندان پیچیده مدل‌سازی کرد.

ماهواره به شکل زیر در فضا در نظر گرفته می‌شود:



شکل ۴- دستگاه‌های مختصات مرجع

با توجه به شکل ۴ با سه دستگاه مختصات روبرو هستیم:

۱- دستگاه مختصات مداری

۲- دستگاه مختصات بدنی

۳- دستگاه مختصات اینرسی

برای یک ماهواره‌ی در حال حرکت، مبدأ و محورهای مختصات در دستگاه مداری به این شکل تعیین می‌شوند؛ مبدأ با مرکز جرم ماهواره حرکت کرده، Z_R همواره از مبدأ به سمت مرکز

8. Torque
9. Angular Momentum
3. System 10 Body
11. Angular Velocity

به چرخ ارسال می‌شود. سپس با استفاده از روابط (۸) و (۹)، تکانه و سرعت زاویه‌ای چرخ به دست می‌آید.

$$T_{crw} = -\dot{h}_w \quad (۸)$$

$$T_{crw} = -I_w \dot{\omega}_w \quad (۹)$$

در این روابط، T_{crw} گشتاور کنترلی چرخ عکس‌عملی، h_w تکانه زاویه‌ای چرخ، I_w ممان اینرسی چرخ و ω_w سرعت چرخ است.

عملگر مغناطیسی

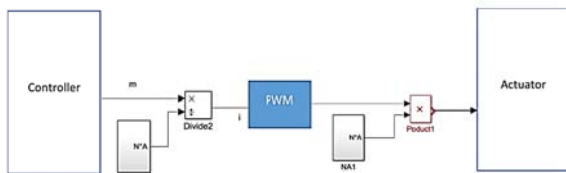
گشتاورساز مغناطیسی سیم‌پیچی است که با عبور جریان از آن و ایجاد نیروی مغناطیسی، نیرو و گشتاور به وجود می‌آورد. این عملگر در دو نوع سیم‌پیچی و میله‌ای موجود است و عموماً برای ماهواره‌ها در مدارات ارتفاع پایین مورد استفاده قرار می‌گیرد.

از آنجایی که عملگر اصلی ماهواره (گشتاورساز مغناطیسی) و سنسور (حسگر مغناطیسی) هر دو بر پایه‌ی مغناطیس کار می‌کنند، نمی‌توان به‌طور هم‌زمان از آن‌ها استفاده کرد و لازم است در زمان روشن بودن عملگر، سنسور خاموش و در زمان روشن بودن سنسور، عملگر خاموش باشد. استفاده از حالت PWM^{۱۲} در رفع این مشکل به کمک کنترلر می‌آید.

برای استفاده از حالت PWM می‌توان از فرمول زیر استفاده کرد و جریان الکتریکی مورد نیاز را به دست آورد:

$$M = I \cdot N \cdot A \quad (۱۰)$$

که در آن M دوقطبی مغناطیسی^{۱۳}، I جریان الکتریکی، N تعداد دور سیم‌پیچ و A سطح مقطع گشتاورساز مغناطیسی است. فرمان دوقطبی مغناطیسی توسط کنترلر ایجاد شده و بعد از تبدیل به فرم PWM به عملگر مغناطیسی ارسال می‌شود. روند تبدیل فرمان در شکل ۵ ترسیم شده است.



شکل ۵- ایجاد فرمان PWM برای عملگر مغناطیسی

پس از تبدیل فرمان دوقطبی مغناطیسی به فرم PWM، گشتاورساز مغناطیسی طبق رابطه‌ی (۱۱) گشتاور تولید می‌کند.

$$T_{cmt} = M \times B \quad (۱۱)$$

$$h = I \omega_{BI} \Rightarrow \omega_{BI} = I^{-1} h \quad (۳)$$

که در آن I ماتریس ممان اینرسی است.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (۴)$$

از طرفی طبق روابط سرعت نسبی، رابطه‌ی (۵) برقرار است:

$$\omega_{BI} = \omega_{BR} + \omega_{RIB} \quad (۵)$$

ω_{BR} سرعت زاویه‌ای بدنی نسبت به مدار و ω_{RIB} سرعت زاویه‌ای دستگاه مداری نسبت به اینرسی است که در دستگاه بدنی نمایش داده می‌شود.

با توجه به روابط بالا، می‌توان سرعت زاویه‌ای ماهواره را در دستگاه‌های مختصات مختلف به دست آورد. در آخر با استفاده از رابطه‌ی (۶) بردار کواترنیون نیز در دستگاه‌های مختصات محاسبه می‌شود.

$$\frac{d}{dt} q = \frac{1}{2} [\Omega'] q \quad (۶)$$

که در آن q بردار کواترنیون و ماتریس $[\Omega']$ برابر است با:

$$[\Omega'] = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (۷)$$

مدل عملگرها

عملگرهای موجود در میکرو ماهواره‌ی دانشجویی شامل یک چرخ عکس‌عملی و سه عملگر مغناطیسی است. در ادامه به بررسی روابط ریاضی هر کدام از این المان‌ها پرداخته می‌شود.

چرخ عکس‌عملی

چرخ‌های کنترلی در عمل به دو دسته‌ی عکس‌عملی و مومنتی تقسیم می‌شوند. هنگامی چرخ در وضعیت مومنتی قرار می‌گیرد که با سرعت بالا بچرخد و باعث افزایش سطح مومنتم زاویه‌ای و پایداری فضاپیما شود. این در حالی است که اگر چرخ با نرخ مشخصی دوران کند و در مود کنترل دقیق، با تغییر سرعت، نیاز کنترلی را برطرف کند به آن چرخ عکس‌عملی گفته می‌شود.

به‌طور کلی اساس عملکرد چرخ بر پایه‌ی ثابت ماندن مومنتم زاویه‌ای است. هنگامی که چرخ به گردش درمی‌آید، مومنتم زاویه‌ای تغییر می‌کند و از آنجایی که مومنتم زاویه‌ای در فضا ثابت است، ماهواره مجبور به واکنش در جهت مخالف می‌شود.

