مروری بر شبیه‌سازهای سخت‌افزاری دینامیک وضعیت ماهواره

حجت طائی

استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، taei@mut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۴/۱۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۱۰/۰۴

چکیده

شبیه‌سازهای دینامیک وضعیت از جمله پرکاربردترین تجهیزاتی هستند که در پژوهش‌های پایداری و کنترل سامانه‌های فضایی کاربرد دارند؛ زیرا حرکت چرخشی بدون قید تولید و در عین سادگی، انجام تست‌های عملی ماهواره یا فضاپیما روی زمین را ممکن می‌کنند. ویژگی منحصر به‌فرد این تجهیزات در شبیه‌سازی محیط عملکردی ماهواره است که سه درجه آزادی چرخشی مقید یا نامقید (بسته به نوع یاتاقان هوایی) تولید می‌نماید. در این مقاله، ضمن دسته‌بندی انواع شبیه‌سازهای دینامیک و کنترل وضعیت ماهواره، روی شبیه‌سازهای مبتنی بر یاتاقان هوایی تمرکز می‌شود و سیر تحول طراحی و ساخت آن را به‌طور کامل مورد بررسی قرار می‌گیرد. ارائهٔ دستاوردهای موجود و ارزیابی آنها در کنار دسته‌بندی مراجع موجود در حوزهٔ شبیه‌سازهای سخت‌افزاری ماهواره، از ویژگی‌های دیگر این مقاله است که استفاده از آن را برای متخصصان و دانشجویان علاقه‌مند به این سیستم‌ها فراهم می‌آورد.

واژگان کلیدی

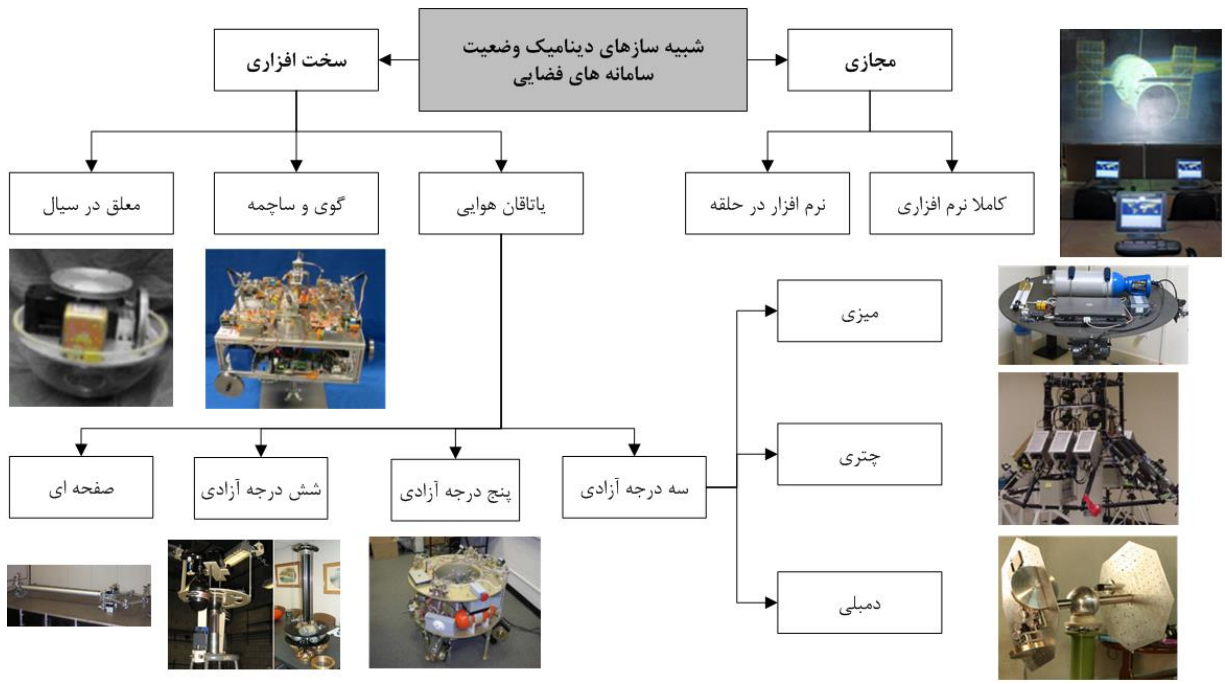
شبیه‌ساز سخت‌افزاری ماهواره، دینامیک وضعیت، یاتاقان هوایی، رانشگر، چرخ عکس‌العملی، حسگر وضعیت

۱. مقدمه

شبیه‌سازی دانش و هنر ساخت مدلی از یک فرایند یا سیستم، به‌منظور ارزیابی و آزمایش راهبردها و روشی برای آگاهی از نتایج ایده‌های پیشنهادی قبل از اجرای آنهاست. شبیه‌سازی در واقع مدلی کوچک‌شده از یک عنصر واقعی یا وضعیت اجتماعی یا یک فرایند است و روشی است مؤثر در بررسی برخی ویژگی‌ها یا رفتارهای کلیدی در یک سامانهٔ فیزیکی یا انتزاعی. شبیه‌سازی در بسیاری از مقوله‌ها، از جمله مدلسازی سامانه‌های طبیعی و انسانی، برای کسب بنیش و آگاهی حول نحوهٔ کارشان به‌کار می‌رود. در موارد دیگر همچون سیستم‌های فضایی و ماهواره‌ای، شبیه‌سازی فناوری، برای بهینه‌سازی عملکرد، کاهش احتمال بروز خطا در سامانه پس از پرتاب، مهندسی ایمنی، آزمایش فرایندهای گوناگون، آموزش و مهارت‌آموزی استفاده می‌شود. از شبیه‌سازی برای نمایش آثار و عواقب نهایی شرایطی متفاوت (که مثلاً در واقعیت برقرار نیست)، یا بررسی تأثیر عوامل موجود نیز می‌توان بهره برد [۱]. سیستم‌های پیچیده برای طراحی، ساخت، اعتبارسنجی و نهایتاً تست‌های عملکردی به یک فرایند مهندسی سیستم با در نظر گرفتن تمامی جزئیات نیازمندند. طی سالیان گذشته، فرایند مهندسی سیستم به‌وسیلهٔ روش‌های شبیه‌سازی کامپیوتری پشتیبانی شده‌اند. چنین فرایندهایی با شروع برنامه آپولو به‌طور جدی توسط ناسا و سایر هم‌پیمانانش برای انجام این

پروژه، مورد توجه و استفاده قرار گرفت و از این نظر، سابقهٔ تاریخی شبیه‌سازی‌های فضایی با سابقهٔ تاریخی شروع فعالیت‌های فضایی برابری می‌کند. با پیشرفت صنعت فضایی، لزوم شبیه‌سازی‌های سخت‌افزاری در حوزه‌های مختلف این صنعت بیش از پیش احساس شد؛ تا آنجا که از حدود شصت سال پیش طراحی و ساخت این‌گونه تجهیزات سرعت چشمگیری به‌خود گرفت. اصولاً شبیه‌سازی سیستم‌های فضایی با اهداف گوناگونی چون آموزش دانشجویان، کاربران و متخصصان؛ تحقیق پیرامون دینامیک مسئلهٔ مورد مطالعه و استخراج پارامترهای اصلی، تست و اعتبارسنجی طراحی صورت گرفته روی زمین پیش از پرتاب با هزینه و ریسک پایین، مشاهدهٔ عملکرد سیستم در یک محیط نزدیک به واقعیت و رفع عیوب احتمالی، طراحی و پیاده‌سازی الگوریتم هدایت و کنترل مطلوب و امکان بررسی عملکرد سیستم با زیرسیستم‌های مختلف جهت انتخاب بهترین ترکیب آنها صورت می‌پذیرد [۲].

برای شبیه‌سازی دینامیک وضعیت سامانه‌های فضایی روش‌های متعددی وجود دارد. در سطح مجازی، همهٔ سیستم اعم از کامپیوتر پرواز، حسگرها، عملگرها و مدل دینامیکی در قالب نرم‌افزار شبیه‌سازی می‌شوند. این شبیه‌سازی می‌تواند با پیاده‌سازی کامپوتر پرواز اصلی یا فرایندهای نرم‌افزار در حلقه عمیق‌تر گردد. در سطح بالاتر، که بدان شبیه‌سازهای سخت‌افزاری گفته می‌شود، از حسگرها و عملگرهای واقعی استفاده و تلاش می‌شود تا محیط عملکردی سیستم و پدیده‌های متناظر با آن، نظیر بستر حرکت آزاد بدون قید فراهم آید [۶-۳]. این سطح از شبیه‌سازی خود دارای نمونه‌های متنوع و حالات گوناگونی است که در شکل ۱. نمایش داده شده‌اند.

