نشریه مهندسی مکانیک
انجمن مهندسان مکانیک ایران
مقاله علمی پژوهشی
DOI: 10.30506/IJMEP.2022.532510.1799
DOR: 20.1001.1.25384775.1401.24.2.1.9

پیاده سازی کنترلر PID و ساخت شبیه ساز سخت افزار در حلقه بر روی زیر سیستم کنترل وضعیت ماهواره

کسری رسولی[۱]
کارشناس ارشد

حامد شهبازی[۲]
استادیار

علیرضا آریایی[۳]
استادیار

مریم ملک‌زاده[۴]
دانشیار

پیمان نوروزی[۵]
دانشجوی دکتری

هم اکنون یکی از مهم ترین زمینه های فعالیت علمی در کشور طراحی ساخت و ارسال ماهواره به فضا می باشد که از نیازهای کلیدی کشور است. ماهواره ها در زمینه های مخابراتی، تحقیقاتی، آب و هوا، تصویر برداری و نقشه برداری و کاربردهای نظامی دارای اهمیت بسیاری می باشند. با توجه به اینکه کنترلرهای طراحی شده از روی مدل ماهواره با در نظر گرفتن برخی فرضیات و ساده سازی سیستم انجام می‌شود، می‌تواند هزینه های زیاد پیاده سازی کنترلرهای طراحی شده بر روی سیستم واقعی بدون ارزیابی کنترلر طراحی شده را تحمیل کند. باوجود مغایرت در سیستم شبیه سازی شده با مدل واقعی سیستم، طراحی و ساخت شبیه ساز زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره جهت نیل به این اهداف کمک شایانی خواهد کرد. این زیرسیستم نقش تعیین‌کننده ای در انجام موفقیت آمیز مأموریت ماهواره به عهده دارد. به صورتی که بروز هرگونه عیب و نقص در این زیرسیستم می‌تواند باعث شکست مأموریت ماهواره شود. بنابراین آزمودن و کسب اطمینان از صحت عملکرد این زیرسیستم پیش از پرتاب ماهواره و درروی زمین از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در این مقاله ابتدا طراحی و ساخت شبیه ساز سخت افزار در حلقه وضعیت ماهواره، بر اساس مدل میزی، مدنظر می باشد که در ساخت این شبیه ساز از یاتاقان هوایی جهت شبیه سازی محیط خلأ در فضا بهره گیری شده است. در ادامه جهت کنترل وضعیت مدل ماهواره، کنترلر PI D طراحی شده، بر روی سخت افزار شبیه ساز کنترل وضعیت ماهواره پیاده سازی شد، که نتایج شبیه سازی توانایی کنترلر طراحی شده را نشان می‌دهد.

واژه های راهنما: کنترل وضعیت ماهواره، سخت افزار در حلقه، شبیه ساز ماهواره، یاتاقان هوایی

۱- مقدمه

از اولین پرتاب موفقیت‌آمیز ماهواره در سال ۱۹۵۷ توسط کشور روسیه تا به امروز کنترل و پرتاب ماهواره، دستیابی به فضا و استفاده از امکانات متنوع ماهواره‌ها، جزء یکی از مهم‌ترین اولویت‌های علمی و پژوهشی

[۱] کارشناس ارشد، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران kasra.rasouli@gmail.com
[۲] نویسنده مسئول، استادیار، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران h.shahbazi@eng.ui.ac.ir
[۳] استادیار، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران A.ariaee@eng.ui.ac.ir
[۴] دانشیار، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران M.malekzadeh@eng.ui.ac.ir
[۵] دانشجوی دکتری، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران P.norouzi@eng.ui.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۳/۳۰، تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۱/۱۷

کشورهای توسعه‌یافته بوده است. با توجه به روند رو به گسترش فعالیت‌های مرتبط با علوم و صنایع فضایی، لزوم پرداختن به تحقیقات زیربنایی در این زمینه بیش از پیش در کشور احساس می‌گردد. یکی از مهم‌ترین زیرسیستم‌های ماهواره، زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره می‌باشد. در این سیستم هدف کنترل موقعیت چرخشی ماهواره در مدار خود می‌باشد.

کارکرد صحیح زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت سامانه‌های فضایی از الزامات اصلی موفقیت ماهواره‌ها در مأموریت خود می‌باشد و بایستی از عملکرد مناسب آن در زمان عملیاتی شدن ماهواره در مقابله با عوامل نامعین، اطمینان حاصل نمود. شبیه‌سازهای وضعیت ماهواره، سیستم‌هایی هستند که به‌وسیله آن‌ها می‌توان شرایط عملکردی ماهواره در مدار را شبیه‌سازی نمود و با انجام آزمایش‌های بر خط بر روی آن‌ها به ارزیابی نزدیک به واقعیت عملکرد روش‌های مختلف کنترل وضعیت ماهواره پرداخت. یکی از متداول‌ترین روش‌ها برای شبیه‌سازی محیط عملکردی ماهواره در مدار، استفاده از یاتاقان‌های کروی می‌باشد. این شبیه‌سازها، امکان حرکت سه درجه آزادی در محدوده‌ای معین و آزمایش دینامیکی کامل سخت‌افزارها و نرم‌افزارهای ماهواره را فراهم می‌سازند. باوجوداین شبیه‌ساز در آزمایشگاه می‌توان کلیه الگوریتم‌های کنترلی را ابتدا با استفاده از نرم‌افزار شبیه‌سازی نمود، سپس با استفاده از تست‌های سخت‌افزار در حلقه نحوه عملکرد آن‌ها را بر ماهواره واقعی را بررسی نمود. ساخت این شبیه‌ساز به‌صورت کلی به مراحل زیر تقسیم می‌شوند که در این پروژه باید به ترتیب انجام گیرد.