فرمان کنترلی از کنترلر وارد عملگر می‌شود و با توجه به مود کنترلی که در ادامه توضیح داده خواهد شد، گشتاور کنترلی خاصی

12. Pulse Width Modulation

13. Magnetic Dipole

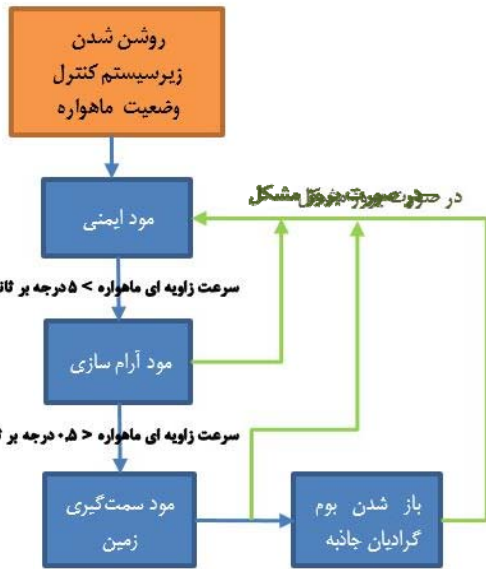
در این رابطه T_{cmt} گشتاور کنترلی عملگر مغناطیسی، M دوقطبی مغناطیسی و B میدان مغناطیسی ماهواره در دستگاه بدنی است.

گشتاورهای اغتشاشی

محاسبات زیر برای تعیین گشتاورهای اغتشاشی مدار در بدترین شرایط انجام شده است. اغتشاشات به دست آمده در شبیه سازی برای بررسی عملکرد الگوریتم های کنترلی و در پیاده سازی مشخص کردن نیازمندی های سخت افزاری عملگرها مورد استفاده قرار می گیرند. همچنین به هنگام تست سخت افزار در حلقه، از داده ی شبیه سازی شده ی گشتاورهای اغتشاشی به منظور تست عملکرد تجهیزات استفاده می شود.

جدول ۳- گشتاورهای اغتشاشی بر روی میکرو ماهواره دانشجویی

نوع	ملاحظات	گشتاور بیشینه
آیرودینامیک	$T_a = \frac{1}{2} \rho C_d A_r V^2 (C_{p_a} - C_m)$ $\rho = 3.76 \times 10^{-12} \frac{kg}{m^3}$ $A_r = 0.23 m^2$ $V = 7612 \frac{m}{s}$ $C_{p_a} - C_m = 0.1$ $C_d = 2.6$	$T_a = 6.51 \times 10^{-6} Nm$
تشعشعات خورشیدی	$T_s = \frac{\Phi}{c} A_s (1 + q) (C_{p_s} - C_m) \cos \phi$ $\Phi = 1367 \frac{W}{m^2}$ $c = 3 \times 10^8 \frac{m}{s}$ $A_s = 1.21 m^2$ $C_{p_s} - C_m = 0.1$ $q = 0.6$	$T_s = 8.81 \times 10^{-7} Nm$
گردایان جاذبه	$T_g = \frac{3\mu}{2R^3} (I_{max} - I_{min}) \sin(2\theta)$ $\mu = 3.986 \times 10^{14} \frac{m^3}{s^2}$ $R = 6878137 m$ $\theta = 30^\circ$ $I_{max} - I_{min} = 5.108 \frac{kg}{m^2}$	$T_g = 8.13 \times 10^{-6} Nm$
میدان مغناطیسی	$T_m = \frac{DM\lambda}{R^3}$ $D = 0.5 A \cdot m^2$ $R = 6878137 m$ $M = 7.8 \times 10^{15} Tesla \cdot m^3$ $\lambda = 2$	$T_m = 2.40 \times 10^{-5} Nm$
کل		$T_d = 3.952 \times 10^{-5} Nm$



شکل ۶- مودهای کنترل میکرو ماهواره ی دانشجویی

مود ایمنی

در این وضعیت با توجه به نیاز ماموریت، ممکن است تمامی عملگرها با ارسال فرمان از سوی ایستگاه زمینی خاموش شده و یا فقط عملگرهای مغناطیسی فعال باشند. این حالت به منظور کاهش مصرفی و ذخیره ی انرژی در ماهواره ها به کار می رود. همچنین به هنگام ایجاد مشکل در مراحل مختلف ماهواره، این مود مورد استفاده قرار می گیرد.

مود آرام سازی

مود آرام سازی در حالتی تعریف می شود که سرعت زاویه ای ماهواره از حدی بالاتر باشد و کنترل کننده در صدد کاهش این سرعت باشد. هر ماهواره پس از راه سازی در فضا، بسته به نوع پرتابگر، سرعت اولیه ی مشخصی دارد. بنابراین اولین قدم در کنترل یک ماهواره، کنترل سرعت زاویه ای آن و در واقع آرام سازی نام دارد. این مود ممکن است در مراحل بعدی و در صورت افزایش ناگهانی سرعت زاویه ای مورد استفاده قرار بگیرد.

الگوریتم کنترلی مورد استفاده در مود آرام سازی میکرو ماهواره دانشجویی، الگوریتم B-dot و Y-Thompson است و با استفاده از سه عملگر مغناطیسی، الگوریتم به شکل دلخواه پیاده سازی می شود.

الگوریتم B-dot بر اساس میدان مغناطیسی اطراف ماهواره، طبق معادله ی (۱۲) و (۱۳) فرمان کنترلی مناسب (فرمان مقدار دوقطبی مغناطیسی) را برای عملگر مغناطیسی صادر می کند. زاویه بین بردار میدان مغناطیسی و مؤلفه آن در محور Y ، با β مشخص می شود. کنترلر B-dot ممان مغناطیسی M_y را توسط یک الگوریتم تناسبی با تغییرات زاویه β ایجاد می کند. الگوریتم کنترلی B-dot به صورت پارامتری در زیر آورده شده است [۸ و ۲].

مودهای کنترل میکرو ماهواره ی دانشجویی

در این میکرو ماهواره با در نظر گرفتن نیازهای ماموریتی (جدول ۱) و همچنین ابعاد و تجهیزات انتخاب شده برای زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت، چهار مود کنترلی به شرح زیر در نظر گرفته شده است [۲-۷]. شکل ۶ نشان دهنده ی ارتباط این مودها می باشد.