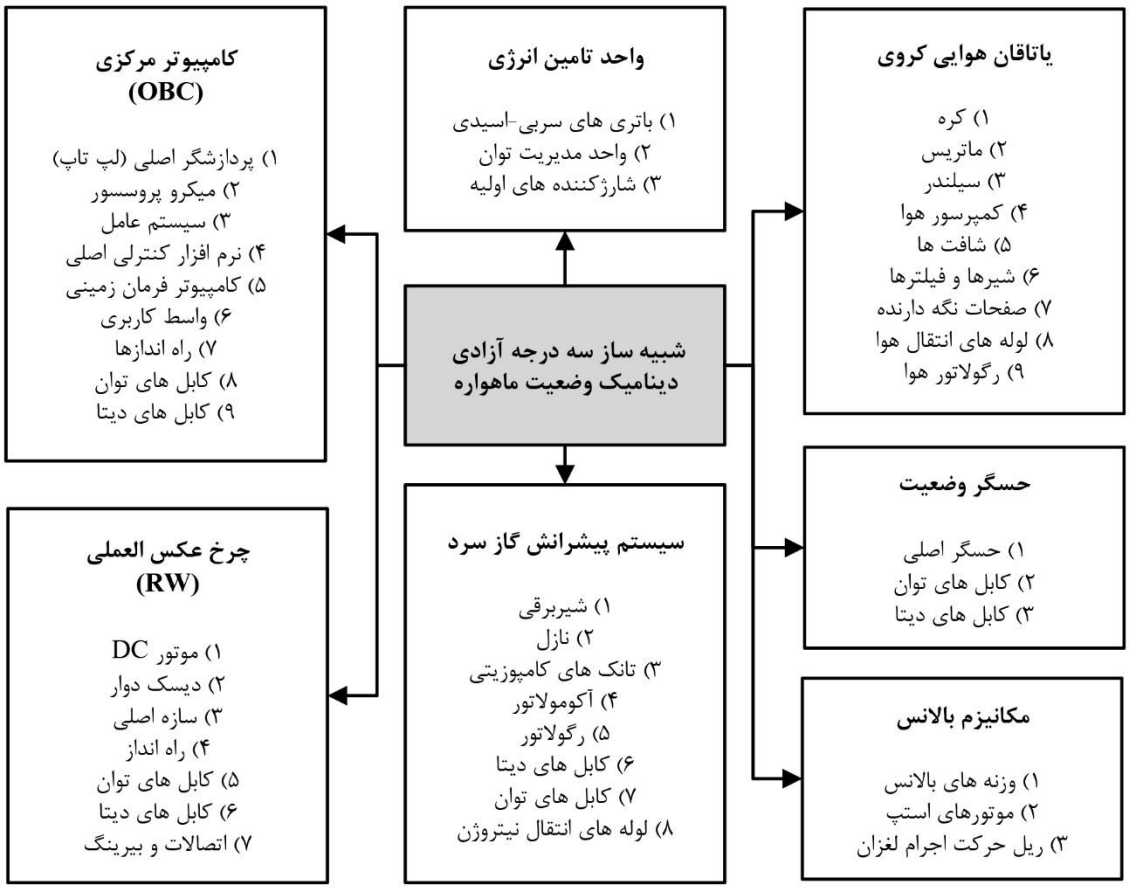


شکل ۱. انواع شبیه‌سازهای دینامیک وضعیت سامانه‌های فضایی [۱]

۲. شبیه‌سازهای سخت‌افزاری

نکتهٔ قابل توجه در مورد سیستم‌های سخت‌افزاری، شبیه‌سازی محیط عملکردی فضاپیماست که می‌تواند حرکت چرخشی بدون قید ایجاد کند و تست المان‌های مختلف زیرسیستم پایداری و کنترل وضعیت سامانه‌های فضایی، الگوریتم‌های کنترلی و مشاهده عینی عملکرد سیستم را ممکن سازد. بر همین اساس، عموماً دسته‌بندی روش‌های شبیه‌سازی حرکت وضعی ماهواره، در وهلهٔ نخست برمبنای روش مورد استفاده برای شبیه‌سازی محیط عملکردی و در گام بعد، برمبنای درجات آزادی قابل دسترسی می‌باشد. باید گفت راه‌حل‌های زیادی برای شبیه‌سازی محیط عملکردی یک ماهواره وجود دارد که یاتاقان‌های هوایی (که موضوع بحث این پژوهش خواهد بود)، فقط یک نمونه از آنها می‌باشد. از جمله این روش‌ها می‌توان به مدل‌های ساچمه‌ای و

تانک‌های معلق در آب اشاره کرد. تکنیک‌های کاربردی برای این منظور، ممکن است در یک موقعیت خاص بهتر از بقیهٔ تکنیک‌ها باشد. مثلاً در حالی که روش تست با استفاده از تانک‌های زیر آبی برای تعلیم فضانوردان بسیار مفید است، اما شناوربودن ماهواره در این روش به‌شدت محدود می‌گردد [۷]. با این‌وجود، استفاده از یاتاقان‌های هوایی به‌عنوان بستر اصلی شبیه‌ساز (شکل ۲) همواره ارجح بوده است؛ زیرا مزایای به‌کارگیری آن به‌مراتب بیش از محدودیت‌هایش است.



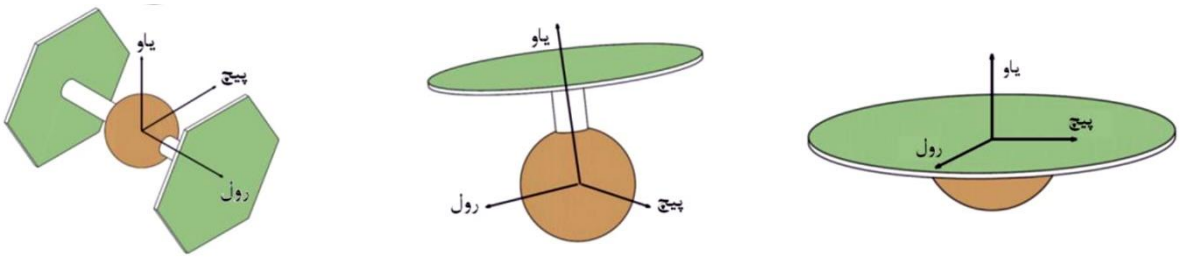
شکل ۲. زیرسیستم‌ها و المان‌های اصلی یک شبیه‌ساز سخت‌افزای دینامیک وضعیت ماهواره [۱۴]

در حقیقت یاتاقان‌های هوایی نمی‌توانند به‌طور کامل آثار جاذبه‌های بسیار کوچک را اعمال نمایند، اما در عین‌حال به کاربر این امکان را می‌دهند که بتواند در یک محیط با تورک حداقل سخت‌افزارها را دست‌کاری نماید. یک محیط با تورک کم غالباً برای رسیدن به سیستم‌های دقت بالا مورد توجه است، اما شبیه‌سازی آن روی زمین به‌منظور بررسی صحت مفاهیم کنترلی کاری بسیار مشکل است. یک یاتاقان هوایی، محیطی با تورک آزاد بسیار شبیه محیط فضایی ایجاد می‌کند و به‌همین دلیل این فناوری در تحقیقات زمینی روی دینامیک و کنترل وضعیت فضاپیماها مقدم است. بسته به نوع یاتاقان هوایی، می‌توان ترکیبی از چرخش با تورک آزاد و انتقال با نیروی آزاد را به‌دست آورد. سیستم‌های شناور مغناطیسی و وسائل ایجاد بی‌وزنی هم می‌توانند در ایجاد محیط‌های دینامیکی با تورک کم کمک نمایند، اما باید گفت چنین سیستم‌هایی نوعاً دامنهٔ حرکتی کمتری از آنچه یاتاقان هوایی فراهم می‌کند، دارند [۹-۷]. وسائل آزمایشگاهی که در آنها یاتاقان هوایی به‌کار رفته است، به‌منظور آزمایش بار محموله در برخی از مراحل آزادی چرخشی و آزادی انتقالی ساخته شده‌اند. هوای فشرده از سوراخ‌های ریز موجود در سطح فنجانی شکل یاتاقان عبور کرده و لایهٔ نازکی از هوا می‌سازد که وزن قسمت متحرک (گوی) را تحمل می‌کند. لایهٔ هوا هیچ‌گونه تنش برشی را در دو قسمت یاتاقان ایجاد نمی‌کند، در نتیجه لایهٔ هوا یک روانساز مؤثر است [۱۲-۱۰]. همان‌طور که از نام این نوع یاتاقان

مشخص است، دو قسمت آن بخش‌هایی از دو گوی هم‌مرکز هستند که با تلورانس بسیار کمی صیقلی و ماشینکاری شده‌اند. یکی از گوی‌ها روی لایهٔ هوا که به‌وسیلهٔ بخش دیگر (فنجان) محدود شده است، در سه درجه آزادی می‌چرخد. سطح چرخش 4π استرادیان است، که تجهیزات وصل‌شده روی یاتاقان حوزهٔ حرکت آن را محدود می‌کند. البته ساختار مکانیکی دیگری هم می‌تواند چنین هدفی را برآورد و آن اتصال مفصل ساچمه‌ای است. اما باید گفت اصطکاک در روش یاتاقان هوایی بسیار کمتر از مفصل ساچمه‌ای است [۱۳].