۱) ساخت میز آزمایش و بالانس کردن آن

۲) ساخت یاتاقان هوایی کروی و مونتاژ آن بروی پایه و میز آزمایشگاهی (Testbed)

۳) تجهیز و مونتاژ لوازم الکترونیکی بر روی میز آزمایش

۴) انتخاب یک روش کنترلی و پیاده‌سازی آن بر روی شبیه‌ساز

اولین استفاده از این سیستم به حدود سال ۱۹۷۰ بازمی‌گردد، به‌گونه‌ای که این سیستم در اواسط دهه ۱۹۷۰ متداول بوده و در لایحه فنی ناسا استفاده‌شده است. به‌علاوه در سال ۱۹۶۷ نیز برای مرکز فرماندهی پرواز فضایی ناسا توسط دستگاه‌های مانور فضایی استفاده‌شده است. از مؤسسات دارای این شبیه‌ساز می‌توان دانشگاه استنفورد، موسسه تکنولوژی توکیو، دانشگاه ویکتوریا، دانشکده تحصیلات تکمیلی ناوبری، موسسه تکنولوژی ماساچوست، دانشگاه واشنگتن و ... را نام برد.

برای آنکه بتوان ماهواره را در مدار ثابتی نگه داشت و در صورت لزوم محل آن را به میزان کمی تغییر داد و در جهت خاصی آن را نگه داشت به زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره نیاز می‌باشد. زیرا هنگامی‌که ماهواره در مدار موردنظر قرار می‌گیرد، گشتاورهای اغتشاشی ناخواسته‌ای به ماهواره اعمال می‌شود که باعث انحراف ماهواره از مدار وضعیت مطلوب آن می‌شود. بنابراین حفظ موقعیت و مدار مطلوب برای ماهواره به‌صورت دینامیکی و غیرفعال امکان‌پذیر نیست و حتماً باید یک سیستم کنترل به‌صورت فعال موقعیت و نیز جهت‌گیری ماهواره را کنترل کند [۹].

از مهم‌ترین عوامل ایجاد گشتاور اغتشاشی می‌توان عوامل خارجی زیر را نام برد:

- اغتشاشات ناشی از نیروی پسای جو
- اغتشاشات ناشی از عدم کروی بودن و ناهمگنی کره زمین

- اغتشاشات ناشی از تشعشعات خورشیدی
- اغتشاشات ناشی از گرانش جسم سوم
- اغتشاشات ناشی از میدان مغناطیسی زمین
- اغتشاشات ناشی از شتاب مرکز جرم زمین

عوامل خارجی دیگری نیز ممکن است سبب ایجاد گشتاور مزاحم مانند شتاب کوریولیس ماهواره، برخورد با ذرات فضایی یا عوامل نامعلوم دیگر برای ماهواره شود. همچنین اغتشاشات داخلی نیز می‌تواند سبب انحراف ماهواره از وضعیت مطلوب آن شود؛ برای مثال می‌توان تغییرات وزن و انرژی ماهواره در اثر مصرف سوخت یا تلاطم آن؛ جابه‌جایی مرکز ثقل و.... را نام برد [۶] هریک از این اغتشاشات بسته به ویژگی‌های ماهواره می‌توانند اثرات متفاوتی بر روی ماهواره داشته باشند. به‌عنوان‌مثال هرچقدر ارتفاع مدار ماهواره کمتر باشد، اثر نیروی اغتشاشات پسای جو بر روی آن بیشتر خواهد بود و با افزایش ارتفاع از اثر این نیرو کاسته خواهد شد. تا جایی که در ارتفاعات نظیر ارتفاع ماهواره‌ای GEO می‌توان گفت که این نیرو تقریباً اثری بر روی مدار ندارد. بالعکس برای ماهواره‌های کم ارتفاع LEO اثر تابش خورشیدی بر روی مدار کم است؛ درحالی‌که این اثر اغتشاشی برای ماهواره‌های در ارتفاع بالاتر بیشتر بوده و مدار این ماهواره‌ها تحت تأثیر این نیرو تغییر بیشتری پیدا می‌کند. همان‌طور که بیان شد، برخی از عوامل اغتشاشی با افزایش ارتفاع کاهش می‌یابند و برخی دیگر با افزایش ارتفاع افزایش می‌یابند. بنابراین برای مدارهای متفاوت نیروهای اغتشاشی متفاوتی قابل‌توجه و دارای اهمیت خواهد بود. با توجه به گشتاورهای اغتشاشی که در بالا ذکر شد، اهمیت زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره مشخص می‌شود. این زیرسیستم وظیفه تنظیم مدار، تنظیم جهت ماهواره و پایدارسازی ماهواره را باوجود اغتشاشات داخلی و خارجی بر عهده دارد تا ماهواره بتواند اهداف مأموریت خود را انجام دهد. برای مثال می‌توان به تأمین جهت‌دهی‌های موردنیاز برای سمت دهی صفحات خورشیدی ماهواره به سمت خورشید، رادیاتورهای گرمایی به سمت اعماق فضا، تراسترها به سمت جهت مناسب و عکس‌برداری از مناطق زمین اشاره کرد [۸].

با توجه به اهمیت این زیرسیستم، بروز هرگونه عیب در این زیرسیستم می‌تواند باعث مصرف توان بیشتر، از دست رفتن کنترل و ناپایداری و یا در حالت کلی شکست مأموریت ماهواره شود، بنابراین آزمودن و کسب اطمینان از صحت عملکرد این زیرسیستم پیش از پرتاب ماهواره از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است [۳]. در هنگام قرارگیری ماهواره در موقعیت نامطلوب یا خطرناک این زیرسیستم با انجام عملیاتی خودکار وضعیت ماهواره را تصحیح می‌کند. فرمان‌های کنترلی با استفاده از داده‌های حاصل از حسگرهای تعیین وضعیت ماهواره و مقایسه این داده‌ها با اطلاعاتی از قبل تعیین‌شده به دست می‌آید و به عملگرهای بخش کنترل ماهواره فرستاده‌شده تا عکس‌العمل مناسب بر روی ماهواره اعمال شود [۱۱].

کنترل مداری ماهواره‌ها در ابتدا از طریق زمین و تصحیح مدار و حفظ موقعیت در تمام فازهای مأموریت، نیاز به اعمال تصمیم‌گیری و کنترل از سمت کارکنان پایگاه زمینی داشته و همچنین بار محاسباتی کنترل ماهواره که شامل تحلیل مدار، تصحیح مدار و حفظ موقعیت می‌باشد، بر عهده رایانه‌های موجود بر روی زمین بوده است. اما تقریباً از سال ۱۹۹۲ کنترل مداری خودکار موردتوجه محققین و دانشمندان فضایی قرارگرفته است. منظور از کنترل مداری خودکار یا حفظ موقعیت خودکار آن است که ماهواره خودش

به‌تنهایی بتواند به‌صورت خودکار تمام المان‌های مداری خود را حفظ کند و ثابت نگه دارد [۵]. در این مقاله طراحی و ساخت زیرسیستم شبیه‌ساز وضعیت ماهواره مدنظر می‌باشد که در انتها با پیاده‌سازی کنترلر PID بر روی مدل، پاسخ سیستم به سمت مقادیر مطلوب میل کرده و کنترلر کنترل شبیه‌ساز را به‌خوبی انجام داده است.