هدف کنترل کننده ضرب خارجی، کمینه کردن بردار خطای e با استفاده از گشتاور مغناطیسی است. تعریف بردار خطای e با توجه به کاربرد کنترل کننده متفاوت است. برای مثال، بردار e شامل سرعت زاویه‌ای بدنی برای تعدیل سرعت و شامل مومنتم زاویه‌ای بدنی برای کاربرد باربرداری مومنتم می‌باشد. در این مرحله از طراحی کنترلر، بردار e توسط خطای بردار کواترنیون (q_e) و بردار سرعت زاویه‌ای ایجاد می‌شود [۱۰].

$$M = \frac{(e \times B_b)}{\|B_b\|} \quad (۱۷)$$

روش اجرای الگوریتم کنترل کننده ضرب خارجی جهت مدیریت مومنتم زاویه‌ای چرخ در ادامه آورده شده است.

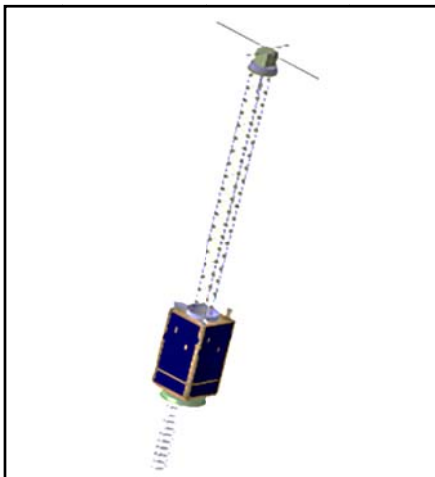
$$e = -K_w I [0 (h_w - h_{w-ref}) 0]^T \quad (۱۸)$$

کنترل کننده فیدبک کواترنیون برای فرمان دادن به چرخ عکس‌العملی استفاده می‌شود. این کنترل کننده در کنار کنترل کننده ضرب خارجی که برای تعدیل گردش ماهواره از گشتاورساز مغناطیسی استفاده می‌کند، به کار گرفته شده تا پایداری در سه محور ایجاد شود.

$$M_{RW} = K_p q_{e_y} + K_d \omega_y \quad (۱۹)$$

باز شدن بوم گرادیان جاذبه

روش‌های کنترل به دو صورت فعال و غیر فعال به کار گرفته می‌شود. یکی از روش‌های کنترل غیرفعال، استفاده از بوم گرادیان جاذبه در ماهواره‌ها می‌باشد. شکل ۷ نشان دهنده‌ی باز شدن بوم گرادیان جاذبه در میکرو ماهواره‌ی دانشجویی است. گشتاور اغتشاشی ایجاد شده طی باز شدن بوم، با استفاده از گشتاورساز مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی جبران می‌شود. بعد از باز شدن بوم، ممان اینرسی بدنه در دو محور افزایش می‌یابد و باعث افزایش پایداری ماهواره بدون حضور عملگرها می‌شود. در واقع این روش، توان مصرفی کنترل کننده را کاهش می‌دهد.



شکل ۶- باز شدن بوم گرادیان جاذبه در میکرو ماهواره‌ی دانشجویی [۱]

$$M_y = K_d \dot{\beta} \quad (۱۲)$$

$$\beta = \cos^{-1} \left(\frac{B_y}{\sqrt{B_x^2 + B_y^2 + B_z^2}} \right) \quad (۱۳)$$

ضریب Kd به صورت تجربی در شبیه‌سازی تعیین می‌شود تا عملکرد مورد نیاز با مصرف کمترین توان به دست آید.

کنترلر Y-Thompson برای فعال‌سازی عملگر مغناطیسی محور X و Z جهت چرخش ماهواره حول محور Y برای رسیدن به سرعت زاویه‌ای مورد نیاز استفاده می‌شود. در واقع در این حالت، هدف از استفاده از کنترل کننده Y-Thompson، نگاه داشتن سرعت زاویه‌ای حول محور X و Z نزدیک به صفر و رساندن سرعت زاویه‌ای حول محور Y به عددی مشخص است که باعث می‌شود ماهواره برای مرحله‌ی بعد (روشن شدن چرخ با سرعت بالا بر روی محور Y) آماده شود. هنگامی که چرخ با سرعت بالا شروع به کار کند، تکانه زاویه‌ای به ماهواره وارد می‌شود و مانند اغتشاش می‌تواند سرعت زاویه‌ای ماهواره را افزایش دهد. به این منظور با محاسبه‌ی تکانه زاویه‌ای وارد شونده به ماهواره، همین تکانه را در جهت عکس و پیش از فعالیت چرخ در ماهواره ایجاد می‌کنیم تا با روشن شدن چرخ، بدون اغتشاش، این اثر خنثی شود. با استفاده از رابطه‌ی زیر سرعت زاویه‌ای مورد نیاز برای محور Y محاسبه می‌شود.

$$h_{sat_y} = -h_w \rightarrow I_{sat_y} \omega_{sat_y} = -I_w \omega_w \quad (۱۴)$$

در این رابطه I_{sat_y} المان قطری ماتریس ممان اینرسی ماهواره در محور Y ، I_w ممان اینرسی چرخ عکس‌العملی و ω_w سرعت زاویه‌ای چرخ در حالت مومنتمی است. بدین ترتیب ω_{sat_y} ، سرعت زاویه‌ای مورد نیاز حول محور Y ماهواره محاسبه می‌شود. اکنون با به دست آوردن ω_{sat_y} به عنوان سرعت مورد نیاز کنترلر، الگوریتم کنترلی برای کنترلر Y-Thompson بررسی می‌شود [۱۰].