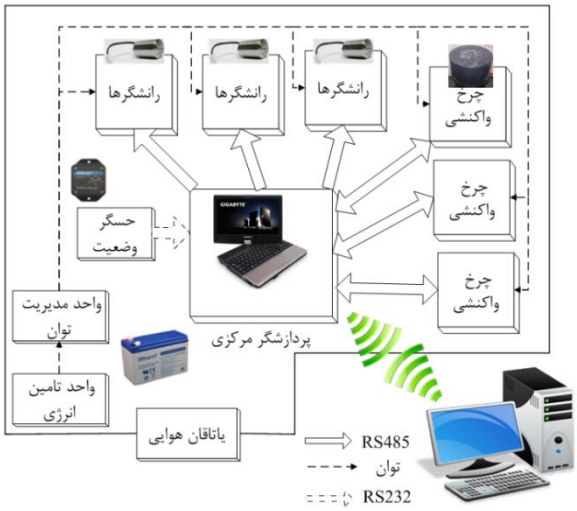
یک شبیه‌ساز سخت‌افزاری دینامیک وضعیت ماهواره علاوه بر یاتاقان هوایی، معمولاً از اجزای متنوعی چون عملگرهای کنترل وضعیت، حسگر تعیین وضعیت، واحد انرژی، سازوکارهای بالانس و پردازشگر مرکزی استفاده می‌کند که نمونه‌ای از آن در شکل ۲ نمایش داده شده است.

هدف ابتدایی بسترهای تست مبتنی بر یاتاقان هوایی، ارائهٔ توصیف دقیقی از دینامیک فضاپیماست. با در نظر گرفتن مسائل و مشکلاتی که قبلاً گفته شد، محققان این شبیه‌سازها را برای ارزیابی طرح کنترلی (از دینامیک جسم صلب گرفته تا کنترل یک فضاپیما و رفع ناپایداری در سیستم‌های انعطاف پذیر) به‌کار می‌برند. عموماً این نوع از شبیه‌سازها در دو نوع صفحه‌ای و چرخشی ساخته می‌شوند که اولی برای حرکت صفحه‌ای و دومی برای حرکت چرخشی استفاده می‌گردند. چون در این نوشتار، هدف بررسی عمیق شبیه‌سازهای صفحه‌ای نیست، خواننده جهت مطالعات بیشتر به مراجع [۱۶] و [۱۷] ارجاع داده می‌شود. در مقابل، رویکرد این مقاله نسبت به شبیه‌سازهای چرخشی (شکل ۳) متفاوت خواهد بود و چون این نوع شبیه‌سازها، موضوع اصلی مقالهٔ پیش‌رو هستند، به‌طور مفصل پیرامون آنها صحبت خواهد شد.



(الف) (ب) (ج)

شکل ۳. نمایی از شبیه‌ساز الف) میزی، ب) چتری، پ) دمبلی [۲]

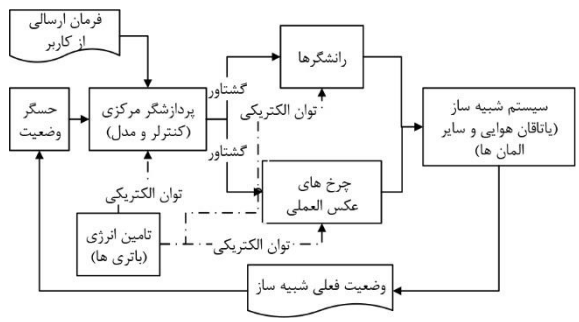


شکل ۴. نحوهٔ ارتباط زیرسیستم‌های مختلف در یک شبیه‌ساز ماهواره [۱۱]

گفتنی است بسیاری از تجهیزات به‌کار رفته در این دو نوع شبیه‌سازها مانند عملگرها، حسگرها و کامپیوترها شبیه‌اند (شکل‌های ۴ و ۵). شبیه‌سازی که در آن از یک یاتاقان هوایی کروی ایده‌آل استفاده شده باشد، به بار محموله‌اش این اجازه را

می‌دهد که حول هر سه محور، حرکت زاویه‌ای نامقید داشته باشد. عملاً آماده‌سازی چنین سطحی از آزادی چرخشی مشکل است و نیاز به ثابت بودن حجم بار محموله در حین عملیات دارد. دو دستهٔ عمدهٔ سیستم‌های چرخشی عبارت‌اند از: مدل‌های میزی و چتری مدل‌های دمبلی [۱۶-۱۴].

مدل‌های میزی و چتری، حول محور یاو خود دارای آزادی کامل (۳۶۰ درجه) هستند، اما حرکت پیچ و رول آنها نوعاً بایستی به زوایای کمتر از ۹۰± درجه محدود گردد. سازهٔ اصلی سیستم میزی معمولاً روی سطح صاف یک ایربیرینگ نیم‌کره‌ای سوار می‌شود و تجهیزات آن روی این صفحه قرار می‌گیرند. سیستم‌های چتری درمقابل دارای یک میله هستند که در قسمت بالایی یک کره کامل سوار شده و صفحه دربردارنده تجهیزات روی این میله قرار می‌گیرد. در اینجا اجزا و زیرسیستم‌های شبیه‌ساز می‌تواند هم بالا و هم پایین صفحه قرار گیرند که در مدل میزی معمولاً چنین امکانی وجود ندارد. گفتنی است که طراحی دقیق سیلندر و یاتاقان هوایی در افزایش دقت این مدل‌ها بسیار مؤثر است [۱۷].



شکل ۵. ساختار کلی اجرای فرامین در یک شبیه‌ساز ماهواره [۱]

در نوع دیگر شبیه‌سازهای چرخشی، که به آن مدل دمبلی گفته می‌شود، دو بازو در خلاف جهت هم روی قسمت مرکزی یک کرهٔ کامل نصب شده و دو صفحه دربردارنده تجهیزات و زیرسیستم‌ها در انتهای این دو بازو قرار می‌گیرند. این ساختار به‌طورقابل توجهی تداخل سازه‌ای را کاهش داده و درمقابل آزادی حرکتی بار محموله را افزایش می‌دهد که همین امر سبب حرکت چرخشی نامقید در امتداد محورهای یاو و رول می‌گردد [۱۸].

۳. شبیه‌سازهای صفحه‌ای

اگرچه اطلاعات کاملی از تاریخچهٔ نمونه‌های صفحه‌ای وجود ندارد، اما تحقیقات نشان می‌دهد این‌گونه وسائل، از اواسط دههٔ ۱۹۷۰ م مورد توجه قرار گرفته‌اند که برای نمونه می‌توان به نوشته‌هایی در گزارش‌های فنی ناسا پیرامون چگونگی معلق نگه داشتن یک میز بزرگ روی فیلمی از هوا که برای استفاده در نوعی از یاتاقان های هوایی به‌کار می رود، اشاره کرد. این سیستم در قسمت تجهیزات مانور فضایی از بخش فضایی گروه راکول در آمریکای شمالی در سال ۱۹۶۷ م ساخته شده است [۱۶].

هم‌اکنون نیز یاتاقان‌های هوایی صفحه‌ای در تحلیل و تفسیر موضوعات ملاقات مداری مورد استفاده قرار می‌گیرند. محققان در آزمایشگاه روبات‌های فضایی دانشگاه استنفورد نیز چندین بستر تست صفحه‌ای دارند که از آنها برای تحلیل موضوعات مختلف مداری استفاده می کنند [۱۹]. یکی از موارد قابل تامل در زمینهٔ تقرب‌های مداری، مسئلهٔ کنترل مسیر حرکت ماهواره‌های از دور خارج شده است. حل این مسئله بسیار مشکل‌تر از ساخت یک نمونه است، زیرا مسیر حرکت این ماهواره‌ها تصادفی بوده و معمولاً لنگرگاه‌های مؤثری ندارد. انستیتوی فناوری توکیو در حال تحلیل این موضوع با استفاده از یک ایربیرینگ صفحه‌ای به‌همراه یک جفت بازوی مفصلی هفت درجه آزادی است که یک بازو به‌صورت کاملاً تصادفی عمل می‌کند (برای شبیه‌سازی ماهواره خراب شده) و بازوی دیگر تلاش می‌کند تا آن را کنترل نماید و بر روی یک مسیر مطلوب نگاه دارد [۲۰]. از دیگر نمونه‌های شبیه‌ساز صفحه‌ای ماهواره می‌توان به مدل‌های دانشگاه ویکتوریا [۲۱]، دانشگاه نیروی هوایی آمریکا [۲۲]، دانشگاه کالیفرنیا [۲۳] و دانشگاه واشنگتن [۲۴] اشاره کرد که به‌ترتیب جهت کمینه‌نمودن ارتعاشات در حین الحاق مداری، شبیه‌سازی ایجاد ارتعاش در بازوی آنتن و سخت‌افزار در حلقه نمودن عملگرهای میکروالکترومکانیکی استفاده شده‌اند. جدیدترین نمونه از این تجهیزات در دانشگاه کورنل [۲۵] برای تست ماهواره‌های بسیار کوچک مکعبی ساخته شده است. استفاده از یک دوربین مشاهده‌گر در کنار یک یاتاقان هوایی صفحه‌ای سبب می‌شود تا این شبیه‌ساز (شکل ۶) قابلیت تست ماهواره‌های مکعبی را داشته باشد.