۲- شبیه‌سازی شرایط برای آزمودن سخت‌افزار در حلقه ماهواره

برای انجام شبیه‌سازی سخت‌افزاری ماهواره نیاز است که محیط فضا برای ماهواره شبیه‌سازی شود. جنبه‌های مختلف محیطی، در فضا وجود دارد که می‌توان آن‌ها را در زمین مطابقت داد؛ مانند شرایط خلأ، محدوده دمایی، جاذبه ناچیز در حد میکرو، گشتاور ناچیز در حد میکرو و ... گرچه مطابقت دادن همه این عوامل به‌طور همزمان بسیار دشوار است [۴]. با توجه به این‌که در این مقاله هدف بررسی زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره است، ایجاد محیطی با حداقل اصطکاک و غلبه بر اثر گرانش بسیار بااهمیت و تعیین‌کننده می‌باشد و جزء شرایط عملکردی برای این زیرسیستم است. بنابراین برای بررسی این زیرسیستم می‌بایست اثر گرانش و اصطکاک حذف شود، که در غیر این صورت تأثیر آن‌ها نتایج تست را کاملاً غیرواقعی می‌کند. بدین منظور جهت شبیه‌سازی محیط خلأ می‌توان از روش‌های نیروی شناوری در سیال، آزمایش برج سقوط[1] پرواز روی مسیرهای g–، ماشین تعیین موقعیت تصادفی[2]ویاتاقان هوایی[3] استفاده کرد [۱۲]. برای این منظور در این مقاله از یاتاقان هوایی استفاده شده است. سکوی تست ترکیبی از یاتاقان هوایی به همراه عملگرها و حسگرها هستند که به‌منظور بررسی سخت‌افزارهای تعیین کنترل وضعیت و توسعه نرم‌افزارهای آن در ماهواره از حدود ۵۵ سال پیش موردتوجه قرارگرفته‌اند (به شبیه‌سازهای سخت‌افزاری حرکت ماهواره، سکوهای تست[4]نیز گفته می‌شود.) [۱].

استفاده از یاتاقان هوایی یکی از متداول‌ترین روش‌ها برای شبیه‌سازی حرکت ماهواره بر روی زمین است. همان‌طور که مشخص است، یاتاقان‌ها حرکت بین دو سطح را با حداقل اصطکاک ممکن می‌سازند. یاتاقان هوایی نوع خاصی از یاتاقان هستند که دو صفحه آن به‌وسیله لایه‌نازکی از هوای فشرده که به‌وسیله یکی از صفحات یاتاقان بین دو سطح ارسال می‌شود، از هم جداشده‌اند. این لایه هوا وزن قسمت بالایی را تحمل می‌کند. به دلیل ویسکوزیته پایین هوا اصطکاک بین دو سطح ناچیز می‌شود. لایه هوا هیچ‌گونه تنش برشی را در دو قسمت یاتاقان ایجاد نمی‌کند که درنتیجه لایه هوا یک روان‌ساز موثر است. یاتاقان هوایی به هوای تحت‌فشار به‌طور پیوسته نیاز دارد و می‌تواند چندین هزار پوند بار را با هوای فشرده‌ای در حدود 100psi تحمل کند. قابلیت‌های یاتاقان هوایی باعث شده که به‌عنوان یک سکوی مناسب و حتی شاید بتوان گفت مناسب‌ترین وسیله جهت شبیه‌سازی حرکت وضعی ماهواره شناخته شود. یاتاقان هوایی را می‌توان به دو نوع صفحه‌ای و کروی تقسیم‌بندی کرد [۲].

---

[1] Drop tower
[2] Random Positioning Machine (RPM)
[3] Air-Bearing
[4] Testbed

یاتاقان هوایی صفحه‌ای شامل یک صفحه بزرگ مسطح صیقلی است که دستگاه تست روی آن سر می‌خورد. بنابراین یک درجه آزادی چرخشی و دو درجه آزادی حرکت انتقالی را فراهم می‌کند. عملکرد این سیستم مانند میزهای هوایی ساده‌ای است که گوی می‌تواند روی صفحه افقی حرکت کند و آزادانه حول محور عمودی خود بچرخد. یاتاقان هوایی کروی یکی از متداول‌ترین وسایل در تحقیقات دینامیک فضاپیما است؛ زیرا که حرکت چرخشی آزاد را فراهم می‌کند. همان‌گونه که از نام یاتاقان هوایی کروی برمی‌آید، دو بخش آن قسمت‌هایی از دو کره هم‌مرکز هستند که با دقت بالایی صیقلی شده‌اند. یکی از بخش‌های کروی بر روی لایه هوا که توسط بخش دیگر مقید شده می‌چرخد و گشتاور وارد بر کره را به حداقل می‌رساند به‌علاوه آزادی چرخشی برای سیستم فراهم می‌کند؛ اما امکان حرکت انتقال وجود ندارد. صفحه چرخان به‌ندرت یک کره ۳۶۰ درجه است ؛ زیرا که تجهیزات و سازه‌ای که به آن متصل شده است، آن را محدود می‌کند. تجهیزات مکانیکی دیگری نیز به‌غیراز یاتاقان هوایی وجود دارد که بتواند همین هدف را تأمین کند؛ مانند اتصال گوی و مفصل[1]اما یاتاقان هوایی اصطکاک خیلی کمتری دارد و بنابراین مناسب‌تر است. سیستم‌های با گیمبال‌های[2]چندگانه نیز وجود دارند که می‌توان بدین منظور از آن‌ها استفاده کرد، اما آن نیز مشکلاتی مانند قفل شدن گیمبال‌ها را دارد. تقابل دینامیک بار با بعضی از دستورالعمل‌های غیرخطی زاویه گیمبال نیز شبیه‌سازی واقع‌گرایانه را بسیار دشوار می‌کند. بنابراین یاتاقان هوایی مناسب‌ترین گزینه برای تست زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره است [۷].