$$M_x = K_s (\omega_{BR} - \omega_{sat_y}) \operatorname{sgn}(B_z) \quad , \quad (۱۵)$$

$$M_z = 0 \quad \text{if } |B_z| \geq |B_x|$$

$$M_z = K_s (\omega_{sat_y} - \omega_{BR}) \operatorname{sgn}(B_x) \quad , \quad (۱۶)$$

$$M_x = 0 \quad \text{if } |B_x| > |B_z|$$

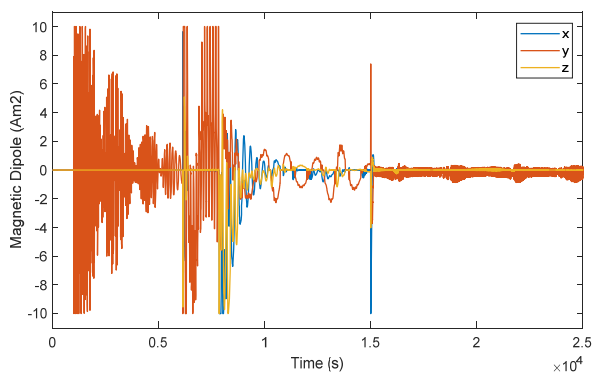
در این رابطه M_x و M_z المان‌های بردار دیپل مغناطیسی، K_s ضریب کنترلی، ω_{BR} سرعت زاویه‌ای ماهواره حول محور Y در هر لحظه و B_x و B_z المان‌های بردار میدان مغناطیسی در دستگاه بدنی هستند.

بایاس مومنتم و سمت گیری زمین

در این حالت، چرخ عکس‌العملی نیز به کمک عملگر مغناطیسی می‌آید و فرایند سمت گیری زمین انجام می‌شود. در این مرحله، از کنترل کننده ضرب خارجی برای فرمان عملگر مغناطیسی و کنترل کننده فیدبک کواترنیون جهت فرمان چرخ عکس‌العملی استفاده می‌شود.

نتایج شبیه‌سازی مدل در حلقه

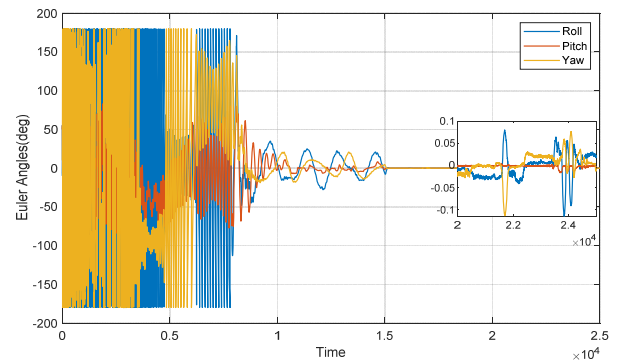
در این مقاله، طبق نیازمندی‌های مشخص شده در جدول ۱، هدف از مدل‌سازی حلقه‌ی کنترلی، کنترل ماهواره در سه محور با دقت سمت‌گیری ۱ درجه و دقت پایداری ۰.۰۱ درجه بر ثانیه می‌باشد. مراحل کنترل طبق مودهای تعریف شده انجام شده و نتایج شبیه‌سازی "مدل در حلقه" در شکل‌های ۸ تا ۱۱ آمده است. شبیه‌سازی در نرم افزار متلب- سیمولینک با گام زمانی ۰.۱ ثانیه بوده و انتگرال‌گیری گسسته نیز با همین گام انجام می‌شود. [۱۱]



شکل ۱۰- تغییرات دوقطبی مغناطیسی گشتاورسازهای مغناطیسی [۱۲]

با توجه به نمودارهای ارائه شده، مشاهده می‌شود که الزامات زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره برآورده شده و الگوریتم‌های انتخابی جوابگوی شبیه‌سازی در مرحله‌ی مدل در حلقه بوده است. نمودار ۸ نشان دهنده‌ی دقت کنترل زوایا در سه محور تا حد ۰.۱ درجه است و نمودار ۹، دقت کنترل سرعت زاویه‌ای در سه محور تا ۰.۰۱ درجه بر ثانیه را مشخص می‌کند.

در ادامه با شبیه‌سازی در مرحله‌ی "پردازشگر در حلقه"، نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی "مدل در حلقه" را یک مرحله به واقعیت کاربردی بر روی میکرو ماهواره نزدیک‌تر می‌کنیم.



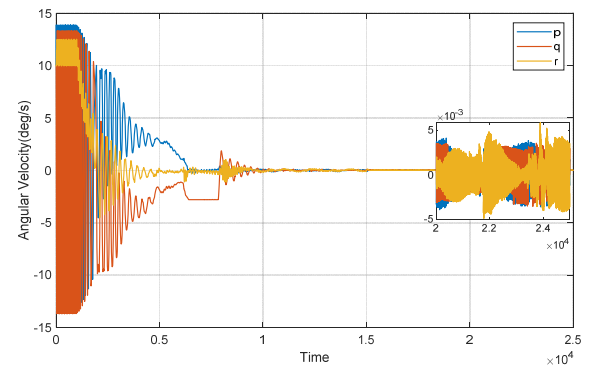
شکل ۷- نمودار تغییرات زوایای اوایلر در طول مأموریت [۱۲]

توسعه پردازشگر در حلقه

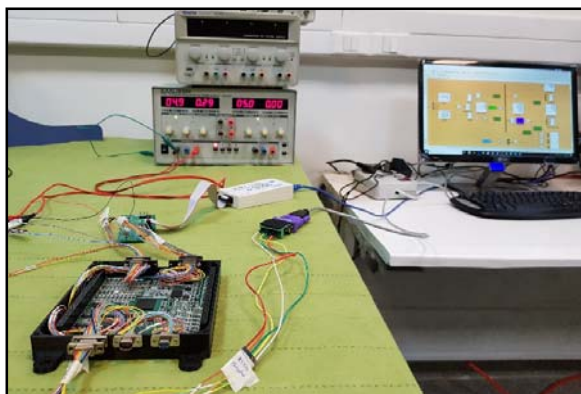
پردازشگر در حلقه به مفهوم قرارگیری پردازشگر حقیقی ماهواره در حلقه‌ی کنترلی می‌باشد. با توجه به لزوم مدل‌سازی اینترفیس‌های الکتریکی و پروتکل‌های ارتباطی در این مرحله، شبیه‌سازی کنترل کننده یک قدم به واقعیت نزدیک‌تر می‌شود. [۱۳]