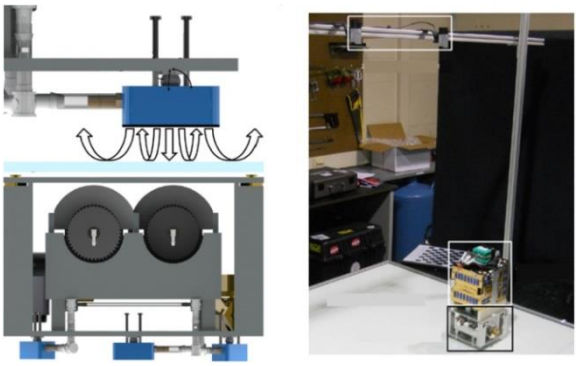
۴. شبیه‌سازهای میزی و چتری

تحقیق و بررسی دربارهٔ این شبیه‌سازها از دههٔ ۵۰ م و همزمان با شکل‌گیری عصر فضا آغاز شده است. جدیدترین سیستم از این نسل که اطلاعات کامل آن فعلاً موجود می‌باشد، یک یاتاقان

هوایی کروی سه‌محوره با ظرفیت بار محموله ۹۰۰ پوند و آزادی کامل درامتداد محور یاو و ۱۲۰± درجه در امتداد محورهای پیچ و رول می‌باشد. محققان از این شبیه‌ساز برای بسط قوانین کنترلی نیمبوس[۱] (نسل دوم ماهواره‌های هواشناسی) استفاده کردند [۲۶]. پس از آنکه چندین ماهواره پایدار شده چرخشی[۲] آسیب‌های جدی دیدند، نمونه‌ای از شبیه‌سازهای چتری برای بررسی آثار اتلاف انرژی بر فضاپیماهای پایدار چرخشی در ناسا ساخته شد. چهار نوع فرایند اتلاف انرژی در این شبیه‌ساز تعیین شد: لزجت سوخت، دمپرهای غیرفعال، چرخ‌های عکس‌العملی و دمپرهای رقص محوری فعال.

به‌منظور واقعی‌کردن تست‌ها تا حد ممکن، خصوصیات جرمی بارمحموله به‌همان میزانی که در وسائل فضایی بود، درنظر گرفته شد [۲۷]. تاکنون تست‌بدهای کوچک و بزرگ زیادی توسط پیمانکارهای مختلف از قبیل لاکید مارتین[۳]، بوئینگ[۴] و هیوز[۵] ساخته شده‌اند. اگرچه به‌دلیل حقوق مالکیت و طبقه‌بندی اسناد، اطلاعات جامعی از آن‌ها فاش نشده است [۲۹].

ابتدایی‌ترین یاتاقان هوایی دانشگاهی به‌کار رفته در دانشگاه استنفورد و در سال ۱۹۷۵ م ساخته شده است. این مدل میزی برای نشان دادن مرکز جرم در یک سیستم فیزیکی کاملاً ناشناخته به‌کار گرفته شد [۲۸]. سیستم‌هایی که تاکنون پیرامون آنها بحث شد، نسل اول تجهیزات آزمایشگاهی یاتاقان هوایی غیرمحرمانه بودند. تحقیقات جدیدتر نشان می‌دهد تعداد زیادی از این‌گونه سیستم‌ها وجود دارد که اطلاعات کاربردی کاملی از آنها در دسترس نیست. سیستم‌های اخیر عموماً توسط دولت‌ها یا کمپانی‌ها محرمانه تلقی شده و بنابراین اطلاعات جامعی از آنها وجود ندارد. کاربردهای اخیر شبیه‌سازهای بر پایهٔ یاتاقان هوایی به‌طور گسترده‌ای به دولت‌ها و لابراتوارهای صنعتی محدود شده است. هم‌اکنون، جدیدترین فناوری‌ها معمولا در کاربردهای دانشگاهی مورد بررسی قرار می‌گیرند. طراحی اولیه شبیه‌ساز و دینامیک و کنترل وضعیت سه‌محوره دانشکده عالی نظامی آمریکا در سال ۱۹۹۵ م آغاز شده است. حسگرها و عملگرهای این نوع میزی شامل سه چرخ عکس‌العملی، تراسترهای گاز سرد، ژیروسکوپ‌ها، یک مغناطیس‌سنج و حسگر نوری وضعیت بودند. از این نمونه جهت بررسی فرایندهای رله ماهواره‌ای و نیز شبیه‌سازی ارتعاشات اتصالات آنتن‌ها استفاده گردید [۳۴-۳۰]. دانشجویان دانشگاه یوتا یک نمونه از شبیه‌سازهای فضاپیما را در سال ۱۹۹۷ م طراحی کردند. این سیستم نخستین مجموعه‌ای بود که با هدف آزمایش زیرسیستم کنترل وضعیت فضاپیمای اسکیپر[۶] ساخته شد. این نوع میزی توانست ۴۵± درجه انحراف از حالت افقی را فراهم آورد؛ اگرچه کاربرد اصلی آن، حل مسائل مجتمع‌سازی فضاپیما و زیرسیستم‌های آن بود [۳۵].



شکل ۶. شبیه‌ساز صفحه‌ای دانشگاه کورنل [۲۵]

دانشکدهٔ مهندسی هوافضای دانشگاه جورجیا نیز تحقیقات گسترده‌ای دربارهٔ شبیه‌سازهای سخت‌افزاری ماهواره دارد. آنها هم‌اکنون دو شبیه‌ساز دینامیک وضعیت از نوع میزی دارند. نخستین سیستم با حداقل قابلیت‌های عملکردی در سال ۲۰۰۱ م ساخته شد. این سیستم، که در ابتدا برای آموزش دانشجویان مورد استفاده قرار گرفت، با همکاری چندین شرکت فضایی مهم آمریکا مراحل طراحی و ساخت خود را گذرانده و دارای قابلیت ایجاد آزادی زاویهٔ پیچ و رول ۳۰± درجه برای یک بار ۳۰۰ پوندی است. دومین شبیه‌ساز این دانشگاه (شکل ۷)، به‌منظور تحلیل پیشرفته کنترل‌های غیرخطی مورد استفاده در فضاپیماها طراحی و ساخته شد. این مجموعه به ۸ تراستر گاز سرد و چهار ژیروسکوپ کنترل سرعت مجهز بود و خصوصیات عملکردی یکسانی با نمونهٔ اول داشت [۳۸-۳۶]. شبیه‌ساز کنترل وضعیت شرکت هانیول (شکل ۷) نیز نمونه‌ای از سیستم‌های چتری است. این مجموعه بسیار مشابه ماهواره اپتیکی یا راداری با یک بشقاب بزرگ در انتهای ندیر است. هستهٔ این شبیه‌ساز یک نوع چتری یاتاقان هوایی بوده و حرکت نامقید کامل حول محور عمودی و ۳۰± درجهٔ آزادی حرکتی حول محورهای افقی ایجاد می‌کند. آرایش ژیروسکوپ‌ها به‌گونه‌ای است که می‌توان آنها را برای کاربردهای مختلف تغییر شکل داد. در طراحی این شبیه‌ساز، سه چرخ عکس‌العملی نیز در نظر گرفته شده است [۳۹]. از دیگر دانشگاه‌هایی که پیرامون تجهیزات شبیه‌سازی حرکت وضعی

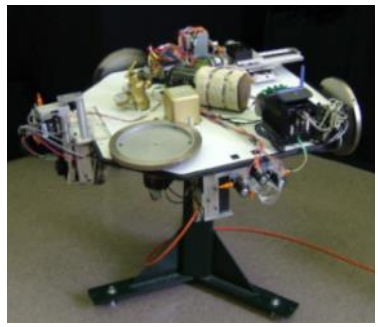
سامانه‌های فضایی کار کرده‌اند، می‌توان به دانشگاه‌های ویرجینیا و کویواسان (شکل ۸) اشاره نمود. مدل میزی دانشگاه ویرجینیا دارای قابلیت حمل بارمحمولهٔ ۲۵۰ پوندی بوده و در آن سعی شده است تا اختلاف بین مرکز جرم و مرکز دوران به‌وسیلهٔ اجرام لغزانی که روی میز تعبیه شده‌اند به صفر برسد [۱۲]. مزیت عمدهٔ این سیستم استفاده از یک یاتاقان هوایی نسبتاً ایده‌آل در کنار بهره‌گیری از عملگرهای رانشگر و چرخ عکس‌العملی برای توسعهٔ الگوریتم‌های کنترلی مدرن است.

شبیه‌ساز میزی دانشگاه کویواسان نیز نمونهٔ دیگری است که در آن هم از چرخ‌های عکس‌العملی و هم از گشتاوردهنده‌های مغناطیسی به‌عنوان عملگرهای زیرسیستم کنترل وضعیت استفاده شده است [۴۰]. در داخل کشور نیز پژوهشکدهٔ تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی مالک اشتر دو نمونه از شبیه‌سازهای میزی ماهواره را توسعه داده است که یکی از آنها بر پایهٔ عملگر چرخ عکس‌العملی و نمونهٔ دیگر بر پایهٔ عملگر ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال (شکل ۹) می‌باشد [۴۹]. به‌تازگی آزمایشگاه دینامیک و کنترل وضعیت دانشگاه صنعتی شریف نیز نمونه‌ای از شبیه‌سازهای میزی ماهواره را ساخته است که عملگرهای فعال آن، شانزده رانشگر گاز سرد بر پایه شیر برقی‌های صنعتی هستند (شکل ۱۰).