همان‌گونه که اشاره شد، شبیه‌سازهای حرکت ماهواره (میزهای آزمایشگاهی یا سکوهای تست) برحسب نوع یاتاقان هوایی مورداستفاده، در دو نوع صفحه‌ای و چرخشی وجود دارد که در این مقاله از یاتاقان هوایی چرخشی سه درجه آزادی استفاده‌شده است. در شبیه‌سازهای چرخشی از یاتاقان هوایی کروی استفاده می‌شود، همان‌طور که گفته شد یاتاقان هوایی کروی آزادی چرخشی را برای سیستم فراهم می‌کند اما امکان حرکت انتقالی وجود ندارد. شبیه‌سازی‌های گردشی ماهواره را می‌توان به سه دسته تقسیم‌بندی کرد: سیستم‌های میزی،[3] سیستم‌های چتری،[4] و سیستم‌های دمبلی.[5] شکل شماتیک هر سه دسته در شکل (۲) آورده شده است. در این پژوهش شبیه‌ساز مدل میزی موردتوجه قرارگرفته است.

۲-۱- طراحی و ساخت سخت‌افزار در حلقه ماهواره

در این بخش به‌صورت مختصر به طراحی و چگونگی ساخت این شبیه‌ساز سخت‌افزار در حلقه سه درجه آزادی خواهیم پرداخت.

۲-۱-۱- یاتاقان هوایی

یاتاقان هوایی کروی از اجرای زیر تشکیل می‌شود.

---

[1] Ball and socket joints
[2] Gimbals
[3] tabletop
[4] umbrella
[5] Dumbbell

۱- محفظه باد ۲- مغزی پنوماتیک ۳- کُنس داخلی یاتاقان ۴- نازل‌های خروجی باد ۵- کنس خارجی یاتاقان (نیم‌کره یا بیشتر).

- محفظه باد

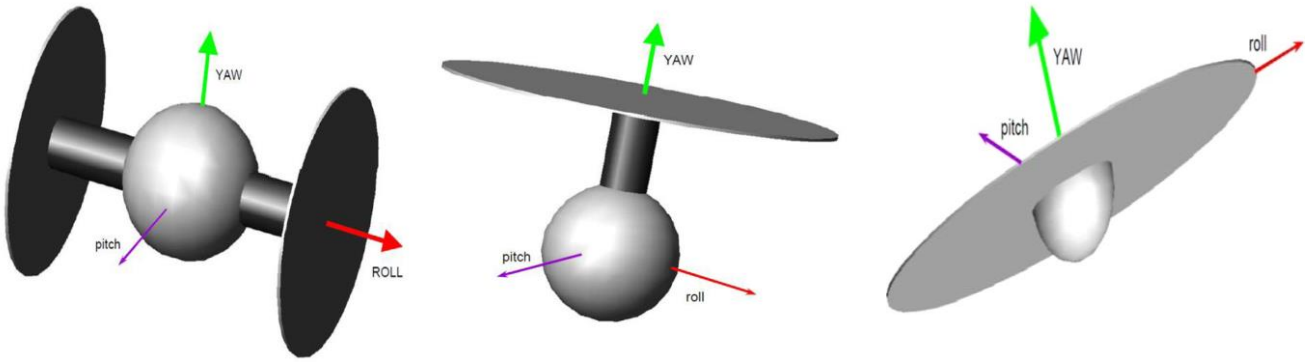
در طراحی محفظه باد ابتدا باید بیشترین فشار هوای موجود در این محفظه مدنظر قرار گیرد سپس به‌موجب وجود سنسور ژایرو در شبیه‌ساز سخت‌افزار سه درجه آزادی از مواد دارای خاصیت مغناطیسی پرهیز شود و سپس به طراحی ضخامت دیواره محفظه پرداخته شود.

- کنس داخلی یاتاقان

در طراحی کنس داخلی یاتاقان ازنظر هندسی باید به‌گونه‌ای طراحی شود که بیشترین زوایای چرخشی در جهات y,x به دست آید همچنین کنس داخلی یاتاقان و کنس خارجی یاتاقان باید مکمل یکدیگر باشند و میزان درجه آزادی در این جهات به کنس خارجی نیز وابسته خواهد بود و در شکل زیر طراحی بر اساس هندسه دیده می‌شود.

- نازل‌های خروجی باد

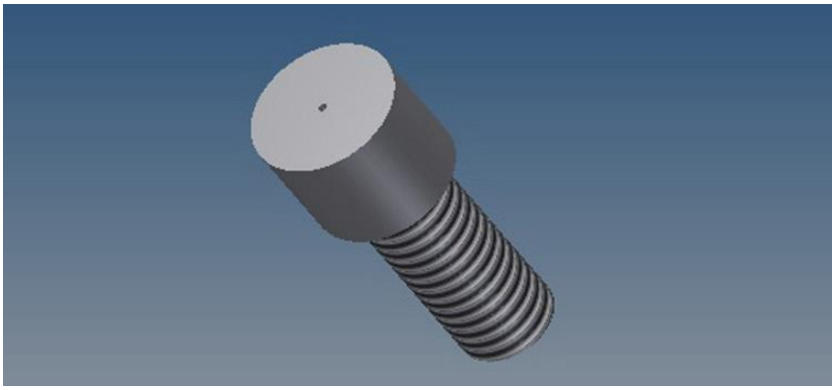
این نازل‌ها جریان هوا را به‌صورت لایه‌ای از خود خارج کرده و یک فیلم هوا به ضخامت ۰/۱ میلی‌متر بین دو سطح یاتاقان ایجاد خواهد کرد. در شکل (۵) نازل‌های خروجی هوا دیده می‌شود.