تست پردازشگر در حلقه شامل دو بخش است: ۱- کامپیوتر شبیه‌ساز ۲- پردازشگر ماهواره

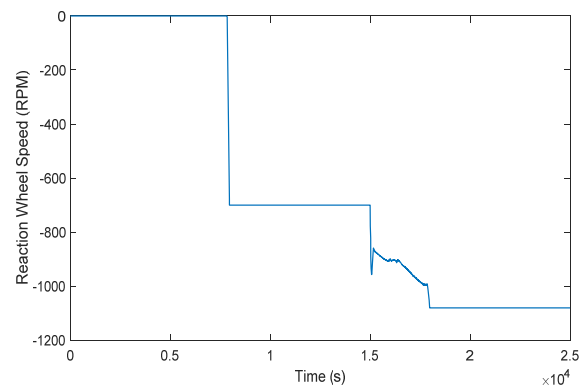
شکل ۱۲ نشان‌دهنده‌ی بستر تست پردازشگر در حلقه و نحوه‌ی ارتباط کامپیوتر شبیه‌ساز و پروسسور ماهواره به شکل سخت‌افزاری است.



شکل ۸- نمودار تغییرات سرعت زاویه‌ای در طول مأموریت [۱۲]



شکل ۱۱- تجهیزات تست پردازشگر در حلقه میکرو ماهواره‌ی دانشجویی [۱۲]



شکل ۹- تغییرات سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی [۱۲]

مدل تعیین و کنترل وضعیت

این بلوک از مهم‌ترین موارد در مرحله‌ی پردازشگر در حلقه می‌باشد و در واقع بلوکی است که در این مرحله صحت سنجی می‌شود. مدل تعیین و کنترل وضعیت شامل الگوریتم‌های کنترلی مورد بحث در فصل قبل و تعدادی الگوریتم تعیین وضعیت است که از بقیه‌ی بلوک‌ها جدا شده و بر روی پردازشگر ماهواره اجرا و ارزیابی می‌شود.

کامپیوتر شبیه‌ساز

این کامپیوتر، همان پردازنده‌ی مورد استفاده در بخش شبیه‌سازی است که طبق ۱۲ می‌تواند یک کامپیوتر رومیزی ساده باشد. در مرحله‌ی پردازشگر در حلقه، مدل دینامیک ماهواره، سنسورها و عملگرها همچنان بر روی این کامپیوتر اجرا می‌شود.

نمونه فیزیکی پردازشگر کنترل ماهواره^{۱۴}

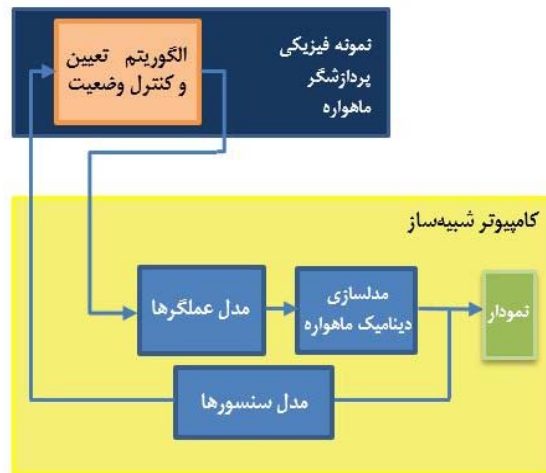
تمامی مدهای کنترلی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت بر روی نمونه فیزیکی پردازشگر کنترل ماهواره اجرا شده و با مقایسه‌ی نتیجه‌ی این مرحله و شبیه‌سازی‌های انجام شده، عملکرد پردازنده سنجیده می‌شود. در ماهواره‌ی کوچک دانشجویی، پردازنده‌ی مورد استفاده، ARM Cortex R4 است.

روند انجام تست عملی پردازشگر در حلقه

برای تست پردازشگر در حلقه، لازم است مدل ایجاد شده برای شبیه‌سازی الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت به صورت مدل زمان گسسته دربیاید و به زبان سطح پایین مانند C تبدیل شود تا قابل پیاده‌سازی و اجرا بر روی پردازشگر باشد. در این بخش بعد از گسسته‌سازی بلوک‌های پیوسته (مانند مشتق و انتگرال) در سیمولینک، با استفاده از ابزار Simulink Code Generation، مدل شبیه‌سازی شده به زبان C تبدیل شده و کد بدست آمده توسط نرم‌افزار Code Composer بر روی پردازنده‌ی ماهواره با هسته‌ی ARM اجرا شده است. طی این فرایند، به طور معمول خطاهای مختلفی به چشم می‌خورد و این مرحله را زمان بر می‌کند.

پس از برنامه‌ریزی برد پروسور ماهواره، حلقه‌ی کنترل به صورت نشان داده شده در شکل ۱۳ بسته می‌شود. به این ترتیب، داده‌ی سنسورها از طریق کامپیوتر شبیه‌ساز و به صورت ارتباط سریال به پردازشگر ماهواره ارسال شده و پس از پردازش داده‌ها و اجرای الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت بر روی پردازشگر، خروجی آن شامل فرمان عملگرها بار دیگر از طریق ارتباط سریال به کامپیوتر شبیه‌ساز فرستاده می‌شود. این مقادیر وارد مدل عملگرها شده و پس از اثرگذاری در مدل‌سازی دینامیک ماهواره، نمودار

کامپیوتر شبیه‌ساز وظیفه‌ی اجرای شبیه‌سازی دینامیک ماهواره، مدل‌سازی سنسورها، عملگرها و محیط عملکردی را بر عهده داشته و نمونه‌ی فیزیکی پردازشگر ماهواره به عنوان یک پردازشگر زمان حقیقی، الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت را اجرا می‌کند. اگر حلقه‌ی کنترلی را شامل دینامیک ماهواره، سنسورها، عملگرها و الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت در نظر بگیریم، شکل ۱۳ نشان‌دهنده‌ی ارتباط این بخش‌ها با کامپیوتر شبیه‌ساز و پردازشگر ماهواره است.