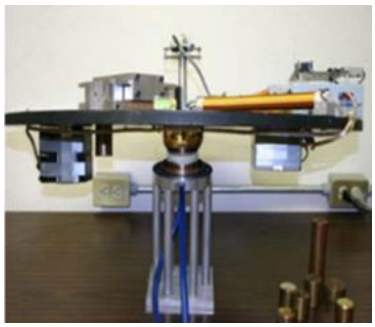
(الف)

(ب)

شکل ۷. نمایی از شبیه‌ساز الف) میزی جورجیا [۳۶]، ب) چتری هانیول [۳۹]



(الف)



(ب)

شکل ۸. نمایی از شبیه‌ساز الف) ویرجینیا [۱۲]، ب) کویواسان [۴۰]

شکل ۹. شبیه‌ساز میزی دانشگاه صنعتی مالک اشتر [۴۹]

شکل ۱۰. شبیه‌ساز میزی دانشگاه صنعتی شریف

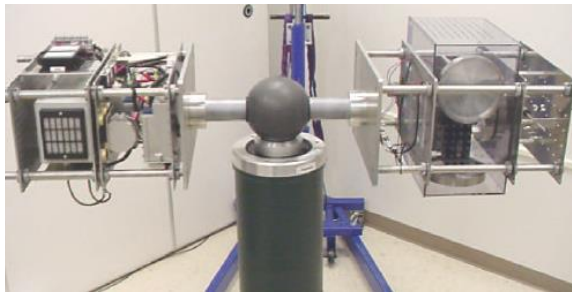
شبیه‌ساز چتری آسترکس[۷] در آزمایشگاه فضانوردی نیروی هوایی آمریکا [۴۱]، شبیه‌ساز میزی ریشیپ[۸] در آزمایشگاه تحقیقات نظامی آمریکا [۴۲]، شبیه‌ساز میزی دانشگاه اورال رابرتس [۴۳]، شبیه‌ساز میزی آژانس فضایی کرهٔ جنوبی [۴۴]، شبیه‌ساز میزی پژوهشکدهٔ ملی تحقیقات فضایی برزیل [۴۵-۴۷] و شبیه‌ساز میزی دانشگاه یوتا [۴۸] از جمله دیگر تجهیزاتی هستند که در حوزهٔ شبیه‌سازهای سخت‌افزاری دینامیک وضعیت ساخته شده‌اند و آزادی چرخشی کامل را تنها در راستای یاو تولید می‌کنند.

۵. شبیه‌سازهای دمبلی

در حوزهٔ شبیه‌سازهای دمبلی، بستر تست سه‌محورهٔ دانشگاه میشیگان به‌عنوان یکی از نخستین تجهیزات است که در سال ۱۹۹۰ م با قطر کرهٔ ۱۱ اینچ ساخته شد. همان‌طور که در شکل ۱۱ نشان داده شده است، میله‌ای از مرکز کره عبور کرده و دو صفحهٔ مونتاژ را نگه می‌دارد. این میله توخالی است و دسته‌ای از سیم‌ها از مرکز یاتاقان به سمت دو صفحه نگه دارنده بدون آنکه مزاحمتی در حرکت بار محموله ایجاد کند، کشیده شده است. این شبیه‌ساز، انحراف ۴۵± درجه را در یک محور ایجاد می‌نماید، در حالی‌که در دو محور دیگر چرخش به‌طور آزاد و ۳۶۰ درجه انجام می‌پذیرد. عملگرها برای یک بار ۳۶۰ پوندی در این وسیله شامل شش چرخ عکس‌العملی و چهار فن می‌باشد. حسگرها نیز عبارت‌اند از: یک مغناطیس‌سنج سه‌محوره، یک شتاب‌سنج و یک ژیروسکوپ [۵۲-۵۰].

شکل ۱۱. شبیه‌ساز دمبلی دانشگاه میشیگان [۵۰]

پژوهشکدهٔ صنعتی نیروی هوایی آمریکا نیز در سال ۱۹۹۹ شبیه‌ساز مشابهی (شکل ۱۲) را ساخت. این بستر تست دارای ظرفیت بار محموله ۳۶۰ پوند بوده و ۳۰± درجه آزادی در امتداد محور پیچ ایجاد می‌نماید. این سیستم هم‌اکنون برای تحلیل الزامات تعیین وضعیت در هنگام اضافه‌شدن اجرام مزاحم به شبیه‌ساز در حال کار استفاده می‌شود [۵۳] و نمونه‌ای پیشرفته‌تری نیز از آن ساخته شده که در ادامه بدان پرداخته خواهد شد [۵۴]. مراحل توسعه این شبیه‌ساز دینامیک وضعیت ماهواره تا سال ۲۰۰۸ م ادامه داشته است.



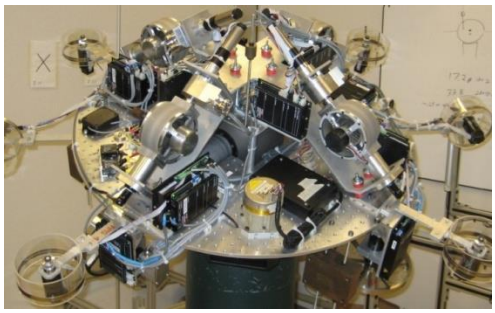
شکل ۱۲. شبیه‌ساز دمبلی پژوهشکده صنعتی نیروی هوایی آمریکا [۵۳]

دانشگاه ویرجینیا نیز یک شبیه‌ساز دمبلی شکل و سه درجه آزادی ماهواره دارد (شکل ۱۳). این تست‌بد به شتاب‌سنج‌های سه‌محوره و ژیروسکوپ‌هایی برای تعیین وضعیت و نیز رانشگرهای گاز سرد و چرخ‌های مومنتومی / عکس‌العملی مجهز شده است. مرکز دوران بار محموله می‌تواند به‌وسیلهٔ یک مجموعهٔ سه‌تایی از عملگرها روی مرکز جرم یاتاقان هوایی منطبق نگه داشته شود [۷].

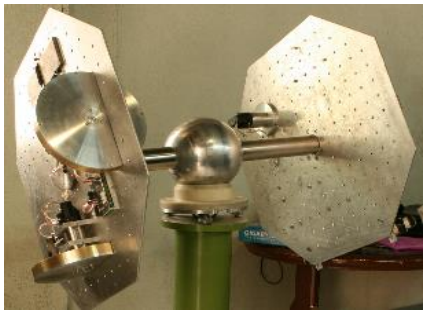
شبیه‌ساز دانشگاه کالیفرنیا نیز می‌تواند در زمرهٔ شبیه‌سازهای کروی کامل قرار گیرد که دارای یک نوع گوی دایسون است و می‌تواند آزادی بیشتری حتی نسبت به مدل دمبلی فراهم کند. در این مدل از کره‌هایی توخالی جهت جاسازی همهٔ سخت‌افزارها استفاده می‌شود. این سیستم‌های کوچک می‌توانند ۱۸۰ درجه آزادی را در امتداد هر سه محور ایجاد نماید. با وجود این مزیت بزرگ در آزادی وضعیت، تست‌های متداول فقط شامل چرخش‌های تک محوره می‌گردد. دو بار محموله به‌طور همزمان شناور می‌شوند. چرخش آنها به‌وسیلهٔ چرخ داخلی کنترل می‌شود. به بار محمولهٔ اصلی مجموعه‌ای از دستورات سرعت از پیش تعریف‌شده داده می‌شود و فضاپیمای پیرو باید این الگو را ردگیری و اعمال نماید [۵۵]. نمونهٔ دیگر شبیه‌سازهای دینامیک وضعیت، که بر پایهٔ یک یاتاقان هوایی تمام‌کروی طراحی شده، نمونهٔ جدید پژوهشکدهٔ صنعتی نیروی هوایی آمریکاست که در سال ۲۰۱۱ م

تکمیل شده است [۱۵]. این شبیه‌ساز (شکل ۱۴) دارای سه عملگر چرخ عکس‌العملی، فن‌تراستر و ژایروهای کنترل ممنتوم است و نمای کلی آن مشابه یک نمونهٔ میزی می‌باشد؛ اما یاتاقان آن از نوع تمام کروی است. این سیستم یکی از پیشرفته‌ترین شبیه‌سازهای دینامیک و کنترل وضعیت آمریکاست که جهت توسعهٔ الگوریتم‌های کنترلی مدرن و تدوین روش‌های استخراج خواص جرمی سیستم‌ها به‌کار می‌رود [۵۶]. در ایران نیز آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی تاکنون سه نمونه از شبیه‌سازهای دمبلی شکل ماهواره را ساخته است. نسل اول این شبیه‌ساز (شکل ۱۵) در سال ۲۰۰۹ م با استفاده از یک یاتاقان هوایی غیر ایده‌آل (ماتریس تفلونی) به بهره‌برداری رسید. این شبیه‌ساز از سه چرخ عکس‌العملی به‌عنوان عملگرهای اصلی، یک حسگر وضعیت و یک میکروکنترلر ATMEGA-32 به‌عنوان پردازشگر مرکزی استفاده می‌نمود. نسل دوم شبیه‌ساز دمبلی ماهواره در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی (شکل ۱۶) با استفاده از شانزده عملگر رانشگر گاز سرد و سه عملگر چرخ عکس‌العملی در سال ۲۰۱۳ به بهره‌برداری رسیده است. در این نمونه از یک یاتاقان هوایی ایده‌آل به‌عنوان بستر اصلی شبیه‌سازی محیط عملکردی فضاپیما و یک لپ‌تاپ به‌عنوان پردازشگر مرکزی استفاده شده است.