شکل ۲- شبیه‌ساز حرکت وضعی ماهواره مدل میزی، مدل چتری و مدل دمبلی

شکل ۳- محفظه باد شبیه‌ساز ماهوار

شکل ۴- کُنس داخلی یاتاقان هوایی شبیه ساز سخت افزار سه درجه آزادی ماهواره



شکل ۵- نازل‌های خروجی هوا

شکل ۶- کنس خارجی یاتاقان هوایی شبیه‌ساز سخت‌افزار ۵ درجه آزادی ماهواره

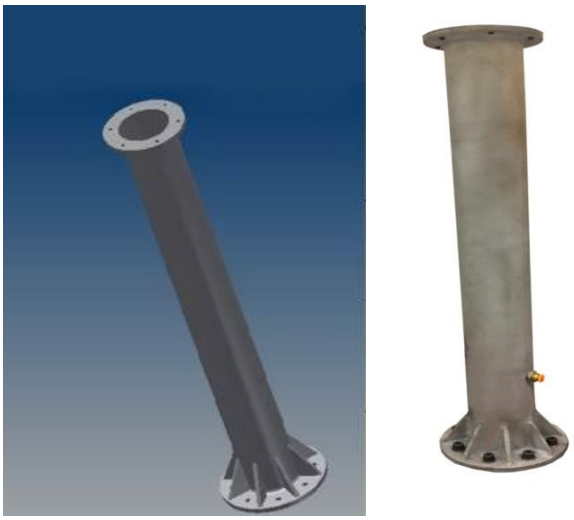
- کنس خارجی یاتاقان

یکی از دقیق‌ترین و حساس‌ترین قسمت طراحی یاتاقان قسمت کنس خارجی آن می‌باشد زیرا پایداری و دینامیک شبیه‌ساز سخت‌افزار ماهواره از این قسمت شروع می‌شود. کنس خارجی یاتاقان یا Air Bearing به شبیه‌ساز سخت‌افزار ماهواره سه درجه آزادی چرخشی می‌بخشد که این موضوع به‌صورت محرمانه در سال‌های ۱۹۵۹ در آژانس موشک‌های بالستیک ارتش آمریکا مورد بررسی قرار می‌گرفته است [۱۰]. در شکل (۶) نقشه‌های سه‌بعدی یاتاقان قابل‌مشاهده می‌باشند.

- پایه نگه‌دارنده

برای ایجاد ارتباط بین یاتاقان کف گرد و پلتفرم از یک لوله آلومینیومی و دو فلنچ استفاده خواهیم کرد برای تقویت فلنچ‌ها از فیلت[1] با این شرط که تقارن در ساخت آن‌ها رعایت شود استفاده می‌کنیم. شکل (۷) نمایی پایه نگهدارنده را خواهیم دید.

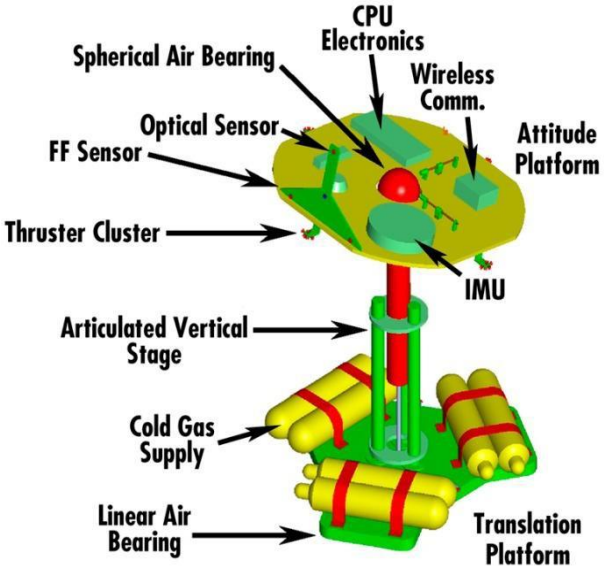
با مونتاژ کردن بخش‌های مختلف شبیه‌ساز ماهواره ساخته‌شده، مدل کلی در شکل (۸) نشان داده می‌شود. اجزای مدل شبیه‌ساز ساخته‌شده، به‌طور شماتیک در شکل (۹) نشان داده‌شده است.



شکل ۷- لوله و فلنچ شبیه ساز سخت‌افزار ماهواره

شکل ۸- شبیه‌ساز حرکت وضعی ماهواره مدل میزی ساخته‌شده

[1] filet



شکل ۹– شماتیک شبیه‌ساز ۶ درجه آزادی حرکت ماهواره

۲-۲- شبیه‌سازی کنترلر PID بر روی سیستم شبیه‌ساز ماهواره

در این بخش به پیاده‌سازی کنترل‌کننده PID[1] بر روی شبیه‌ساز سخت‌افزار ماهواره پرداخته خواهد شد. برای پیاده‌سازی کنترل‌کننده‌ها ابتدا با استفاده از محیط سیمولینک متلب[2] آن‌ها را پیاده‌سازی کرده و نهایتاً آن را بر روی برد شبیه‌ساز سخت‌افزار ماهواره که از برد آردیونو استفاده‌شده است پیاده‌سازی می‌شود. امروزه کنترل‌کننده‌های PID به‌صورت گسترده در فرایندهای صنعتی مورداستفاده قرار می‌گیرند.

دلیل محبوبیت استفاده از آن‌ها، طراحی آسان و عملکرد مقاوم آن‌ها هست. کنترلر PID یکی از رایج‌ترین کنترلرهایی می‌باشد که در بسیاری از کارهای صنعتی و آکادمیک برای سیستم‌های خطی و برخی سیستم‌های غیرخطی مورداستفاده قرارگرفته است. باوجود پیشرفت بسیاری که در طراحی کنترلرهای خطی، غیرخطی و هوشمند به وجود آمده این کنترلر به دلیل سادگی ساختار و قابل‌درک بودن نحوه کارکرد این کنترلر توانسته جایگاه خود را حفظ کند و همیشه مورداستفاده بوده است. وظیفه کنترلر تناسبی کم کردن زمان نشست سیستم می‌باشد که این کنترلر بر اساس خطای سیستم ورودی کنترلی موردنیاز را تولید می‌کند. برای کاهش خطای ماندگار سیستم می‌توان کنترلر انتگرالی را به کنترلر تناسبی اضافه کرد. با اضافه شدن این کنترلر به سیستم پاسخ سیستم نوسانی می‌شود که برای کاهش نوسانات پاسخ می‌توان یک کنترلر مشتق‌گیر به سیستم اضافه کرد. اضافه کردن این بخش کنترلی به سیستم باعث می‌شود تا کنترلر رفتار سیستم را پیش‌بینی کند و قبل از اینکه نرخ خطا افزایش پیدا کند ورودی کنترلی تصحیح شود. در کنترلرهای تناسبی- مشتق‌گیر-انتگرالی برای گرفتن جواب بهینه و مطلوب از سیستم، باید ضرایب کنترلی در آن مشخص باشد. ضرایب موردنیاز برای کنترلر تناسبی- مشتق‌گیر شامل ضرایب تناسبی (K_p) و مشتق-گیر (K_d) و انتگرال‌گیر (K_i) می‌باشد. از روش‌های به دست آوردن این ضرایب می‌توان به روش زیگلر نیکولز