شکل ۱۲ - معماری تست پردازشگر در حلقه [۱۲]

معرفی بخش‌های مختلف تست پردازشگر در حلقه

عملکرد هر کدام از بلوک‌های نشان داده شده در شکل بالا در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره در مرحله‌ی "پردازشگر در حلقه" بدین صورت است:

مدل دینامیک ماهواره

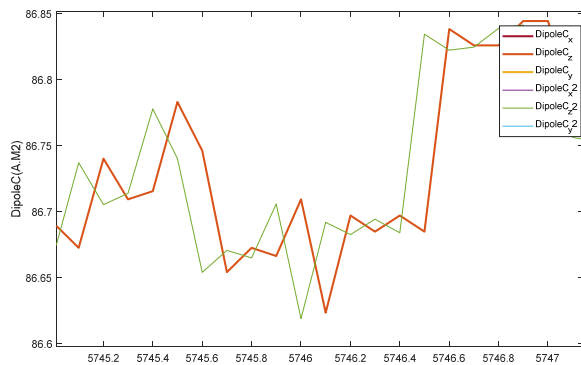
منظور از مدل دینامیک ماهواره، مدل‌سازی انجام شده برای محاسبات وضعیت و نرخ تغییرات زاویه، مدل‌سازی اغتشاشات وارد شده بر ماهواره و همچنین مدل‌سازی تبدیلات دستگاه مختصات مرجع می‌باشد.

مدل سنسورها

سه مدل سنسور شامل سنسور خوشید، مغناطیس، ژيروسکوپ در این بلوک مدل‌سازی و شبیه‌سازی شده است.

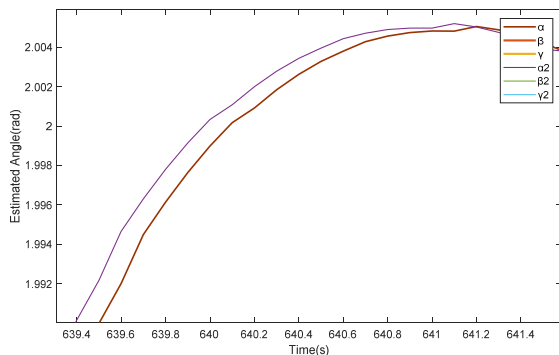
مدل عملگرها

در این بلوک مدل‌سازی ریاضی برای دو مدل عملگر شامل عملگر مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی انجام شده است. برای مدل‌سازی دقیق چرخ، لازم است تست‌های عملی با چرخ مورد نظر انجام شود.



شکل ۱۴- مقایسه‌ی فرمان دوقطبی مغناطیسی تولید شده توسط پردازشگر ماهواره و کامپیوتر شبیه ساز در اجرای موازی و زمان حقیقی [۱۲]

در مرحله‌ی بعد، الگوریتم تعیین وضعیت نیز به بلوک کنترل وضعیت اضافه می‌شود. هر اشتباه کوچک در این مرحله، باعث تفاوت زیاد در نتیجه‌ی تعیین و کنترل وضعیت خواهد شد. شکل ۱۶ نشان‌دهنده‌ی بخشی از نتایج تعیین وضعیت محور X توسط دو پردازنده است و بار دیگر روند یکسان عملکرد پردازشگر ماهواره و کامپیوتر شبیه‌ساز را نشان می‌دهد. تصویر بزرگنمایی شده نشان از اختلاف ۰.۱ ثانیه بین نتایج دو پردازنده دارد.

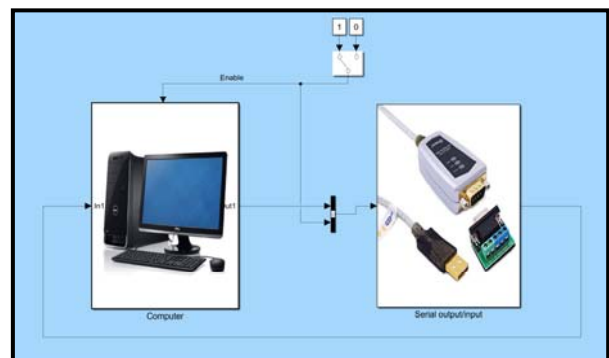


شکل ۱۵- مقایسه‌ی نتیجه‌ی تعیین وضعیت توسط پردازشگر ماهواره و کامپیوتر شبیه‌ساز در اجرای موازی و زمان حقیقی [۱۲]

پس از اطمینان از عملکرد پردازشگر ماهواره و قابلیت اجرای کدهای شبیه‌سازی بر روی آن، این پردازشگر به همراه الگوریتم‌های کامل تعیین و کنترل وضعیت در حلقه‌ی کنترلی قرار گرفته و نتایج کنترل آن با نتایج شبیه‌سازی مدل در حلقه مقایسه می‌شود. شکل ۱۷ نشان‌دهنده‌ی نتیجه‌ی این دو تست در کنترل زوایای اوپلر است. نمودار آبی، نتیجه‌ی کنترل در تست پردازشگر در حلقه و نمودار قرمز نتیجه‌ی کنترل در تست مدل در حلقه می‌باشد. رفتار کلی این دو کنترل‌کننده شبیه به هم است و تفاوت موجود در آن‌ها به علت تاخیر در ارسال و کوانتیزاسیون داده در ارتباط شبیه‌سازی زمان حقیقی با پردازشگر می‌باشد.

تغییرات زاویه و سرعت زاویه‌ای بدست آمده و حلقه‌ی کنترل به همین ترتیب ادامه می‌یابد.

شکل ۱۴ نشان‌دهنده‌ی نحوه‌ی برنامه‌نویسی و مدل‌سازی این مرحله است. همان‌طور که در شکل ۳ نشان داده شد، تمامی پارامترهای مؤثر برای کنترل ماهواره، در نرم‌افزار متلب-سیمولینک شبیه‌سازی شده است. حال لازم است که خروجی سنسورها از طریق ارتباط سریال، وارد پردازنده شده و در آنجا با اجرای الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت، فرمان کنترلی بار دیگر از طریق ارتباط سریال وارد کامپیوتر و نرم‌افزار سیمولینک شده و در مدل عملگرها اعمال شود.