شکل ۱۳. شبیه‌ساز دمبلی دانشگاه ویرجینیا [۷]



شکل ۱۴. شبیه‌ساز نسل دوم پژوهشکدهٔ صنعتی نیروی هوایی آمریکا [۵۶]



شکل ۱۵. نسل اول شبیه‌ساز دمبلی آزمایشگاه تحقیقات فضایی [۲۷]

شکل ۱۶. نسل دوم شبیه‌ساز دمبلی آزمایشگاه تحقیقات فضایی [۱۴]

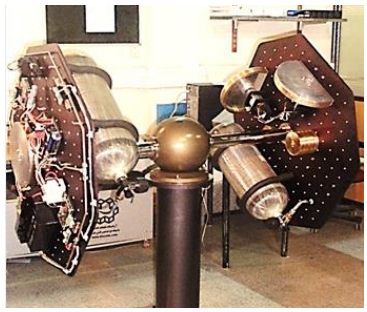
نسل سوم شبیه‌ساز دمبلی در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی(شکل ۱۷) ترکیب دو نمونهٔ قبلی بوده و در سال ۲۰۱۵ م عملیاتی شده است. در این نمونه از ۱۶ عملگر رانشگر گاز سرد، سه چرخ عکس‌العملی، یک یاتاقان هوایی ایده‌آل، یک حسگر وضعیت، سه مکانیزم خودکار بالانس و یک میکروکنترلر ATMEGA-32 استفاده شده است.

۶. سایر شبیه‌سازهای دینامیکی ماهواره

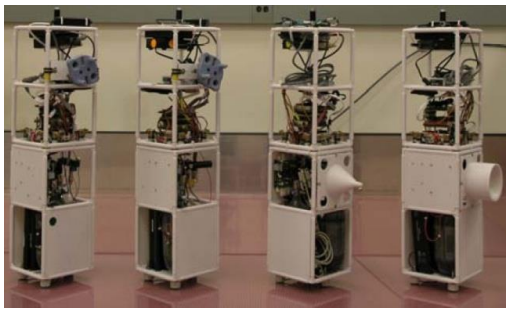
به‌غیر از نمونه‌های مذکور، شبیه‌سازهای دیگری نیز با استفاده از یاتاقان هوایی طراحی و ساخته شده است. این نمونه‌ها ممکن است برای اهداف گوناگونی نظیر بررسی نحوهٔ ملاقات و الحاق مداری، توسعهٔ روش‌های نشانه‌روی و شبیه‌سازی حرکت‌های وضعی و مداری ساخته شوند. دانشکدهٔ عالی نظامی آمریکا در سال ۲۰۰۳ م نمونه جدیدی از شبیه‌سازهای سه درجه آزادی ماهواره را توسعه داده که در آن دو درجه آزادی انتقالی و یک درجه آزادی چرخشی وجود دارد. این شبیه‌سازها برای بررسی روش‌های ملاقات و الحاق مداری به‌کار رفته‌اند و برای انجام تست‌های عملیاتی نیاز به یک دامنه صیقلی و بدون اصطکاک با روان‌سازی هوا دارند (شکل ۱۸). این نمونه در سال ۲۰۰۹ م تکمیل و بازبینی شده است [۵۹–۵۷].

شبیه‌ساز دمبلی FDS [۹] برای بررسی سامانهٔ LEAP [۱۰] و شبیه‌ساز پنج درجه آزادی GBI برای بررسی سامانهٔ KKV [۱۱] نمونه‌های دیگری از تجهیزات مبتنی بر یاتاقان هوایی هستند که طی سال‌های ۱۹۸۰ تا ۱۹۹۵ م برای تفسیر دینامیک و کنترل سامانه‌های بازگشت‌پذیر طراحی و ساخته شدند [۳۲].

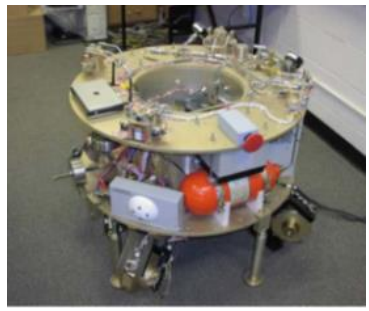
شبیه‌ساز پنج درجه آزادی دانشگاه جورجیا (شکل ۱۹) نیز که برای بررسی دینامیک ملاقات و الحاق مداری ساخته شده است، نمونهٔ دیگری از تجهیزات مبتنی بر یاتاقان هوایی است. عملگر فعال این شبیه‌ساز، رانشگرهای گاز سردی هستند که توانایی اعمال فرامین مختلف را دارند [۶۰]. نمونهٔ جدیدتر این شبیه‌سازها در سال ۲۰۱۱ م در پژوهشکدهٔ پلی‌تکنیک رنسلار[۱۲] (شکل ۱۹) طراحی و ساخته شده است [۶۱]. این شبیه‌ساز دارای شش درجه آزادی حرکتی است و عملگرهای فعال آن دوازده رانشگر گاز سرد می‌باشد [۶۲].



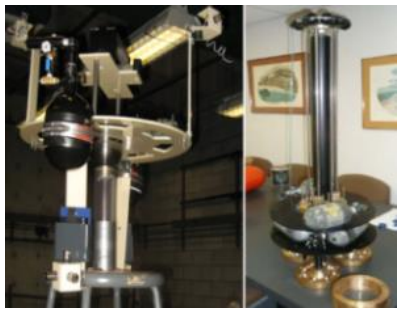
شکل ۱۷. نسل سوم شبیه‌ساز دمبلی آزمایشگاه تحقیقات فضایی [۱]



شکل ۱۸. شبیه‌ساز نسل دوم دانشکدهٔ عالی نظامی آمریکا [۵۸]

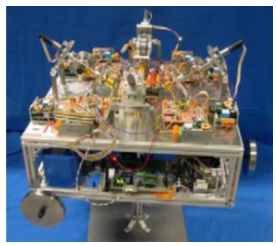


(الف)

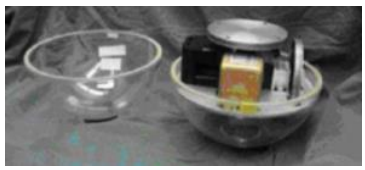


(ب)

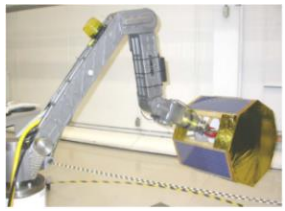
شکل ۱۹. نمایی از شبیه‌ساز الف) جورجیا [۶۰]، ب) پژوهشکدهٔ رنسلار [۶۱]



(الف)



(ب)



(ج)

(د)

شکل ۲۰. نمایی از شبیه‌ساز الف) ساچمه‌ای [۶۳]، ب) معلق در آب [۶۴]، ج و د) مبتنی بر بازوهای رباتیک [۶۶-۶۵]

علاوه بر سیستم‌های مذکور که در آنها برای شبیه‌سازی محیط عملکردی فضاپیما از یاتاقان هوایی استفاده می‌شود، روش‌های دیگری نیز وجود دارد. استفاده از سیستم‌های ساچمه‌ای، معلق‌سازی در آب و بهره‌گیری از بازوهای رباتیک نمونه‌هایی از این روش‌ها هستند. شبیه‌ساز ساچمه‌ای و سه درجه آزادی پژوهشکدهٔ صنعتی توکیو[۱۳][۶۳]، شبیه‌ساز معلق در آب دانشگاه ویرجینیا [۶۴]، شبیه‌ساز ماهواره با بازوی هیدرولیکی آژانس فضایی کانادا [۶۵]، شبیه‌ساز ماهواره با بازوهای رباتیکی مرکز هوافضای آلمان [۶۶] و شبیه‌ساز جاذبه صفر دانشگاه ایالتی نیومکزیکو [۶۷] نمونه‌ای از این تجهیزات هستند (شکل ۲۰).

جدول ۱. شبیه‌سازهای دینامیک وضعیت ساخته‌شده در ایران

شبیه‌سازهای دینامیک وضعیت (داخل ایران)	عملیاتی بودن	نوع	حسگر	عملگر(ها)
شبیه‌ساز نسل اول دانشگاه صنعتی مالک اشتر	عملیاتی	میزی	IMU/AHRS	چرخ عکس‌العملی
شبیه‌ساز نسل دوم دانشگاه صنعتی مالک اشتر	عملیاتی	میزی	IMU/AHRS	ژایروی کنترل ممان
شبیه‌ساز نسل اول دانشگاه صنعتی شریف	نیمه عملیاتی	میزی	IMU/AHRS	چرخ عکس‌العملی – تورکر مغناطیسی
شبیه‌ساز نسل دوم دانشگاه صنعتی شریف	غیرعملیاتی	۵ درجه آزادی	IMU/AHRS	رانشگر گاز سرد
شبیه‌ساز نسل سوم دانشگاه صنعتی شریف	عملیاتی	میزی	IMU/AHRS	رانشگر گاز سرد
شبیه‌ساز نسل اول آزمایشگاه تحقیقات فضایی	غیرعملیاتی	دمبلی	IMU/AHRS	چرخ عکس‌العملی
شبیه‌ساز نسل دوم آزمایشگاه تحقیقات فضایی	عملیاتی	دمبلی	IMU/AHRS	چرخ عکس‌العملی - رانشگر گاز سرد
شبیه‌ساز نسل سوم آزمایشگاه تحقیقات فضایی	عملیاتی	دمبلی	IMU/AHRS	چرخ عکس‌العملی - رانشگر گاز سرد - عملگر خطی بالانس
شبیه‌ساز دانشگاه صنعتی امیرکبیر	نیمه عملیاتی	میزی	---	–
شبیه‌ساز دانشگاه اصفهان	عملیاتی	میزی	IMU/AHRS	چرخ عکس‌العملی