[1] proportional-integral-derivative
[2] Simulink matlab

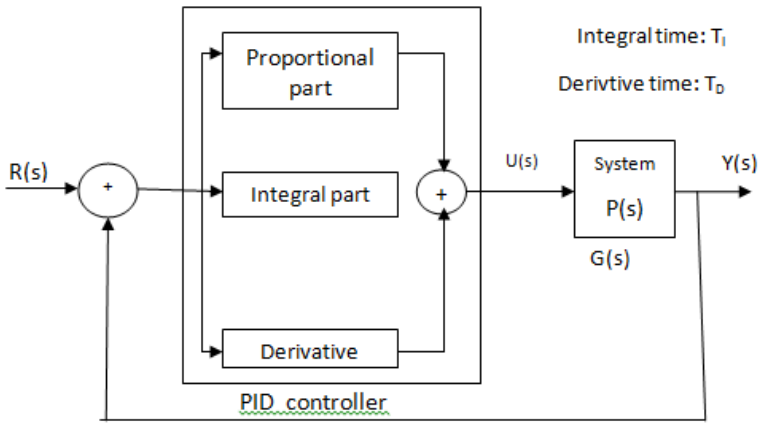
و روش سعی و خطا اشاره کرد. از روش‌های دیگر کنترلی همچون کنترلرهای منطق فازی، کنترلرهای شبکه عصبی و الگوریتم‌های هوشمند می‌توان برای بهینه کردن ضرایب کنترلی تناسبی- مشتق‌گیر استفاده کرد. پاسخ مطلوب سیستم باید با کمترین زمان نشست، کمترین بیشینه فرا جهش و کمترین نوسان همراه باشد. در این مقاله از روش سعی و خطا برای تعیین ضرایب کنترلر تناسبی- مشتق‌گیر استفاده‌شده است. برای تعیین این ضرایب ابتدا یک ضریب تناسبی برای کاهش زمان نشست، یک ضریب انتگرال‌گیر برای کاهش خطای ماندگار و سپس ضریب مشتق‌گیر برای کم کردن نوسانات پاسخ تعریف می‌شود. سپس آن‌قدر این ضرایب به روش سعی و خطا کم‌وزیاد می‌شوند تا پاسخ مطلوب برای سیستم حاصل شود. ساختار معمول کنترلر PID به شکل زیر نوشته می‌شود:

$$U(t) = k_p(e(t) + \frac{1}{T_I}\int_0^t e(t)dt + T_D\frac{de(t)}{dt}) \quad (۱)$$

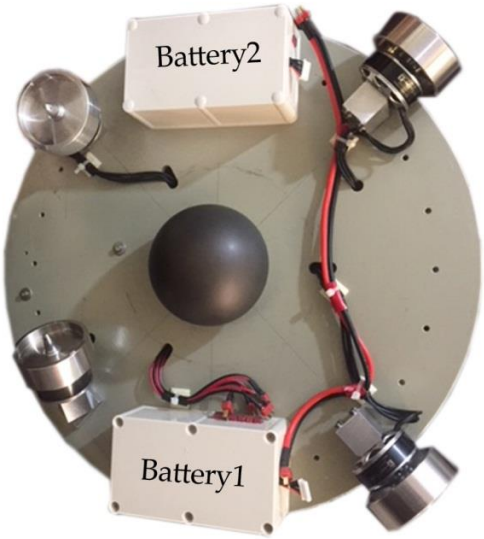
بنابراین تابع تبدیل یک کنترل کننده PID به‌صورت زیر درمی‌آید:

$$G(s) = k_p + \frac{k_i}{S} + k_d.s \quad (۲)$$

که در آن ضرایب K_P و K_i و K_d ضرایب کنترلی طراحی‌شده برای کنترلر تناسبی- مشتق‌گیر- انتگرال‌گیر می‌باشند و e(t) خطای مقدار اندازه‌گیری شده از حسگرها و مقدار مورد انتظار در لحظه t می‌باشد و de(t) نرخ خطای مقدار اندازه‌گیری شده از حسگرها و مقدار مورد انتظار می‌باشد. در این شبیه‌سازی از سنسور GY80 جهت اندازه‌گیری زوایای phi و theta و psi و عملگرهای این سیستم نیز، موتورهای براشلس می‌باشد که گشتاور موردنیاز چرخ‌های عکس‌العملی را تأمین می‌کند. این شبیه‌ساز به پردازنده ARDUINO جهت کنترل سیستم تجهیز شده است. این ماژول به جهت سادگی برنامه‌ریزی و متن‌باز بودن آن موردتوجه قرارگرفته است. جهت تغذیه سیستم نیز از باتری‌های لیتیوم پلیمر قابل شارژ استفاده‌شده است. نمایی از شبیه‌ساز تجهیز شده به این ماژول‌ها در شکل زیر آورده شده است.