شکل ۱۳- نحوه برقراری ارتباط سریال بین کامپیوتر شبیه‌ساز و پردازشگر کنترل ماهواره [۱۲]

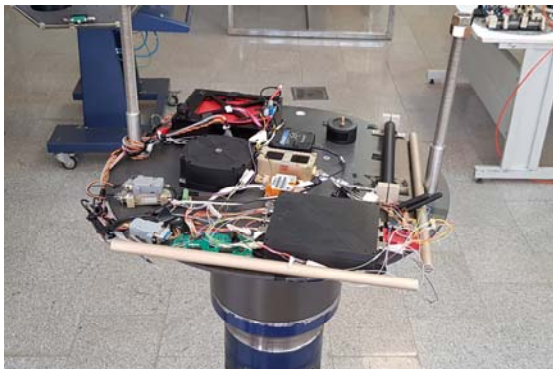
برای اطمینان از عملکرد صحیح پردازشگر مطابق با شبیه‌سازی‌های انجام شده در مرحله‌ی قبل، کد تعیین و کنترل وضعیت در پردازشگر ماهواره و کامپیوتر شبیه‌ساز به طور موازی و همزمان اجرا شده و نتایج آن با یکدیگر مقایسه شده‌اند. انتظار می‌رود که در این تست به علت تفاوت‌های ساختاری در دو پردازنده، شاهد تفاوت‌های کوچکی در نتایج باشیم.

آنالیز نتایج

مرحله‌ی اول بررسی تست پردازشگر در حلقه، با ارزیابی بلوک کنترل وضعیت بدون حضور الگوریتم تعیین وضعیت و به صورت موازی با کامپیوتر شبیه‌ساز انجام می‌شود. به این ترتیب فرمان کنترل در هر دو پردازنده ایجاد شده و پس از اطمینان از عملکرد پردازشگر ماهواره، به طور مستقل وارد حلقه‌ی کنترل می‌شود. شکل ۱۵ نشان‌دهنده‌ی قسمتی از فرمان کنترل ایجاد شده توسط دو پردازنده برای عملگر مغناطیسی محور Z به صورت زمان حقیقی می‌باشد. نتیجه‌ی این ارزیابی نشان می‌دهد که روند کلی شبیه‌سازی در نرم‌افزار سیمولینک و اجرای سخت افزاری بر روی پردازشگر ماهواره به یک شکل انجام شده و تنها تفاوت این دو در تاخیر حدود ۰.۱ ثانیه می‌باشد.

وضعیت ماهواره وارد بخش "سخت‌افزار در حلقه" می‌شود. [۱۶] در این بخش ارتباط پردازشگر با سنسورها و عملگرهای کنترلی برقرار شده، تست‌ها یک قدم دیگر به واقعیت نزدیک شده و نهایتاً مدل مهندسی ماهواره ساخته می‌شود.

در شکل ۲۰ نمایی از آماده‌سازی تجهیزات جدول ۲ جهت تست‌های سخت‌افزار در حلقه نشان داده شده است. الگوریتم‌های پیاده‌سازی شده در مرحله پردازشگر در حلقه، با سنسورها و عملگرهای واقعی ماهواره وارد حلقه شده و سخت‌افزار در حلقه را تشکیل می‌دهند. این مرحله در حال انجام و ارزیابی است و نتایج آن در مقالات بعدی ارائه می‌شود.



شکل ۱۹- آماده‌سازی تست‌های سخت‌افزار در حلقه

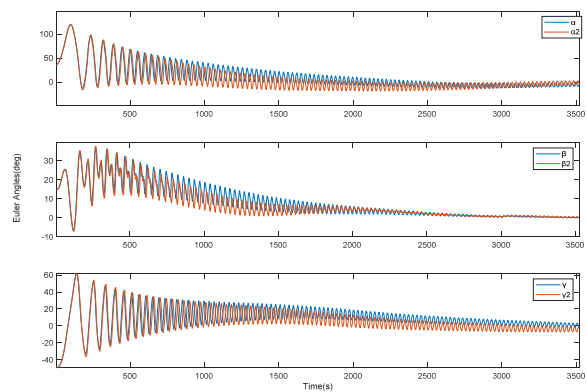
نتیجه‌گیری

در این مقاله نتایج بدست آمده از توسعه و صحت‌سنجی زیر مجموعه تعیین و کنترل وضعیت (مدل در حلقه و پردازشگر در حلقه) برای یک میکرو ماهواره‌ی دانشجویی با مشخصات جدول ۴ ارائه گردید. میکرو ماهواره‌ی دانشجویی در قالب مشارکت بین دانشگاهی بین‌المللی برای اولین بار در کشور در دست طراحی و ساخت می‌باشد. شبیه‌سازی‌های انجام شده با توجه به عملی بودن پروژه، بر بستر اجزا و تجهیزات واقعی با استانداردهای فضایی صورت گرفته‌است که در نوع خود تجربه‌ی علمی و پژوهشی کم نظیری در سطح کشور می‌باشد.

جدول ۴- مشخصات میکرو ماهواره دانشجویی

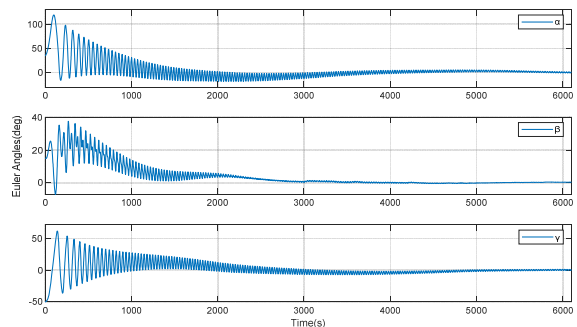
جرم	۳۰ کیلوگرم
ابعاد	۶۵×۳۵×۳۵ سانتی متر
ماتریس ممان اینرسی (با در نظر گرفتن بوم گردابان جاذبه در حالت باز شده)	$\begin{bmatrix} ۵.۵۴۸۰ & -۰.۰۲۳۰ & -۰.۰۳۲ \\ -۰.۰۲۳۰ & ۵.۵۴۵۰ & ۰.۰۰۸۰ \\ -۰.۰۳۲۰ & ۰.۰۰۸۰ & ۰.۴۴۴۰ \end{bmatrix}$
سرعت زاویه‌ای اولیه	[۱۰ ۱۰ ۱۰]deg/s

توسعه بستر مدل در حلقه و پردازشگر در حلقه زیرمجموعه کنترل وضعیت میکرو ماهواره‌ی دانشجویی