۷. نتیجه‌گیری

در این مقاله، انواع شبیه‌سازهای دینامیک وضعیت سامانه‌های فضایی معرفی و پیشینه تحقیقاتی آنها بررسی شد. شبیه‌سازهای دینامیک وضعیت غالباً برای اهداف آموزشی، توسعهٔ الگوریتم‌های کنترلی جدید، تست زیرسامانه‌های مختلف و تحقیق روی نحوهٔ عملکرد ماهواره‌ها استفاده می‌شوند. این شبیه‌سازها معمولاً ترکیبی از عملگرها، حسگرها، پردازشگرهای مرکزی، سازوکارهای بالانس و واحدهای تأمین انرژی هستند که بر یک بستر شبیه‌سازی محیط عملکردی ماهواره یا فضاپیما (که غالباً یک یاتاقان هوایی است) قرار می‌گیرند. شبیه‌سازهای مبتنی بر یاتاقان هوایی دارای دو دستهٔ عمدهٔ شبیه‌سازهای صفحه‌ای و چرخشی هستند. شبیه‌سازهای چرخشی نیز خود به سه نوع میزی، چتری و دمبلی تقسیم‌بندی می‌شوند. شبیه‌سازهای میزی و چتری دارای آزادی کامل حرکتی در راستای محور رول بوده، ولی چرخش آن‌ها حول محورهای یاو و پیچ به زوایای کمتر از ۳۰ درجه محدود می‌گردد. در مقابل، شبیه‌سازهای دمبلی در دو راستای یاو و رول، آزادی چرخشی کامل دارند؛ اما محدودهٔ چرخش در راستای پیچ برای آنها به زوایای کمتر از ۳۰ درجه محدود می‌شود. تحقیق و توسعهٔ این شبیه‌سازها همزمان با شکل‌گیری عصر فضا از حدود ۶۰ سال پیش آغاز شده و تاکنون نیز ادامه دارد. این تجهیزات در ابتدا تنها برای درک بهتر محیط فضایی، تدوین روش‌های کنترلی مناسب و تست زیرمجموعه‌های اصلی سامانه‌های فضایی توسعه یافته‌اند، اما بهره‌برداری‌های فعلی از این شبیه‌سازها معمولاً در حوزهٔ مطالعهٔ پدیده‌های ملاقات مداری، الحاق دو سامانهٔ فضایی، آرایش پروازی، الگوریتم‌های نابودسازی زباله‌های فضایی، تکمیل پروژه‌های تست زیرسامانه‌های ماهواره در یک بستر سخت‌افزاری و شبیه‌سازی زمینی ارتباط منظومه‌های ماهواره‌ای است؛ لذا مطالعه و سرمایه‌گذاری روی طراحی و ساخت این شبیه‌سازها همچنان به‌عنوان یک موضوع جذاب و کارآمد برای پژوهشگران حوزهٔ فضایی اولویت دارد. در ایران نیز همزمان با توسعهٔ صنعت فضایی، نمونه‌های متنوعی از این شبیه‌سازها طراحی و ساخته شده که سوابق آن به اجمال در جدول ۱ فهرست شده است. از

میان نمونه‌های مذکور در این جدول تلاش شد تا سیستم‌های عملیاتی به‌طور مبسوط طی مقاله توضیح داده شود. اطلاعات و مراجع این پژوهش مروری می‌تواند به‌عنوان منبعی مناسب برای تحقیقات میدانی روی این سیستم‌ها به‌کار رود. جهت‌گیری تحقیقات فعلی نشان می‌دهد که استفاده از این تجهیزات به‌سمت شبیه‌سازی سیستم‌های انعطاف‌پذیر، پیاده‌سازی الگوریتم‌های کنترلی ربات‌های فضایی، بررسی دینامیک پدیده‌های ملاقات و الحاق مداری و نیز تست حسگرها و عملگرهای فضایی رفته است. در کنار این موارد، نمونه‌های متنوعی از این ابزار در دانشگاه‌ها و مؤسسات پژوهشی برای آموزش دانشجویان یا تدوین روش‌های کنترلی جدید و بررسی عملکرد سامانه‌های فضایی در یک محیط آزمایشگاهی در حال طراحی و ساخت می‌باشند.

۸. مآخذ

[1] H. Taei, *Optimal Design Layout for a Tri-axial Satellite Attitude Dynamics Simulator with Combinatorial Actuators*, Ph.D. Thesis, Aeospace Engineering Faculty, K. N. Toosi University of Technology, I.R. Iran, 2015 (In Persian فارسی).

[2] M. Mirshams, H. Taei, M. Ghobadi ,H. Haghi, G. Sharifi, using air-bearing based platform and cold gas thruster actuator for satellite attitude dynamics simulation, *Modares Mechanical Engineering Journal*, vol. 14, no. 12, pp. 1-12, 2015 (In Persian فارسی).

[3] M. Mirshams, H. Taei, V. Rezvani, E. Taheri, *Deriving the Dynamic* Equation and Design of an Optimal Controller for a Satellite Attitude Motion Simulator and Comparison with PID Controller, *9th Iranian Aerospace Association Conference*, I.R. Iran, 2010 (In Persian فارسی).

[4] B. Kim, E. Velenis, P. Kriengsiri, P. Tsiotras, Designing a low-cost spacecraft simulator, *Control Systems, IEEE*, vol. 23, no. 4, pp. 26-37, 2003.

[5] M. Mirshams, A. Nahvi, M. Khosrojerdi, H. Taei, M. Vahid, a 6-DoF Satellite Virtual Simulator Design and Development, *Applied Mechanics and Materials*, vol. 186, pp. 70-74, 2013.

[6] J. E. Colebank, R. D. Jones, G. R. Nagy, R. D. Pollak, D. R. Mannebach, *SIMSAT: a satellite system simulator and experimental test bed for air force research*, M. Sc. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, USA, 1999.

[7] J. L. Schwartz, *the distributed spacecraft attitude control system simulator: from design concept to decentralized control*, Ph.D. Thesis, Aerospace Engineering Faculty, Virginia Polytechnic Institute and State University, USA, 2004.

[8] D. Gallardo, R. Bevilacqua, Six Degrees of Freedom Experimental Platform for Testing Autonomous Satellites Operations, *Proceedings of the 8th International ESA GNC Conference*, Czech Republic, 2011.

[9] M. Mirshams, H. Taei, M. Vahid, A Systems Engineering for Satellite Simulator Design, *ASME Conference on Systems Engineering*, Turkey, 2010.

[10] J. E. Smith, *Attitude model of a reaction wheel/fixed thruster based satellite using telemetry data*, M. Sc. Thesis, Departmentof Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, USA, 2005.

[11] M. Mirshams, H. Taei, M. Ghobadi, H. Haghi, E. Zabihian, Spacecraft Attitude Dynamics Simulator with Combinatorial Actuators, *Electronics Industries Quarterly*, vol. 4, no. 4 ,pp. 13-27, 2013. (In Persian فارسی).

[12] J. L. Schwartz, C. D. Hall, System identification of a spherical air-bearing spacecraft simulator, *AAS Paper*, vol. 122, 2004.

[13] M. Mirshams, H. Taei, A. Novin-zadeh, A 3-DoF Satellite Simulator Design & Development, *60th International Aerospace Congress*, South Korea, 2000.

[14] M. Mirshams, H. Taei, M. Ghobadi, H. Haghi, Spacecraft Attitude Dynamics Simulator Actuated by Cold Gas Propulsion System, *Proceeding of the Institution of Mechanical Engineering, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 5, no. 3, pp. 1510-1530, 2015.

[15] C. G. McChesney, *Design of attitude control actuators for a simulated spacecraft*, M. Sc.

Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, USA, 2011.

[16] J. L. Schwartz, M. A. Peck, C. D. Hall, Historical review of air-bearing spacecraft simulators, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, no. 4, pp. 513-522, 2003.

[17] M. Mirshams, H. Taei, H. Haghi, V. Rezvani, Design and Manufacturing of a Tri-axial Spacecraft Attitude Motion Simulator, *1st Conference on Flight Simulation*, I.R. Iran, 2009 (In Persian فارسی).

[18] M. Mirshams, M. Ghobadi, H. Taei, Design, Development and Test of an Engineering Sample of Cold Gas Thruster for Using in a Tria-axialSatellite Attitude Dynamics Simulator, *Sharif Mechanical Engineering Journal*, vol. 8, no. 2, pp. 150-165, 2013 (In Persian فارسی).

[19] H. C. Schubert, J. P. How, Space Construction: An Experimental Testbed to Develop Enabling Technologies, *Proceedings of the Conference on Telemanipulator and Telepresence Technologies IV*, USA, 1997.

[20] S. Matunaga, K. Yoshihara, T. Takahashi, S. Tsurumi, K. Ui, Ground Experiment System for Dual-Manipulator-Based Capture of Damaged Satellites, *Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, Japan, 2000.

[21] B. Pond, I. Sharf, Experimental Demonstration of Flexible Manipulator Trajectory Optimization, *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, USA, 1999.

[22] M. G. Spencer, Development of a servicing satellite simulator, *Proceedings of the AIAA space conference and exposition*, USA, 2001.

[23] R. L. Kinnett, *System Integration and Control of a Low-Cost SpacecraftAttitude Dynamics Simulator*, MSc. Thesis, Aerospace Engineering, California Polytechnic State University, 2010.