شکل ۱۰– کنترلر تناسبی- انتگرال‌گیر- مشتق‌گیر



شکل ۱۱- شبیه‌ساز حرکت وضعی ماهواره مدل میزی تجهیز شده با ماژول‌های کنترلی

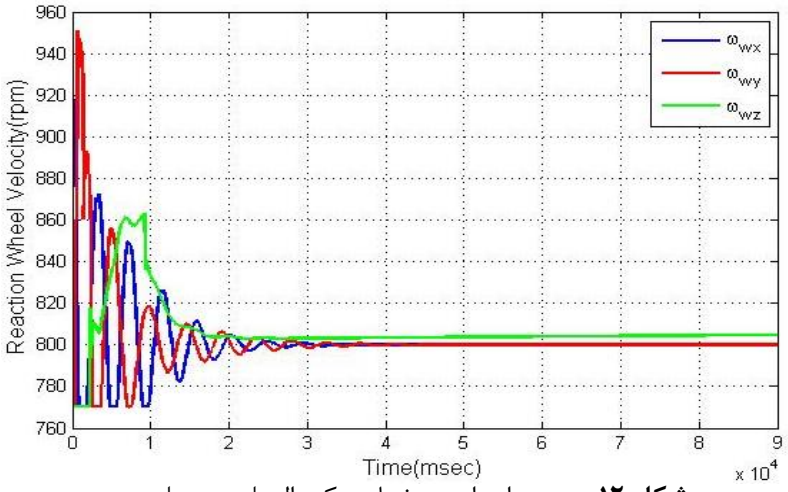
۲-۲-۱- شبیه‌سازی کنترل‌کننده PID بر روی شبیه‌ساز سخت‌افزار ماهواره

ضرایب کنترلر تناسبی- مشتق‌گیر با استفاده از روش سعی و خطا در جهت به دست آمدن بهترین کارایی انتخاب‌شده‌اند. ضرایب کنترلر به‌صورت زیر در جدول (۱) نشان داده‌شده است.

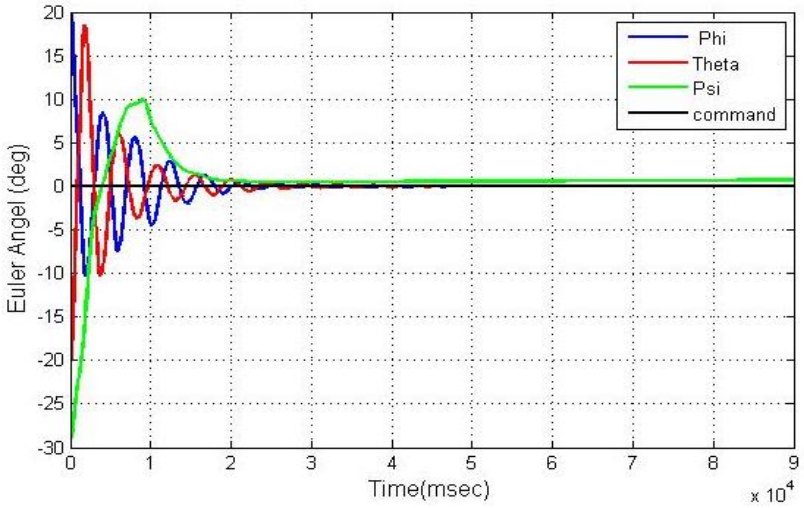
مدل شبیه‌ساز ماهواره با استفاده از محیط شبیه‌سازی متلب برای مشاهده نتایج پیاده‌سازی کنترلر، شبیه‌سازی‌شده است. در ابتدا با استفاده از ضرایب کنترلی به‌دست‌آمده به شبیه‌سازی کنترلر تناسبی- مشتق‌گیر- انتگرال‌گیر پرداخته‌شده است. نتایج شبیه‌سازی به شرح زیر در شکل‌های (۱۲) تا (۱۵) آورده شده است.

جدول ۱- ضرایب کنترلی برای کنترلر تناسبی- مشتق گیر- انتگرال‌گیر

ضرایب کنترلی	Kp_{phi}	Kd_{phi}	Ki_{phi}	Kp_{theta}	Kd_{theta}	Ki_{theta}	Kp_{psi}	Kd_{psi}	Ki_{psi}
مقادیر	۳	۵	۰/۰۰۱	۲	۵	۰/۰۰۱	۶	۵	۰/۰۱



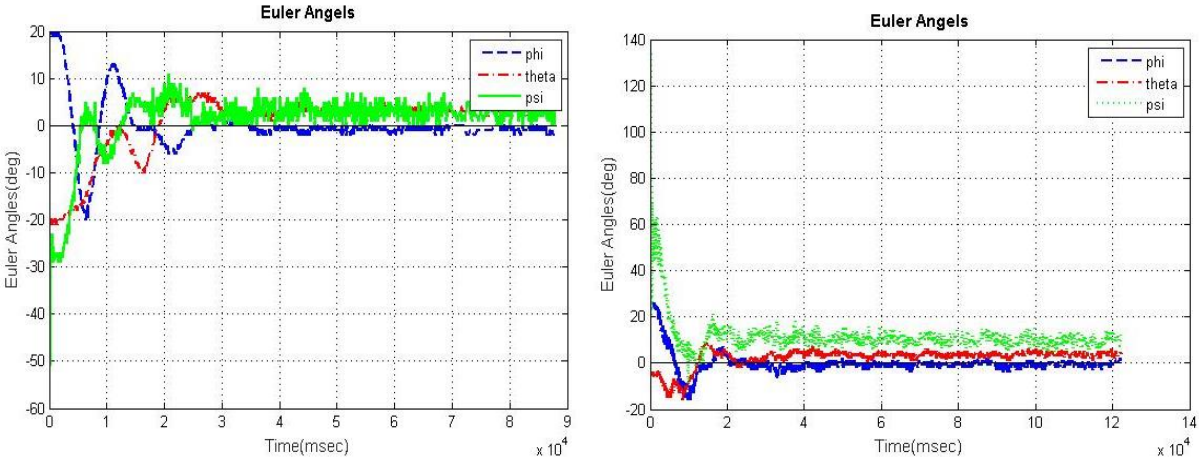
شکل ۱۲ سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی در متلب



شکل ۱۳ پاسخ کنترلر PID در شبیه‌ساز متلب

جدول ۲- بررسی پاسخ کنترلر تناسبی- مشتق گیر- انتگرال‌گیر

کنترلر تناسبی- مشتق‌گیر- انتگرالی	پاسخ زاویه Phi	پاسخ زاویه Theta	پاسخ زاویه Psi
بیشینه فرا جهش	۱۰	۱۰	۱۰
زمان نشست	۲/۲	۲/۳	۱/۸
مقدار نهایی حالت خروجی	۰	۰	۰/۷
زمان صعود	۰/۱	۰/۱	۰/۴



شکل ۱۴- زوایای اویلر در تست بر روی شبیه‌ساز ماهواره در وضعیت اولیه متفاوت

بعد از پیاده‌سازی کنترلر بر روی سیمولینک متلب و یافتن ضرایب مناسب برای کنترل کردن شبیه‌ساز سخت‌افزار ماهواره، باید این کنترلر، بر روی شبیه‌ساز پیاده شود تا نتایج واقعی سیستم را با نتایجی که توسط شبیه ساز از آن استخراج می‌شود مورد مقایسه قرار گیرد. با شبیه سازی کنترلر طراحی شده بر روی مدل واقعی، مشخص می شود که پاسخ کنترلر به زوایای مطلوب در شبیه ساز و واقعیت یکسان میباشد، که نشان از دقت ساخت در مدل شبیه ساز میباشد (شکل ۱۶).