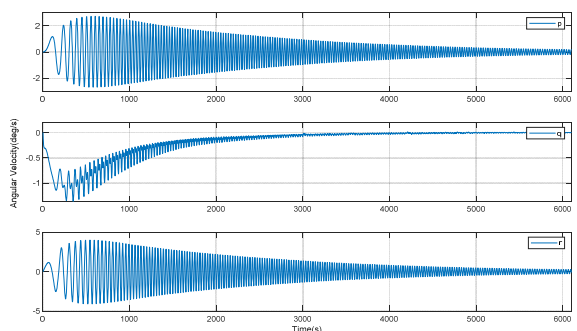


شکل ۱۶- کنترل زوایای اوپلر در مرحله سمت گیری زمین توسط پردازشگر ماهواره و مقایسه با شبیه‌ساز نرم افزاری میکرو ماهواره دانشجویی [۱۲]

شکل ۱۸ و ۱۹ به ترتیب نشان‌دهنده‌ی کنترل زوایای اوپلر و سرعت زاویه‌ای در سه محور در مود سمت گیری زمین بوده و صحت شبیه‌سازی را در مرحله‌ی پردازشگر در حلقه به اثبات می‌رساند.



شکل ۱۷- کنترل زوایای اوپلر در مرحله سمت گیری زمین با استفاده از شبیه‌سازی پردازشگر در حلقه [۱۲]



شکل ۱۸- کنترل سرعت زاویه‌ای در مرحله سمت گیری زمین با استفاده از شبیه‌سازی پردازشگر در حلقه [۱۲]

توسعه‌ی تست‌های پیاده‌سازی زیرسیستم ADCS

با انجام مرحله‌ی پردازشگر در حلقه و اطمینان از عملکرد صحیح پردازشگر کنترل ماهواره، ارزیابی عملکرد زیرسیستم تعیین و کنترل

- [6] Li, J., Post, M., Wright, T., & Lee, R., "Design of Attitude Control Systems for Cubesat-Class Nanosatellite" *Journal of Control Science and Engineering*, 2013, <https://doi.org/10.1155/2013/657182>
- [7] Daniel, M. Torczynski and Amini, R., *Magnetorquer Based Attitude Control for a Nanosatellite Testplatform*, Delft University of Technology, Delft, 2629 GZ, The Netherlands, 2010.
- [8] Saghari, A., Mirshams, M., Jafarsalehi, A., "Comprehensive Code of Remote Sensing Satellite Conceptual Design", *Journal of Space Science and Technology (Jsst)*, Summer 2014.
- [9] Fritz, M., Shoer, J., Singh, L., Henderson, T., McGee, J., Rose, R., & Ruf, C. (2015). *Attitude determination and control system design for the CYGNSS microsatellite. 2015 IEEE Aerospace Conference*, 2015, pp. 1–12.
- [10] Junaid, M. The Development of a Hardware-in-the-Loop Platform for the Attitude Determination and Control Testing of a Small Satellite, (Thesis), December 2015.
- [11] APSCO Small Student Satellite (SSS) Technical report, K.N.Toosi University of Technology, 2018
- [12] Sajjad, N., Design and Implementation of Control Modes for Student Micro Satellite, (M. Sc. Thesis), Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Summer 2019.
- [13] Quadri, M., Kathleen, Prof D. Miller and Prof K. Cahoy. "Testing the Attitude Determination and Control of a CubeSat with Hardware-in-the-Loop." Massachusetts institute of technology space systems laboratory, 2014.
- [14] Mirshams, M. and et al., "Using Air-Bearing Based Platform and Cold Gas Thruster Actuator For Satellite Attitude Dynamics Simulation," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 12, 2015, pp. 1-12.
- [15] Taei, H., Mirshams, M., Ghobadi, M., Vahid D., M., Haghi, H., "Optimal Control of a Tri-axial Spacecraft Simulator Test bed Actuated by Reaction Wheels," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 8, No. 4, 2016, pp. 35-44.
- [16] Bohlouri, V., Haghghi, H., Kaviri, S., Taghinezhad, M., maani, E., Seyedzamani, S., "Design and implementation of hardware-in-the-loop (HIL) test-bed for spacecraft attitude control," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 12, No. 2, 2019, pp. 55-70.

این شبیه‌سازی‌ها با استفاده از نرم‌افزار متلب در محیط سیمولینک و با استفاده از نمونه مدل مهندسی برد کنترل میکرو ماهواره، پیاده‌سازی گردیده است. (شکل ۳ و ۱۲)

نتایج بدست آمده از این دو مرحله شبیه‌سازی حاکی از صحت عملکرد سخت‌افزار و الگوریتم کنترلی انتخابی می‌باشد. (شکل های ۱۱-۷ و ۱۹-۱۵)

سپاسگزاری

با تشکر فراوان از تیم آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی.

با تشکر از تیم دانشگاه بیهانگ به سرپرستی پروفسور "های هوانگ"، مدیر آزمایشگاه ماهواره دانشکده هوافضای این دانشگاه، پکن، چین.

و با تشکر از اتحادیه اپسکو برای گردهم آوردن دانشجویان در یک پروژه‌ی فضایی بین‌المللی.

مراجع

- [1] Huang, H., "Developing Next-Generation Aerospace Innovative Talents through Space Cooperation, 'APSCO 9th International Symposium on, November 2018.
- [2] Sidi, M., *Spacecraft Dynamics & Control, a Practical Engineering Approach*, Cambridge University Press, 1997.
- [3] Tudor, Z., Design and Implementation of Attitude Control for 3-Axis Magnetic Coil Stabilization of a Spacecraft, (M.Sc. Thesis), Norwegian University of Science and Technology, Institutt for teknisk kybernetikk, 2011.
- [4] Ofodile, I., Ch., *Design and Comparison of Attitude Control Modes for ESTCube-2*, (M.Sc. Thesis) University of Tartu, 2017.
- [5] Miri Roknabadi, S.H., Mirshams M. and Nikkha A.A., "Spacecraft Optimal Attitude Control By Means of Reaction Wheels," *Journal of Space Science And Technology (Jsst)*, Winter 2010.