[24] D. M. Meller, J. Reiter, M. Terry, K. F. Böhringer, M. Campbell, A docking system for microsatellites based on MEMS actuator arrays, *Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit*, USA, 2001.

[25] W. R. Wilson, L. L. Jones, M. A. Peck, A Multimodule Planar Air Bearing Testbed for CubeSat-Scale Spacecraft, *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, vol. 135, no. 4, pp. 1-10, 2013.

[26] B. H. Dishman, F. J. Moran, Air bearing table mechanization and verification of a spacecraft wide angle attitude control system, *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 7, no. 7, pp. 819-825, 1970.

[27] H. Taei, *Optimal Design of a Satellite Attitude Motion Simulator*, MSc. Thesis, Aeospace Engineering Faculty, K. N. Toosi University of Technology, 2009 (In Persian فارسی).

[28] S. Sanz Fernandez de Cordova, D. Debra, Mass center estimation of a drag-free satellite, *international Federation of Automatic Control, 6th Triennial World Congress*, USA, 1975.

[29] D. C. Fosth, The Lunar Orbiter Attitude Control Simulator, *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, no. 3, pp. 417-423, 1967.

[30] B. N. Agrawal, Acquisition, tracking and pointing of bifocal relay mirror spacecraft, *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 114, pp. 783-800, 2003.

[31] B. N. Agrawal, R. Mcclelland, G. Song, Attitude control of flexible spacecraft using pulse-width pulse-frequency modulated thrusters, *Space Technology-Kedlington*, vol. 17, no. 1, pp. 15-34, 1997.

[32] B. N. Agrawal, R. E. Rasmussen, Air-bearing-based satellite attitude dynamics simulator for control software research and development, *Aerospace/Defense Sensing, Simulation, and Controls*, USA, 2001.

[33] G. Song, B. N. Agrawal, Vibration suppression of flexible spacecraft during attitude control, *Acta Astronautica*, vol. 49, no. 2, pp. 73-83, 2001.

[34] J. Lau, S. S. Joshi, B. N. Agrawal, J.-W. Kim, Disturbance filtering and identification on the naval postgraduate school 3-axis spacecraft simulator, *Proceedings of the AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit*, USA, 2005.

[35] R. R. Fullmer, Dynamic Ground Testing of the Skipper Attitude Control System, *Proceedings of the 34th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, USA, 1996.

[36] B. Kim, E. Velenis, P. Kriengsiri, P. Tsiotras, A spacecraft simulator for research and education, *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialists Conference*, USA, 2001.

[37] D. Jung, P. Tsiotras, A 3-dof experimental test-bed for integrated attitude dynamics and control research, *AIAA Guidance, Navigation & Control Conference*, USA, 2003.

[38] J. Li, M. A. Post, R. Lee, Nanosatellite attitude air bearing system using variable structure control, *25th IEEE Canadian Conference on Electrical & Computer Engineering*, 2008.

[39] M. A. Peck, L. Miller, A. R. Cavender, M. Gonzalez, T. Hintz ,An airbearing-based testbed for momentum control systems and spacecraft line of sight, *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 114, pp. 427-446, 2003.

[40] J. Prado, G. Bisiacchi, L. Reyes, E. Vicente, F. Contreras, M. Mesinas, A. Juárez, Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation, *Journal of Applied Research and Technology*, vol. 3, no. 3, pp. 222-237, 2005.

[41] A. Das, J. L. Berg, G. A. Norris, D. F. Cossey, T. J. Strange III, W. T. Schlaegel, Astrex-a unique test bed for CSI research, in Decision and Control, *Proceedings of the 29th IEEE Conference on Decision and Control*, USA, 1990.

[42] N. G. Creamer, G. C. Kirby, R. E. Weber, A. B. Bosse, S. Fisher, An integrated gps/gyro/smart structures architecture for attitude determination and baseline metrology, *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, USA, 1997, pp. 1945-1955.

[43] D. Halsmer, W. Bair, P. Ng, The Spinning Rocket Simulator: An Experimental DesignProject for Teaching and Research, *ASEE Annual Conference & Exposition*, USA, 1996.

[44] B. J. Kim, H. Lee, Spacecraft attitude dynamics analysis using three-axis air bearing, *Space Technology*, vol. 17, no. 1, pp. 45-50, 1997.

[45] H. Figueiredo ,O. Saotome, Design of a Set of Reaction Wheels for Satellite Attitude Control Simulation, *22nd International Congress of Mechanical Engineering*, Brazil, 2013.

[46] L. C. de Souza, V. M. Arena, Design of Satellite AttitudeControl Algorithm Based on the SDRE Method Using Gas Jets and Reaction Wheels, *Journal of Engineering*, vol. 2013, 2013.

[47] L. C. G. de Souza, Experimental Parameters Estimation of Satellite Attitude Control Simulator, *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 1, no. 2, pp. 14, 2008.

[48] J. S. Young, *Development of an automatic balancing system for a small satellite attitude control simulator*, MSc. Thesis, Mechanical Engineering, Utah University, USA, 1998.

[49] A. Aghalari, S. A. Kalhor, M. M. Dehghan, S . H. Cheheltani, Manufacturing and Test of an Attitude Dynamics Simulator for Microsatellites Based on CMG, *Journal of Aerospace Science and Technology*, vol. 7, no. 3, pp. 51-67, 2013 (In Persian فارسی).

[50] D. S. Bernstein, N. H. McClamroch, A. Bloch, Development of air spindle and triaxial air bearing testbeds for spacecraft dynamics and control experiments, *Proceedings of the American Control Conference*, USA, 2001.

[51] S. Cho, J. Shen, N. McClamroch, D. Bernstein, Equations of motion for the triaxial attitude control testbed, *Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control*, USA, 2001.

[52] S. Cho, N. H. McClamroch, Feedback control of triaxial attitude control testbed actuated by two proof mass devices, *Proceedings of the Conference on Decision and Control*, USA, 2002.

[53] D. B. French, *Hybrid control strategies for rapid, large angle satellite slew maneuvers*, M. Sc. Thesis, Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, Air Force Institute of Technology, USA, 2003.

[54] V. J. Dabrowski, *Experimental demonstration of an algorithm to detect the presence of a parasitic satellite*, MSc. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, USA, 2003.

[55] P. Wang, J. Yee, F. Hadaegh, Synchronized rotation of multiple autonomous spacecraft with rule-based controls: experimental study, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 2, pp. 352-359, 2001.

[56] J. J. Kim, B. N. Agrawal, Automatic mass balancing of air-bearing-based three-axis rotational spacecraft simulator, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, no. 3, pp. 1005-1017, 2009.

[57] R. Bevilacqua, A. Caprari, J. Hall, M. Romano, Laboratory Experimentation of Multiple Spacecraft Autonomous Assembly, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, USA, 2009.

[58] J. S. Hall, *Design and integration of a three degrees-of-freedom robotic vehicle with control moment gyro for the Autonomous Multiagent Physically Interacting Spacecraft (AMPHIS) testbed*, M. Sc. Thesis, Astronautical Engineering Faculty, Naval Postgraduate School, USA, 2006.

[59] W. D. Price, *Control system of a three dof spacecraft simulator by vectorable thrusters and control moment gyros*, MSc. Thesis, Astronautical Engineering Faculty, Naval Postgraduate School, USA, 2006.

[60] D. M. Cho, D. Jung, P. Tsiotras, A 5-dof Experimental Platform for Autonomous Spacecraft Rendezvous & Docking, *Proceedings of AIAA Infotech@ Aerospace Conference*, USA, 2009.

[61] K. Saulnier, D. Pérez, G. Tilton, D. Gallardo, C. Shake, R. Huang, R. Bevilacqua, Operational Capabilities of a Six Degrees of Freedom Spacecraft Simulator, *AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference*, USA, 2013.

[62] K. Saulnier, D. Pérez, R. Huang, D. Gallardo, G. Tilton, R. Bevilacqua, A six-degree-of-freedom hardware-in-the-loop simulator for small spacecraft, *Acta Astronautica*, Vol. 105, No. 2, pp. 444-462, 2014.

[63] K. Omagari, T. Usuda, S. Matunaga, Research of controlmomentum gyros for micro-satellites and 3-DOF attitude dynamics simulator experiments, *Proceedings of the Int'l Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space*, Germany, 2005.

[64] W. Whitacre, An autonomous underwater vehicle as aspacecraft attitude control simulator, *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, USA, 2005.

[65] F. Aghili, M. Namvar, G. Vukovich, Satellite simulator with a hydraulic manipulator, *Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation*, USA, 2006.

[66] T. Boge, O. Ma, using advanced industrial robotics for spacecraft rendezvous and docking simulation, *Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation*, China, 2011.

[67] O. Ma, K. Ruble, R. Tessier, E. Krecher, A New Technology for Physically Simulating 3D Free Floating and Rotating of an Object in Zero-Gravity Environment, *AIAA Modeling and Simulation Technologies (MST) Conference*, USA, 2013.

پی‌نوشت

1. NIMBUS
2. Spin Stabilized
3. Lockheed Martin
4. Boeing
5. Hughes
6. Skipper
7. ASTREX
8. RESHAPE
9. flight dynamics simulator (FDS)
10. Army and Navy Lightweight ExoAtmospheric Projectile (LEAP)
11. Kinetic Kill Vehicle (KKV)
12. Rensselaer Polytechnic Institute
13. Tokyo Institute of Technology