۳- نتیجه‌گیری

با توجه به اینکه یکی از مهم‌ترین زمینه‌های فعالیت علمی در کشور طراحی ساخت و ارسال ماهواره به فضا (که در زمینه‌های مخابراتی، تحقیقاتی، آب‌وهوا، تصویربرداری و نقشه‌برداری و کاربردهای نظامی استفاده می‌شوند) می‌باشد، در این مقاله به طراحی و ساخت مدل شبیه ساز ماهواره براساس مدل میزی پرداخته شده است. در این مقاله از یاتاقان هوایی جهت ساخت مدل شبیه ساز و شبیه سازی شرایط جو (شرایط خلا و اصطکاک ناچیز) استفاده شده است.در ادامه جهت بررسی پاسخ مدل شبیه ساز، طراحی کنترلر کلاسیک PID مورد توجه قرارگرفته است. در ابتدا ضرایب کنترلر کلاسیک PID با استفاده از روش سعی و خطا در نرم‌افزار متلب تخمین زده‌شده‌اند که پاسخ مدل موردنظر به ازای شرایط ابتدایی متفاوت موردبررسی قرار گرفت و در محیط متلب شبیه‌سازی‌شده‌اند. درنهایت کنترلر PID طراحی‌شده روی مدل واقعی شبیه‌ساز، پیاده‌سازی شده و کارایی آن مشخص‌شده است. پاسخ کنترلر روی مدل شبیه‌ساز، کارایی خوب کنترلر طراحی‌شده را نشان می‌دهد.

مراجع

[1] Haghshenas-Jaryani, M., Sevil, H.E., and Sun, L., "Navigation and Obstacle Avoidance of Snake-robot Guided by a Co-robot UAV Visual Servoing", Paper Presented at the Dynamic Systems and Control Conference, American Society of Mechanical Engineers, doi.org/10.1115/DSCC2020-3156, Vol. 84270, pp. V001T05A001, (2020).

[2] Malekzadeh, M., and Sadeghian, H., "Attitude Control of Spacecraft Simulator without Angular Velocity Measurement", Control Engineering Practice, Vol. 84, pp. 72-81, (2019).

[3] Milosevic, B., Naldi, R., Farella, E., Benini, L., and Marconi, L., "Design and Validation of an Attitude and Heading Reference System for an Aerial Robot Prototype", American Control Conference (ACC), IEEE, Fairmont Queen Elizabeth, Montréal, Canada (2012).

[4] Navabi, M., and Barati, M., "Mathematical Modeling and Simulation of the Earth's Magnetic Field: A Comparative Study of the Models on the Spacecraft Attitude Control Application", Applied Mathematical Modelling, Vol. 46, pp. 365-381, (2017).

[5] Rong, F., Yanru, Z., and Jianping, Z., "Disturbance-observer-based Nonlinear Stabilization Control of Flexible Spacecraft Attitude System", 34th Chinese Control Conference (CCC), IEEE, July 28–30, Hangzhou, Zhejiang Province, China, doi: 10.1109/ChiCC.2015.7259807, (2015).

[6] Sternberg, D.C., Pong, C., Filipe, N., Mohan, S., Johnson, S., and Jones-Wilson, L., "Jet Propulsion Laboratory Small Satellite Dynamics Testbed Simulation: On-orbit Performance Model Validation", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 55(2), pp. 322-334., (2018).

[7] Stevenson, D., and Schaub, H., "Terrestrial Testbed for Remote Coulomb Spacecraft Rotation Control", International Journal of Space Science and Engineering, Vol. 5, pp. 96-112, (2014).

[8] Tappe, J.A., "Development of Star Tracker System for Accurate Estimation of Spacecraft Attitude", Naval Postgraduate School Monterey CA, (2009).

[9] Wilde, M., Clark, C., and Romano, M., "Historical Survey of Kinematic and Dynamic Spacecraft Simulators for Laboratory Experimentation of on-orbit Proximity Maneuvers", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 110, Article Number. 100552, (2019).

[10] Xie, H., Low, K.H., and He, Z., "Adaptive Visual Servoing of Unmanned Aerial Vehicles in GPS-denied Environments", IEEE/ASME Transactions On Mechatronics, Vol. 22(6), pp. 2554-2563, (2017).

[11] Yandra, H., Rao, G.K.V., and Kumar, K.R., "Implementation of INS in Three Dimensional Space using Mems Based Ahrs", International Journal of Computer Applications, Vol. 975, pp. 8887, (2012).

[12] Zappulla, R., Virgili-Llop, J., Zagaris, C., Park, H., and Romano, M., "Dynamic Air-bearing Hardware-in-the-loop Testbed to Experimentally Evaluate Autonomous Spacecraft Proximity Maneuvers", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 54(4), pp. 825-839, (2017).

Abstract

Currently, one of the most important fields of scientific activity is building and sending satellites into space, which is one of the key needs of all countries. Satellites have great importance in the fields of telecommunications, research, weather, imaging and mapping, and military applications. Controllers are designed by considering some assumptions and simplifying the system that it can impose high costs of implementing the designed controllers on the real system without evaluating the designed controller on the simulator. Despite the discrepancy between the simulated system and the actual system model, testbed control simulator will help to achieve these goals. Determining this subsystem is responsible for the successful completion of the satellite mission. Any defect in this subsystem can cause the failure of the satellite mission. Therefore, testing and ensuring the correct operation of this subsystem before launching the satellite is so important. In this project, first, the hardware simulator is designed and built based on the 3 degree of freedom model. In the construction of this simulator, air bearings have been used to simulate the vacuum environment in space. To control the testbed model, the PID controller is implemented and the results are shown controller.